

Trabajo Fin de Grado

Grado en Ingeniería Aeroespacial

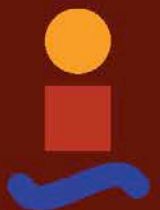
Ensayos de Planta Propulsora de Motor Eléctrico y Hélice en túnel de viento con Ángulo de Incidencia Variable

Autor: Daniel Pinazo Jiménez

Tutor: Sergio Esteban Roncero

Dep. Ingeniería Aeroespacial y Mecánica de Fluidos
Escuela Técnica Superior de Ingeniería
Universidad de Sevilla

Sevilla, 2016



Trabajo Fin de Grado
Grado Ingeniería Aeroespacial

Ensayos de Planta Propulsora de Motor Eléctrico y Hélice en túnel de viento con Ángulo de Incidencia Variable

Autor:

Daniel Pinazo Jiménez

Tutor:

Sergio Esteban Roncero

Profesor Contratado Doctor

Dep. Ingeniería Aeroespacial y Mecánica de Fluidos

Escuela Técnica Superior de Ingeniería

Universidad de Sevilla

Sevilla, 2016

Trabajo Fin de Grado: Ensayos de Planta Propulsora de Motor Eléctrico y Hélice en túnel de viento con
Ángulo de Incidencia Variable

Autor: Daniel Pinazo Jiménez

Tutor: Sergio Esteban Roncero

El tribunal nombrado para juzgar el Proyecto arriba indicado, compuesto por los siguientes miembros:

Presidente:

Vocales:

Secretario:

Acuerdan otorgarle la calificación de:

Sevilla, 2016

El Secretario del Tribunal

Agradecimientos

Después de cuatro años de estudios finaliza el grado con este proyecto que ha supuesto el punto y final a una de las etapas de mi vida. No han sido pocos los días de duro esfuerzo sin ver un final claro. He de agradecer a todas las personas que me han acompañado y apoyado durante este camino.

En primer lugar, mis padres y hermano. Ellos han conocido mis alegrías y mis penas, pero siempre han estado ahí, empujando cuando hacía falta. Para ellos mi cariño. Siempre he sabido que estarían cuando los necesitara.

No quiero dejar de mencionar a compañeros primero, amigos después, con los que he compartido momentos tan decisivos de mi vida. Especial mención quiero hacer de David, amigo de los que son necesario crecer como persona.

En especial, quiero expresar mi agradecimiento al tutor de este proyecto, Sergio, por su dedicación, por sus consejos y por estar siempre disponible. Admiro la pasión con que transmite lo que hace. Mi enhorabuena.

Daniel Pinazo Jiménez

Resumen

En este proyecto se aborda la puesta en marcha y desarrollo de una herramienta comercial de caracterización de sistemas propulsivos que permita estudiar las distintas condiciones de vuelo de aeronaves no tripuladas de tamaño medio y pequeño. El proyecto está basado en sistemas propulsivos con motor eléctrico y hélice. Se ha profundizado en el desarrollo del software de la herramienta comercial RCBenchmark con el fin de realizar ensayos personalizados y de la forma más automatizada posible.

Además de desarrollar la herramienta, se ha realizado una serie de experimentos que arrojan resultados iniciales de los parámetros que caracterizan un sistema propulsivo de hélice. Haciendo uso del túnel de viento de la Escuela Técnica Superior de Ingeniería de la Universidad de Sevilla, se ha realizado un conjunto de ensayos controlando el ángulo entre velocidad del túnel de viento y el vector empuje, para simular las diferentes condiciones a las que volará una aeronave de estas características.

El proyecto se sitúa en una línea de estudio llevado a cabo por el departamento de ingeniería aeroespacial y mecánica de fluidos, con la finalidad última de mejorar los sistemas de caracterización de sistemas de Propulsión con hélice, además de plasmar los parámetros que definen el comportamiento de cada uno de estos sistemas.

Índice

Resumen	III
Índice	V
Índice de Tablas	VII
Índice de Figuras	IX
Notación	XII
Capítulo 1. Introducción	1
1.1. Motivación	1
1.2. Descripción del proyecto	3
1.3. Objetivo del proyecto	4
Capítulo 2. Puesta en marcha de la bancada	4
2.1. Sistemas de caracterización de la Universidad de Sevilla.	4
2.2. Descripción de la bancada RCBenchmark	5
2.2.1. Descripción general	5
2.2.2. Precedentes	8
2.2.3. Componentes	9
2.2.4. Calibración	11
2.2.5. Estructura	13
2.2.6. Aplicación de Chrome y Software	17
2.3. Túnel de Viento	21
2.4. Integración en el túnel de viento	22
2.5. Electrónica	25
2.6. Conexiones	27
2.7. Seguridad	29
2.8. Hélices y motor	29
2.9. Baterías	31
Capítulo 3. Ensayos	35
3.1. Tipos de ensayos y códigos en la herramienta RCBenchmark	35
3.2. Ensayos estáticos previos	38
3.3. Entorno de trabajo.	39
3.3.1. Control del ángulo de ataque	40
3.3.2. Monitorización y control de la velocidad. Interfaz DPI.	41
3.3.3. Estación meteorológica	45
3.4. Anulación efecto del peso	46
3.5. Gestión de archivos de datos.	47
3.6. Metodología de los ensayos	47
3.6.1. Encendido y conexión	47
3.6.2. Realización del ensayo	48
3.6.3. Apagado y desconexión	50
Capítulo 4. Procesado de datos	67
4.1. Ensayos realizados	67
4.2. Archivos de datos	69

<i>4.3. Filtrado de las medidas de RPM</i>	70
<i>4.4. Filtrado del resto de variables</i>	73
<i>4.5. Coordinación en el tiempo</i>	73
<i>4.6. Programas utilizados</i>	74
<i>4.7. Caracterización de resistencia</i>	77
Capítulo 5. Resultados	81
<i>5.1. Parámetros de caracterización</i>	81
5.1.1. Tracción	83
5.1.2. Par	85
5.1.3. Coeficiente de tracción	86
5.1.4. Coeficiente de par	87
5.1.5. Coeficiente de potencia	88
5.1.6. Rendimiento propulsivo	89
5.1.7. Rendimiento mecánico	90
<i>5.2. Análisis de los resultados</i>	91
Referencias	83

Índice de Tablas

Tabla 2-1. Características del regulador conmutado	27
Tabla 2-2 Características del motor AXI4130/16	30
Tabla 3-1. Nomenclatura	47

Índice de Figuras

Figura 1-1. Drone de salvamento Pars	1
Figura 1-2. Drone de reconocimiento Skyranger	1
Figura 1-3. Efecto P-Factor	2
Figura 1-4. Boceto del tilt-rotor del departamento de ingeniería aeroespacial	2
Figura 1-5. Boceto del tilt-rotor del departamento de ingeniería aeroespacial	3
Figura 2-1. Banca de Hugo López y drone Céfiro	4
Figura 2-2. Diseño en Catia de la bancada de Raimundo Blanco	5
Figura 2-3. Bancada de RCBenchmark	6
Figura 2-4. Set de montaje Serie 1580	7
Figura 2-5. Set de montaje Serie 1520	7
Figura 2-6. Túnel de viento Universidad de Ottawa	8
Figura 2-7. Ensayos en la Universidad de Ottawa	9
Figura 2-8. Placa electrónica	9
Figura 2-9. Célula de carga con galga extensiométrica	10
Figura 2-10. Medidor de RPM	10
Figura 2-11. Pasos a realizar en el proceso de calibración de la tracción ordenado de izquierda a derecha	11
Figura 2-12. Pasos a seguir en el proceso de calibración del par ordenados de izquierda a derecha de arriba a abajo	12
Figura 2-13. Peso incluido en hardware de calibración	13
Figura 2-14. Elementos del hardware de calibración	13
Figura 2-15. Pieza anclaje bancada RCBenchmark	14
Figura 2-16. Detalles de la pieza de unión al motor	14
Figura 2-17. Refuerzo de cinta aislante en las bisagras	15
Figura 2-18. Par frente a RPM en ensayos realizados en una hélice 14x12 con y sin refuerzo en las bisagras.	16
Figura 2-19. Barra de selección de menús y datos a tiempo real	17
Figura 2-20. Menú de Set-Up de la aplicación de Chrome	18
Figura 2-21. Menú de Utilities de la aplicación Chrome	18
Figura 2-22. Menú de Safety-Cutoffs de la aplicación de Chrome	19
Figura 2-23. Menú de control manual del grupo motopropulsor mediante la aplicación de Chrome	19
Figura 2-24. Menú de control automático de control de la herramienta	20
Figura 2-25. Túnel de Viento abierto de la Universidad de Sevilla	21
Figura 2-26 Boceto de bancada	22
Figura 2-27. Boceto de bancada	23
Figura 2-28. Boceto de bancada	23
Figura 2-29 Boceto de bamcada	24
Figura 2-30. Bancada en túnel de viento	24

Figura 2-31. Bancada en el túnel de viento en posición vertical	25
Figura 2-32. Varriador Mezon Opto 115	26
Figura 2-33. Circuito BEC	26
Figura 2-34. JetiBox del fabricante Jeti	27
Figura 2-35. Conexiones de la placa electrónica de RCBenchmark serie 1580	28
Figura 2-36. Sistema de seguridad adicional	29
Figura 2-37. Motor AXI 4130/16	30
Figura 2-38. Hélices APC utilizadas en el proyecto	31
Figura 2-39. Modelo ULTRA DUO PLUS de la marca GRAUPNER	32
Figura 2-40. Packs de baterías Li-Fe	32
Figura 2-41. Conector en paralelo	33
Figura 2-42. Baterías Li-Po	33
Figura 3-1. Valores de RPM y tracción medidos durante un barrido continuo con la hélice 14x10	36
Figura 3-2. Valores de RPM y tracción medidos durante un barrido discreto con la hélice 14x12	37
Figura 3-3. Sala de ensayos con protección para pruebas estáticas	38
Figura 3-4. Entorno de trabajo	39
Figura 3-5. Entorno y equipos de trabajo bancada de Raimundo	40
Figura 3-6. Panel eléctrico del sistema de cambio de ángulo de ataque	41
Figura 3-7. Galletas motorizadas	41
Figura 3-8. Tubo de Pitot del túnel de viento	42
Figura 3-9. Sensor DPI Truck 150	43
Figura 3-10. Conector puertos serie USB a RS-232	43
Figura 3-11. Imagen de la aplicación herramienta de Interfaz_DPI de MATLab modificada	44
Figura 3-12. Evolución del peso con el ángulo de incidencia	46
Figura 3-13. Imágenes de gráficas de variables a tiempo real desde la aplicación de Chrome	49
Figura 4-1. Perfil RPM-tiempo con dispersión en torno a 4500 RPM	70
Figura 4-2. Comparación perfiles de empuje y RPM frente al tiempo con la hélice 15x10	71
Figura 4-3. Vibraciones durante el ensayo con la hélice 15x10	72
Figura 4-4. Vibraciones 13x6.5	72
Figura 4-5. Evolución de la curva RPM-Tiempo durante el filtrado e interpolación	77
Figura 4-6. Resistencia de la bancada con la hélice montada frente a velocidad con los distintos ángulos de incidencia.	78
Figura 4-7 Resistencia de la bancada sin montar la hélice frente a velocidad de los diferentes ángulos de incidencia.	79
Figura 5-1. Curvas de tracción	83

Figura 5-2. Curvas tridimensionales de tracción	84
Figura 5-3. Curvas de par	85
Figura 5-4. Curvas de coeficiente de tracción	86
Figura 5-5. Curvas de coeficiente de par	87
Figura 5-6. Curvas de coeficiente de potencia	88
Figura 5-7. Curvas de rendimiento propulsivo	89
Figura 5-8. Curvas de rendimiento mecánico	90

Notación

C_t	Coefficiente de tracción
C_q	Coefficiente de par
C_p	Coefficiente de potencia
η_p	Rendimiento propulsivo
η_{mec}	Rendimiento mecánico
V	Voltaje
I	Intensidad
RPM	Revoluciones por minuto
n	Revoluciones por segundo
T	Tracción
Q	Par
P_{mec}	Potencia mecánica
P_e	Potencia eléctrica
V	Velocidad del flujo incidente
D	Diámetro
ρ	Densidad
P	Paso de la hélice

CAPÍTULO 1. INTRODUCCIÓN

1.1. Motivación

El uso de vehículos aéreos no tripulados, o UAVs (Unmanned Aerial Vehicle) de pequeño y medio tamaño se ha incrementado a lo largo de los años, siendo en la actualidad un mercado en continua evolución. Los campos en los que se ha utilizado este tipo de aeronaves son muy diversos, incluyendo aplicaciones militares, de seguridad, de vigilancia y rescate, monitorización de campos y cultivos, y a las ya existentes, cada día se suman nuevas posibles aplicaciones futuras.

El gran avance en tecnologías y dispositivos electrónicos, cada vez con mejores prestaciones a un precio razonable, unido a la gran versatilidad y morfología que puedes presentar las aeronaves, son motivos que hacen que este sector siga explorando nuevos campos de aplicación.



Figura 0-2. Drone de reconocimiento Skeyranger



Figura 0-1. Drone de salvamento Pars

El desarrollo de una aeronave de estas características implica a diversas ramas de la tecnología debido a la complejidad que presenta. Para seguir ampliando nuevas posibilidades de este tipo de aeronave se han desarrollado avances en ámbitos como el de los materiales, sistemas de control y guiado o sistemas de potencia. Uno de los parámetros clave a la hora del diseño de vehículos aéreos es la elección de una planta de propulsión que permita a la aeronave llevar a cabo la misión para la cual es requerido sin estar sobrestimado.

Cada año, en la Escuela Técnica Superior de Ingenieros, se realizan numerosos proyectos que buscan profundizar en cada una de las tecnologías embarcadas en los UAVs, estando este, enmarcado en la línea de investigación seguida por el Departamento de Ingeniería Aeroespacial, que desde hace unos años estudia como realizar ensayos que permitan caracterizar de forma completa los sistemas propulsivos con motor eléctrico y hélice para cada una de las condiciones de vuelo a las que estará sometida la aeronave durante la misión.

Concretamente, se desea profundizar en el efecto que tiene en la planta propulsora el ángulo entre flujo de aire incidente con respecto a la dirección del vector tracción, normal al plano de la hélice. Este parámetro

ha sido una de las variables que menos se ha cuantificado en el ámbito de la investigación, y que se suele denominar como P-Factor. Este proyecto se ha centrado en dotar de una herramienta robusta para caracterizar este fenómeno y una vez desarrollada realizar una campaña de ensayos con el objetivo de caracterizar un grupo de hélices y analizar como cambia el comportamiento de los sistemas propulsivos con hélices conforme cambia este parámetro.

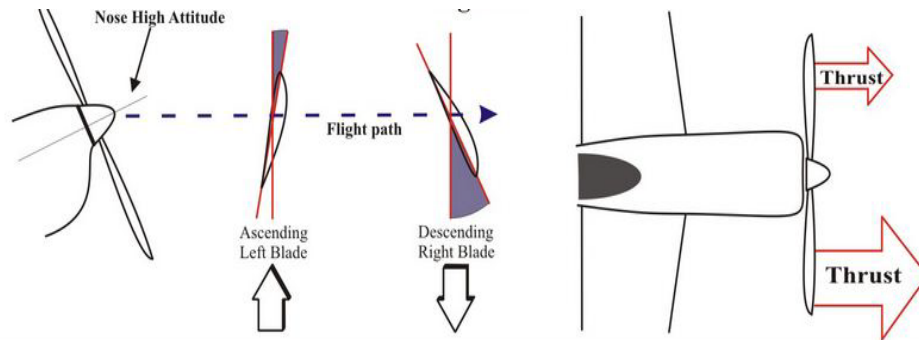


Figura 0-3. Efecto P-Factor

Este proyecto continúa con la línea de investigación marcada anteriormente por el Departamento de Ingeniería Aeroespacial, siguiendo con la idea de crear un vehículo aéreo no tripulado con el concepto de Tilt-Rotor, en la que la planta propulsora es capaz de proporcionar el empuje necesario de la aeronave así como la sustentación gracias a un sistema que permite el giro de los motores. Este tipo de aeronave permite aprovechar la gran operatividad que presentan los helicópteros con el despegue y aterrizaje vertical (VTOL, Vertical Take -Off Landing) con la velocidad y alcance de las aeronaves con ala fija convencionales.

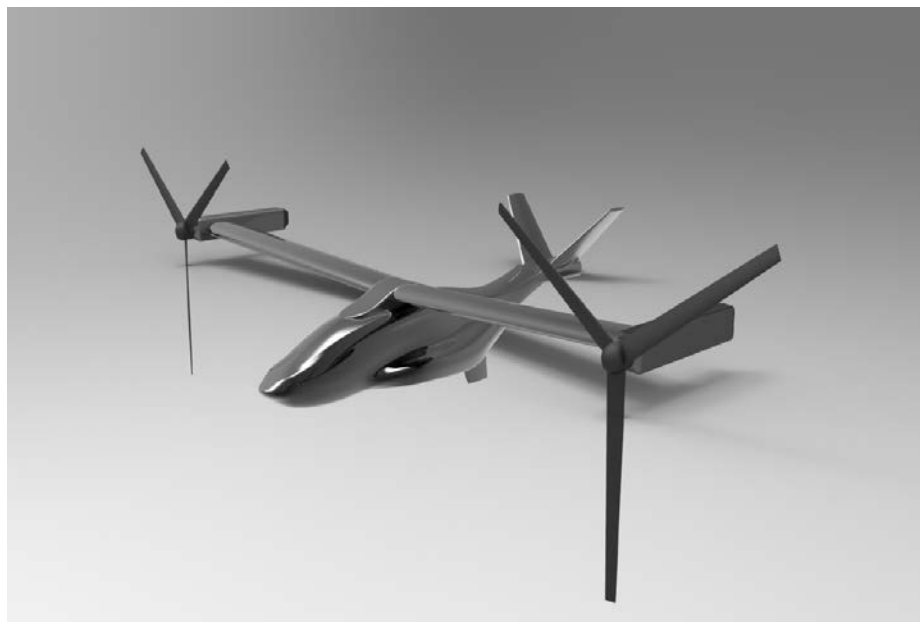


Figura 0-4. Boceto del tilt-rotor del departamento de ingeniería aeroespacial

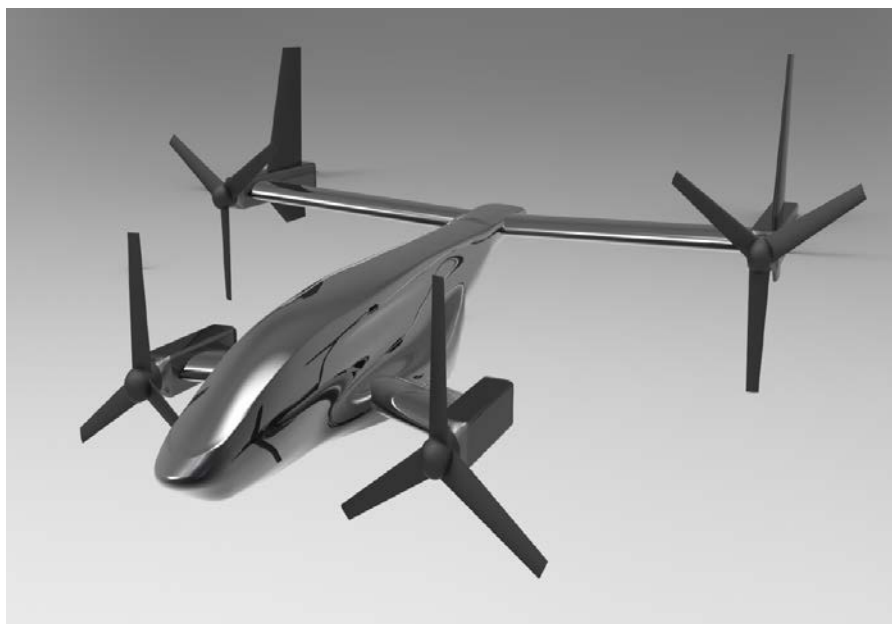


Figura 0-5. Boceto del tilt-rotor del departamento de ingeniería aeroespacial

Con la herramienta comercial RCBenchmark, que se explicará en los siguientes capítulos, se vió la posibilidad de crear un sistema de caracterización de sistemas propulsivos de motor eléctrico más hélice, que junto a los medios de los que ya se se disponen en el departamento de ingeniería aeroespacial, formen un método más compacto de caracterización que el utilizado en anteriores trabajos del departamento.

1.2. Descripción del proyecto

Con la intención de aclarar como se ha desarrollado el proyecto desde sus inicios se va a describir, a grandes rasgos, el proceso de ejecución del proyecto proporcionando al lector una visión general de los pasos cronológicos que se han dado.

Inicialmente, se partió de la posibilidad de adquirir una herramienta comercial que permitía desarrollar un software programable, a partir del cual realizar ensayos de forma automatizada, personalizada y precisa. Además, una herramienta de este tipo permite unificar todas las medidas que provienen de los diferentes sensores en un solo documento, evitando los problemas que aparecen a la hora de hibridar los datos que proporcionan diferentes sensores que actúan simultáneamente en un mismo experimento.

Con la herramienta de RCBenchmark, como punto de partida, se trabajó en la integración de la misma con el material ya desarrollado por el Departamento de Ingeniería Aeroespacial durante los últimos años y los medios de los que dispone este departamento, para conseguir un método robusto de caracterización de la planta propulsora.

Entre los medios de los que se ha hecho uso hay que destacar el túnel de viento y del sistema de cambio de ángulo de ataque que posee el mismo, resultando imprescindibles a la hora de testear el efecto en el comportamiento del grupo propulsor ante P-factor y simular las condiciones de vuelo que se buscan.

Una vez conseguido esta integración de los sistemas se procedió a la realización de una amplia campaña de ensayos en el túnel de viento de la Escuela Técnica Superior de Ingenieros de Sevilla con cinco hélices de diferentes características. A modo de ejemplo, se enumeran alguno de los parámetros elegidos para describir el comportamiento del grupo motor más hélice y a partir de los cuales se obtienen curvas importantes que ayudan a comprender como cambian las prestaciones del sistema propulsivo con las distintas condiciones de vuelo.

- Tracción.

- Par.
- Revoluciones del motor.
- Potencia mecánica.
- Intensidad y voltaje consumido. Equivalente a la potencia eléctrica absorbida por el motor.
- Velocidad de vuelo y condiciones meteorológicas.

A la campaña de ensayos le sigue una fase de procesado de datos común a cualquier trabajo de carácter experimental que se realice en el ámbito tecnológico, en la que se depuraron los datos obtenidos, consiguiendo las ya mencionadas curvas características de las diferentes hélices bajo diferentes condiciones de vuelo. Se trata de un proceso iterativo debido a la gran variabilidad que presentan los datos en los ensayos para el que se han ido desarrollando un conjunto de códigos en MATLAB, de los que se hablará en el capítulo de postprocesado, que reciben los diferentes documentos generados durante los ensayos.

Posteriormente, se realiza un análisis y búsqueda de conclusiones que arrojan los resultados que se han obtenido, buscando posibles líneas de mejora futuras que puedan seguir ayudando a la labor de caracterización de sistemas propulsivos que ha desarrollado el Departamento de Ingeniería Aeroespacial.

1.3. Objetivo del proyecto

Con el fin de esclarecer hacia donde está enfocado este trabajo, se va a destacar los principales retos que se han afrontado durante la realización del proyecto:

- Desarrollar el software de la herramienta RCBenchmark para realizar ensayos automatizados.
- Integración de la bancada RCBenchmark con los medios a disposición del departamento de Ingeniería Aeroespacial, principalmente túnel de viento, consiguiendo hibridar las medidas de los diferentes equipos.
- Establecer una metodología que permita desarrollar los ensayos de manera eficiente.
- Realización de una campaña completa de ensayos con hélices de distintas características, simulando diferentes condiciones de vuelo.
- Postprocesado de archivos de datos que generan los equipos durante la realización de los ensayos.
- Análisis de los resultados obtenidos tras los ensayos.

CAPÍTULO 2. PUESTA EN MARCHA DE LA BANCADA

En la primera parte de este capítulo se estudiarán algunos de los sistemas de caracterización utilizados en el Departamento de Ingeniería Aeroespacial que han influido notablemente en el desarrollo de este proyecto. A continuación se presentará la herramienta RCBenchmark utilizada en este proyecto, su integración en el túnel de viento y los componentes electrónicos que forman parte del sistema de caracterización del grupo motopropulsor. Además, se describirá la planta propulsora y hélices que elegida para realizar este estudio.

2.1. Sistemas de caracterización de la Universidad de Sevilla.

Durante los últimos años la Universidad de Sevilla y el Departamento de Ingeniería Aeroespacial y Mecánica de Fluidos en particular, han realizado un esfuerzo importante a la hora de desarrollar bancadas que permitan caracterizar sistemas propulsivos con motor eléctrico, que habitualmente son los que se emplean en aeronaves no tripuladas de tamaño medio y pequeño.

Es importante, antes de abordar un proyecto de esta naturaleza, analizar los sistemas empleados con anterioridad por el departamento, sirviendo de punto de partida para este proyecto al que se incorporará mucho del trabajo realizado en el departamento.



Figura 0-1. Banca de Hugo López y drone Céfiro

Una primera influencia se encuentra en el proyecto realizado por Elio Carrasco [5], que tenía como objetivo obtener curvas experimentales de las actuaciones de la planta propulsora de la aeronave no tripulada Céfiro 2, mostrada en la figura 2-1, desarrollado por el departamento. Para ello puso en marcha un sistema de telemetría existente en el departamento, desarrollado por Hugo López [3]. Continuando con la línea de investigación marcada por el departamento, se siguió perfeccionando este sistema de caracterización con el proyecto de Juan Manuel Moral [2].

Finalmente, con el proyecto de Raimundo Blanco [1], se realizó un nuevo diseño de la bancada utilizando

el mismo torquímetro, célula de carga y gran parte de la electrónica de la bancada de Hugo López [3]. Como se ve en la figura 2-2, se trata de una bancada más compacta que se ajusta mejor a los estudios actuales y futuros del departamento ya que permite el estudio de la variación del ángulo de incidencia del flujo.

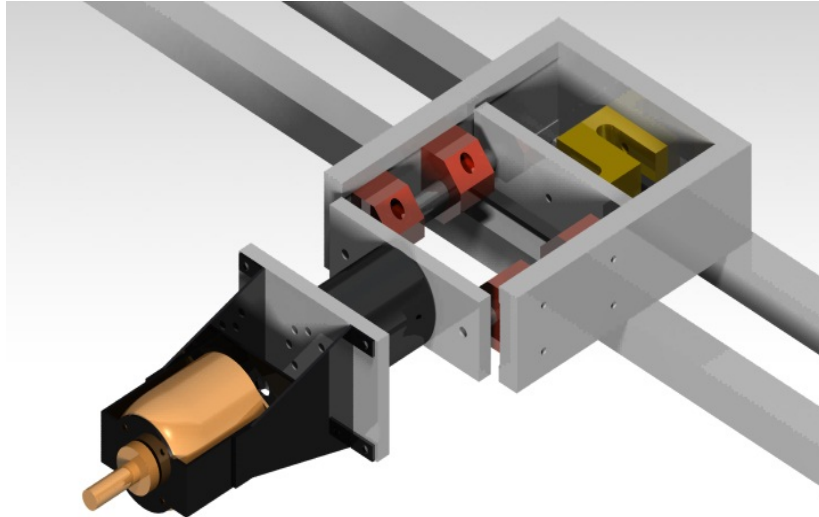


Figura 0-2. Diseño en Catia de la bancada de Raimundo Blanco

2.2. Descripción de la bancada RCBenchmark

2.2.1. Descripción general

El sector de los vehículos aéreos no tripulados ha crecido exponencialmente en estos años, siendo cada vez más el número de aplicaciones para las cuales este tipo de tecnologías están siendo utilizadas con el fin de realizar diversas tareas de manera más eficaz y rápida. Este crecimiento es posible por el continuo desarrollo en diversas ramas de la tecnología, como la electrónica o los materiales, construyendo drones cada vez más competitivos y con más prestaciones, asegurando siempre la fiabilidad que cualquier producto aeronáutico debe garantizar.

El diseño de una aeronave de estas características supone un duro esfuerzo para integrar diferentes sistemas que lo componen, siendo crítica la elección de los componentes que se ajusten a las prestaciones requeridas. Es necesario tener claro cuál es la misión a cumplir por la aeronave y que requisitos deben cumplir los sistemas para lograrlo. Por ello es fundamental conocer el rendimiento bajo cualquier condición del funcionamiento de los sistemas que componen, para que la elección de los mismos sea lo más adecuada posible.

Con la finalidad de caracterizar las actuaciones de distintos sistemas han aparecido herramientas comerciales que buscan facilitar la tarea de testear los diferentes sistemas embarcados en UAVs. Dentro de este marco se encuadra la herramienta, RCBenchmark, utilizada para este proyecto.

RCBenchmark está desarrollada por la empresa TyTo Robotics INC, cofundado por dos ingenieros graduados en la Universidad de Ottawa, Dominic Robillard y Charles Blouin. La empresa está especializada en el diseño de herramientas para vehículos aéreos, coches y robots controlados por control remoto.

RCBenchmark es un dinamómetro que permite testear motores eléctricos de pequeño tamaño, caracterizar el elemento propulsor, servo, rendimientos y duración de baterías. Básicamente, consiste en una placa de adquisición de datos que los recibe de un grupo de sensores entre los que se incluyen de

fuerza, par, revoluciones del motor, sensores de intensidad y voltaje entre otros. A esta placa le acompaña una estructura metálica que sirve de elemento de unión de todos los componentes. El conjunto ya integrado se muestra en la figura 2-3.



Figura 0-3. Bancada de RCBenchmark

Al elegir esta herramienta, se ha tenido en cuenta las posibilidades que ofrece este conjunto para futuros desarrollos, en la línea de investigación llevado a cabo por el Departamento de Ingeniería Aeroespacial. Uno de los aspectos más importantes consiste en que la información que la placa de adquisición de datos recibe de los sensores se graba en un único archivo. En proyectos anteriores, las medidas procedían de diferentes fuentes, lo que hacía que la tarea de recopilación e hibridación de las medidas fuera una tarea ardua que implicaba tareas de interpolación, con los errores que esto implica. La herramienta RCBenchmark ofrece la posibilidad de realizar la recogida de datos de los sensores de una manera más compacta y precisa, facilitando a su vez la posterior tarea de post procesado de los mismos.

Otra de las ventajas que presenta es la posibilidad de automatizar los ensayos gracias a la capacidad de diseñar códigos para el control del motor, constituyendo una parte importante del proyecto su desarrollo como se describirá en secciones posteriores.

Entre los posibles productos a elegir, se ofrecen dos tipos de placas de adquisición de datos:

- Serie 1580



Figura 0-4. Set de montaje Serie 1580

- Serie 1520



Figura 0-5. Set de montaje Serie 1520

La principal diferencia entre ambas es que la serie 1520 solo proporciona datos de tracción mientras que la serie 1580 los hace tanto de la tracción como del par, gracias a que incluyen dos células de carga para medirlo.

Para la realización de este proyecto se consideró oportuna la elección Serie 1580 debido a que sus características se adaptaban mejor a los objetivos marcados. A diferencia de la serie 1520, la serie 1580 permite medir el par que sería una de las variables principales a la hora de caracterizar el sistema motopropulsivo, como se ha comentado en anteriores secciones.

2.2.2. Precedentes

Son muchos los proyectos que en estos años han surgido en diversas universidades de todo el mundo relacionados con los vehículos aéreos no tripulados, buscando diseñar aeronaves más eficaces y nuevas aplicaciones de las mismas. Para la realización de sus estudios muchas se están ayudando de herramientas comerciales, como RCBenchmark, alcanzando resultados que permitan facilitar la tarea de diseño de estas aeronaves. Además, el uso de este tipo de herramientas permite centrarse en mayor medida en el análisis de los resultados.

Un ejemplo de ello es el uso de RCBenchmark en la Universidad de Ottawa, en unos estudios de naturaleza similar a los tratados en este proyecto. Concretamente, se está desarrollando un diseño de un dirigible totalmente eléctrico. Está siendo utilizado con el principal objetivo de caracterizar parámetros importantes a la hora de reflejar el rendimiento de un sistema de propulsión, como: tracción, par, potencia eléctrica y mecánica a varias velocidades de vuelo. Por los parámetros a estudiar han escogido el modelo RCBenchmark serie1580 al igual que en este proyecto.



Figura 0-6. Túnel de viento Universidad de Ottawa

Otra similitud con el presente proyecto, es el estudio de la influencia que tiene en las principales magnitudes la velocidad de vuelo, usando el túnel del viento, mostrado en la figura 2-6, de la propia universidad para simular estas condiciones.

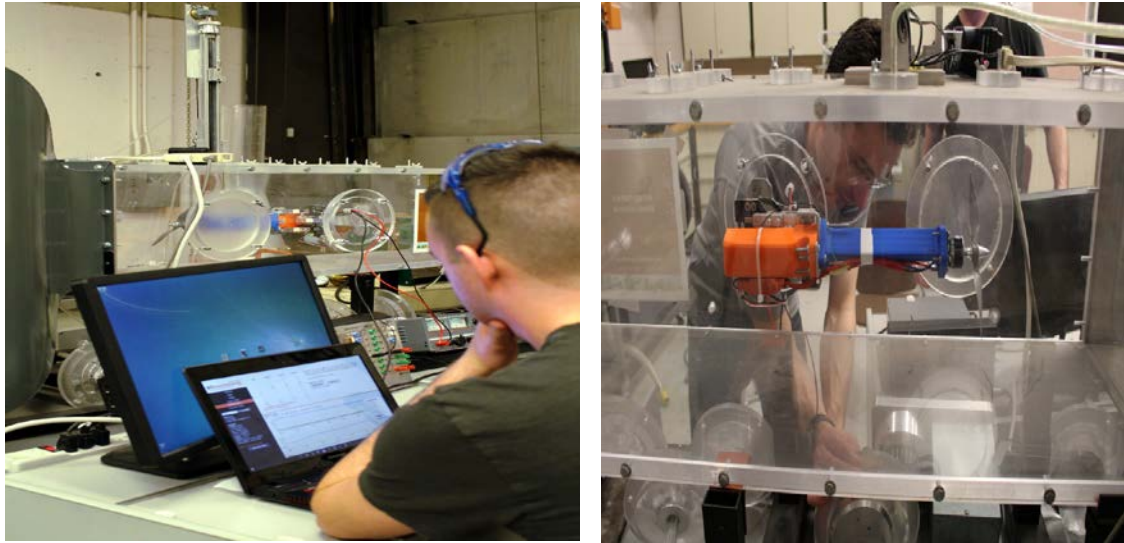


Figura 0-7. Ensayos en la Universidad de Ottawa

2.2.3. Componentes

Una vez justificada la elección del modelo de la serie 1580, se pasa a analizar con mayor profundidad los componentes que forman el set, principalmente la placa electrónica y los sensores que incluye. El resto de elementos necesarios para la puesta en funcionamiento de la bancada, como variador o el sistema motopropulsivo, se describirán en posteriores secciones.

- **Placa de la Serie 1580.** Es una placa electrónica, como la mostrada en la figura 2-8, que constituye la parte fundamental del sistema de adquisición de datos. A ella se conecta tanto la fuente de alimentación del motor que se desea testear, como el variador que es el componente electrónico capaz de controlar las revoluciones del motor. Se controlará desde un ordenador que posea una conexión USB e instalado el software de control.

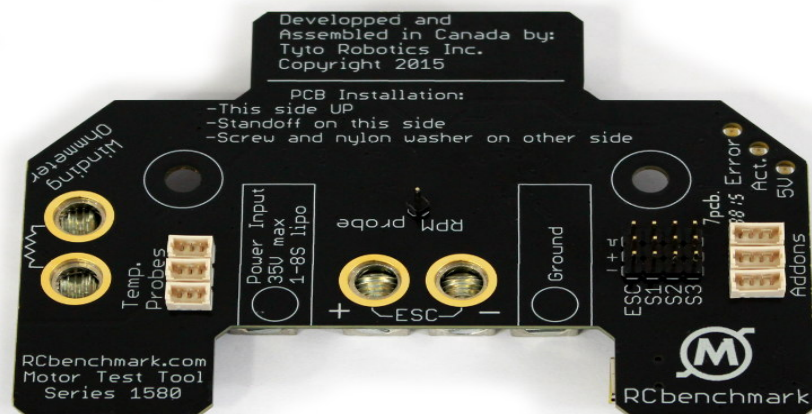


Figura 0-8. Placa electrónica

- **Sensores de tracción y toque.** Consisten en células de carga, con galgas extensiométricas. Son necesarias un conjunto de tres células de carga para obtener valores de ambas magnitudes. Los sensores van conectados a la placa con una tasa de muestreo del orden de 8 Hz.

La célula de carga de tracción tiene un máximo 5 kg debido a limitaciones asociadas al software. Sin embargo, tiene un factor de seguridad de 2 que garantiza su resistencia hasta cargas de 10 kg.

Para las dos células de carga que componen el sistema de medición del par, los valores máximos de par medidos por el software asociado corresponde a valores de $\pm 1.5 N \cdot m$.



Figura 0-9. Célula de carga con galga extensiométrica

- **Medidor eléctrico de revoluciones del motor.** Es un cable conectado a uno de las tres fases del motor eléctrico que mide las revoluciones por minuto a través del cambio de polaridad que se produce en motores de corriente trifásica. Debido a este método de medición, es de suma importancia configurar el número de polos que tiene el motor a montar en la aplicación de RCBenchmark.

Existe la posibilidad de utilizar otro tipo de medidor del régimen de revoluciones del motor con un sensor óptico. En este proyecto se ha utilizado solamente el sensor eléctrico.



Figura 0-10. Medidor de RPM

- **Acelerómetros.** Se dispone de un conjunto de tres acelerómetros dispuestos en las tres direcciones

del espacio que permitirá medir la vibración de todo el conjunto. Además de proporcionar al usuario la medida de estos sensores en el archivo generado por la herramienta RCBenchmark, sirve como medida de seguridad en caso de vibraciones excesivas a causa de posible entrada en resonancia o en caso de giro desequilibrado del motor o hélice.

2.2.4. Calibración

Otro punto importante es la calibración de los sensores de medida. Por la naturaleza del experimento que se desea realizar, en el que se quiere estudiar el rendimiento de la hélice conforme cambia el ángulo de incidencia entre el vector empuje y la velocidad de vuelo, que en nuestros experimentos lo simulará la velocidad del túnel de viento, las medidas más críticas son el empuje y par, principalmente.

El producto de RCBenchmark incluye un software de calibración de los dos sensores que supone un paso significativo en relación a los proyectos anteriores del Departamento de Ingeniería Aeroespacial. Los sistemas de caracterización de hélices utilizados anteriormente poseían sensores de diferentes procedencias que requerían una ardua tarea de calibración, que en el caso de la herramienta RCBenchmark se reduce a una serie de pasos ordenados para obtener una calibración bastante precisa antes de comenzar los ensayos y que además permite su recalibración cada cierto tiempo al ser un proceso muy sencillo.

Como todo proceso de calibración, es necesario el uso de un sistema de cargas conocidos para que las medidas de las células de carga correspondientes a la tracción y torque se ajusten con la realidad conocida.

Los pasos a seguir en el proceso de calibración del sensor de tracción son los mostrados en la figura 2-11.

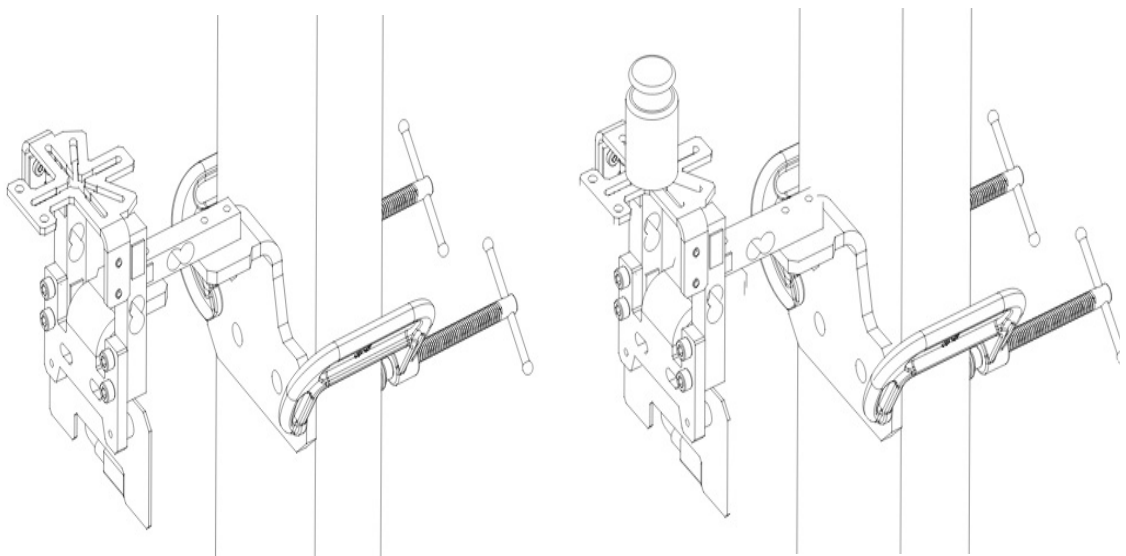


Figura 0-11. Pasos a realizar en el proceso de calibración de la tracción ordenado de izquierda a derecha

Para la calibración del sensor de tracción, se utiliza un peso de 200g gramos, basándose en que la medida del peso al situar la bancada en posición vertical debe corresponder a la masa colocada por la constante de la gravedad $W = m \cdot g$.

Los pasos a seguir en el proceso de calibración del sensor de par son los que se describen en la figura 2-12.

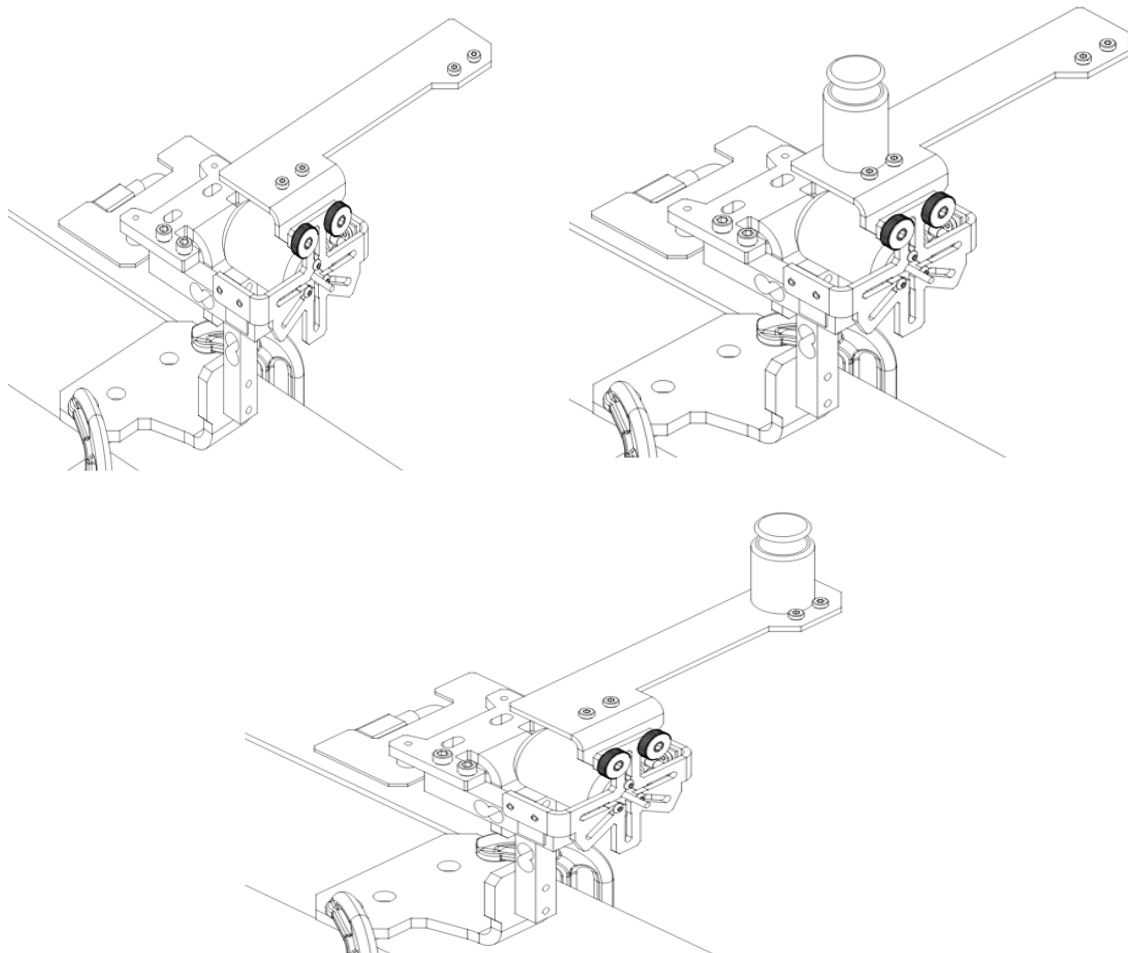


Figura 0-12. Pasos a seguir en el proceso de calibración del par ordenados de izquierda a derecha de arriba a abajo

En este proceso se ha utilizado también un peso de 200 gramos para provocar un momento conocido según la ecuación $M = d \cdot W$, donde d es la distancia del peso al plano de simetría de la estructura de la bancada y W el peso conocido del sistema de cargas.

Para realizar todo el proceso de calibración el set dispone tanto del software necesario como del hardware, mostrado en las figuras 2-13 y 2-14.



Figura 0-13. Peso incluido en hardware de calibración



Figura 0-14. Elementos del hardware de calibración

2.2.5. Estructura

El set incluye una estructura en la que se puede montar tanto la placa de adquisición de datos y sensores como el motor y propulsor, de manera que ambos quedan anclados a la estructura a expensas de colocar todo el conjunto en el lugar de ensayo.

La estructura está compuesta por dos partes principales. Una primera parte, mostrada en la figura 2-15, es la encargada de soportar la placa electrónica, además servirá de anclaje. Se trata de una pieza en forma de L de aluminio.

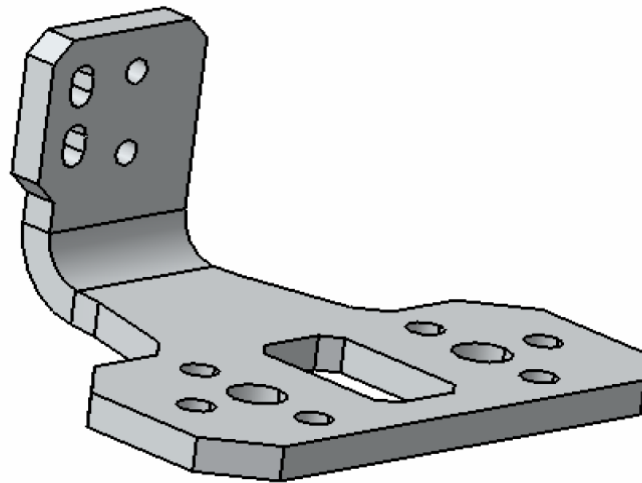


Figura 0-15. Pieza anclaje bancada RCBenchmark

En la segunda parte, esta pieza se une a la anterior a través de la célula de carga de tracción, para que esta sea la encargada de soportar los esfuerzos que se producen en la bancada y así realizar de forma correcta su función. En esta segunda pieza se realiza el anclaje del motor eléctrico. Para ello, dispone de una sección como la mostrada en la figura 2-16 que permite montar un gran rango de motores, entre los que se incluyen motores inrunner y outrunner, de diferentes firmas.

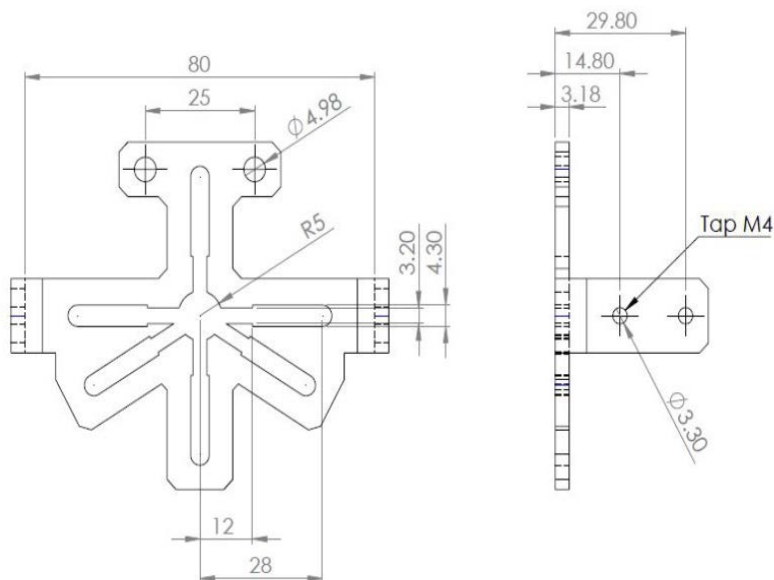


Figura 0-16. Detalles de la pieza de unión al motor

La unión de la bancada a las células de carga, que se encargan de medir el par, se realiza mediante unas bisagras con la finalidad de que se transmita todo el momento a las mismas. Debido a la existencia de holguras en las mismas, se decidió aplicar un refuerzo para mejorar la transmisión de esfuerzos. Se probó el uso de cinta aislante comprobando que esta medida no provocara mediciones erróneas en los datos del

par. De este modo, se procedió a realizar una serie de ensayos que lo corroboraran.

En la figura 2-17, se puede ver un conjunto de gráficas en el que se muestra el par en función de las revoluciones por minuto del motor. Se ha representado esta variable ya que es el parámetro que se ve afectado por el refuerzo de cinta sobre las bisagras. Cada una de las gráficas consiste un ensayo a una velocidad de flujo incidente diferente con un ángulo de incidencia nulo para cada una de ellas. Se ve claramente como la utilización del refuerzo hace que las medidas de par sean mayores que en el caso de que se deje las bisagras sin sujeción. Atendiendo a estos resultados, se toma la decisión de dejar el refuerzo en la bancada para afrontar toda la campaña de ensayos, ya que se ha considerado que el aumento de las medidas de par se corresponde a una mejor transmisión de este esfuerzo a las células de carga, evitando parte del movimiento relativo de las bisagras producido por la holgura entre ambas.

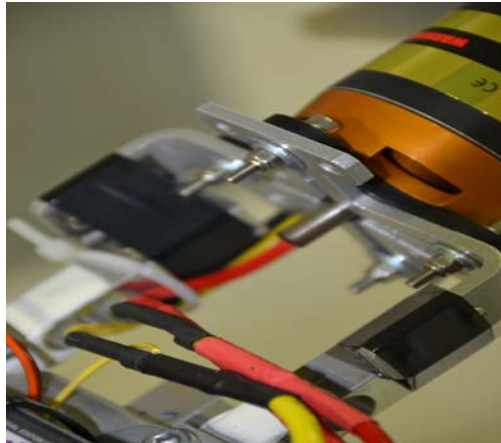


Figura 0-17. Refuerzo de cinta aislante en las bisagras

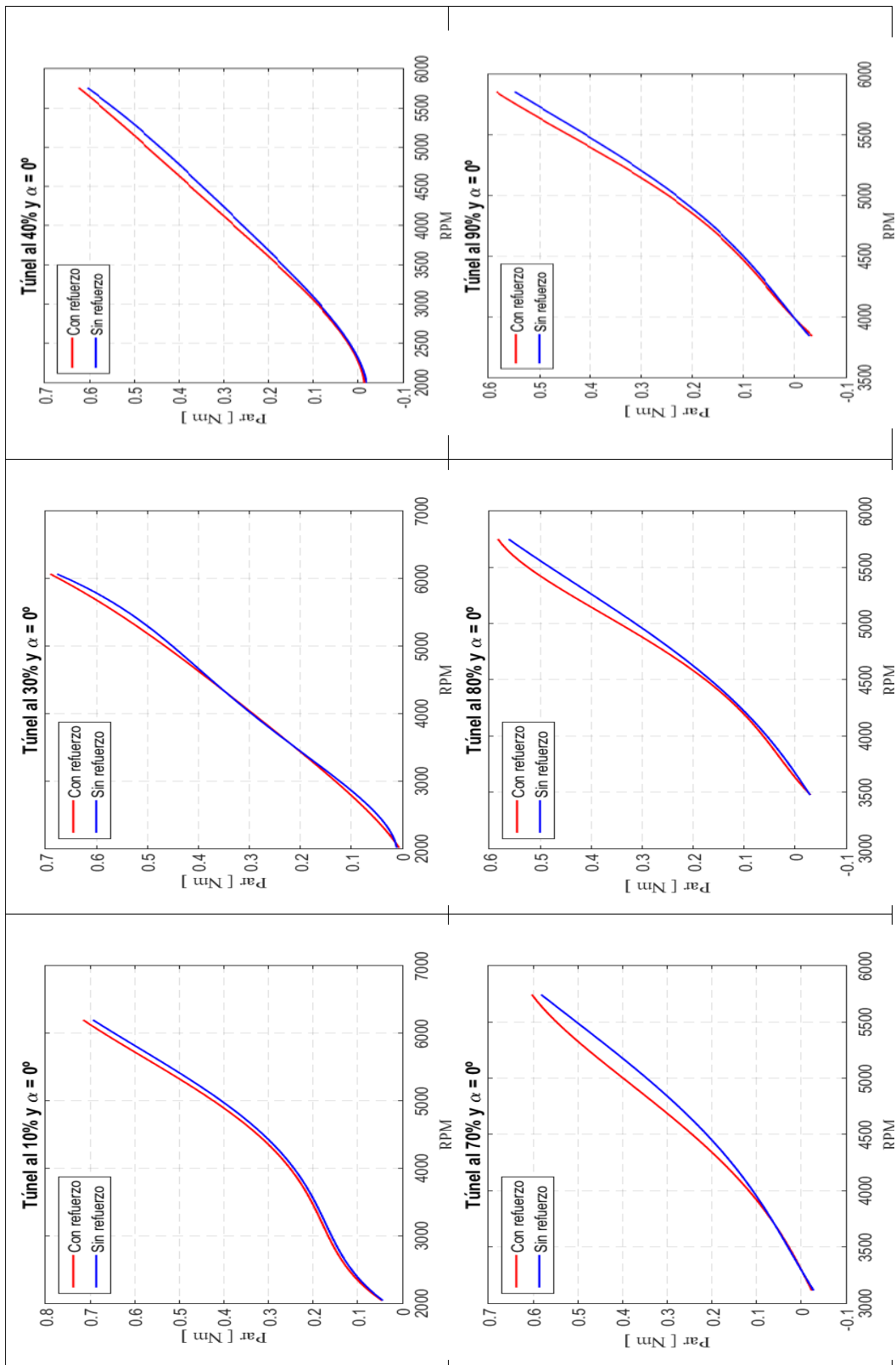


Figura 0-18. Par frente a RPM en ensayos realizados en una hélice 14x12 con y sin refuerzo en las bisagras.

2.2.6. Aplicación de Chrome y Software

Una de las características principales, por la cual se ha creído conveniente la utilización de la herramienta RCBenchmark en este proyecto, son las posibilidades que ofrece la aplicación a través de la cual se puede controlar el grupo de motor hélice montado en la bancada.

La aplicación desarrollada por RCBenchmark es de software libre en el entorno de google Chrome. En ella se establece parte de la configuración del motor que se monta, y además puede controlar el dispositivo electrónico que regula el régimen de revoluciones del motor.

En primer lugar, la conexión de la placa electrónica se realiza mediante una conexión USB, cuya posición se verá en el apartado 2.6 de conexiones de este mismo capítulo, al ordenador desde el cual el usuario va a controlar el ensayo. Previamente se tendrá instalada la aplicación GUI (graphical user interface) de Chrome. A continuación se analizará cada una de las ventanas que ofrece la aplicación, en las cuales se debe introducir de manera correcta los valores de cada uno de los componentes para obtener unos resultados correctos. En la figura 2-19, se muestra las pestañas de selección de menú: set up, utilities, Safety cut-offs, manual control y automatic control.

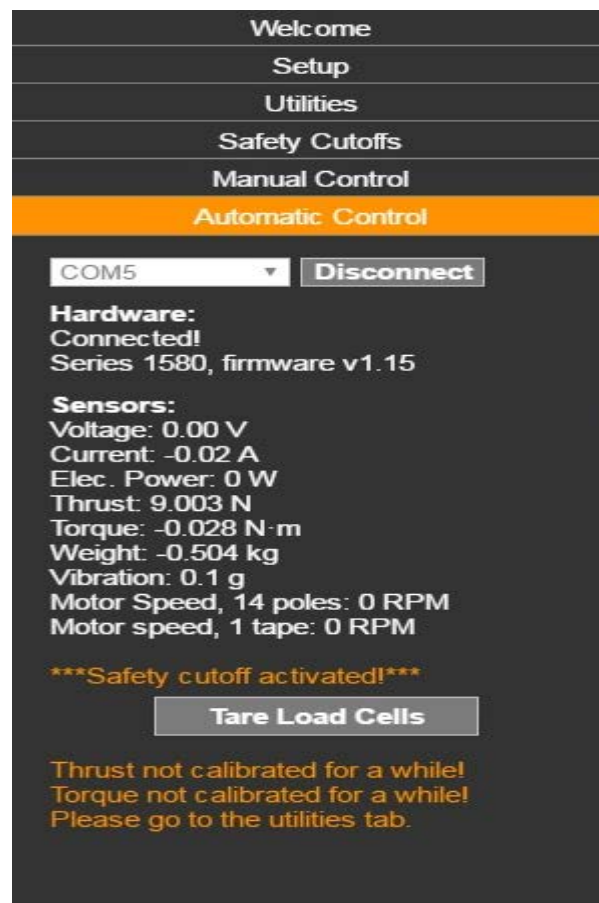


Figura 0-19. Barra de selección de menús y datos a tiempo real

- Set Up

En ventana se pueden seleccionar las unidades de las magnitudes con las que se trabajará en

cada uno de los ensayos. Las magnitudes que pueden cambiar sus sistemas de unidades son tracción, el par, el peso y la velocidad de rotación del motor.

En esta pestaña tenemos la posibilidad de incluir el directorio donde guardar los archivos de datos, resultado de los ensayos y también se podrá activar el modo de control automático que resultara de gran ayuda en este proyecto. Para ello se debe marcar la opción "Activate experimental scripting mode" dentro de GUI settings.

Otro de los parámetros importantes en esta ventana es el número de polos que posee el motor eléctrico que se está utilizando durante el ensayo, lo que permitirá un cálculo correcto del régimen de revoluciones del motor a través del sensor eléctrico como se comentó en el apartado 2.2.3 de componentes de RCBenchmark.

Es posible la actualización del software por parte del fabricante seleccionando "Flash Firmware". En la figura 2-20 se muestra la pantalla de Set-Up.

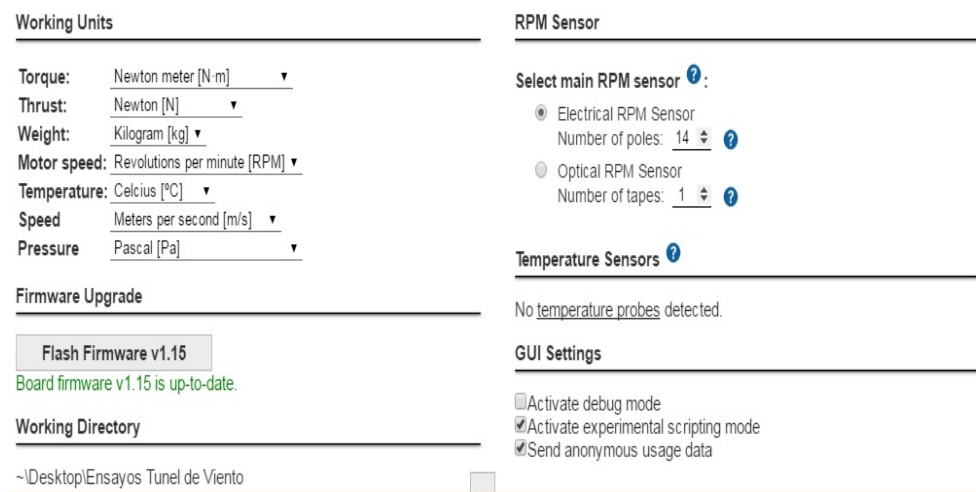


Figura 0-20. Menú de Set-Up de la aplicación de Chrome

- Utilities

En esta ventana se encuentra el lector de resistencia interna de las bobinas, parámetro importante en caso de que se esté caracterizando las curvas del motor. También se encuentran las pestañas de calibración de las células de par y las de tracción.

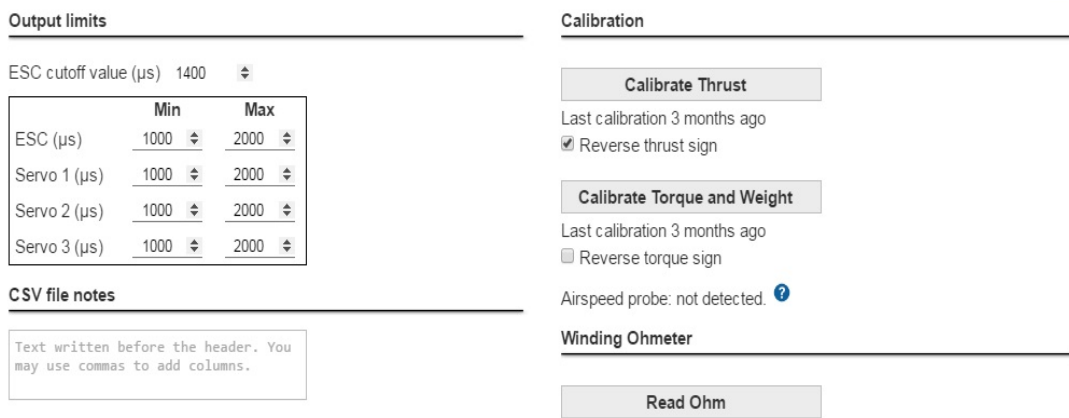


Figura 0-21. Menú de Utilities de la aplicación Chrome

- Safety Cutoffs

Aquí se establecen los límites que no pueden superar un conjunto de variables como medida de seguridad. Es importante que el usuario establezca estos límites de forma razonada para evitar daños a equipos y accidentes. Las variables que se pueden controlar se encuentran: voltaje, intensidad, picos de intensidad, potencia eléctrica, empuje, par, revoluciones del motor y vibración de la bancada.

The system will automatically cutoff the throttle when any of these limits are exceeded.

	Min	Max	System
Voltage (V)	0	26	0 / 35
Continuous Current (A)	0	25	-40 / 40
Burst Current (A)	0	45	-50 / 50
Power (W)	0	1200	0 / 1400
Thrust (N)	-40,2	40,2	-49 / 49
Torque (N·m)	-2	2	-2 / 2
Motor Rotation Speed (RPM)	0	10000	0 / 71000
Vibration (g)	0	7	0 / 8

Figura 0-22. Menú de Safety-Cutoffs de la aplicación de Chrome

- Manual Control

Esta es una de las dos ventanas con la que se puede controlar el régimen de revoluciones del motor. En este caso se trata de un control manual en el que el usuario tiene a su disposición cuatro deslizadores que modifican el ancho de pulso de la señales PWM (Pulse Width Modulation) que llegan al motor a través del variador. El régimen de revoluciones de un motor eléctrico se controla directamente a partir de esta señal. El primero de los deslizadores corresponde al variador que controlar el motor mientras que los otros tres controlan servos que se pueden acoplar a la placa electrónica.

En la parte inferior se puede seguir en tiempo real las diferentes variables medidas durante el ensayo.



Figura 0-23. Menú de control manual del grupo motopropulsor mediante la aplicación de Chrome

- Automatic Control

Esta es la segunda ventana que permite controlar el régimen de revoluciones durante el ensayo. En este proyecto es una parte fundamental debido a que uno de los objetivos iniciales de este trabajo es conseguir la automatización de los ensayos para hacer que contengan menos errores y permita reducir el tiempo de realización de los mismos.

Dentro de la ventana se puede ver una hoja para códigos. Esta aplicación utiliza códigos en lenguaje JavaScript, proporcionando el fabricante la biblioteca de funciones a utilizar. Para facilitar la tarea al usuario se dispone de cuatro códigos proporcionados por RCBenchmark que sirven de apoyo a la hora de crear nuevos códigos personalizados.



Figura 0-24. Menú de control automático de control de la herramienta

Entre los códigos incluidos están los siguientes:

Measure KV

Este código mide experimentalmente el valor Kv (revoluciones por minuto/ voltaje) de un motor brushless (motor sin escobillas). Hay que asegurarse de que se tiene el número correcto de polos en las pestaña de set-up y que se usa el motor sin hélice ya que para su caracterización girará a toda velocidad. Se debe seleccionar el sensor eléctrico de revoluciones por minuto en caso de que se tenga también el sensor óptico medidor de revoluciones.

Sweep - Continuous

Este código requiere la entrada de valores mínimos y máximos de microsegundos de la señal PWM. Al iniciar el código la señal PWM va aumentando de forma continuada desde el valor mínimo al máximo, aumentando así sus revoluciones por minuto de forma continuada. Una vez llegada al máximo se estabilizará la señal de PWM en este valor, un tiempo proporcionado también por el usuario. Después, la señal va desde el máximo valor de PWM hasta el mínimo de manera progresiva de nuevo. El tiempo que tarda la señal desde su valor mínimo hasta su valor máximo está fijado inicialmente por el usuario.

Fixed example

Este código realiza el mismo barrido de señal de PWM, o lo que es equivalente RPM, pero a diferencia del anterior, solamente captura datos en tiempos discretos especificados por el

usuario. La idea es que sea un ensayo repetible obteniendo datos en los mismos lapsos de tiempo.

Sweep - discrete

Este código requiere la entrada de valores mínimos y máximos de microsegundos de la señal PWM y un número entero de divisiones por parte del usuario. A partir de estos datos, se fragmenta equitativamente el rango de valores de PWM en tantos valores como divisiones se ha proporcionado, obteniendo una serie de valores discretos dentro del rango de PWM. Al iniciar el código la hélice recibirá los valores discretos de PWM, a la que se corresponde unas revoluciones por minuto. La hélice permanecerá girando a un régimen de revoluciones dado por los valores discretos de PWM tanto tiempo como el usuario haya especificado al inicio del código.

Costume Step secuencia

En este código el usuario debe introducir parejas de valores de tiempo y señal PWM. Al iniciar el código, se le transmitirá esta pareja de valores de forma que el motor gire a las revoluciones por minuto asociadas a ese valor discreto de PWM tanto tiempo como se especifique. Una vez acabado empezará con la siguiente pareja de valores hasta realizar todas y cada una de las parejas introducidas.

2.3. Túnel de Viento

Además de los componentes electrónicos y la bancada, se deben conocer las características del túnel de viento de la Escuela de Ingenieros de la Universidad de Sevilla, pues es uno de los elementos más importantes a la hora de realizar los ensayos.

Se trata de un túnel de viento de circuito abierto que coge el aire del exterior a través de nueve ventiladores colocados aguas abajo en la sección de salida del túnel. La longitud del túnel es de 23.52 metros, de los cuales 5 metros corresponde a la sección de ensayos que tiene 1.4 metros de ancho y 1.8 metros de alto.

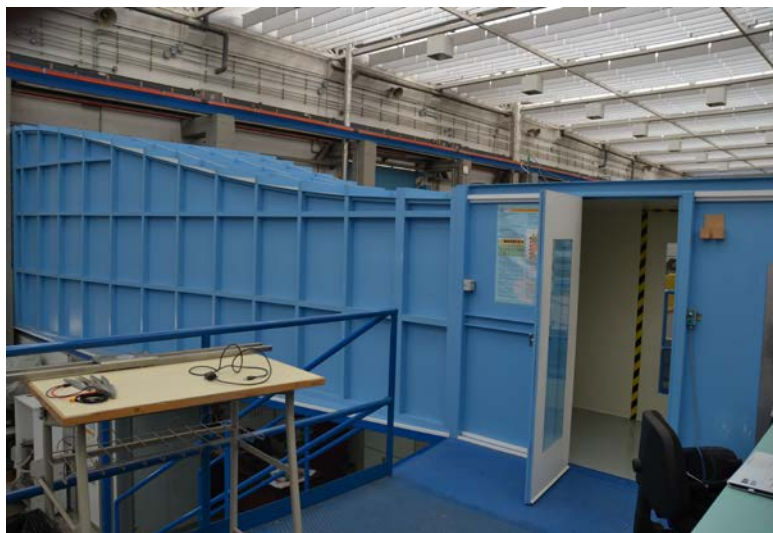


Figura 0-25. Túnel de Viento abierto de la Universidad de Sevilla

Para el control de velocidad del flujo en el túnel del viento se tiene una rueda que cada 360° permite seleccionar una potencia de los ventiladores, pudiendo llegar a un máximo de velocidad del flujo de unos 30 m/s sin que salte por seguridad el sistema eléctrico de los ventiladores.

En los laterales de la sección de ensayos se encuentra otro de los sistemas importantes que se va a utilizar en los ensayos realizados para este proyecto. Se trata del sistema de variación del ángulo de ataque

compuesto de dos galletas giratorias, una a cada lado, motorizadas unidas mediante dos barras sobre las que se colocan los modelos a ensayar en el túnel de viento. La posición nivelada de estas barras rígidas, que unen las galletas, es importante para que las medidas del modelo sean correctas, siendo esta tarea posible gracias a las ayudas del MaestroTaller.

2.4. Integración en el túnel de viento

Una vez que se ha descrito de herramienta RCBenchmark y las características principales del túnel de viento es el momento de la integración de la estructura completa de la bancada dentro del la sección de ensayos del túnel. Hay que asegurarse de que el anclaje es capaz de soportar las condiciones a las que se someterá durante los ensayos.

Se consideraron varios modelos de piezas para anclar las barras rígidas de la sección de ensayos con la bancada RCBenchmark, atendiendo a las características del túnel del viento y la estructura de la bancada. Para decidir entre los diferentes diseños, la experiencia de los Maestros de Taller fue de gran ayuda, siendo estos los encargados de la fabricación del diseño.

En las figuras 2-26, 2-27, 2-28 y 2-29 se representan las barras de sujeción al túnel junto a los bocetos y se exponen algunos de los motivos que llevaron a plantear el diseño y posible fabricación de los modelos. De color verde se representa la pieza de anclaje de la bancada y junto a esta, de color gris, la pieza de la bancada RCBenchmark ha descrito en el apartado de estructuras 2.2.5 del capítulo 2.

Modelo 1

En la figura 2-26 se representa el modelo 1 que consiste en una única pieza en forma de plancha con cuatro puntos de sujeción a las barras rígidas del túnel. Las uniones de la pieza a la bancada se realizan a través de seis puntos situados delante de las barras rígidas.

El diseño de este modelo se hizo con la intención de alejar el plano de la hélice de los elementos propios del túnel de viento, concretamente de las barras que unen rigidamente las dos galletas motorizadas que forman el sistema de cambio de ángulo de ataque.

Se trata de un diseño bastante simple, que requiere de una sola pieza, lo que facilita la fabricación del diseño pero como punto negativo, el anclaje en la parte delantera de las barras rígidas puede provocar flexión de la pieza.

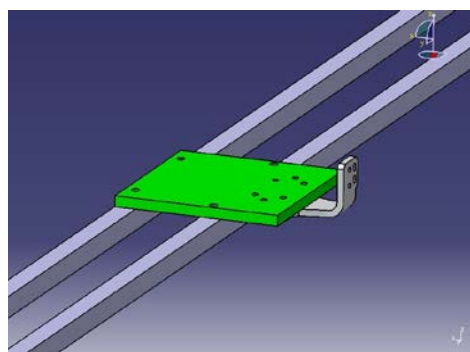


Figura 0-26. Boceto de bancada

Modelo 2

Este modelo se diseña en base a los ensayos realizados por la Universidad de Ottawa con la misma herramienta RCBenchmark, que se describía en el apartado 2.2.2 de este mismo capítulo.

Este diseño permite mantener el eje de giro de la hélice centrado en el túnel de viento, aunque presenta varios inconvenientes. En primer lugar, se puede producir flujos de aire no deseados debido a la no simetría de la pieza que podría influir en algunas de las magnitudes que se miden durante los ensayos. Además, a diferencia de la pieza anterior, consta de dos piezas lo que dificulta su fabricación.

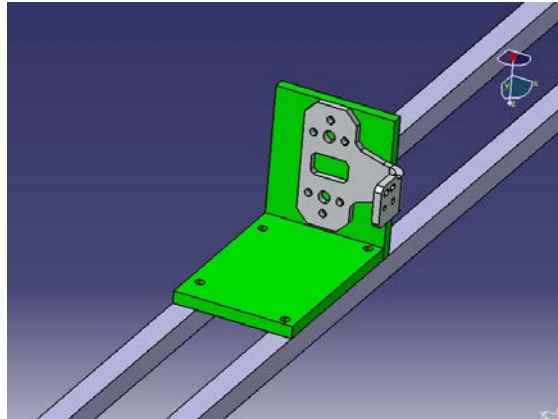


Figura 0-27. Boceto de bancada

Modelo 3

Se planteó la posibilidad de un anclaje en el que no se utilizara la pieza en forma de L incluida en la bancada de RCBenchmark que se describía en el apartado 2.2.5. De esta forma se consigue una bancada más compacta reduciendo así las interferencias en el flujo de aire, evitando posibles alteraciones en las medidas de las magnitudes. La unión entre la pieza de anclaje y la estructura de la bancada se realiza mediante la célula de carga de tracción, que al igual que en la bancada original, este sensor es el elemento que unía la pieza la superior e inferior. Sin embargo, como en el modelo 2, el diseño consta de dos piezas dificultando su fabricación.

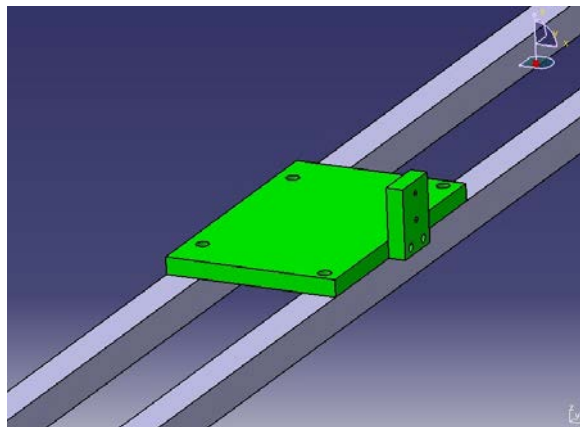


Figura 0-28. Boceto de bancada

Modelo 4

Por último, el boceto 4 corresponde al diseño más simple posible, que consta de una única pieza plana en la que se realiza el anclaje tanto a las barras rígidas del túnel como a la bancada de RCBenchmark. Se utilizan seis puntos de unión de los cuales cuatro corresponden a la unión con las barras rígidas y dos a la bancada.

Como se comentaba, una de las grandes ventajas de esta pieza es la simplicidad tanto de fabricación como de montaje. Sin embargo el plano de la hélice está más cercano a las barras rígidas que en los anteriores bocetos.

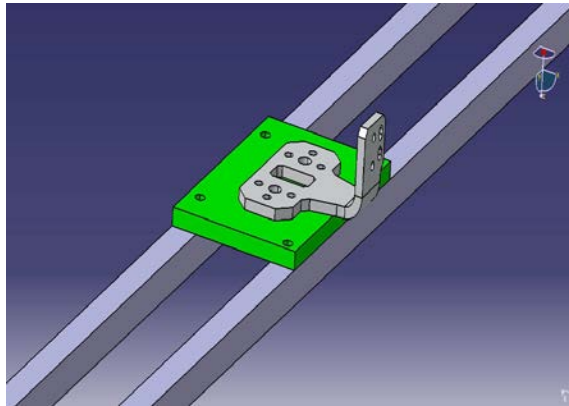


Figura 0-29. Boceto de bancada

Finalmente a la hora de decidir entre los diferentes diseños se han tenido en cuenta varios factores, siempre siguiendo los consejos de los Maestros Taller. Debido a la disponibilidad en ese momento de material adecuado, así como reducido tiempo de fabricación, se decidió por el diseño cuatro.

Además de estos factores, se consideró que este diseño cumplía de manera satisfactoria resistiendo los esfuerzos a los que será sometido durante las campañas de ensayos que se van a realizar, sin interferir en las medidas que se harán en este proyecto o en posibles trabajos futuros.

En las figuras 2-30 y 2-31, se muestra la integración de la bancada en la sección de ensayos del túnel de viento con la configuración propia de los ensayos. Se puede ver como se trata de un sistema compacto, con el que se consigue no perturbar en exceso el flujo incidente. El cableado correspondiente a los sistemas electrónicos que se encuentra junto a la hélice se lleva al exterior de la sección de ensayos sujetándolo mediante bridas a las barras rígidas del túnel de viento.

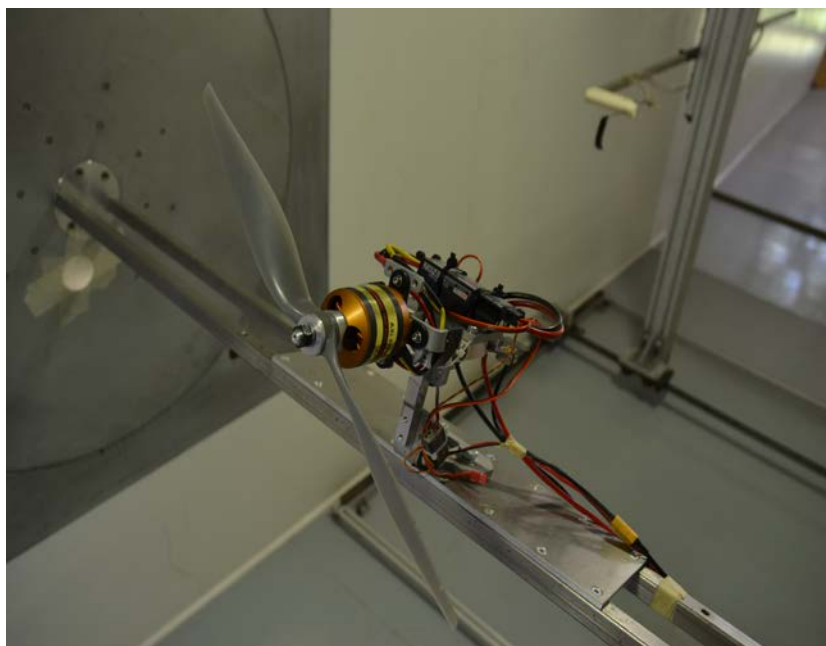


Figura 0-30. Bancada en túnel de viento



Figura 0-31. Bancada en el túnel de viento en posición vertical

2.5. Electrónica

Tal y como se ha comentado anteriormente, una de las principales ventajas que tiene la utilización de la herramienta comercial RCBenchmark es que la electrónica utilizada durante los ensayos se reduce drásticamente en comparación a proyectos anteriores en los que el montaje y conexionado era bastante complejo. Otra de las ventajas en comparación con proyectos anteriores del Departamento de Ingeniería Aeroespacial es que RCBenchmark es una herramienta compacta en la que todos los sensores que proporcionan medidas de las diferentes magnitudes van conectada a la placa electrónica centralizando el flujo de información. En los trabajos realizados en el departamento, los sensores comerciales utilizados son de diferentes marcas, siendo esto un foco de problemas a la hora de hibridar los datos adquiridos por los mismos.

Los componentes electrónicos empleados son:

- **Variador Mezon 115 Opto:** El variador o ESC (Electronic Speed Control) es un elemento clave, encargado de gestionar el motor. Para su correcto funcionamiento es necesario establecer la configuración adecuada del mismo, para lo que se aconseja seguir las instrucciones del manual suministrado por el fabricante. El rango de parámetros que se pueden ajustar es muy amplio, incluyendo desde el método de control del motor hasta límites de seguridad del mismo.

Entre sus principales funciones se encuentra llevar el voltaje e intensidad necesaria hasta el motor eléctrico montado además de controlar el régimen de revoluciones a través de la señal PWM que recibe.

El modelo utilizado en este proyecto es del tipo Opto, es decir el circuito de alimentación de la electrónica del variador es diferente al de alimentación del motor. Esto implica que sea necesario dos fuentes de alimentación diferentes para su funcionamiento.

Otro modelo posible son los variadores denominados BEC, que integran un circuito regulador de voltaje para alimentar con una misma batería tanto la electrónica del variador como al motor eléctrico, que precisan de diferentes voltajes de entrada.

Ambos modelos son válidos, pero el funcionamiento de variadores de tipo Opto utilizados en los

últimos proyectos del Departamento de Ingeniería Aeroespacial ha sido ampliamente contrastado lo que ha llevado a su elección.

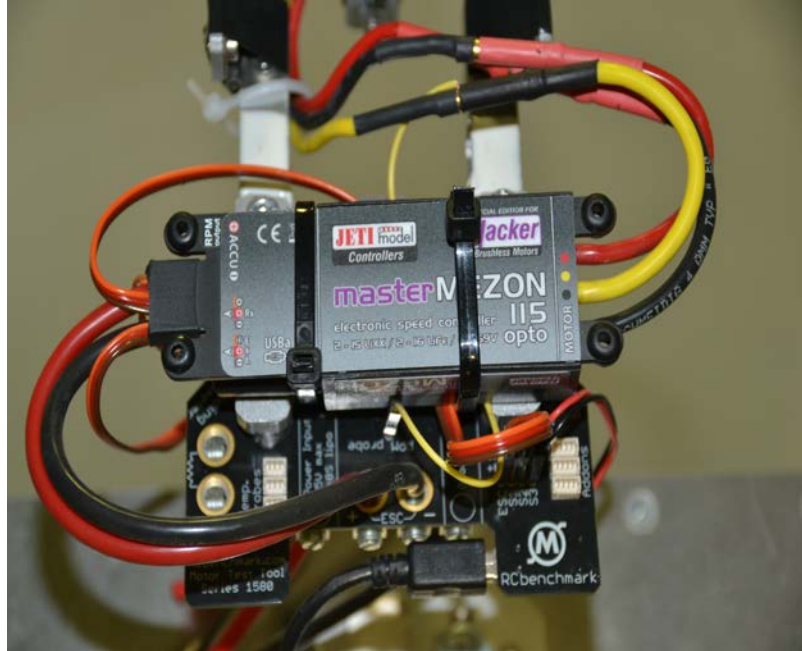


Figura 0-32. Variador Mezon Opto 115

- **Circuito BEC:** Debido al modelo elegido de variador, se necesita una fuente de alimentación de tensión constante de 5 v, independiente de la fuente de alimentación que suministra potencia eléctrica al motor, por lo que es necesario utilizar un circuito BEC (Battery Eliminating Circuit) que permita a partir de una batería de mayor voltaje suministrar los cinco voltios de manera continua.



Figura 0-33. Circuito BEC

Especificaciones Técnicas	
Tensión de salida	5.3 v
Tensión de entrada	5.5 - 23 v
Tamaño	2.5 x 1.3 x 1 cm
Peso con cables	8 g
Peso sin cables	5 g

Tabla 0-1. Características del regulador commutado

- JetiBox:** Se utiliza únicamente para configurar los parámetros que controlan el variador, no integrándose en el funcionamiento habitual del sistema. En el manual del variador MEZON se incluye en detalle los movimientos a realizar por los diferentes menús. Durante el proceso de configuración es necesario alimentar el circuito de potencia principal del variador y además, con otra fuente, la jetibox. Ambos elemento se conectan mediante un cable de señal que tiene el variador.



Figura 0-34. JetiBox del fabricante Jeti

2.6. Conexiones

La figura 2-35 muestra una vista en planta de la placa electrónica de RCBenchmark serie 1580, destacando las principales conexiones de los elementos externos entre los que se encuentra:

- Conexión puerto serie USB
- Conexión de la señal del variador y servos.
- Conexión de baterías.
- Lector de resistencia de las bobinas del motor
- Puerto I2c
- Conexión de la alimentación del variador.

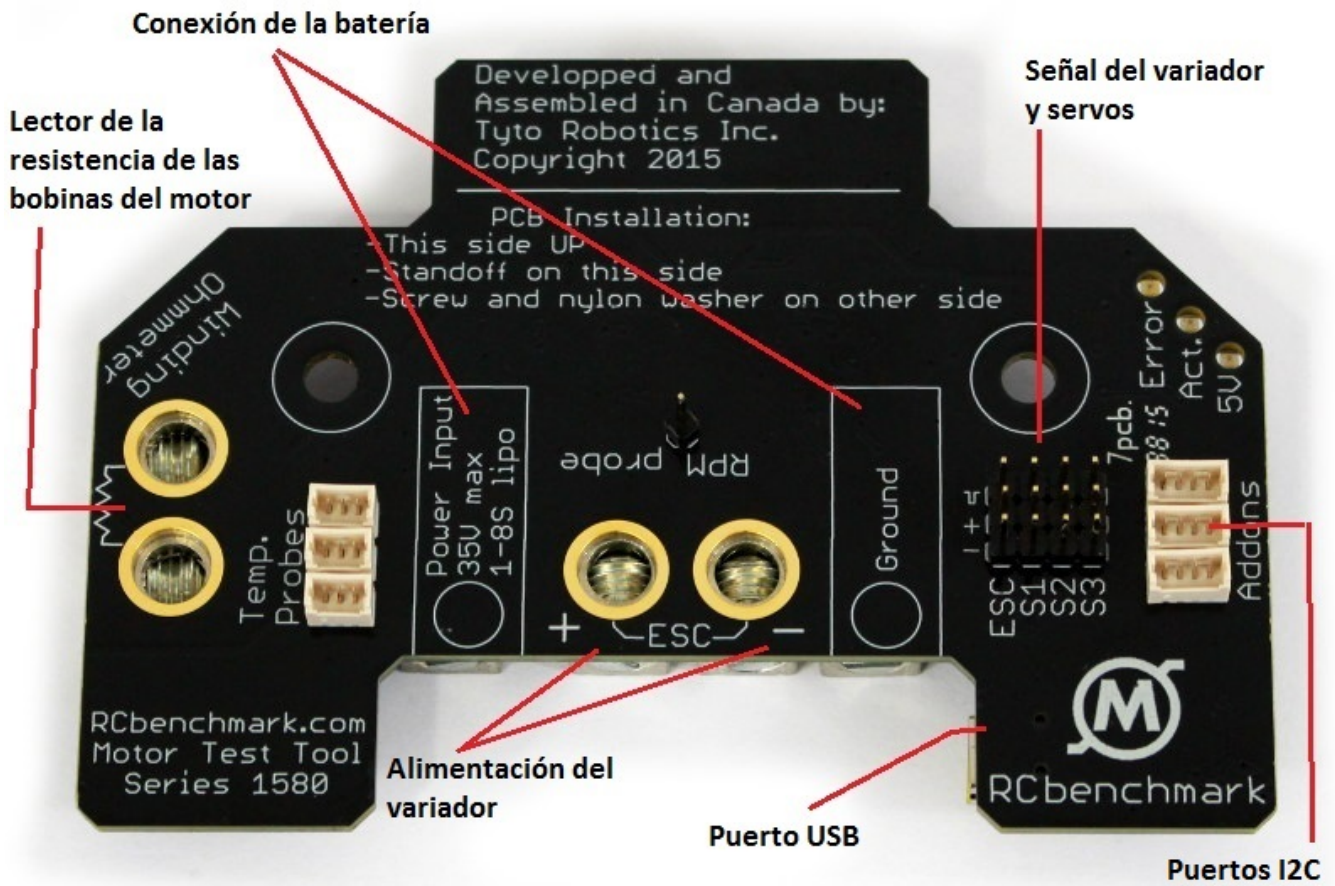


Figura 0-35. Conexiones de la placa electrónica de RCBenchmark serie 1580

2.7. Seguridad

En todos los ensayos con estas características, es necesario establecer elementos de seguridad que permitan abortarlo en caso de fallo con el fin de garantizar la seguridad de las personas que se encuentren en la zona de trabajo. El software RCBenchmark permite establecer los valores límites que pueden alcanzar algunas de las variables medidas como se ha comentado anteriormente.

Sin embargo, se ha creído necesario añadir algún dispositivo de seguridad externo. A la alimentación del motor a través de las baterías se le ha unido tanto un interruptor para facilitar la conexión y desconexión de las baterías durante el ensayo y un botón de parada de emergencia para interrumpir inmediatamente la alimentación del motor.



Figura 0-36. Sistema de seguridad adicional

2.8. Hélices y motor

Una vez explicada la herramienta comercial RCBenchmark así como los componentes electrónicos y de seguridad que forman el sistema de caracterización de planta motopropulsoras, queda por describir tanto el motor eléctrico que va a ser utilizado para este proyecto como las hélices.

Se va utilizar un motor eléctrico ya que se considera que por peso y prestaciones se ajustan a las necesidades del diseño de una aeronave por parte del Departamento de Ingeniería Aeroespacial, siguiendo el concepto de tilt-rotor. Junto a este motor, se han probado hélices con diferentes diámetros de punta de pala y paso para estudiar su comportamiento con las diferentes condiciones de vuelo, especialmente con la variación del ángulo entre la componente vectorial del empuje y el flujo incidente que simula la velocidad de vuelo de la aeronave.

Los detalles de estos dos componentes son los siguientes:

- Motor

Debido al buen rendimiento de motores de la marca AXI contrastados en anteriores proyectos, se decidió elegir un motor de esta misma marca que se ajuste a la capacidad de la bancada. Atendiendo a las hélices que se van a ensayar se ha decidido por un modelo AXI4116/30. Para acoplar el motor a la bancada de RCBenchmark se utiliza un adaptador propio de este modelo.

Se trata de un motor brushless outrunner, cuyas principales especificaciones se muestran en la tabla 2-2.



Figura 0-37. Motor AXI 4130/16

Especificaciones Técnicas	
Número de celdas	8-12 Li-Poly
RPM/V	385
Eficiencia máxima	88 %
Corriente de eficiencia máxima	18-40 A (>84%)
Resistencia interna	60 ohm
Diámetro del eje	6 mm
Peso	409 g
Dimensiones (diámetro x longitud)	49.8 x 65.5 mm

Tabla 0-2 Características del motor AXI4130/16

- Hélices

Las hélices elegidas para la realización de los ensayos pertenecen a la empresa, especializada en su fabricación, APC Propellers. La empresa ofrece más de 450 modelos con tamaños y formas de hélices que varían desde 4 a 27 pulgadas de diámetro, usando materiales compuestos con fibras de vidrio largas y fibras de carbono mezclado con Nylon, con nuevos métodos de fabricación como el moldeo por inyección de una sola pieza.

Entre la amplia gama que ofrece, se ha elegido hélices de las categorías de vuelo libre, Thin Electric y Multi-Rotors que se ajustan a las características de las aeronaves que se están desarrollando en el departamento. Son un total de seis hélices las que se han introducido en el túnel de viento, con unos diámetros que van desde 13 a 15 pulgadas y con un rango de paso de la hélice entre 5.5 y 12 pulgadas. El listado de las hélices que se han probado es el siguiente, donde la nomenclatura utilizada es diámetro (pulgadas) x paso (pulgadas):

- 13x6.5
- 14x12
- 14x7
- 14x10E Thin Electric
- 14x5.5MR Multi- Rotor
- 15x10

Las hélices deben ser taladradas para que se ajusten al eje del motor elegido. En este proyectos se han utilizado seis hélices, mostradas en la figura 2-38, que se han usado en proyectos anteriores del departamento por lo que se encontraban adecuadamente equilibradas. Se hace imprescindible en caso de utilizar hélices que no han sido probadas con anterioridad, un proceso de equilibrado de la hélice para evitar posibles problemas de seguridad y no falsear medidas debido al desequilibrio a la hora del giro.



Figura 0-38. Hélices APC utilizadas en el proyecto

2.9. Baterías

El consumo de baterías durante los ensayos ha sido un hecho relevante en los proyectos desarrollados por el Departamento de Ingeniería Aeroespacial, como en el de Raimundo Blanco [\[1\]](#), que se describe en el capítulo 2 apartado 2.1. Durante el desarrollo de sus campañas de ensayos, se comprobó que era un factor limitante la velocidad a la que se podían realizar los ensayos debido a que solo se dispone de tres packs de baterías. En este proyecto el consumo de energía por parte de los equipos se ha reducido por lo que no supone un problema el hecho de disponer de un número reducido de packs. Se necesitará alimentar el sistema de caracterización de hélice por dos partes, por un lado el motor eléctrico y por otro lado la electrónica del variador. La alimentación de la placa electrónica se realiza a través del USB conectado al ordenador.

Ahora se analizarán el tipo de baterías que alimenta estos componentes y el método de carga que se ha

utilizado durante el proceso de ensayos, que serán el mismo que en el proyecto de Raimundo.

La carga de las baterías se realiza mediante un cargador modelo ULTRA DUO PLUS de la marca GRAUPNER como se muestra en la figura 2-39. Junto a la conexión principal de las baterías mediante conectores XT-60 y Anderson, se usa otra conexión para el balanceo de las celdas de carga de las baterías.

El tiempo de carga está entorno a unos 45 minutos pudiendo realizar la carga simultánea de dos baterías.



Figura 0-39. Modelo ULTRA DUO PLUS de la marca GRAUPNER

Para la alimentación del motor eléctrico AXI4130/16 a través del variador se ha utilizado packs de baterías de tipo Li-Fe, concretamente las usadas durante la campaña de ensayos del sistema de caracterización de plantas propulsivas desarrollado por Raimundo Blanco [\[1\]](#).

Las baterías, mostradas en la figura 2-40, proporcionan un voltaje de 23.1 con 7 células de carga de 3.3 voltios cada una. Cada packs de baterías está formado por un par de las mismas. Para la campaña de ensayos se dispone de dos packs como se muestran en la figura 2-40:



Figura 0-40. Packs de baterías Li-Fe

En los ensayos se realizará una conexión en paralelo de cada una de las baterías que componen un pack, mientras el otro pack está siendo cargado. Hay que recordar que el límite de voltaje admitido por la placa de RCBenchmark es de 30 voltios por lo que este fue un factor decisivo a la hora de elegir una conexión en paralelo. Debido a la naturaleza de esta conexión, con las baterías anteriormente descritas se alcanza un máximo voltaje de unos 23 voltios. Para establecer la conexión en paralelo de las baterías se ha utilizado un circuito del que se disponía en el departamento que se ve en la figura 2-41.

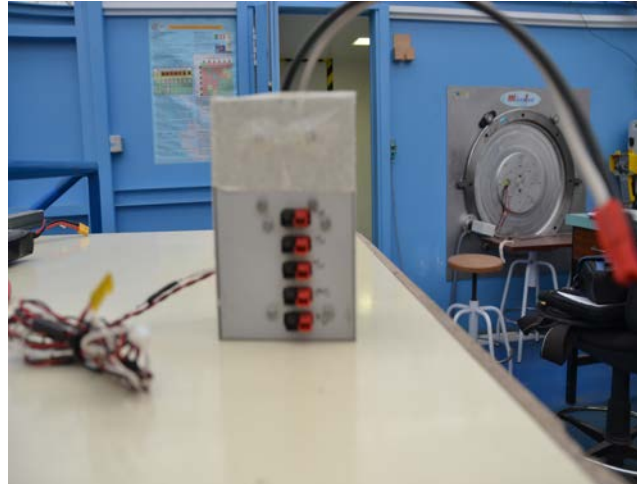


Figura 0-41. Conector en paralelo

Para la alimentación de la electrónica del variador se ha optado por el uso de baterías de tipo Li-Po, específicamente baterías de tres celdas de 2.3 voltios cada una, con un voltaje de salida total de 7.4 voltios. Se dispone de dos baterías, como las mostradas en la figura 2-42, que se alternarán durante la realización de la campaña de ensayos.

Durante la realización de los ensayos no se dispone de datos acerca del estado de carga de estas baterías, por lo que hay que prestar especial atención al voltaje de las mismas para evitar que se descarguen en exceso provocando la rotura o desperfecto de las mismas. Para ello es conveniente disponer de un polímetro en el entorno de trabajo para realizar comprobaciones periódicas del voltaje.



Figura 0-42. Baterías Li-Po

Por último, señalar que al igual que en los proyectos de Juan Manuel Moral [\[2\]](#) y Raimundo Blanco [\[1\]](#) se ha realizado un control de las cargas y descargas realizadas durante el proceso de ensayos con la finalidad de mejorar la conservación, detectar posibles defectos y analizar la vida de uso de las baterías.

Para más información se recomienda consultar el proyecto de Juan Manuel Moral [\[2\]](#).

CAPÍTULO 3. ENSAYOS

Una vez preparado todos los componentes necesarios para poner en funcionamiento la bancada, hay que probar que todo está bien integrado para iniciar la campaña de ensayos sin problemas. Con esta finalidad, se seguirán una serie de comprobaciones para verificarlo, detectando cualquier posible fallo que tenga el sistema de caracterización de hélices.

Además, se deberá estudiar los diferentes métodos de ensayos que se pueden realizar para conseguir las curvas que definen el comportamiento de las hélices que se trataran en este trabajo.

3.1. Tipos de ensayos y códigos en la herramienta RCBenchmark

Antes de poner en marcha el sistema de caracterización de hélices hay que plantearse que tipo de ensayos se va a realizar para, a partir de los datos obtenidos, conseguir las curvas que definen el rendimiento de la hélice.

A la hora de realizar el ensayo se tiene el control de tres variables que son la velocidad del flujo incidente controlado por la rueda giratoria del túnel, el ángulo de incidencia de la bancada en relación al flujo incidente, controlado por las galletas motorizadas del túnel y finalmente el régimen de revoluciones del grupo motor y hélice. Cuando se realizan los ensayos, dos de estas variables se mantienen fijas, siendo la tercera la que se se mueve en un rango de valores fijado por el usuario.

Desde un principio se intentó que el método con el que se iba a proceder en la campaña de ensayos aprovechara la capacidad de automatizarlos que ofrece la herramienta RCBenchmark. Esto hace que los ensayos sean mucho más dinámicos ya que el control del régimen de revoluciones es más fácil que el control de la velocidad del flujo incidente que es totalmente manual. Por este motivo, y a diferencia de la metodología usada en el proyecto de Raimundo Blanco [1], en vez de realizar los ensayos dejando el motor y hélice con revoluciones por minuto constantes, haciendo un barrido con las velocidades del túnel en cada ensayo, se realizará un barrido en revoluciones por minuto del motor y hélice aprovechando, como se decía anteriormente, el software de control de la herramienta de RCBenchmark que permitirá hacerlo de forma automática, manteniendo constante la velocidad del flujo incidente que proviene del túnel de viento. En ambos métodos, el ángulo de incidencia es un parámetro que queda fijado durante la realización de un ensayo.

De esta forma, se ha sustituido el trabajo manual que consistía el cambio de velocidades del flujo incidente, en un trabajo realizado automáticamente siendo las revoluciones por minuto la magnitud que se modifica durante el ensayo.

Como se veía en el capítulo 2 apartado 2.2.6, en el software de RCBenchmark ya se incluía varios códigos iniciales, entre los que se encuentran los códigos Sweep-Continuous y Sweep- Discrete, a partir de los cuales, y después de una personalización para que se adapten a las necesidades de la campaña de ensayos, se han obtenido los códigos definitivos. Con estos dos códigos se presentan dos formas de capturar los datos y posterior obtención de las curvas características de las hélices.

En el caso de Sweep Continuous, se realizan barridos continuos en revoluciones desde 0 hasta unas revoluciones introducidas por el usuario. En la figura 3-1, se representa el perfil de la variable de RPM, que estamos controlando en el ensayo, frente al tiempo y la evolución de la tracción con este barrido de revoluciones por minuto seleccionado.

Con este método se consiguen las curvas características de las hélices mediante nubes de puntos debido al carácter continuo del barrido de revoluciones por minuto que se hace.

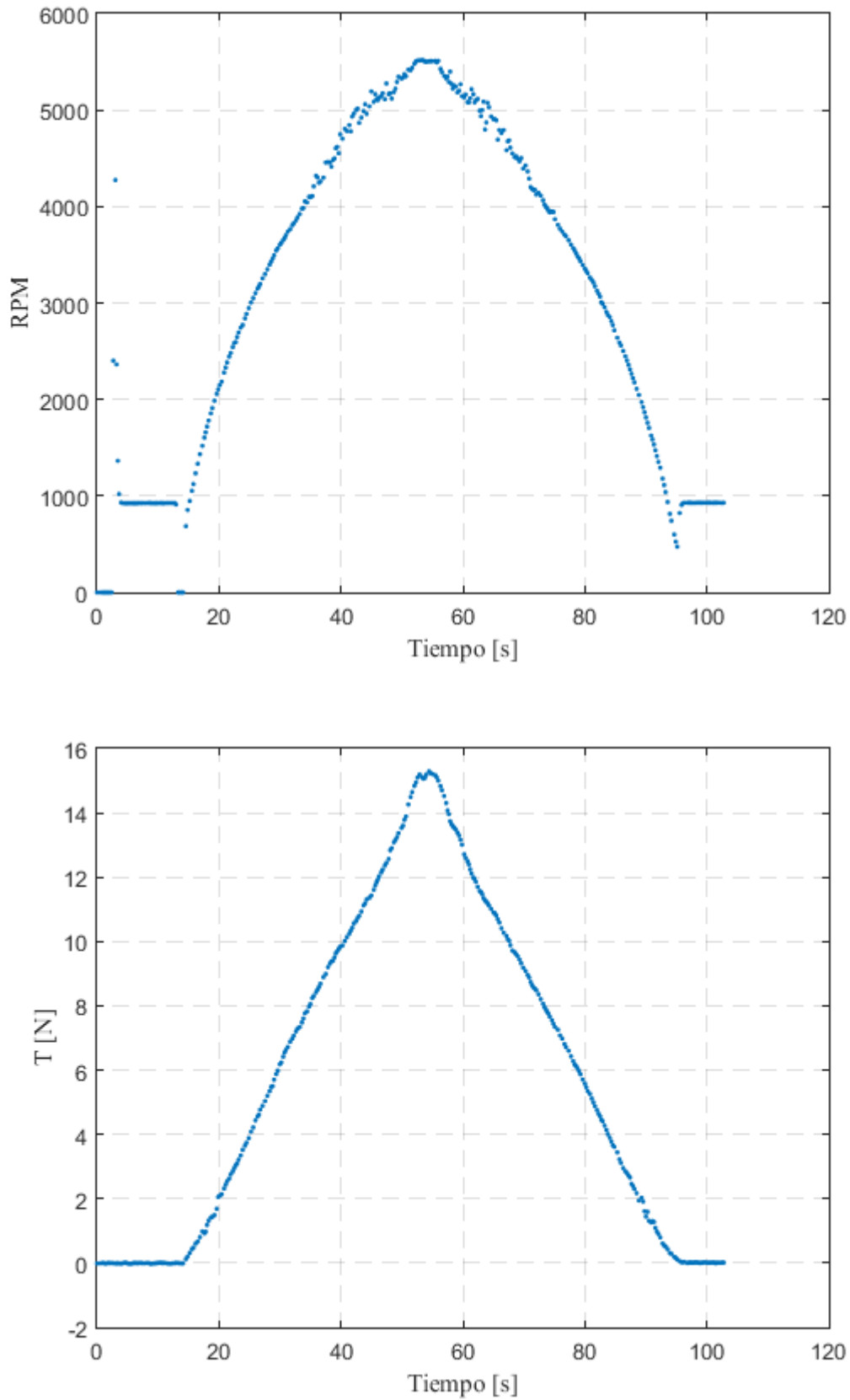


Figura 0-1. Valores de RPM y tracción medidos durante un barrido continuo con la hélice 14x10

En el caso de Sweep Discrete se realiza un barrido de las revoluciones por minuto del motor y hélice, pero no de manera continua sino que es el usuario el que establece valores discretos de la señal PWM que controla de manera directa el régimen de revoluciones que tiene el motor. En la figura 3-2, se aprecia los valores discretos que toma la variable controlada que serán las RPM a lo largo del tiempo así como la evolución de la tracción ante el cambio en revoluciones por minuto del motor.

En este caso se obtienen puntos discretos de las curvas características de las hélices a partir de los cuales se obtiene una curva continua por interpolación.

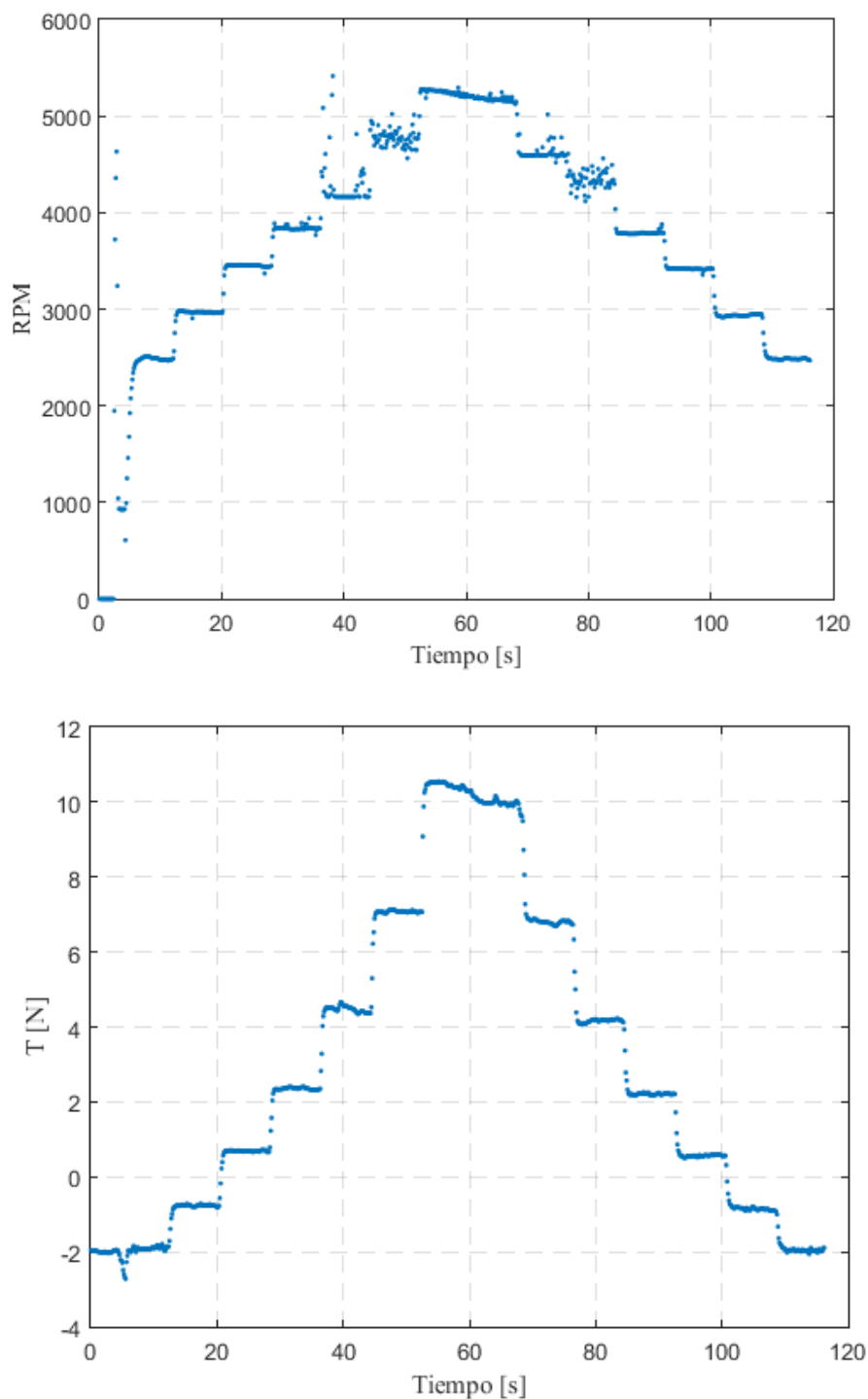


Figura 0-2. Valores de RPM y tracción medidos durante un barrido discreto con la hélice 14x12

Para este proyecto se ha considerado adecuado elegir el método continuo para obtener los resultados finales, distanciándose de los métodos utilizados hasta ahora en los proyectos desarrollados por el

Departamento de Ingeniería Aeroespacial y Mecánica de Fluidos. Se ha partido de la base del código Sweep-Continuous personalizando el mismo para su correcta adaptación al proyecto que se tiene, explicándolo en los sucesivos capítulos.

3.2. Ensayos estáticos previos

Previamente a montar la herramienta RCBenchmark en el túnel de viento y con el fin de familiarizarse con los equipos con los que se va a trabajar durante los ensayos, es recomendable realizar pruebas en la sala de ensayos acondicionada que posee el Departamento de Ingeniería Aeroespacial dentro de los laboratorios de la Escuela Técnica Superior de Ingenieros de la Universidad de Sevilla. Esta sala está preparada para la realización de ensayos de estas características, ya que posee un sistema de protección a través de un cristal protector como se puede apreciar en la figura 3-3.



Figura 0-3. Sala de ensayos con protección para pruebas estáticas

Aunque se trate de una tarea que puede parecer prescindible, durante esta serie de ensayos se consigue ajustar la configuración tanto del variador electrónico como del software de la herramienta. También, se agilizará la realización de la campaña de ensayos en el túnel de viento gracias a la puesta a punto realizada con anterioridad. Por lo que la realización de esta tarea puede suponer un ahorro de tiempo durante la campaña de ensayos.

Entre los pasos más importantes a realizar en esta fase destaca la configuración del ESC (Electrical Speed Control) o variador siguiendo las pautas proporcionadas por el fabricante que en este caso es Jeti, comentado en anteriores capítulos. Con esta configuración tratamos parámetros tan importantes como el sentido de giro de la hélice, modo de control del régimen de revoluciones o límites de seguridad.

Durante esta fase del proyecto también se profundizó en el método de control automático que proporciona la herramienta RCBenchmark, que será muy utilizado durante la campaña de ensayos en el túnel de viento. Se comenzó analizando los códigos incluidos por la herramienta que se han mencionado en el

Capítulo 2, para después personalizarlos ajustándolos a las necesidades que presentaba la campaña de ensayos posterior. Muchos de los cambios introducidos en los códigos, serán presentados en posteriores secciones, pero a modo de ejemplo, uno de los avances más significativos fue la introducción de una referencia horaria que ayudará a hibridar las variables medidas por la bancada con la velocidad del aire de incidencia en el túnel de viento.

En esta fase se realizó, con ayuda del software la primera calibración, que se repetiría posteriormente antes del inicio de la campaña de ensayos.

Los resultados que se obtuvieron durante la fase de ensayos previos carecen de relevancia siendo simplemente el punto inicial a la campaña de ensayos.

El anclaje de la bancada se hizo a una de las mesas de las que disponía el departamento con ayuda del Maestro Taller sin suponer un gran problema su sujeción. Este montaje es totalmente diferente al que se hará en el túnel de viento que se ha analizado en el Capítulo 2. Debido a su simplicidad carece de relevancia su descripción.

3.3. Entorno de trabajo.

Otro aspecto importante a la hora de realizar una campaña de ensayos es definir de manera clara el espacio de trabajo. La utilización de la herramienta de RCBenchmark ha supuesto una simplificación del espacio de trabajo con el entorno de trabajo de anteriores proyectos realizados. Se puede controlar la totalidad del ensayo desde un solo ordenador, mientras que en proyectos similares, como el de Raimundo Blanco [\[1\]](#), se necesitaban de hasta tres ordenadores. En las figuras 3-4 y 3-5 se observa la diferencia entre los entornos de trabajo, pudiendo apreciarse a simple vista la cantidad de equipos involucrados en cada sistema de caracterización.

Esta simplificación del entorno de trabajo implica grandes ventajas posibilitando al usuario seguir la telemetría a tiempo real desde la pantalla del ordenador y supervisar el ensayo para que nada inesperado ocurra.

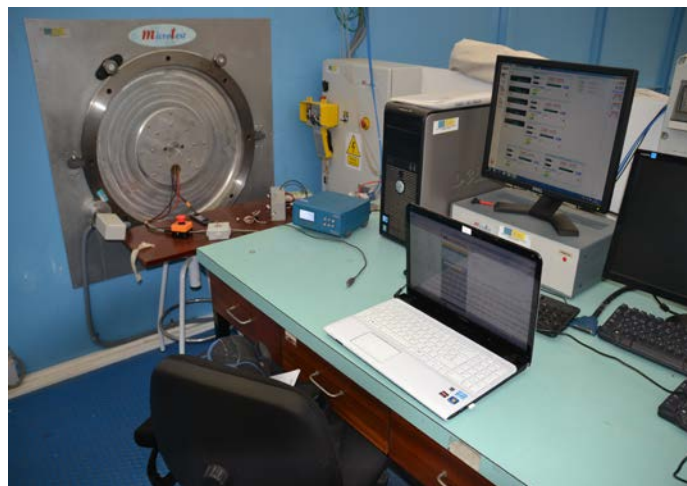


Figura 0-4. Entorno de trabajo

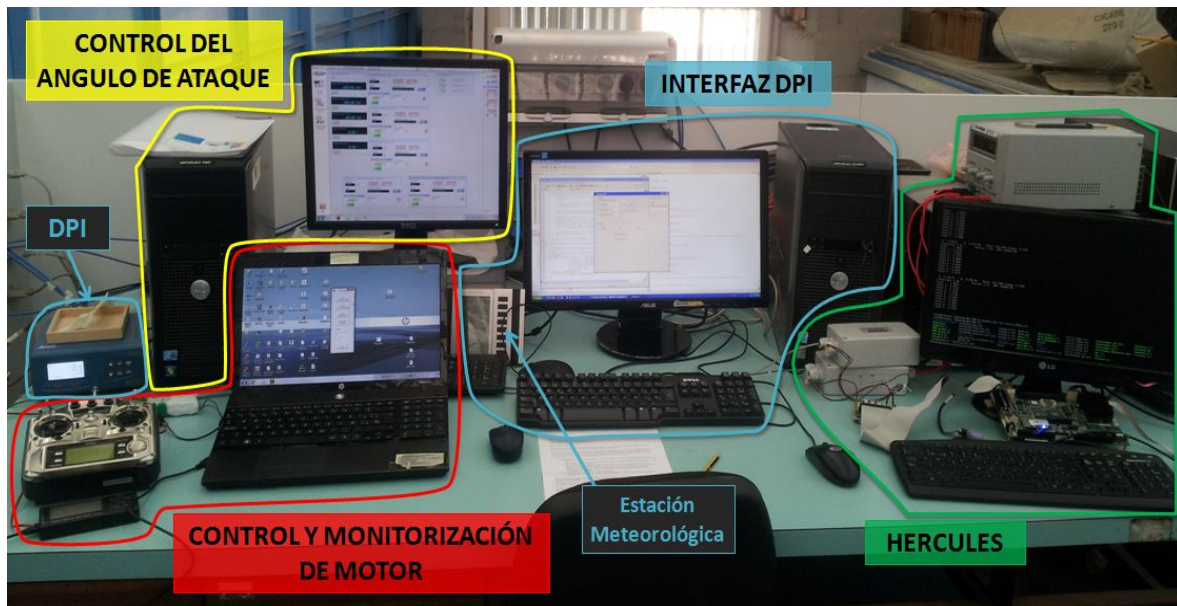


Figura 0-5. Entorno y equipos de trabajo bancada de Raimundo

3.3.1. Control del ángulo de ataque

En el Capítulo 1 se comentaba que uno de los objetivos que persigue el proyecto es caracterizar el efecto de la incidencia del flujo de aire con el vector de empuje. Para poder controlar el ángulo de ataque de la bancada dentro del túnel de viento durante los ensayos se utiliza unas galletas motorizadas circulares situadas en los laterales de la sección central del túnel de viento que se muestra en la figura 3-7. La rotación de las mismas se produce gracias a la acción de sendos motores que reciben la señal de una unidad controladora la cual recibe a su vez las órdenes de uno de los ordenadores de la mesa de monitorización de ensayos. Se trata de un sistema muy robusto pero que debe ser tratado con extrema delicadeza ya que su uso incorrecto, al estar rígidamente unidas las galletas mediante barras, puede causar daños importantes si giran de manera descoordinada, como la torsión de las mismas.

En la primera puesta en marcha debe pedir ayuda al Maestro Taller para evitar posibles daños que se puedan producir. Los pasos a seguir para encender el sistema son:

1. Encender la unidad controladora, situada debajo del monitor
2. Encender el ordenador y arrancar el programa de control de ensayos.
3. Activar el interruptor del armario situado al lado del túnel para hacer llegar la corriente a los motores.

Es muy importante seguir el orden de los pasos a realizar para que el funcionamiento sea correcto.



Figura 0-6. Panel eléctrico del sistema de cambio de ángulo de ataque

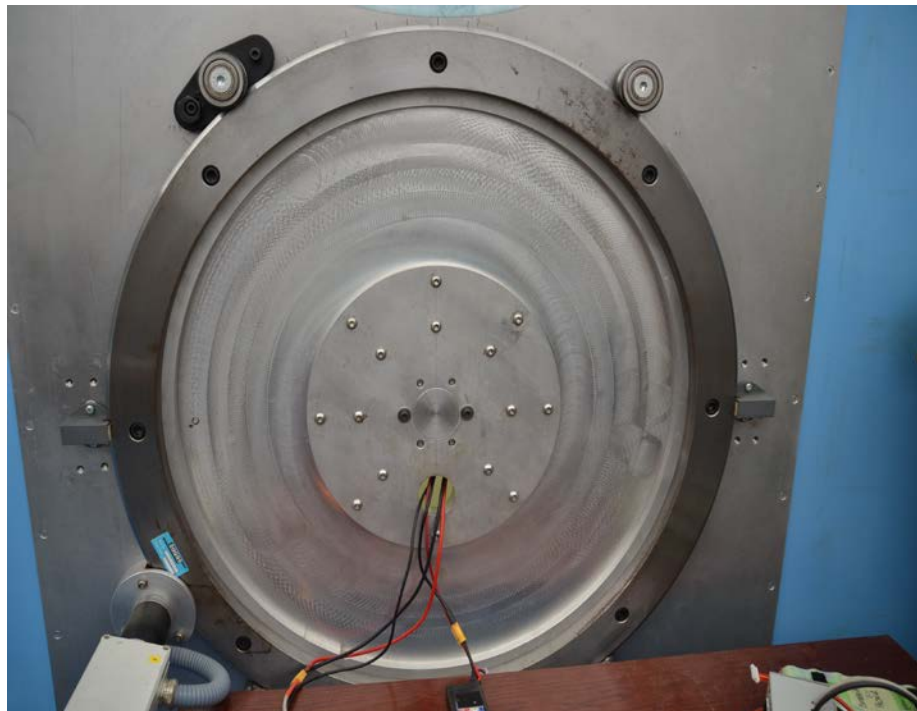


Figura 0-7. Galletas motorizadas

3.3.2. Monitorización y control de la velocidad. Interfaz DPI.

Además de las variables que se monitorizan a través de la herramienta de RCBenchmark, para la caracterización total del sistema propulsivo se necesita cuantificar la velocidad del flujo de aire que incide sobre la bancada controlada desde el túnel de viento.

Como es habitual para cuantificar la velocidad de un flujo de aire se utiliza una sonda de Pitot-estática en el túnel de viento situado en la parte superior aguas arriba de la sección de pruebas. Durante los periodos en los que no se realizan, el tubo de pitot se protege con un tapón para evitar que cualquier partícula pueda bloquear el conducto, provocando mediciones no reales de presión y consecuentemente de velocidad de flujo.



Figura 0-8. Tubo de Pitot del túnel de viento

La transformación de los datos de presión estática y dinámica a medidas de velocidad se realiza gracias al sensor Druck DPI 150, que se tiene a disposición del Departamento de Ingeniería Aeroespacial. Se puede observar en la figura 3-8, el sensor de presión que está configurado para proporcionar la velocidad a tiempo real por pantalla en las unidades que se ha configurado inicialmente.



Figura 0-9. Sensor DPI Truck 150

Para el control de la velocidad del túnel de viento se usa una rueda pequeña situada junto a la puerta de entrada. Con esta rueda se controla la velocidad de giro de los nueve ventiladores que posee el túnel de viento para generar el flujo de aire a través del mismo. La rueda nos permite establecer velocidad del túnel del viento eligiendo el tanto por ciento de potencia. Posee diez posiciones, de 0 a 100 %. En la práctica, se puede llegar hasta un 80% de potencia del túnel, ya que a potencias superiores hay posibilidad de que salte el interruptor del cuadro de corriente al sobrepasar los límites de energía eléctrica consumida por los ventiladores. La velocidad máxima atendiendo a lo comentado anteriormente es 21 m/s.

La selección de la potencia del túnel se hace con giros de 360° de la ruedecilla pudiendo alcanzar velocidades intermedias girando la rueda ángulos intermedios.

En relación al sensor de presiones Truck DPI 150, en proyectos anteriores se ha utilizado el ordenador que se encuentran en la mesa de trabajo junto a la puerta de entrada del túnel de viento para monitorizar las variables que proporciona. La conexión del ordenador con el sensor de presiones se realiza con un puerto serie RS-232 figura 3-10. Este tipo de puerto serie es cada vez menos común en los ordenadores actuales siendo sustituidos por los puertos serie USB. En este proyecto se planteó la posibilidad de reducir los ordenadores utilizados durante la realización de los ensayos para facilitar el entorno de trabajo pudiendo el usuario prestar mayor atención a la monitorización de los datos durante la realización del mismo. Por ese motivo se adquirió un cable de conexión USB y RS-232 para que cualquier usuario que disponga de un ordenador personal con un puerto USB pueda iniciar una campaña de ensayo.



Figura 0-10. Conector puertos serie USB a RS-232

Una vez aclarado la conexión al ordenador del sensor que cuantifican la velocidad en el túnel de viento, se comentará la herramienta desarrollada por Juan Manuel Moral [\[2\]](#) en su proyecto, que permite tanto la

monitorización de datos a tiempo real de la velocidad del flujo del túnel de viento como el grabado de los datos obtenidos del sensor Druck DPI 150. Para su desarrollo se hizo uso de la herramienta de interfaz gráfica GUIDE de MATLAB.

La interfaz presenta el aspecto mostrado en la figura 3-11 donde se diferencia de forma clara tres módulos. El primero de ellos dedicado a la obtención de la densidad, en el momento del ensayo, haciendo uso de datos meteorológicos como la temperatura, humedad y presión atmosférica

El segundo módulo situado a la derecha del anterior permite elegir si guardar o no las medidas que van llegando desde el sensor de presión. Junto a esto se introduce en el recuadro el nombre que se desee dar el archivo de datos sin incluir el formato, ya que se guardará automáticamente en el formato .mat. El archivo se guardará por defecto en el directorio de matlab donde además se encuentra el programa interfaz_DPI.m.

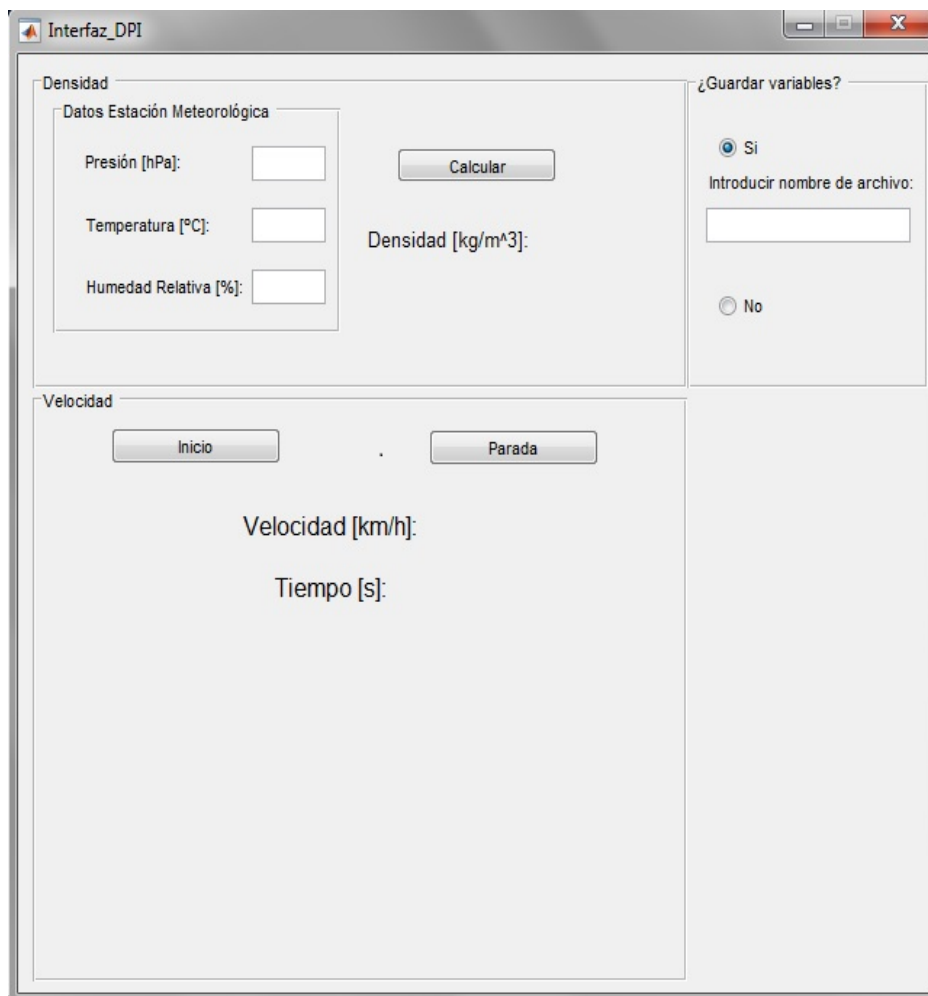


Figura 0-11. Imagen de la aplicación herramienta de Interfaz DPI de MATLAB modificada

Por último, se tiene el módulo de adquisición de datos y monitorización a tiempo real de la velocidad del flujo en el túnel de viento en la parte inferior. Dentro del módulo hay dos botones, un primer botón de inicio para empezar la lectura y grabación de datos y otro botón de Parada con el que dejamos de guardar datos del sensor en el archivo creado.

La descripción que se ha realizado no se corresponde de manera fidedigna a la aplicación de MATLAB desarrollada por Juan Manuel Moral [2], ya que en este proyecto se ha modificado con tres intenciones:

1. Adaptarla a las necesidades que presenta el sistema de caracterización de datos desarrollado que es diferente a los sistemas de caracterización de otros proyectos en los que se ha utilizado esta

misma aplicación.

2. La herramienta aunque ha sido de gran utilidad en todos los proyectos anteriores, contenía muchos de errores que se han depurado durante la realización de este proyecto.
3. Mejorar la aplicación facilitando la tarea de postprocesado.

En primer lugar, se ha eliminado botones que correspondían a elementos de control del variador que ya no son necesarios. De esta forma, el interfaz gráfico se corresponde adecuadamente con las necesidades de este proyecto.

En las tareas de postprocesado, la densidad será un parámetro muy importante, por lo que es de gran ayuda que su valor quede almacenado en los archivos de datos generados en cada ensayo cosa que en la primera versión de la herramienta no ocurría. Con esta intención se ha modificado haciendo que no se pueda iniciar la toma de datos sin introducir los datos meteorológicos que calculan la densidad. En caso de presionar el botón de inicio de captura de datos sin introducirlos, la herramienta producirá un error. Una vez finalizado el ensayo, al presionar el botón de parada, la densidad queda almacenada en el archivo generado.

Por último se detectó un problema al intentar realizar varios ensayos de forma continua con la herramienta. Cuando se disponía a empezar un nuevo ensayo presionando el botón de inicio, la herramienta da errores y hace imposible continuar con la adquisición de datos, obligando al usuario cerrar y abrir Interfaz_DPI.m cada vez que se hace una prueba.

La eliminación de este error puede suponer un gran ahorro de tiempo a la persona que realiza el ensayo, haciendo una herramienta más robusta y cómoda de utilizar por parte del usuario, por lo que durante la fase de ensayos previos se trabajó para depurarla. Basicamente, el cambio consistió en la sustitución del carácter infinito de los bucles que se encargaban de capturar los datos por un bucle con una variable bandera. De esta forma se consiguió eliminar el problema, haciendo totalmente compatible la realización de tantos ensayos como sean necesarios de manera consecutiva sin cerrar la aplicación.

3.3.3. Estación meteorológica

Para la caracterización de las actuaciones del sistema propulsivo es imprescindible conocer la densidad del aire para obtener variables representativas. Por ello se creó un módulo dentro de la aplicación Interfaz_DPI que con las variables meteorológicas consiguiera obtener su valor.

Las magnitudes a introducir son:

- Temperatura.
- Presión atmosférica.
- Humedad relativa.

Para conocer el valor de estas magnitudes se usa una estación meteorológica como en la mostrada en la figura 3-12.



Figura 0-12. Estación meteorológica

3.4. Anulación efecto del peso

El efecto de la incidencia del flujo de aire con respecto a la dirección del vector empuje, perpendicular al plano de la hélice, es uno de los parámetros analizados una vez obtenidos los resultados de los ensayos. Conforme se inclina la bancada para ir progresivamente aumentando este ángulo aparece una componente del peso la dirección del eje del empuje.

Este fenómeno, que aparece en la lectura de la tracción producida por la hélice, es necesario tenerlo en cuenta a la hora de considerar la serie de datos resultado de la campaña de ensayos. Para evitar introducir estas correcciones del peso durante la fase de postprocesado se ha creído oportuno utilizar una de las opciones de tarar que proporciona la herramienta de RCBenchmark.

Para ello simplemente se hace clic en el botón de "Tare Load Cell" en la parte izquierda de la aplicación GUI de la bancada, en cada una de las posiciones inclinadas de la bancada. Con esta acción se deja a cero los valores de tracción y par en esta posición eliminando de esta forma la componente peso.

A pesar de que el peso ya no afecta a los resultados obtenidos, se ha realizado un barrido del ángulo de incidencia de la bancada haciendo uso de las galletas motorizadas de las que se dispone. La evolución que presenta el peso, es la que se muestra en la figura 3-13.

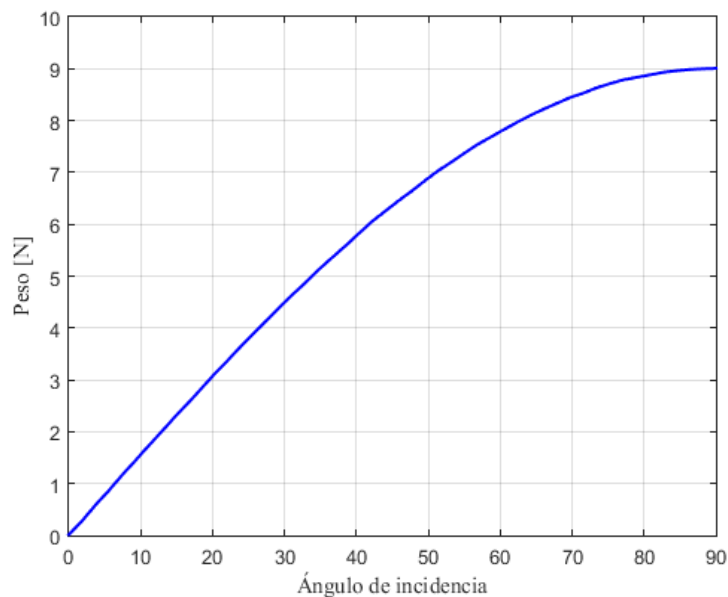


Figura 0-13. Evolución del peso con el ángulo de incidencia

3.5. Gestión de archivos de datos.

Otro de los aspectos importantes es la metodología de guardado de archivos debido a la gran cantidad de ensayos que se van a realizar. A cada uno de ellos le van a corresponder un par de archivos con extensión .mat para el que origina InterfazDPI y un archivo .csv que proviene de la herramienta RCBenchmark. Por ello, se hace imprescindible establecer un orden lógico para estos archivos. En este proyecto se ha utilizado una nomenclatura como la del ejemplo:

[diámetro] x [paso] _ [%Potencia del túnel] _ [Ángulo de incidencia]

14x10_50_30.mat

14x10_50_30.csv

Nomenclatura	Significado
14	Diámetro de la hélice
10	Paso de la hélice
50	Tanto por ciento de potencia del túnel
30	Ángulo de incidencia de la bancada

Tabla 0-1. Nomenclatura

Esta es la metodología que se ha seguido durante toda la campaña de grabado de datos, en la que se ha intentado que sea una nomenclatura intuitiva para facilitar todo lo posible esta tarea. Además, ha servido a la hora de realizar el postprocesado ya que el nombre de los archivos contiene los datos de las variables que se han fijado durante la realización del ensayo: hélice utilizada, velocidad de túnel de viento y ángulo de incidencia. Esto permite dirigir los códigos hacia ensayos específicos de manera robusta.

3.6. Metodología de los ensayos

Con la intención de ayudar y servir de soporte en nuevas campañas de ensayos que puedan realizarse para caracterizar el rendimiento de sistemas propulsivos de motor eléctrico y hélice, se va a exponer los pasos y fases que se han seguido cronológicamente durante la realización de un ensayo tipo.

Se comienza con una primera parte preparatoria para los ensayos en la que se inician los equipos involucrados y se realizan las comprobaciones de seguridad pertinentes. Una vez completado esta fase, se inician los ensayos. Para ello se van a enumerar una serie de pasos, para crear una metodología que nos permita conseguir ensayos ágiles y evitar que se cometan errores durante su realización. Por último, se debe hacer una desconexión correcta por motivos de seguridad y a fin de preservar los medios utilizados, haciendo un buen uso de los mismos.

3.6.1. Encendido y conexionado

Para comenzar la campaña de ensayos del túnel de viento se deben seguir una serie de acciones que se

van a enumerar a continuación. El orden de realización de las mismas no es de obligado cumplimiento aunque su realización en el orden que se va a exponer puede suponer un ahorro de tiempo.

- **Apertura de las compuertas del túnel:** Como se ha explicado en el apartado 2.3 , un túnel de viento abierto como el de la Escuela Técnica Superior de Ingenieros de la Universidad de Sevilla necesita de una protección en la entrada y salida del flujo de aire. Para abrir las compuertas que lo protegen será necesario la presencia del Maestro Taller que es la persona que conoce y maneja la instalación.
- **Encendido de ordenadores:** Debido a que el arranque de los equipos puede requerir un tiempo, se puede aprovechar este tiempo para realizar otras tareas como la puesta a punto de la herramienta RCBenchmark. Se deberá encender el ordenador desde el que se controla el movimiento de las galletas. Al mismo tiempo, es necesario iniciar un ordenador en el que se tiene o es posible tener instalado la aplicación de la herramienta de RCBenchmark. En el caso de este proyecto se ha utilizado un ordenador personal.
- **Preparación sonda de Pitot:** Para evitar el bloqueo de los conductos del túnel de viento se usa un tapón protector que es necesario retirar para obtener las medidas del sensor de presiones.
- **Conexión sensor de presiones Druck DPI 150:** Preparada la sonda de Pitot, se enciende el sensor de presiones siguiendo el manual del mismo.
- **Preparación del sistema de control de variación del ángulo de ataque:** Se ejecuta el programa de selección del ángulo de incidencia en el ordenador de la mesa de trabajo y se activan los interruptores del cuadro eléctrico, figura 3-6, para energizar los motores de las galletas.
- **Conexión del hardware de la herramienta de RCBenchmark:** Se conectan los componentes electrónicos y la alimentación de los mismos, siempre con los elementos de seguridad en la posición de bloqueo. Es imprescindible que esto sea así para evitar posibles accidentes laborales.
- **Preparación del Software herramienta RCBenchmark:** La primera vez que se utiliza el software con el motor es necesario configurarlo en las pestañas que se explicaba en la sección 2.2.6. En caso de que se halla configurado con anterioridad no será necesario repetirlo. Además de la configuración se cargaran los códigos en lenguaje JavaScript del software de la herramienta.
- **Preparación de la interfaz DPI:** Se inicia MATLAB y se ejecuta la aplicación GUI introduciéndose los datos meteorológicos y el nombre del archivo con el que se va a guardar.

3.6.2. Realización del ensayo

Una vez que todos los equipos están preparados para iniciar la campaña de ensayos, se va a comentar los pasos seguidos cronológicamente a la hora de realizar el mismo.

1. Se cierran las compuertas de la sección de ensayos.
2. Se fija el ángulo de ataque mediante el programa que lo controla desde el ordenador de la mesa de trabajo.
3. Se enciende el interruptor de seguridad.
4. Desde el ordenador del usuario a la que está conectado la placa de la bancada, se comparte en la pantalla del monitor en dos ventanas, las ventanas del software del RCBenchmark e Interfaz_DPI. Ambos preparados para la captura de datos. En cada una de ellas se establece el nombre del archivo a guardar con la nomenclatura que se ha comentado en el apartado 3.5 de este mismo capítulo.

5. Se encienden los ventiladores con el interruptor que está situado debajo de la rueda de control de la velocidad del túnel de viento, seleccionando la potencia del túnel de viento a la que se va a realizar el ensayo.
6. Se inicia la lectura de los datos desde Interfaz_DPI y posteriormente la lectura del código automático por parte de la herramienta. El orden de inicio de lecturas por parte de ambas herramientas es importante ya que a la hora de analizar los datos que proporciona la placa electrónica es necesario tener ya datos acerca de la velocidad del flujo de aire en el túnel de viento.
7. Durante el ensayo se recomienda seguir las gráficas a tiempo real que se generan en la aplicación de Chrome de RCBenchmark, mostradas en la figura 3-14, para detectar posibles fallos durante la realización del mismo.

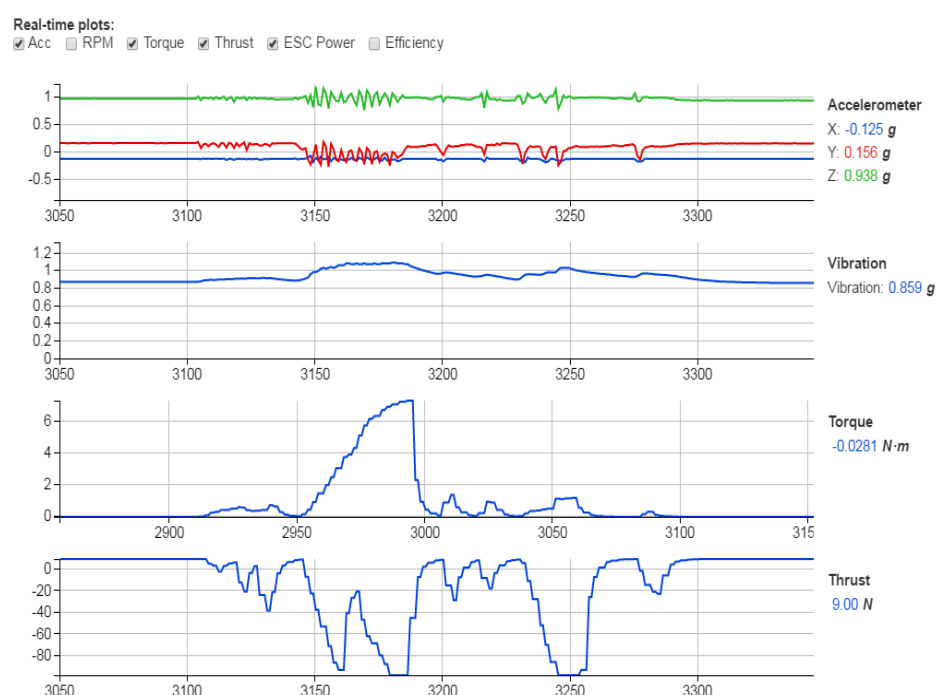


Figura 0-14. Seguimiento a tiempo real de las variables desde la aplicación de Chrome

8. Una vez que la lectura del código por parte del software de RCBenchmark termina, se interrumpe la aplicación Interfaz_DPI.
9. Una vez que se ha parado la lectura de datos, se puede apagar el túnel de viento en caso de no realizar ningún ensayo más o cambiar la velocidad del flujo y repetir estos pasos para un nuevo ensayo.
10. Se hace la comprobación de que los archivos de datos han sido guardados correctamente
11. En caso de que se quiera realizar otros ensayos se vuelven a repetir estos pasos reiniciando las herramientas que se están utilizando.

Esta secuencia pretende ser de ayuda a la hora de realizar los ensayos con el fin de dar dinamismo al proceso así como establecer una metodología que reduzca los errores que se puedan producir durante la campaña de ensayos. En estos pasos no se ha incluido la acción de recambio de baterías que se repite cada

vez que se agotan. Simplemente recordar que durante cualquier acción que se realice sobre la bancada como puede ser el recambio de baterías ha de desactivarse el interruptor de seguridad y presionar el botón de parada por seguridad del usuario.

3.6.3. Apagado y desconexión

Después de la realización del ensayo, se debe realizar el desconectando y apagado de los equipos que intervienen en la prueba. Esta parte es importante para la buena conservación de los mismos.

Justo al acabar el ensayo, se apaga el túnel de viento, el interruptor de seguridad y se presiona el botón de parada de emergencia. Una vez realizado esto se aconseja restablecer a cero el ángulo de incidencia mediante el sistema de varación del ángulo de ataque. Finalmente se desconectan las baterías y se cierran las aplicaciones de MATLAB y Chrome.

Antes de apagar el equipo que está utilizando el usuario se recomienda revisar los archivos que se han generado durante esa tanda de ensayos, comprobando su correcta grabación. Se apaga también el equipo que controla el ángulo de ataque y el interruptor del cuadro eléctrico de los motores de las galletas.

Se recoge el cargador de las baterías en caso de que se haya utilizado durante la jornada de trabajo. Es importante que en el caso de que una persona ajena a los ensayos se acerca a la zona de trabajo no haya posibilidad de que sufra ningún accidente, para lo que es necesario que todas las fuentes de alimentación estén desconectadas

Por último, se cubrirán los equipos de la mesa de trabajo con una tela en caso de que el Maestro Taller lo decida.

CAPÍTULO 4. PROCESADO DE DATOS

Durante la campaña de ensayos se generan una gran cantidad de archivos de datos que necesitan ser procesados. Estos archivos contienen generalmente bastantes datos espúreos que se deben eliminar con el fin de obtener unos resultados ajustados a la realidad.

Durante este capítulo se explicará el postprocesado de datos realizado, justificando las decisiones que se han tomado a la hora de eliminar datos no consistentes.

4.1. Ensayos realizados

Las hélices que se han testado en el túnel de viento son las enumeradas en el apartado 2.8. Ahora se expone las diferentes configuraciones a las que se ha sometido cada una de ellas.

1. Ensayo con túnel de viento apagado

- a) 0°
- b) 5°
- c) 10°
- d) 15°
- e) 20°
- f) 30°
- g) 40°
- h) 50°
- i) 60°
- j) 70°
- k) 80°
- l) 90°

2. Ensayo al 0% del túnel (ralentí)

- a) 0°
- b) 5°
- c) 10°
- d) 15°
- e) 20°
- f) 30°
- g) 40°
- h) 50°
- i) 60°
- j) 70°
- k) 80°
- l) 90°

3. Ensayo al 10% del túnel

- a) 0°
- b) 5°
- c) 10°
- d) 15°
- e) 20°
- f) 30°
- g) 40°

4. Ensayo al 20% del tunel

- a) 0°
- b) 5°
- c) 10°
- d) 15°
- e) 20°
- f) 30°
- g) 40°

- h) 50°
- i) 60°
- j) 70°
- k) 80°
- l) 90°

- h) 50°
- i) 60°
- j) 70°
- k) 80°
- l) 90°

5. Ensayo a 30% del túnel

- a) 0°
- b) 5°
- c) 10°
- d) 15°
- e) 20°
- f) 30°
- g) 40°
- h) 50°
- i) 60°
- j) 70°
- k) 80°
- l) 90°

6. Ensayo a 40% del túnel

- a) 0°
- b) 5°
- c) 10°
- d) 15°
- e) 20°
- f) 30°
- g) 40°
- h) 50°
- i) 60°
- j) 70°
- k) 80°
- l) 90°

7. Ensayo a 50% del túnel

- a) 0°
- b) 5°
- c) 10°
- d) 15°
- e) 20°
- f) 30°
- g) 40°
- h) 50°
- i) 60°
- j) 70°
- k) 80°
- l) 90°

8. Ensayo a 60% del túnel

- a) 0°
- b) 5°
- c) 10°
- d) 15°
- e) 20°
- f) 30°
- g) 40°
- h) 50°
- i) 60°
- j) 70°
- k) 80°
- l) 90°

9. Ensayo a 70% del túnel

10. Ensayo a 80% del túnel

- | | |
|--------|--------|
| a) 0° | a) 0° |
| b) 5° | b) 5° |
| c) 10° | c) 10° |
| d) 15° | d) 15° |
| e) 20° | e) 20° |
| f) 30° | f) 30° |
| g) 40° | g) 40° |
| h) 50° | h) 50° |
| i) 60° | i) 60° |
| j) 70° | j) 70° |
| k) 80° | k) 80° |
| l) 90° | l) 90° |

En toda la campaña de ensayos se han realizado un total de 120 ensayos por cada una de las hélices, lo que demuestra el gran rendimiento que se puede obtener de las herramientas que se han utilizado en este proyecto. Además, visto la gran cantidad de archivos que se van obtener, toma mayor relevancia la metodología del apartado 3.5, que se ha seguido a la hora de guardar los dos archivos que se generan en cada ensayo

4.2. Archivos de datos

Como se ha comentado anteriormente, se van a obtener dos archivos que corresponden a los dos programas de adquisición de datos que se han utilizado en los ensayos: por un lado los que generan la herramienta de RCBenchmark y por otro lado los que se crean a partir de la aplicación de MATLAB Interfaz_DPI. Es importante antes de empezar el tratamiento de los datos, estudiar las características de los archivos de datos y la estructura de los datos que contienen. Por ello se va a analizar en profundidad cada uno de ellos, destacando las principales características.

- **Archivos .csv:** Es un archivo generado a partir de la herramienta de RCBenchmark y que contienen las variables propias de la bancada. Se enumeran a continuación las variables incluidas:
 - Tiempo
 - Señal variador (microsegundos)
 - Señal de los servos (microsegundos)
 - Empuje
 - Par
 - Vibración
 - Aceleración en el eje X, Y, Z
 - Voltaje
 - Corriente
 - Revoluciones del motor (sensor eléctrico)
 - Revoluciones motor (sensor óptico)

- Potencia eléctrica
- Potencia mecánica
- Eficiencia de motor
- Eficiencia mecánica del propulsor (T/Q)
- Eficiencia general
- Vibración
- Fecha y hora
- **Archivos .mat:** Se generan a partir de Interfaz_DPI y proporciona las siguientes variables imprescindibles a la hora de caracterizar las actuaciones del sistema motopropulsor.
 - Tiempo
 - Velocidad
 - Densidad
 - Hora

4.3. Filtrado de las medidas de RPM

Dentro de la tarea de postprocesado el tratamiento de los datos que provienen del sensor eléctrico de medida de revoluciones por minuto constituyó proceso más complejo.

Desde la misma realización del ensayo, y gracias al seguimiento de las variables a tiempo real que se puede hacer con la herramienta de caracterización utilizada, se observó que algunas de las hélices presentaban una zona en la que las medidas de revoluciones por minuto se disparaban sin seguir la continuidad. Generalmente, esta región se sitúa en torno a las 4000 - 5000 RPM dependiendo de la hélice y la velocidad del flujo incidente, mientras que a revoluciones más bajas o más altas, el sensor si proporcionaba medidas continuas sin saltos en los valores medidos.

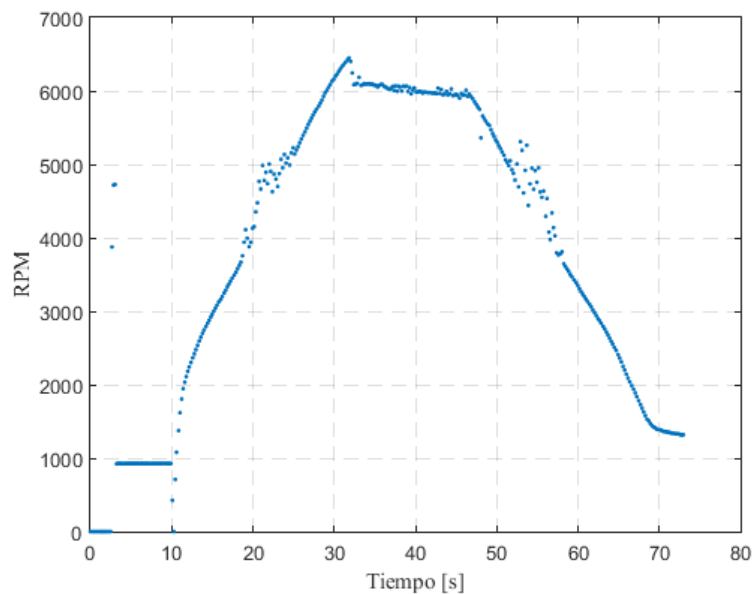


Figura 4-1. Perfil RPM-tiempo con dispersión entorno a 4500 RPM

Uno de los motivos que evidencia el error que se comete al leer los datos de revoluciones por minuto,

surge de comparación de las curvas de tiempo frente a tracción o par y las de tiempo frente a revoluciones por minuto. En la figura 4-2, se aprecia como la curva de RPM sufre a partir de ciertos valores crecimientos, mientras que la curva de tracción permanece con valores continuos de empuje en esos mismos instantes.

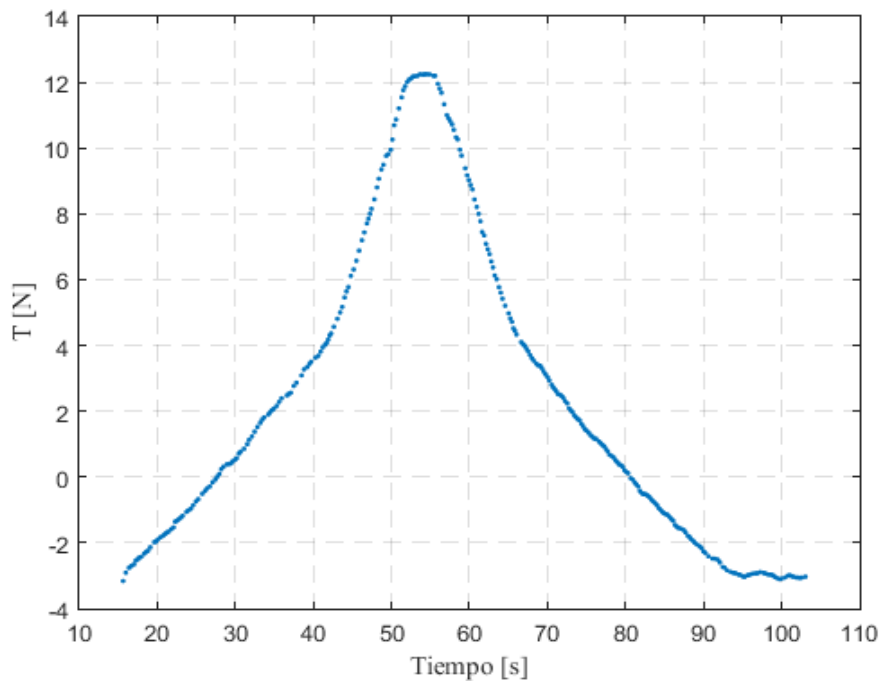
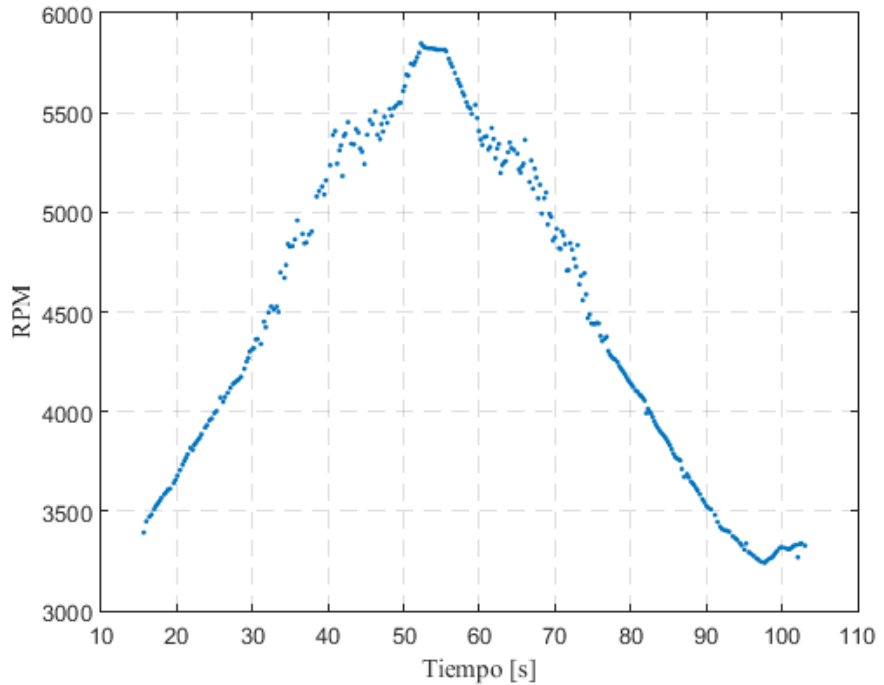


Figura 0-1. Comparación perfiles de empuje y RPM frente al tiempo con la hélice 15x10

Durante la realización de los ensayo se pudo observar como estas regiones coincidían con zonas en la que las vibraciones de la bancada aumentaban su valor. En la figura 4-3 se muestra las vibraciones medidas en el ensayo de la figura 4-2. Se observa como existen dos franjas en las hay un aumento muy significativo de vibraciones que coinciden con las regiones discontinuas de la curva RPM-tiempo,

seguido de tramos en los cuales se estabiliza la vibración.

Sin embargo, en la figura 4-4 se muestra un ensayo diferente con la hélice 13x6.5 en el que las vibraciones oscilan entorno a un valor de un orden inferior a las medidas durante el ensayo con la hélice 15x10. Estas evidencias han llevado a pensar que el problema se deba a resonancia de la estructura de la bancada en determinadas circunstancias.

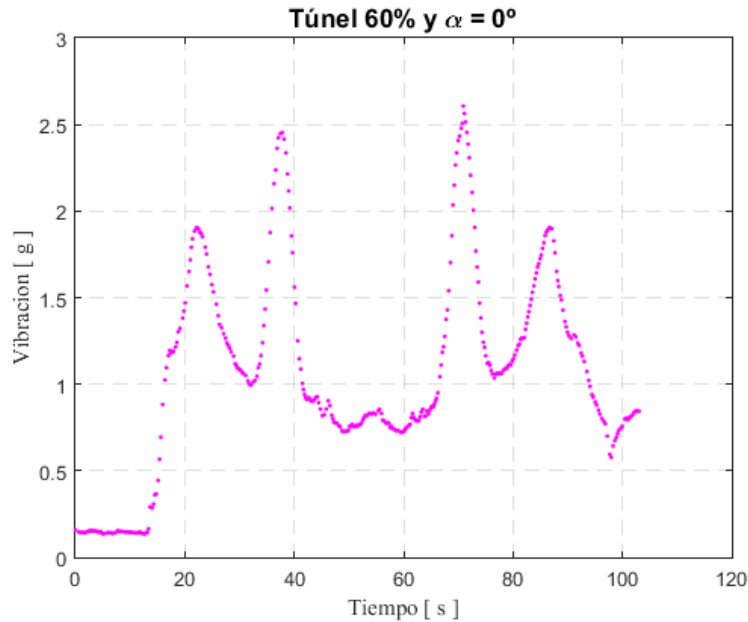


Figura 0-2. Vibraciones durante el ensayo con la hélice 15x10

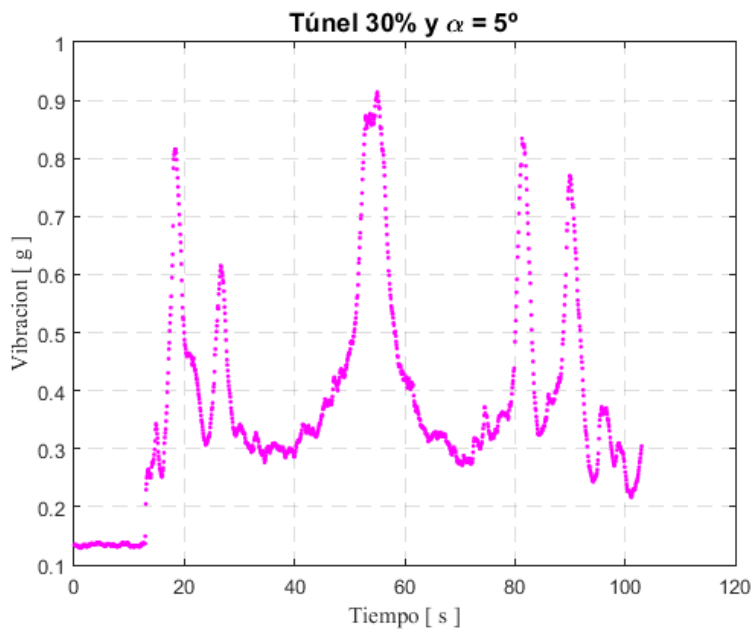


Figura 0-3. Vibraciones 13x6.5

En un primer intento en busca de resultados, se decidió aceptar las medidas como válidas y se observó como los errores introducidos principalmente en los coeficientes adimensionales eran bastante evidentes en las primeras curvas obtenidas, que presentaban morfologías no propias de este tipo de curvas.

Se tomó la decisión de eliminar esta franja de valores de RPM, sustituyéndolos por valores que siguieran la continuidad propia de este tipo de magnitudes. Para ello se hizo uso de códigos de MATLAB que se explicaran posteriormente con mayor detalle.

Una de las dificultades que se encontró fue que en esta región se producía un salto de RPM importantes pero durante la duración de la misma los puntos presentaban continuidad por lo que se hizo difícil encontrar un criterio general que permitiera eliminar la franja para todas las situaciones. Se optó por crear un código en el que el usuario eliminara los puntos, interactuado con el programa a partir de dos parámetros a elegir.

4.4. Filtrado del resto de variables

A diferencia de los problemas encontrados en los datos de revoluciones por minuto, en el caso del resto de variables ha sido más fácil su procesado. Se decidió usar las variables de:

- Tiempo
- Señal variador (microsegundos)
- Empuje
- Par
- Vibración
- Aceleración en el eje X ,Y, Z
- Voltaje
- Corriente
- Revoluciones del motor (sensor eléctrico)
- Vibración
- Hora

Se ha evitado utilizar las variables de potencia mecánica y eléctrica a pesar de que podrían ser de mucha ayuda para la caracterización de variables como el rendimiento mecánico y propulsivo, debido a la inconsistencia de los datos. Su representación evidencia la dispersión de las nubes de puntos de cada ensayo, que teóricamente deberían seguir una tendencia común. Por ello se ha hecho uso de variables más simples como voltaje, intensidad, par o empuje para llegar a los rendimeintos mecánico y propulsivo.

4.5. Coordinación en el tiempo

Otra de las necesidades que se tenía antes de realizar los ensayos, era la de encontrar la forma de que los datos procedentes del túnel de viento, concretamente del Interfaz_DPI, y los que originaba la herramienta de RCBenchmark debían corresponder a un mismo lapso de tiempo.

En los proyectos de Raimundo Blanco [\[1\]](#) y Juan Manuel Moral [\[2\]](#), se debían coordinar las medidas procedentes de tres equipos con diferentes frecuencias de muestreo en cada uno de ellos. Con la utilización de este nuevo sistema de caracterización de sistemas propulsivos, la fuente de los datos se reducen a las dos nombradas anteriormente, lo que facilita la tarea de eliminar el desfase entre serie de medidas.

Tanto la herramienta de RCBenchmark, como la aplicación de MATLAB Interfza_DPI poseen un crono que se inicia al empezar la toma de datos en cada una de las herramientas. A cada medida que se toda de cualquier magnitud le acompaña un tiempo referido al inicio de la toma de datos. Debido a esta característica que poseen ambas herramientas se consideró que lo ideal sería tomar un origen de tiempo como referencia para luego ajustar ambos vectores temporales al origen escogido. Para ello, se incluyo en cada una de las herramientas que guardan los datos, una variable más que será la hora de comienzo del

ensayo.

Para incluir esta variable se modifico tanto los códigos para el control automático de la herramienta de RCBenchmark en lenguaje JavaScript, haciendo uso de una de sus librerías, así como el código matlab correspondiente a InterfazDPI. El desfase temporal entre los ensayos queda por tanto totalmente definido con las horas de inicio de lectura de datos de ambas herramientas con una precisión de milisegundos

4.6. Programas utilizados

Como se ha mencionado anteriormente, para realizar todas las labores de postprocesado, se ha utilizado MATLAB.

- **filtro.m:** Esta función realiza un primer filtrado los datos primitivos que provienen de las herramientas de captura de datos de RCBenchmark. Se encarga principalmente de eliminar los datos espúreos tomados durante la inicialización del variador y motor, que generalmente tiene valores no reales sin continuidad alguna.

Este filtro se basa en la distancia de un punto a sus más cercanos, siendo este el criterio a la hora de eliminar un punto. Es importante para esta función normalizar las variables para que las distancias de ambos ejes tengan órdenes de magnitudes parecidas. Como criterio para distinguir si un punto es válido, se establece como condición necesaria que la distancia al primer, segundo, tercero y cuarto punto tienen que ser un valor inferior al de un promedio realizados con las distancias de todos los puntos.

Debido al criterio que se sigue para diferenciar puntos válidos y no válidos, esta función resulta útil para todas las variables.

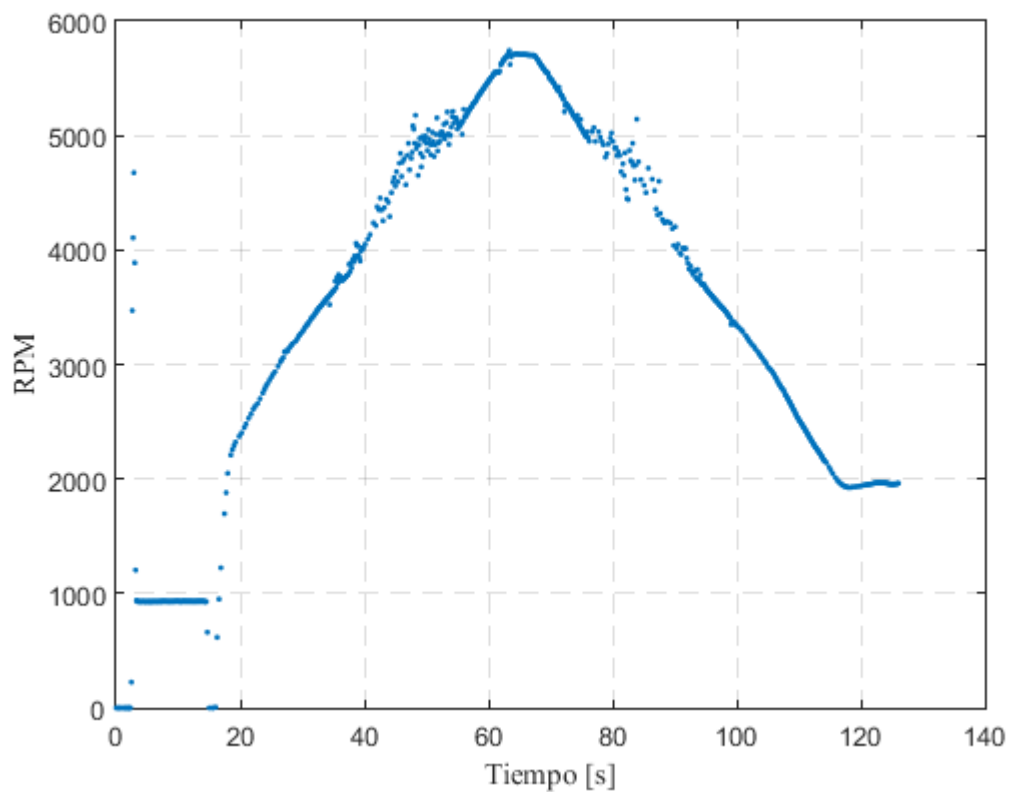
- **filtradoRPM.m:** Como se ha analizado en la sección 4.3, es imprescindible un código que elimine los puntos de la región no deseada de revoluciones por minuto. Esta función interactuará con usuario, el cual deberá introducir parámetros y en función de los resultados gráficos obtenidos que se le muestra podrá decidir entre volver a introducir nuevos parámetros para un nuevo filtrado o mantener el ya realizado.

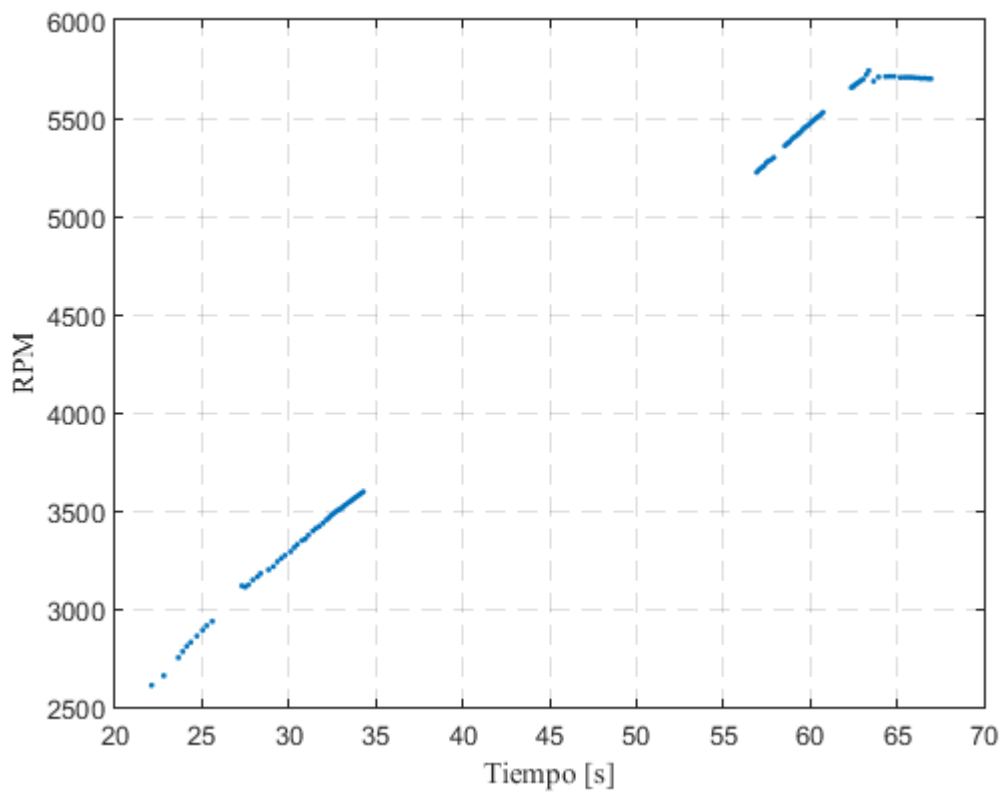
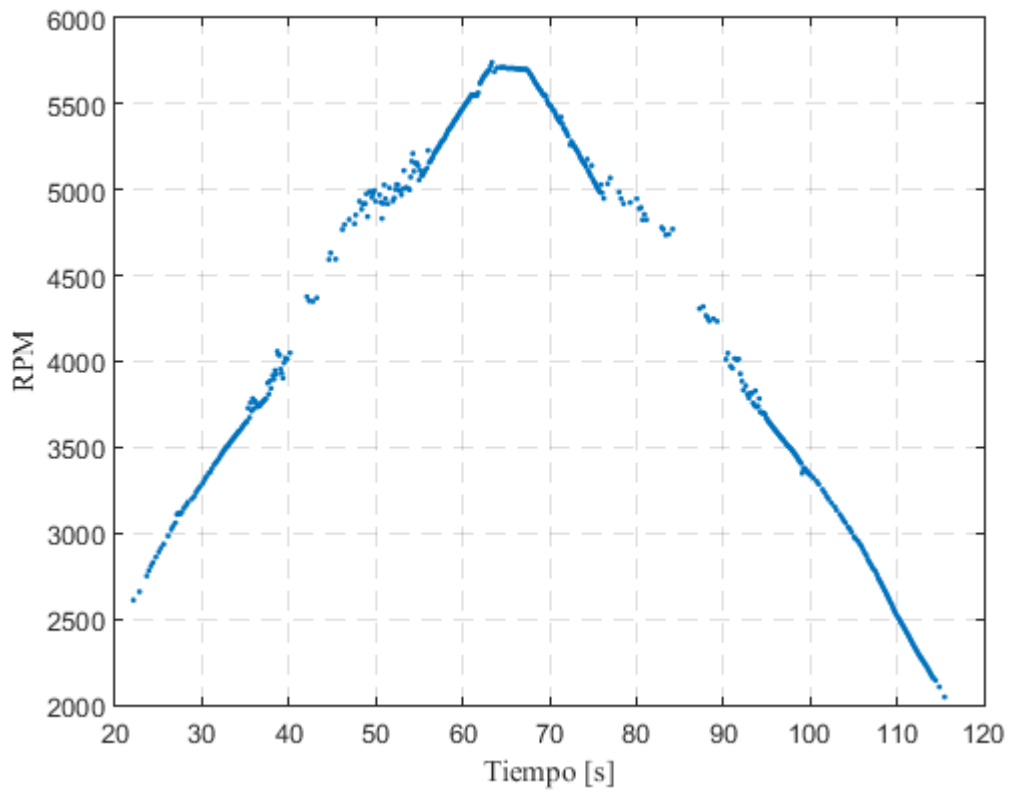
Basa su funcionamiento en la continuidad de las pendientes de la curva. De esta forma se agrupa varios puntos calculando la pendiente en cada uno de ellos. El número de puntos en cada uno de los grupos es uno de los parámetros a elección por el usuario. Otro de los parámetros que se eligen es el número de iteraciones que se hacen. Para discernir si la pendiente del grupo de puntos presenta continuidad con el resto de pendientes de los demás grupos, se ha calculado la interpolación de los puntos descartando aquellos los puntos cuya pendiente se alejan de la curva interpolada.

- **resistencia.m:** Para obtener los resultados de tracción es necesario caracterizar la resistencia en función de la velocidad, para conseguir los valores de empuje absoluto que da el grupo de motor y hélice. Para ello se han realizado ensayos específicos para caracterizarlo, aportando también valores significativos de resistencia. Por este motivo se ha realizado un código para obtener la curva de resistencia que servirá para la caracterización de otras curvas adimensionales que se verán en secciones posteriores.

A modo de ejemplo, se va a presentar varias gráficas que muestra cómo se va modificando la curva de RPM-Tiempo conforme se van aplicando los pasos que se han descrito en esta sección. En la primera y

segunda gráfica de la figura 4-5, se muestran los puntos tomados durante el ensayo y los puntos que quedan tras hacer un primer filtrado con la función filtro. En la tercera gráfica se muestra el efecto que produce la función filtradoRPM, eliminando los puntos de la región no continua y los puntos tomados durante el barrido de RPM de vuelta, del máximo valor de revoluciones hasta el mínimo. Se ha comprobado que los resultados son correctos utilizando solo los puntos del barrido desde RPM nulas hasta el máximo y el tramo de RPM máximas. Finalmente, la última curva verde representa la interpolación realizada de los puntos que quedaban después de la acción de las funciones filtro y filtradoRPM.





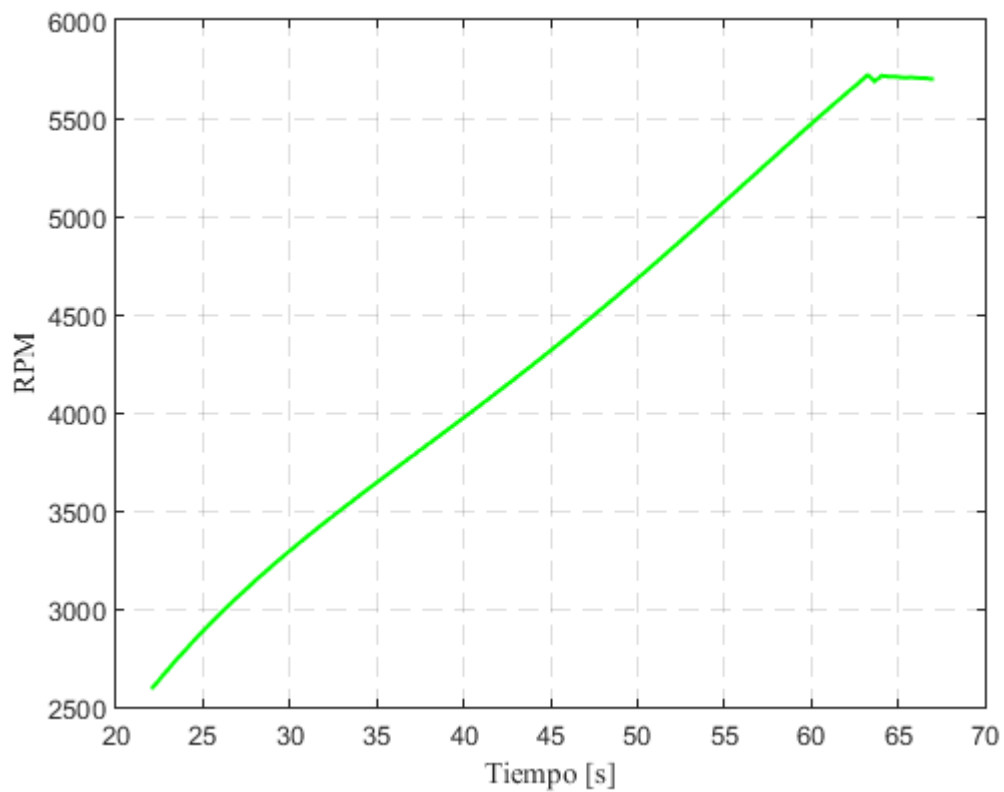


Figura 0-4. Evolución de la curva RPM-Tiempo durante el filtrado e interpolación

4.7. Caracterización de resistencia

Como se ha comentado anteriormente se ha realizados ensayos específicos con una doble intención, primero para que permita obtener el empuje neto de la bancada sumándole a la medida tomada, el valor de la resistencia que tiene que vencer y segundo para obtener unas curvas de resistencia-velocidad del flujo incidente para cada uno de los ángulos de incidencia.

Se realizaron dos ensayos, cada uno con una configuración distinta de la bancada; con y sin la hélice montada. En la figura 4-6 y4-7 se muestran los datos de ambos ensayos realizacos con diferentes ángulos de incidencia.

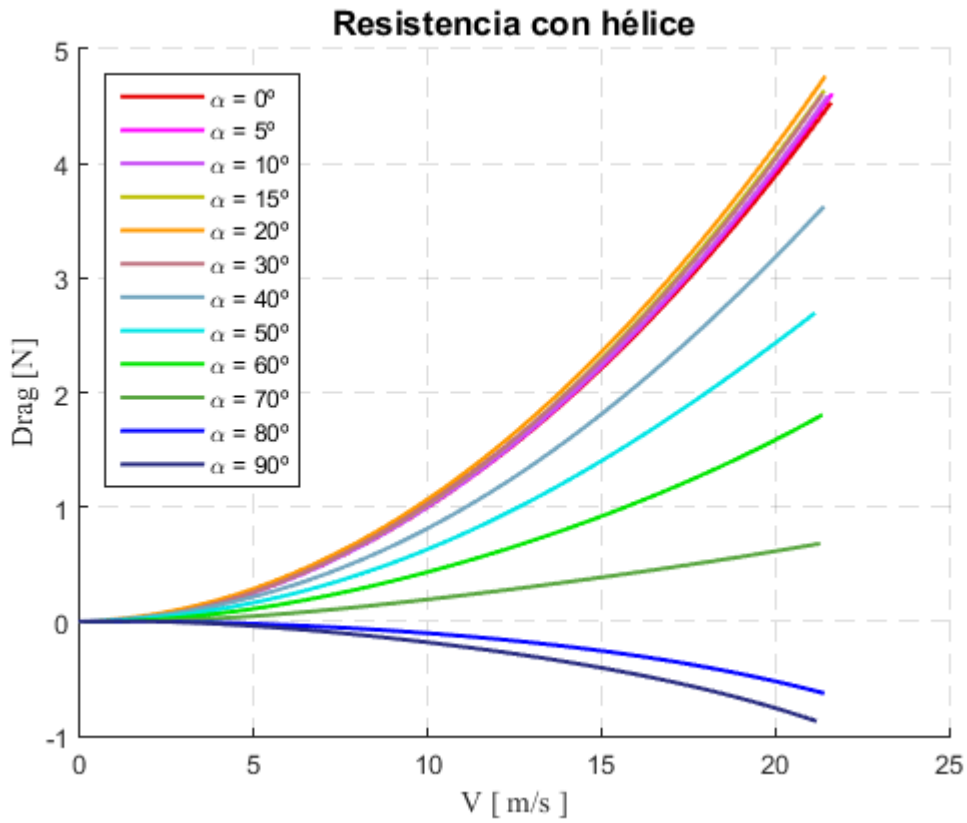


Figura 0-5. Resistencia de la bancada con la hélice montada frente a velocidad con los distintos ángulos de incidencia.

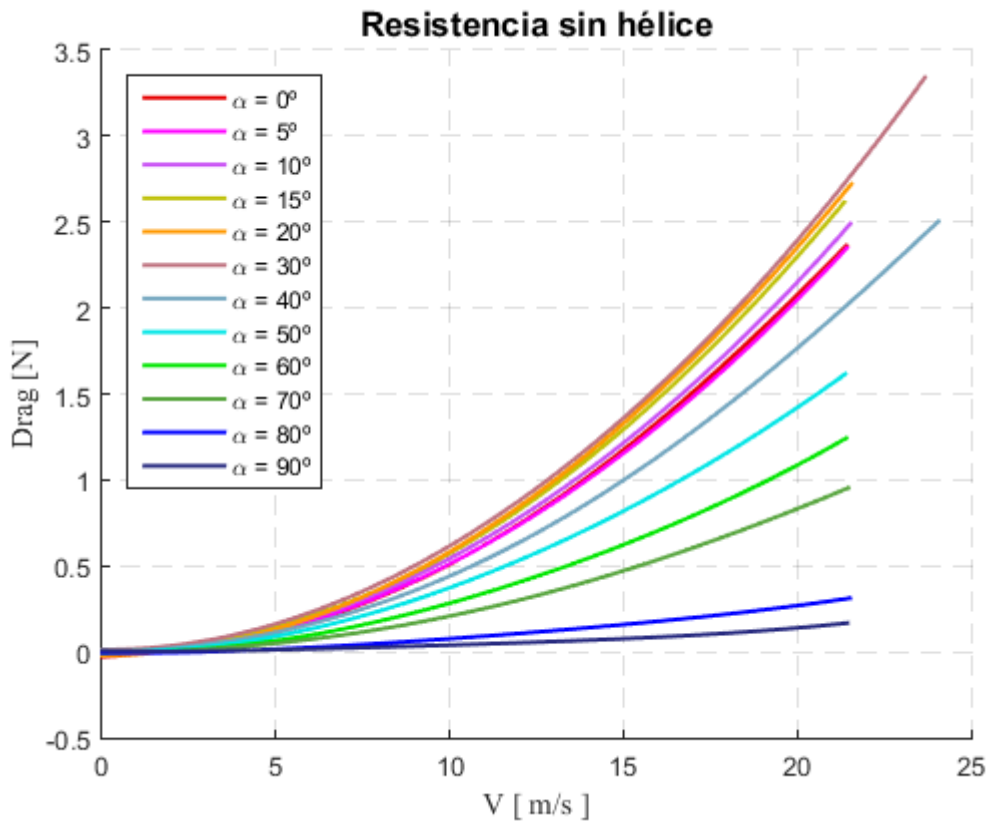


Figura 0-6 Resistencia de la bancada sin montar la hélice frente a velocidad de los diferentes ángulos de incidencia.

Se aprecian diferencias notables si se analizan ambas figuras. En los ensayos realizados con la hélice montada las medidas de resistencia son de un orden superior en el caso de bajos ángulos de incidencia y para configuraciones con la bancada en posición vertical se aprecia como los perfiles de la hélice llegan a sustentar provocando resistencia negativas, es decir sustentación.

Basándose en los estudios llevados a cabo por Raimundo Blanco^[1], se ha decidido utilizar los datos de resistencia que corresponden al ensayo sin la hélice montada. Estando la hélice en estático, los perfiles de la misma están sometidos a una configuración que no se corresponde con la que tendrá durante el ensayo. Por este motivo la resistencia medida durante los ensayos con la hélice montada no pueden ser extrapolados al caso de que la hélice este rotando.

Sin rotación, el ángulo de ataque de los perfiles es cercano a -90° . Durante los ensayos, la hélice gira por lo que el flujo de aire relativo que incide en los perfiles se modifica por efecto de la rotación. El nuevo flujo relativo hace que el ángulo de ataque de los perfiles se encuentre en el rango que genera sustentación.

Se conoce por aerodinámica que la resistencia en la primera configuración es bastante mayor que en la segunda por lo que los ensayos de caracterización con la hélice montada no se ajustan al modelo de resistencia buscado. Este es el motivo de que se haya decidido utilizar los datos de resistencia que corresponden a los ensayos con la estructura de la bancada sin hélice.

CAPÍTULO 5. RESULTADOS

Desde el inicio de este proyecto se marcó como uno de los objetivos la obtención de unos resultados que permitieran caracterizar el comportamiento de las hélices en diferentes condiciones de vuelo. En este capítulo se muestra cómo evolucionan algunos de los parámetros que ayudan a comprender el efecto que tienen las condiciones de vuelo sobre el sistema propulsivo eléctrico montado en la bancada.

5.1. Parámetros de caracterización

Para la caracterización de un sistema propulsivo que permita conocer sus prestaciones bajo las diferentes condiciones de vuelo, es importante seleccionar de forma correcta los parámetros que se han de analizar en busca de resultados. La campaña de ensayos realizada en este proyecto ha sido extensa, obteniendo una gran cantidad de datos asociados a los ensayos que es necesario reducir para obtener una idea clara de las tendencias de los parámetros, que indican las prestaciones de la aeronave con las variables: velocidad del flujo incidente, ángulo de incidencia y RPM.

Con la intención de que el lector comprenda de manera más clara la evolución de los parámetros, se ha decidido incluir en este apartado los resultados de una de las hélices que se han testado. Concretamente, se ha seleccionado la hélice 13x6.5, por lo que los resultados que se van a mostrar en este capítulo son exclusivamente de esta hélice.

El empuje neto y el par son dos de las variables importantes en el estudio del comportamiento de un grupo de hélice y motor eléctrico.

El empuje, T y el par, Q , son dos de las variables imprescindibles a la hora de estudiar las prestaciones que da el sistema propulsor y apreciar cómo cambia el comportamiento con las condiciones de vuelo. Se tratan de parámetros asociados principalmente al elemento propulsor. Otros dos parámetros importantes son el voltaje, V e intensidad que absorbe el motor mientras está en funcionamiento.

A partir de estas variables básicas se definen dos rendimientos, el rendimiento mecánico y el propulsor. Se definen:

$$\eta_{mec} = \frac{P_{mecánica}}{P_{eléctrica}} \qquad \eta_P = \frac{P_{propulsiva}}{P_{mec}}$$

Como se aprecia en su definición el rendimiento mecánico asocia la potencia mecánica, $P_{mecánica}$, que proporciona el motor con la potencia eléctrica, $P_{eléctrica}$, que consume. El rendimiento propulsivo en cambio relaciona la potencia mecánica que proporciona el motor a la hélice con la potencia útil propulsiva, $P_{propulsiva}$. Como se verá durante la sección de análisis de resultados, definiciones clásicas como el rendimiento propulsivo deja de tener sentido para ángulo de incidencia elevados al estar este definido para el caso en el que la velocidad del flujo incidente está en la misma dirección que la tracción.

A partir de las variables básicas y las definiciones de las potencias se puede llegar a las siguientes expresiones:

$$P_{eléctrica} = \text{Voltaje} \cdot \text{Intensidad} \qquad P_{mecánica} = \Omega \cdot Q \qquad P_{propulsiva} = T \cdot V$$

$$\eta_{mec} = \frac{\Omega \cdot Q}{\text{Voltaje} \cdot \text{Intensidad}} \qquad \eta_P = \frac{T \cdot V}{\Omega \cdot Q}$$

Donde Ω son radianes por segundos y V velocidad del flujo incidente.

A las variables anteriormente comentadas hay que sumarle las variables los parámetros adimensionales: coeficiente de tracción, Ct, coeficiente de torque, Cq, y coeficiente de potencia Cp. El hecho de adimensionalizar es muy importante ya que permite comparar variables sin tener en cuenta el régimen de revoluciones o las condiciones ambientales en el momento del ensayo.

La definición de los parámetros adimensionales anteriormente descritos:

$$Ct = \frac{T}{\rho_{\infty} n^2 D^4}$$

$$Cq = \frac{Q}{\rho_{\infty} n^2 D^5}$$

$$Cp = \frac{P_{mecánica}}{\rho_{\infty} n^3 D^5}$$

Para tracción y par se ha decidido representar su evolución frente a RPM para diferentes ángulos de incidencia dejando fijado la velocidad del flujo incidente. Para hacer más visual la tendencia con la velocidad del flujo incidente y RPM se han representado superficies con la terna de valores {T, V, RPM} teniendo el mismo comportamiento para el par.

Para las variables adimensionales se han representado los coeficientes y rendimientos frente al parámetro de avance, J, comparando los diferentes comportamientos con los ángulos de incidencia de la bancada. La definición del parámetro de avance:

$$J = \frac{V}{n D}$$

5.1.1. Tracción

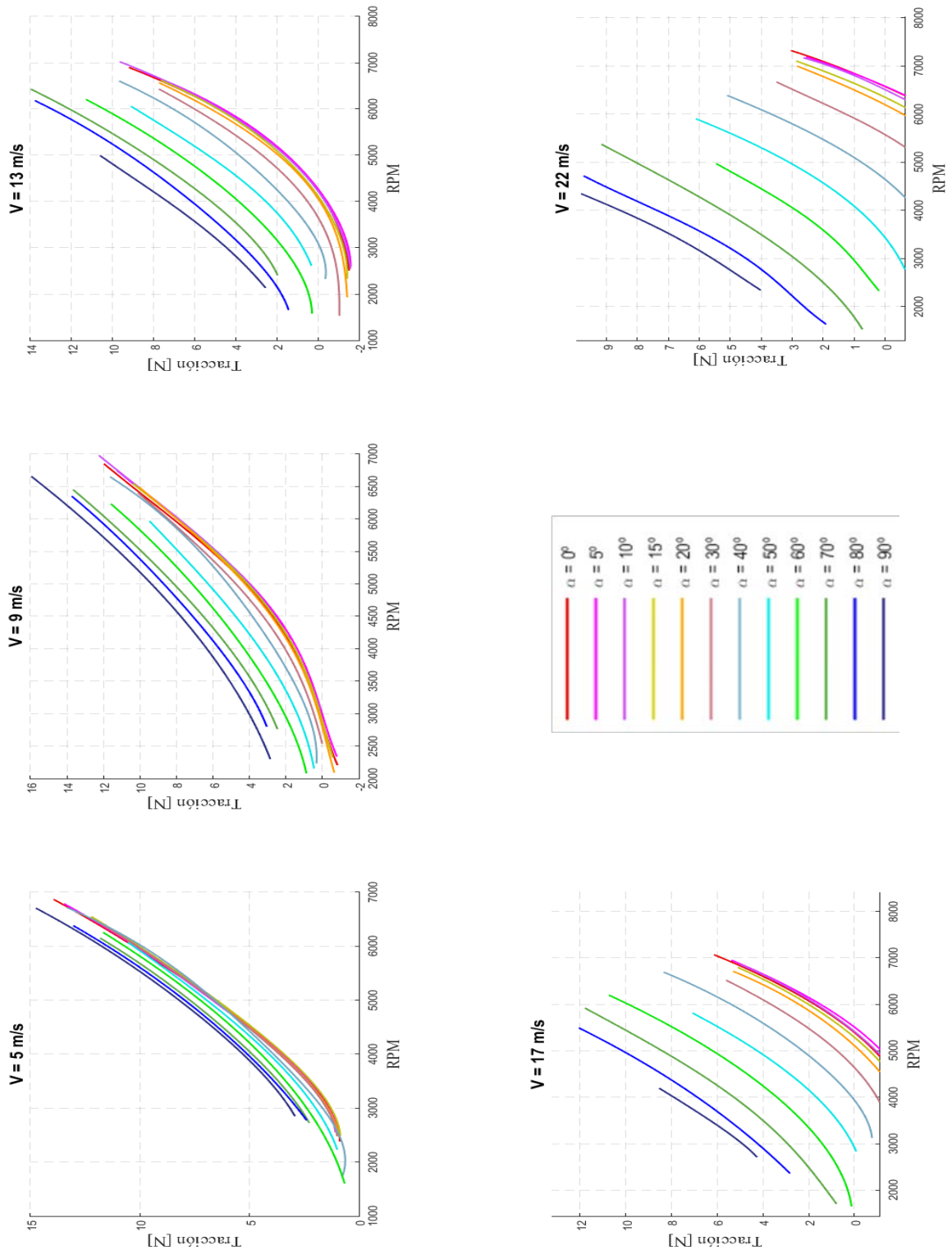


Figura 5.1. Curvas de tracción

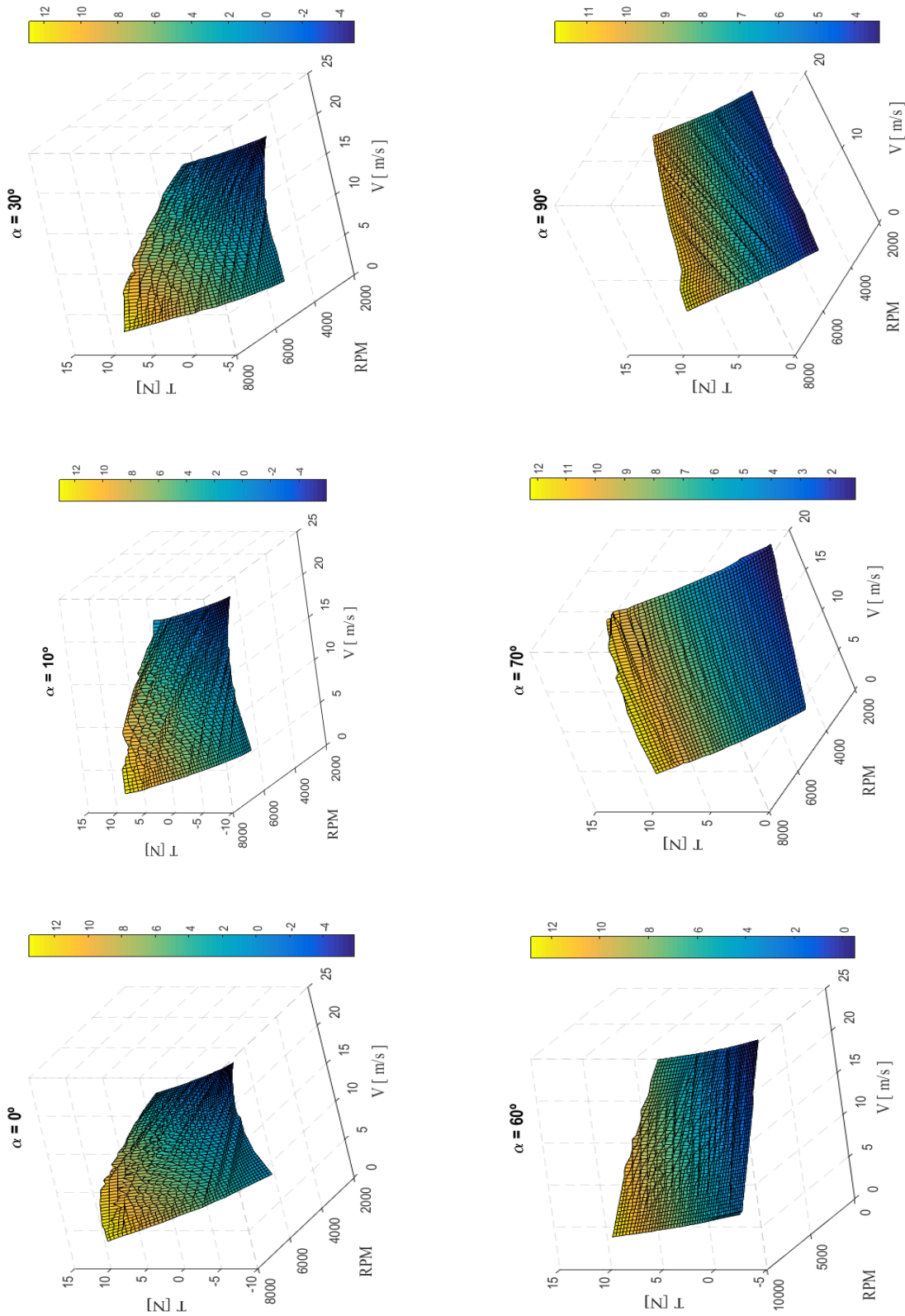


Figura 5.2. Curvas tridimensionales de tracción

5.1.2. Par

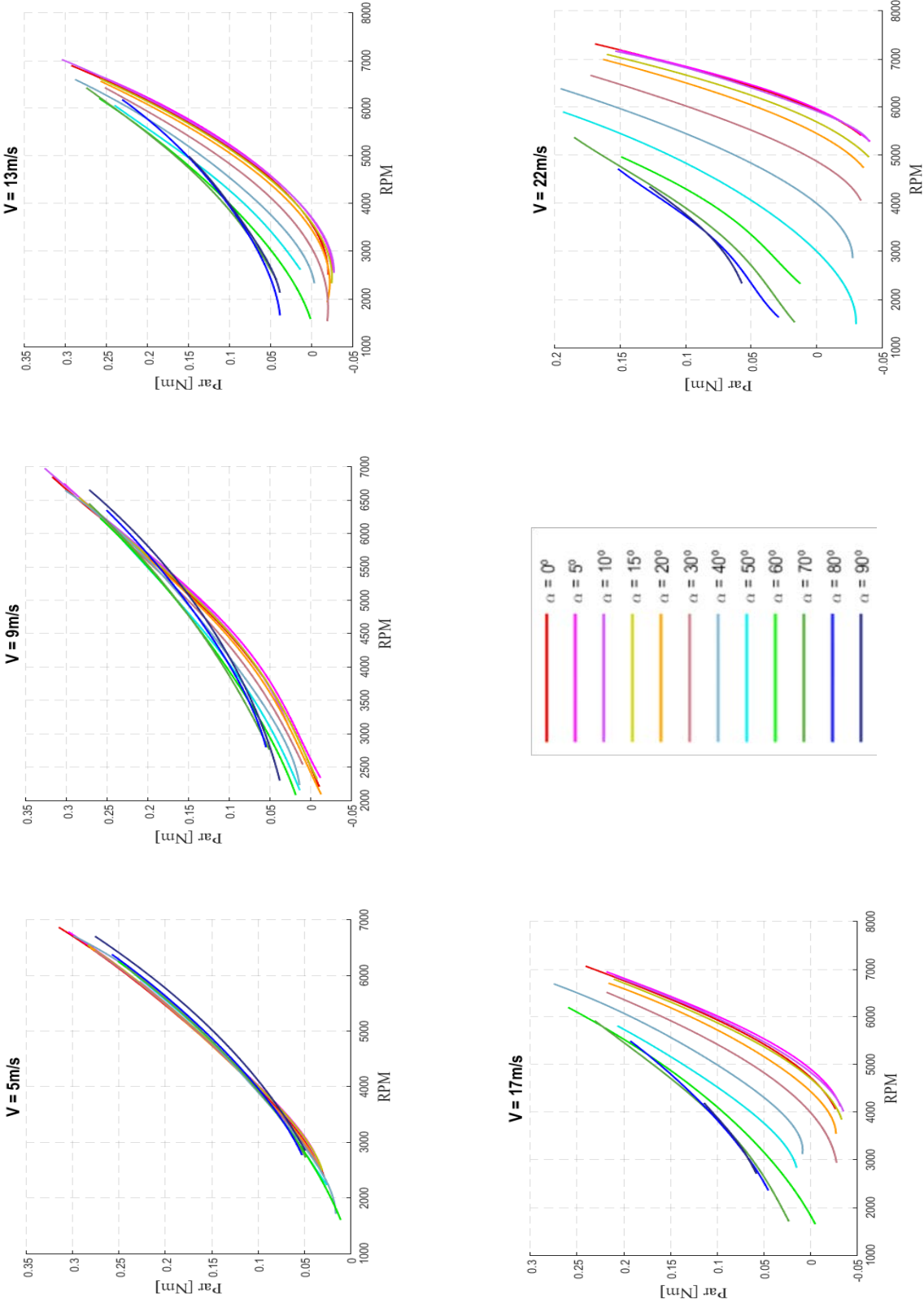


Figura 5.3. Curvas de par

5.1.3. Coeficiente de tracción

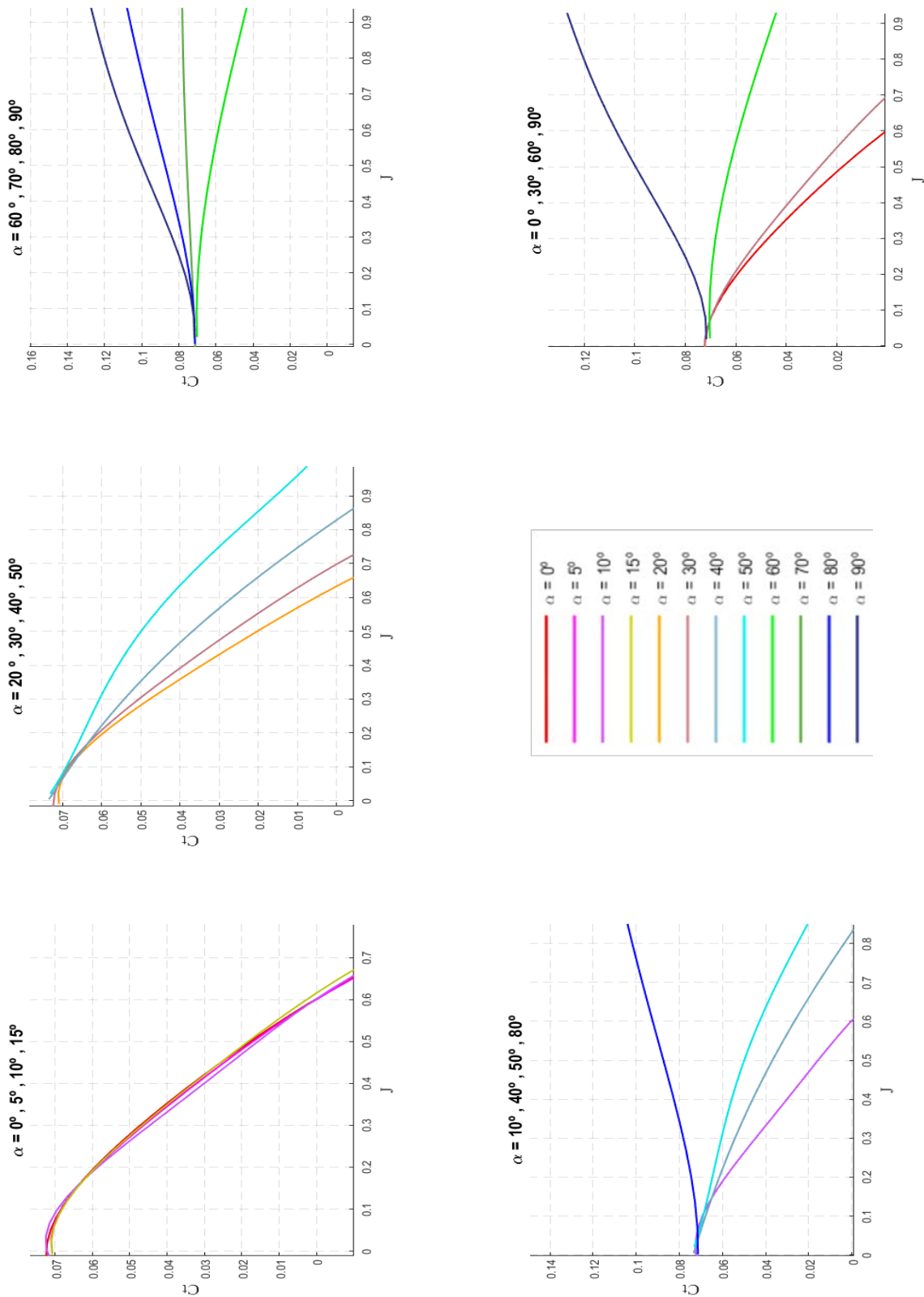


Figura 5.4. Curvas de coeficiente de tracción

5.1.4. Coeficiente de par

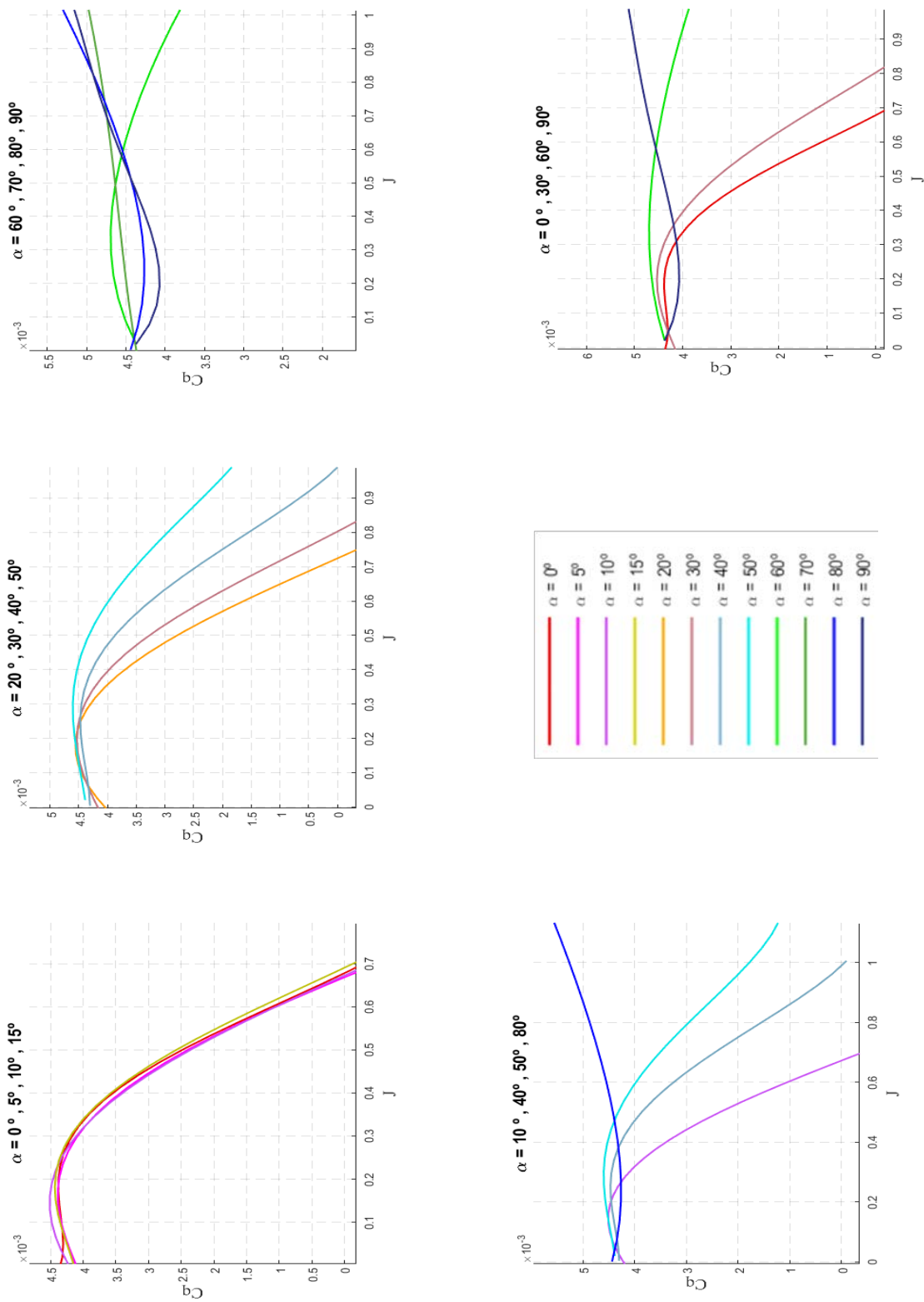


Figura 5.5. Curvas de coeficiente de par

5.1.5. Coeficiente de potencia

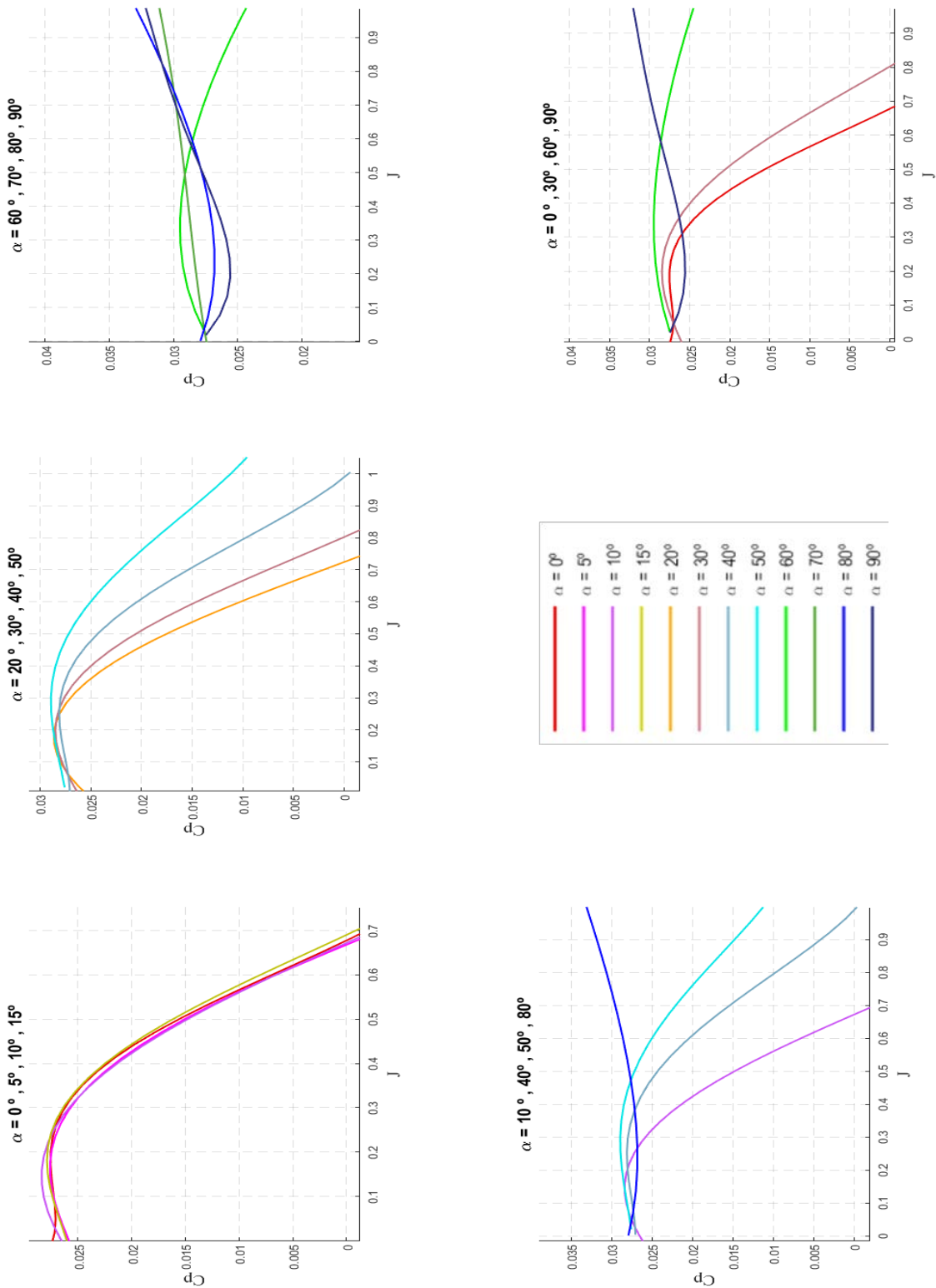


Figura 5.6. Curvas de potencia

5.1.6. Rendimiento propulsivo

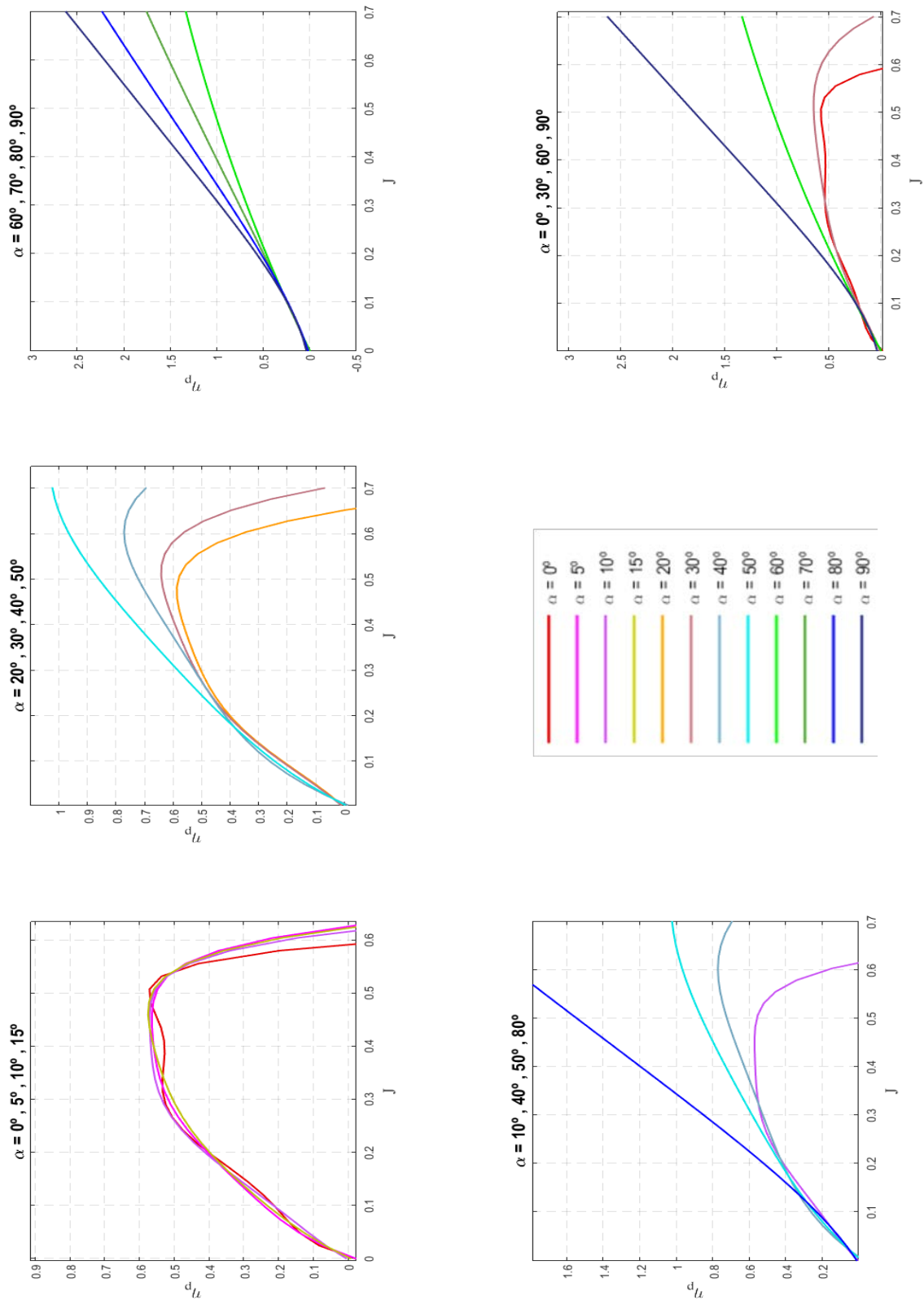


Figura 5.7. Curvas de rendimiento propulsivo

5.1.7. Rendimiento mecánico

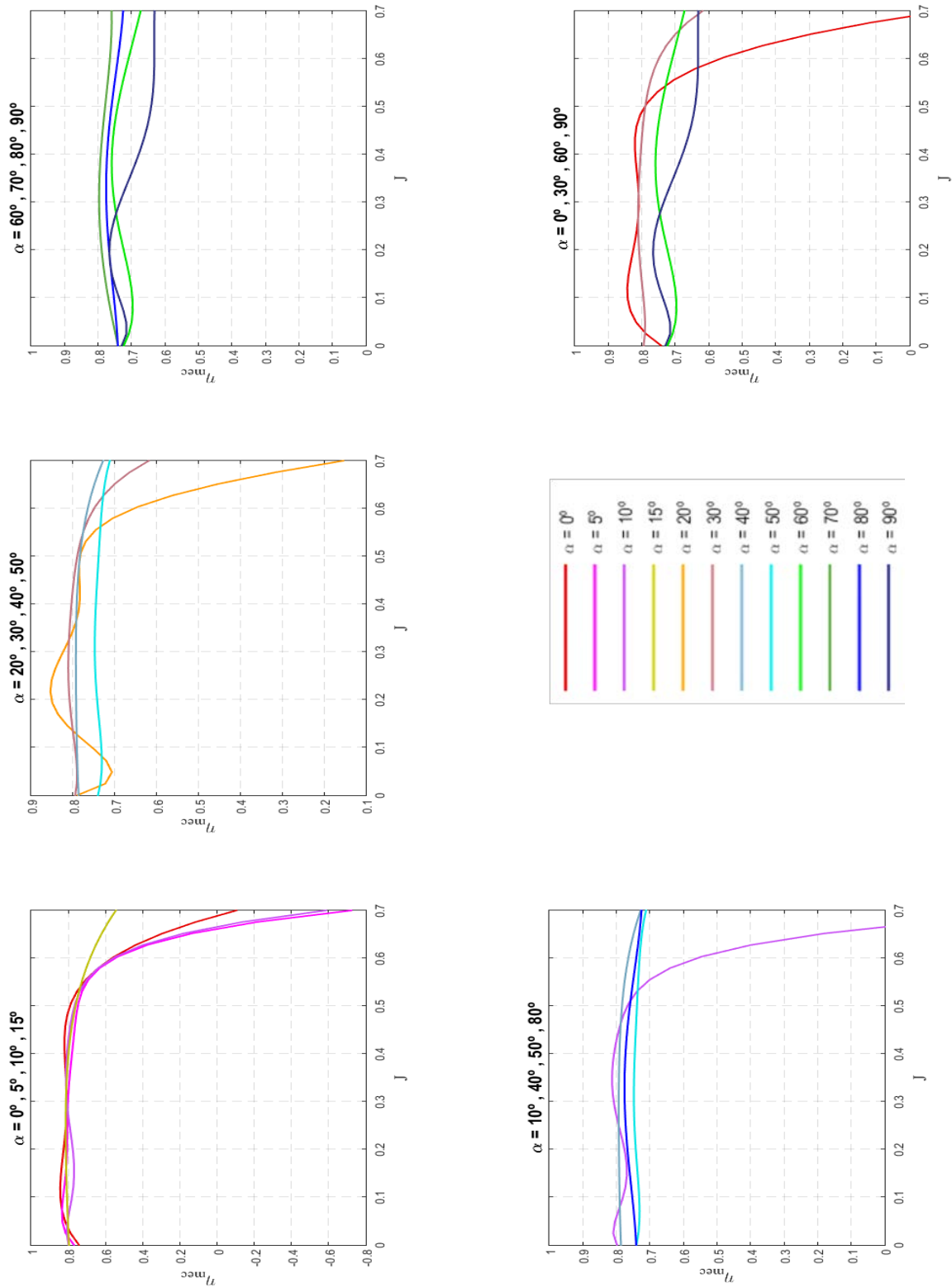


Figura 5.8. Curvas de rendimiento mecánico

5.2. Análisis de los resultados

Después de la representación de los parámetros de caracterización de sistemas de propulsión, se analizan los resultados obtenidos. Aunque se trate de los datos correspondientes a la hélice 13x6.5, las conclusiones acerca del comportamiento de las variables con la velocidad del flujo incidente, las revoluciones por minuto y el ángulo de incidencia se pueden extrapolar para el resto de hélices.

En las gráficas de la figura 5-1, se aprecia, en primer lugar, como la tendencia de la tracción con RPM es clara, cuanto más revoluciones más empuje genera el sistema. Su tendencia con los ángulos de incidencia es creciente, como cuanto mayor es el ángulo mayor empuje se desarrolla a valores de revoluciones por minuto idénticos. Este cambio se hace especialmente evidente para ángulos de ataque elevados, entre 60°-90°, mientras que en el rango de ángulos entre 0°- 30° las diferencias son pequeñas. Por último, el comportamiento de la tracción con la velocidad del flujo incidente se aprecia comparando las cinco gráficas que se representan en la figura 5-1. Cuanto mayor es la velocidad del flujo incidente mayor es la diferencia entre las curva de T-RPM, dejando claro que la tendencia del empuje con la velocidad del flujo depende altamente del ángulo de incidencia. Para ángulos pequeños el aumento de la velocidad del flujo incidente supone la reducción de la tracción generada por el propulsor siendo el comportamiento opuesto para ángulos de incidencia elevados.

Con la intención de aclarar lo comentado anteriormente, se representan las curvas tridimensionales con los valores {T, V, RPM} para diferentes ángulos de incidencia significativos. Con incidencia 0°; 10° o 30° se sigue apreciando como el aumento de la velocidad del flujo incidente conlleva una disminución de la tracción. Para incidencia 50° ya se ve un cambio de tendencia claro, generando más sustentación a grandes velocidades del túnel a diferencia de los casos anteriores. Finalmente para los 70° y 90° ya se ha invertido completamente el comportamiento. Otro detalle es que la tendencia creciente con las revoluciones por minuto se mantiene con todos los ángulos de incidencia, cosa por otro lado esperada.

El comportamiento del torque es análogo a la tracción por lo que se pueden hacer los mismos comentarios realizados en los anteriores párrafos.

Después de estudiar el comportamiento de la tracción, la tendencia del coeficiente de tracción era el esperado. Para ángulos pequeños, entre 0 y 20 grados, la curva de $C_t - J$ no presentan prácticamente variación. A partir de estos ángulos la curva se desplaza de forma que se tiene mayor coeficiente de tracción para un mismo valor del parámetro de avance. Para ángulos elevados entre 70 y 90 grados la tendencia se invierte de forma que a mayor parámetro de avance mayor coeficiente de tracción.

De nuevo la tendencia del coeficiente de torque y de potencia se comporta de manera similar al coeficiente de tracción, siendo su aumento con el parámetro de avance con ángulos elevados menos pronunciado.

Otro efecto que hay que destacar y que afectará en los resultados de los rendimientos es el fenómeno de la autorrotación. En este régimen de comportamiento, la hélice es movida por el flujo incidente cayendo los valores de voltaje e intensidad de alimentación del motor. Para ángulos de incidencia pequeños, 0 a 20°, se dará la autorrotación para parámetros de avance en torno a 0.65. Conforme se aumenta el ángulo de incidencia se retrasa la autorrotación hasta desaparecer este fenómeno a grandes ángulo de incidencia.

El rendimiento mecánico indica la relación entre la potencia absorbida por el motor en comparación con la potencia mecánica que proporciona a la hélice. Por congruencia con lo comentado anteriormente, el aumento de parámetro de avance en situaciones de ángulo de ataque reducido debe llevar a una drástica caída del rendimiento mecánico debido a la entrada en autorrotación.

Para el rendimiento propulsivo podemos distinguir un comportamiento correspondiente a curvas de ensayo con ángulo de incidencia reducido y con ángulo de incidencia elevado. Para los primeros, se obtiene una curva creciente con el parámetro de avance hasta llegar a un máximo y después cae debido a que la velocidad tan elevada provoca la autorrotación que hace caer los valores de empuje. El máximo de alcanza entorno a 0.65.

Para ángulos elevados hay que recalcar que la definición de rendimiento propulsivo se hace a partir de

los valores de tracción y velocidad medidas en la misma dirección. En la configuración con ángulos de ataque elevados la velocidad utilizada no se corresponde con la velocidad en la dirección del empuje por lo que puede provocar valores que se consideran anormales como por ejemplo rendimientos mayores que la unidad.

La curva del rendimiento propulsivo crece de forma monótona con el parámetro de avance llegando a valores mayores que uno por las razones comentadas anteriormente.

REFERENCIAS

[1]

Raimundo Blanco Hacar, Desarrollo de un equipo para la caracterización en túnel de viento de plantas propulsoras de motor eléctrico y hélice con ángulo de incidencia variable, Departamento de Ingeniería Aeroespacial y Mecánica de Fluidos, Escuela Superior de Ingenieros, Universidad de Sevilla, 2015.

[2]

Juan Manuel Moral Gámez, Diseño y creación de herramientas y aplicaciones para la gestión automatizada de experimentos de plantas propulsoras de motor eléctrico y hélice en túnel de viento, Departamento de Ingeniería Aeroespacial y Mecánica de Fluidos, Escuela Técnica Superior de Ingenieros, Universidad de Sevilla, 2014.

[3]

Hugo López Pérez. Diseño y construcción de una bancada para caracterización de plantas propulsoras por hélice con motor eléctrico, Departamento de Ingeniería Aeroespacial y Mecánica de Fluidos, Escuela Técnica Superior de Ingenieros, Universidad de Sevilla, 2012.

[4]

Isabel Gómez Fuster. Plataforma para la medición de fuerzas y momentos aerodinámicos de modelos a escala de un túnel de viento, Departamento de Ingeniería Aeroespacial y Mecánica de Fluidos, Escuela Técnica Superior de Ingenieros, Universidad de Sevilla, 2013.

[5]

Elio Carrasco Guerrero. Caracterización y estudio de las actuaciones experimentales de un sistema de propulsión por hélice con motor eléctrico. Departamento de Ingeniería Aeroespacial y Mecánica de Fluidos, Escuela Técnica Superior de Ingenieros, Universidad de Sevilla, 2012.

[6]

John B. Brandt & Michael S. Selig. Propeller Performance Data at Low Reynolds Number. University of Illinois at Urbana-Champagn, USA, 2011.