

Trabajo Fin de Grado

Grado en Ingeniería Aeroespacial

Desarrollo de un Equipo para la caracterización en Túnel de Viento de Plantas Propulsoras de Motor eléctrico y Hélice con ángulo de incidencia variable.

Autor: Raimundo Blanco Hacar

Tutor: Sergio Esteban Roncero

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

Sevilla, 2015



Trabajo Fin de Grado
Grado en Ingeniería Aeroespacial

Desarrollo de un Equipo para la caracterización en
Túnel de Viento de Plantas Propulsoras de Motor
eléctrico y Hélice con ángulo de incidencia variable.

Autor:

Raimundo Blanco Hacar

Tutor:

Sergio Esteban Roncero

Profesor Contratado Doctor

Dep. de Ingeniería Aeroespacial y Mecánica de Fluidos

Escuela Técnica Superior de Ingeniería

Universidad de Sevilla

Sevilla, 2015

Trabajo Fin de Grado: Desarrollo de un Equipo para la caracterización en Túnel de Viento de Plantas Propulsoras de Motor eléctrico y Hélice con ángulo de incidencia variable.

Autor: Raimundo Blanco Hacar

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, 2014

El Secretario del Tribunal

Agradecimientos

Tras años de esfuerzo, concluyen mis estudios de grado a la par que finaliza este proyecto. Han sido infinidad de días sentado en una biblioteca de sol a sol los que me han hecho llegar a este punto. Desde el pistoletazo de salida ha habido, como siempre en la vida, momentos buenos y momentos que no lo fueron tanto. Con orgullo puedo decir que esto hubiese sido imposible sin las personas que me han acompañado.

Quiero comenzar agradeciendo a mis compañeros de carrera en general, y a los que ya son mis amigos en particular. Si no hubiésemos creado desde el primer año el ambiente que creamos, la superación de cada asignatura hubiese sido infinitamente más difícil. Saber que tienes a alguien al lado, con los mismos apuntes por delante, que te puede ayudar, y que tiene las mismas preocupaciones e inquietudes que tú es sin duda una de las claves del éxito en la Universidad. En especial quiero agradecerle a Jorge, por haber dado siempre mucho más de lo que recibía, y como no a Inma, por haber tenido siempre un poquito de su efectividad guardada para mí.

Por otro lado tengo que dar las gracias a mis Padres y a mi hermano. Suya es esta carrera también, porque han sufrido y disfrutado conmigo y porque me han dado siempre la estabilidad y el apoyo que te permite rendir al máximo de tus capacidades.

No quiero dejar de agradecer su esfuerzo a Manolo y a José, que tan merecido tienen su título de Maestros, sin sus conocimientos sería imposible que muchos proyectos se realizasen.

Por último quiero agradecer sinceramente a Sergio, tutor de este proyecto, por su forma de trabajar, por su cercanía y por la pasión que profesa por lo que hace. Su dedicación es realmente inspiradora.

Muchas gracias a todos por haberme llevado de la mano a la meta.

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.

Resumen

Este proyecto afronta la creación de un sistema que permita ampliar las condiciones de vuelo en que se pueden caracterizar los sistemas de propulsión de aeronaves no tripuladas de pequeño a medio tamaño. En concreto se centra en aquellas aeronaves con Sistemas Propulsivos formados por una **hélice** que es movida por un **motor eléctrico**. Se desarrolla entonces una **bancada que nos permite variar el ángulo** que existe entre el vector empuje y el vector velocidad a la hora de realizar pruebas en el túnel de viento. El equipo está diseñado para su montaje en el túnel de viento de la Escuela Técnica Superior de Ingeniería de la Universidad de Sevilla.

Además del diseño, la fabricación, el montaje del conjunto y la puesta en marcha, se realizan experimentos que arrojan resultados iniciales sobre las tendencias que presentan los parámetros de caracterización al variar el ángulo. Estos resultados son presentados también de forma que suponen un punto de partida para futuros estudios mas completos en este ámbito.

Con la realización de este proyecto se continúa además con una línea de estudios de caracterización de estos Sistemas de Propulsión, que habían sido hasta ahora realizados sin variar la posición del conjunto con respecto a la corriente, [2], [4], [1].

Desarrollo de un Equipo para la caracterización en Túnel de Viento de Plantas Propulsoras de Motor eléctrico y Hélice con ángulo de incidencia variable.

Índice general

Agradecimientos	I
Resumen	III
Índice general	V
Índice de figuras	VII
1. Introducción	1
1.1. Motivación	1
1.2. Descripción del proyecto	2
2. Diseño y Construcción de la bancada	5
2.1. Estudio de Bancadas existentes	5
2.1.1. University of Illinois	5
2.1.2. California Polytechnic State University	6
2.1.3. Wright State University	7
2.1.4. Universidad de Sevilla	7
2.2. Diseño preliminar	8
2.2.1. Premisas	8
2.2.2. Aproximaciones al diseño	9
2.3. Diseño detallado	11
2.3.1. Configuración General	11
2.3.2. Despiece	15
2.4. Fabricación y Montaje	19
2.5. Electrónica utilizada	24
3. Ensayos	31
3.1. Calibración de los sensores	31
3.1.1. Sensores de Fuerza y Par	31
3.1.2. Sensor de revoluciones	37
3.1.3. Sensores de tensión e intensidad	37
3.2. Ensayos estáticos previos	38

3.3. Entorno de trabajo	38
3.3.1. Control del Ángulo de Ataque	39
3.3.2. Control y Monitorización de las variables del Motor	41
3.3.3. Monitorización y Control de la Velocidad. Interfaz DPI.	44
3.3.4. Adquisición de datos de Fuerza y Par. Placa Hércules.	47
3.4. Ensayos preliminares	49
3.4.1. Efecto de las conexiones Eléctricas	49
3.4.2. Efecto del peso	50
3.4.3. Caracterización de la resistencia	51
3.4.4. Autorrotación	55
3.5. Pruebas de adquisición de datos	56
3.5.1. Metodología de los ensayos	58
3.5.1.1. Preparación y conexionado	58
3.5.1.2. Realización del ensayo	59
3.5.1.3. Apagado y Desconexión	61
4. Resultados	63
4.1. Procesado de los datos	63
4.1.1. Filtrado del empuje	64
4.1.2. Coordinación en el tiempo y Obtención de valores medios.	68
4.1.3. Gestión de los archivos	72
4.2. Resultados obtenidos	73
4.2.1. Resultados con resistencia	73
4.2.1.1. Tracción	76
4.2.1.2. Coeficientes de Tracción	78
4.2.1.3. Rendimiento Propulsivo	79
4.2.1.4. Comparación con Resultados de Referencia	80
4.2.2. Resultados Finales	84
4.2.2.1. Tracción y Torque	86
4.2.2.2. Coeficientes Adimensionales	91
4.2.2.3. Rendimientos	94
4.2.2.4. Comparación con Resultados de Referencia	97
5. Conclusiones	101
5.1. Líneas de Estudio Futuras	102
Anexos	104
A. Planos	107
A.1. Hoja de especificaciones de los Rodamientos	118
Bibliografía	121

Índice de figuras

1.1. Ejemplo Unmanned Aerial System	1
1.2. Avión no tripulado X8	1
1.3. UAS de ala móvil	1
1.4. <i>P-Factor</i> . Imagen de www.allreflight.com	2
2.1. Bancada Brandt & Selig. Vista desde el exterior del tunel.	6
2.2. Bancada Brandt & Selig. Vista ampliada del planta motora y el torquímetro	6
2.3. Bancada de Phelps. Vista desde el interior del tunel.	6
2.4. Bancada de Brezina & Thomas.	7
2.5. Bancada de Hugo López.	7
2.6. Modelo 3D. Vista exterior.	8
2.7. Cámara de ensayos	8
2.8. Modelo 1	9
2.9. Modelo 2	9
2.10. Modelo 3	10
2.11. Modelo 4	10
2.12. Esquema en 3D de la combinación de ángulos.	10
2.13. Vista final del diseño.	12
2.14. Renderizado del diseño final.	12
2.15. Vista ampliada superior.	13
2.16. Renderizado ampliado superior.	13
2.17. Vista de la planta superior.	13
2.18. Renderizado ampliado inferior.	13
2.19. Renderizado de la vista en planta.	13
2.20. Propiedades del Duraluminio 7075.	14
2.21. Propiedades Místicas del conjunto.	14
2.22. Diferenciación de la parte móvil (verde) y la fija (rojo) en el diseño final.	15
2.23. Fotografía del conjunto de Placas.	16
2.24. Captura de la Placa trasera.	16
2.25. Captura de la Placa Lateral Derecha.	16
2.26. Captura de la Placa Lateral Izquierda.	16
2.27. Captura de un Rodamiento.	17

2.28. Fotografía de los rodamientos.	17
2.29. Captura de un Eje.	17
2.30. Fotografía de un Eje.	17
2.31. Captura de la Galleta de Carga.	17
2.32. Captura de la Galleta de Torque.	17
2.33. Captura de la Galleta de Bancada.	17
2.34. Fotografía de la Galleta de Carga.	18
2.35. Fotografía de la Galleta de Torque.	18
2.36. Fotografía de la Galleta de Bancada.	18
2.37. Fotografía del conjunto Motor-Bancada.	18
2.38. Célula de Carga.	19
2.39. Célula de Torque.	19
2.40. Piezas posicionadas para montaje.	20
2.41. Montaje sin Torquímetro ni sistema motor.	20
2.42. Prueba de montaje en Túnel de Viento.	21
2.43. Procedimiento de nivelado de la estructura.	21
2.44. Montaje final sin electrónica.	22
2.45. Montaje final.	22
2.46. Montaje final. Vista superior.	22
2.47. Montaje final. Vista lateral.	23
2.48. Montaje final. Ángulo elevado	23
2.49. Montaje final. Posición Vertical.	24
2.50. Variador <i>MEZON 115 OPTO</i>	25
2.51. Sensor <i>MUI 150 EX</i>	25
2.52. <i>Expander E4 EX</i>	25
2.53. Receptor <i>Duplex R10</i>	26
2.54. Radio <i>Futaba</i>	26
2.55. Transmisor.	26
2.56. Conexión de varios elementos durante las pruebas de funcionamiento iniciales.	27
2.57. <i>JetiBox Profi</i>	27
2.58. Acondicionadores de señal abiertos y Tarjeta de adquisición de datos.	28
2.59. Conexión de los cables de la Célula de Carga.	28
2.60. Conexión de los cables del Sensor de Par.	28
2.61. Tarjeta de adquisición de datos.	28
2.62. Esquema Eléctrico.	30
3.1. Montaje para la calibración de la Célula de Fuerza	32
3.2. Montaje para la calibración de la Célula de Torque	32
3.3. Fuerza medida y Aplicada	33
3.4. Par medido y Aplicado	33
3.5. Fuerza medida y Aplicada	34

3.6. Captura del programa <i>sensores.c</i> donde aparecen la antigua y la nueva recta de calibración.	34
3.7. Nueva y antigua recta del calibración	35
3.8. Ensayo para comprobar la fiabilidad de los resultados	36
3.9. Tacómetro	37
3.10. Medidor de Intensidad y Voltaje	37
3.11. Configuración del equipo en las primeras pruebas en la sala de ensayos.	38
3.12. Esquema del entorno de trabajo.	39
3.13. Unidad controladora.	40
3.14. Entorno de variación del ángulo.	40
3.15. Interruptor de energizado de motores.	41
3.16. Módulos de control del ángulo de ataque.	41
3.17. Iconos de <i>Flight Monitor</i> y <i>JBP Read</i> así como la interfaz del <i>JBP Read</i>	42
3.18. Interfaz del <i>Flight Monitor</i>	42
3.19. Cargador GRAUPNER	43
3.20. Packs de baterías disponibles	44
3.21. Sonda de Pitot	44
3.22. Sensor de presión <i>Druck DPI 150</i>	45
3.23. Regulador de la velocidad	45
3.24. Interfaz DPI	46
3.25. Estación Meteorológica	46
3.26. Interfaz de la placa HERCULES II	47
3.27. Esquema de la contribución del peso	50
3.28. Variación de la componente del peso con el ángulo de ataque	51
3.29. Mediciones realizadas de la resistencia y filtrado	52
3.30. Resistencia a cada ángulo.	53
3.31. Resistencia en función de α y de la Velocidad.	53
3.32. Momento de resistencia en cada α	54
3.33. Potencia aportada por las baterías. 2000 RPM.	55
3.34. Revoluciones por minuto. Ensayos a 2000 RPM.	56
3.35. Esquema del modo de inicio de la captura de datos.	60
3.36. Protección de los equipos tras la campaña de ensayos.	62
4.1. Medidas tomadas y resultado tras filtrado. 2000RPM y 20°.	65
4.2. Medidas tomadas del empuje y filtrado. 2000 RPM.	66
4.3. Medidas tomadas del empuje y filtrado. 3000 RPM.	66
4.4. Medidas tomadas del empuje y filtrado. 4000 RPM.	67
4.5. Medidas tomadas del empuje y filtrado. 5000 RPM.	67
4.6. Medidas tomadas del empuje y filtrado a altos ángulos. 2500 RPM.	68
4.7. Medidas de momentos tomadas. 2000RPM y 20°.	68
4.8. Primeras líneas del código <i>procesado_jetis.m</i>	69
4.9. Captura de la selección de intervalos.	70

4.10. Captura de la selección de puntos coincidentes.	71
4.11. Captura de la selección de puntos inicial y final.	71
4.12. Contenido de la carpeta <i>Postprocesado</i>	72
4.13. Esquema de la ángulo de ataque de la pala por composición de velocidades.	75
4.14. Tracciones en cada régimen de RPM con resistencia.	76
4.15. Tracciones obtenidas con resistencia.	77
4.16. Coeficiente de Tracción en cada régimen de RPM con resistencia.	78
4.17. Rendimiento propulsivo en cada régimen de RPM con resistencia.	79
4.18. Comparación a 2000 RPM.	80
4.19. Comparación a 3000 RPM.	81
4.20. Comparación a 4000 RPM.	82
4.21. Comparación a 5000 RPM.	83
4.22. Tracciones en cada régimen de RPM.	86
4.23. Tracciones obtenidas.	87
4.24. Torques en cada régimen de RPM.	88
4.25. Torques obtenidos.	89
4.26. Tracción en función de α	90
4.27. Torque en función de α	90
4.28. Coeficiente de Tracción en cada régimen de RPM.	91
4.29. Coeficiente de Par en cada régimen de RPM.	92
4.30. Coeficiente de Potencia en cada régimen de RPM.	93
4.31. Rendimiento propulsivo en cada régimen de RPM.	94
4.32. Rendimiento mecánico en cada régimen de RPM.	95
4.33. Rendimiento Propulsivo.	96
4.34. Rendimiento Mecánico.	96
4.35. Comparación a 2000 RPM.	97
4.36. Comparación a 3000 RPM.	98
4.37. Comparación a 4000 RPM.	99
4.38. Comparación a 5000 RPM.	100

Capítulo 1

Introducción

1.1. Motivación

En la actualidad el mercado de las aeronaves ligeras no tripuladas está en continuo crecimiento. Esto se debe a la expansión de dispositivos electrónicos con una gran capacidad computacional, lo cual incrementa mucho sus cualidades y permite aplicarlos, con un coste relativamente bajo, a un ámbito como el aeronáutico en que la seguridad es crítica. Los llamados *UAS (Unmanned Aerial System)* son un tema de moda en el ámbito de la tecnologías. Este hecho se debe principalmente a la extensa lista de aplicaciones que estos vehículos poseen y que se amplía día tras día. En las imágenes de la 1.1 a la 1.3 podemos visualizar ejemplos de estas aeronaves.

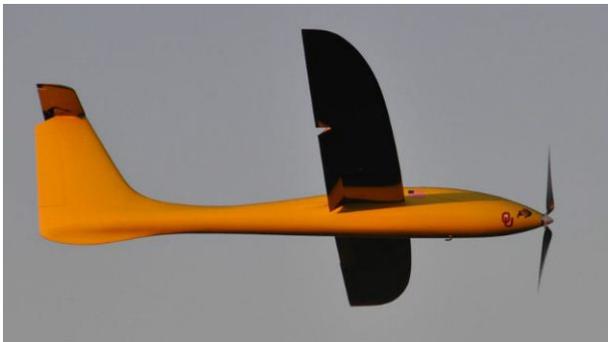


Figura 1.1: Ejemplo Unmanned Aerial System



Figura 1.2: Avión no tripulado X8



Figura 1.3: UAS de ala móvil

La inmensa mayoría de los aviones de este tipo, y concretamente aquellos que se sustentan gracias a superficies aerodinámicas en ala fija, utilizan un sistema propulsivo formado por un conjunto motor-hélice energizado mediante baterías.

A la hora de diseñar una aeronave, un aspecto muy importante para asegurar que cumpla con los requisitos de la misión deseada es hacer una buena elección de la planta propulsora. Para facilitar enormemente dicho proceso de selección es clave disponer de un catálogo de conjuntos motor-hélice caracterizados de antemano de la forma lo mas amplia posible.

El Departamento de Ingeniería Aeroespacial de la Universidad de Sevilla en concreto y la Escuela Técnica Superior de Ingeniería en general se implican anualmente en numerosos proyectos, algunos de los cuales se encuentran en dicho marco. Aparece entonces la necesidad de desarrollar un sistema que evolucione los actuales de forma que se puedan realizar ensayos que abarquen un rango mayor de condiciones de vuelo.

Una de las variables que menos usualmente han sido cuantificadas en el ámbito de la investigación pública es el efecto del ángulo de ataque sobre los parámetros de la planta propulsora. Cuando el ángulo relativo entre la línea de empuje y la velocidad del avión varía aparecen efectos como el *P-Factor*, [11], que producen la pérdida de simetría en la tracción y por tanto influirán en la eficiencia y rendimiento, figura 1.4. Aportar las herramientas para que esa caracterización pueda ser realizada será el objetivo principal de este proyecto.

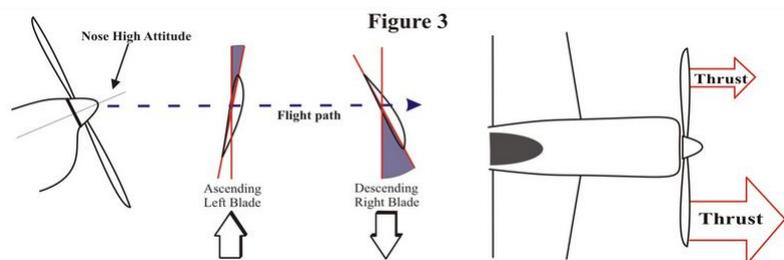


Figura 1.4: *P-Factor*. Imagen de www.allrcflight.com

La razón de la realización de este proyecto es por tanto la de construir una bancada con la que recoger datos de ensayos de sistemas propulsores motor-hélice en distintos regímenes de vuelo para aeronaves de pequeño tamaño, dando así respuesta a la problemática planteada.

1.2. Descripción del proyecto

Para comenzar, y con el fin de aportar mayor claridad se recopilan a continuación los objetivos del proyecto.

- Creación de herramientas para la caracterización y el estudio del efecto del ángulo de ataque de la planta propulsora.
- Diseño y construcción de una bancada con las capacidades que se han indicado.
- Testado del funcionamiento del equipo y realización de algunos experimentos que lo certifiquen.

Se pretende realizar el diseño y producción de un sistema de pruebas para el túnel de viento del laboratorio del Departamento de Ingeniería Aeroespacial y Mecánica de Fluidos que tenga la capacidad de variar el ángulo del eje central de la hélice con respecto al viento incidente. Está es la principal

evolución que se quiere conseguir con respecto a la bancada que se utilizaba en proyectos anteriores, [1],[2],[4]. Para conseguir este movimiento se quiere hacer uso del sistema que posee el propio túnel, figura 2.7, y que varía el ángulo de ataque del equipo que está siendo testado.

La idea inicial consiste en utilizar dos barras horizontales cogidas a las galletas laterales del túnel de viento que aportan el movimiento de rotación. Sobre esas barras debe ir montado el sistema que, utilizando la electrónica y células de medida que se tienen de proyectos anteriores, nos aporte los parámetros que caracterizan un sistema motopropulsivo como el presentado en el apartado anterior. Estos parámetros son:

- Tracción de la hélice.
- Par de torsión (Torque).
- Régimen de revoluciones del motor.
- Potencia de entrada al motor.
- Voltaje consumido.
- Intensidad consumida.
- Velocidad de vuelo (velocidad del túnel de viento).
- Datos meteorológicos (Presión, Temperatura y Humedad relativa).

De entre todos los datos telemétricos la dificultad principal del proyecto está en la medición de las dos primeras variables, fuerza y par. Se debe diseñar un mecanismo que transmita dichas variables, de tipo mecánico, a las células que las miden, de forma que las pérdidas por fuerzas disipativas como el rozamiento se minimicen, consiguiendo una medida lo más real posible. Las demás variables se miden del mismo modo que el desarrollado por Juan Manuel Moral en su proyecto [1]. Se utiliza un sistema electrónico comercial que se explicará en más detalle a lo largo del documento.

El desarrollo del documento sigue un orden cronológico. Después de la Introducción, Capítulo 1, se presentan una serie de bancadas que ya existen y que sirven para comprender las diferentes tecnologías que se utilizan en la realización de pruebas de conjuntos motor-hélice al comienzo del Capítulo 2. En el mismo Capítulo 2, Se describirá también el proceso que se ha seguido para llegar al diseño final de la bancada así como la construcción de la misma y se mostrará la electrónica que monta. A continuación. en el Capítulo 3 se tratarán los ensayos, desde los que se realizan previamente al montaje en túnel de viento hasta los experimentos para los que la bancada está diseñada, pasando por la calibración de los equipos y presentándose el entorno de trabajo. En el Capítulo 4 se presentarán los resultados que se han obtenido de las pruebas y se finalizará con la recopilación de conclusiones que se han derivado de la realización de todas las fases del proyecto, Capítulo 5.

Capítulo 2

Diseño y Construcción de la bancada

2.1. Estudio de Bancadas existentes

Son numerosos los ejemplos de proyectos que se han realizado en universidades de todo el mundo en los últimos años como respuesta a la misma problemática, caracterizar los sistemas que propulsan las aeronaves no tripuladas de pequeño y medio tamaño.

Como ya se ha indicado y como se insiste en cada uno de los proyectos que a continuación se presentan, no se encuentran muchos datos sobre los elementos propulsivos que montan las pequeñas aeronaves no tripuladas.

Aún habiéndose ya explicado la ventaja que con este proyecto se quiere alcanzar es conveniente mostrar los sistemas que han servido de precedente e inspiración al que en este proyecto se expone. También es conveniente notar que hay otros proyectos exclusivamente dedicados a la caracterización de motores y que por tanto no miden la tracción de la hélice (ejemplo en [6]).

2.1.1. University of Illinois

La primera de las bancadas que se presentan es la construida por John B. Brandt & Michael S. Selig en la Universidad de Illinois ([5]).

Se trata de un sistema en el que el conjunto motor hélice está situado, como es natural, en el centro de la sección de pruebas del túnel de viento. Como se puede observar en la figura 2.2, el prisma que soporta el motor está directamente cogido al torquimetro. Esta forma de situar el sensor de par es la habitual, como se verá en el resto de ejemplos. La medida del empuje se realiza sobre el techo del tunel mediante un sistema de péndulo con forma de T que esta unido a la célula de carga (figura 2.1). Además cabe destacar que la barra vertical que sostiene el sistema va carenada de forma que la resistencia y perturbaciones que en la medida pudiesen producirse se reducen.

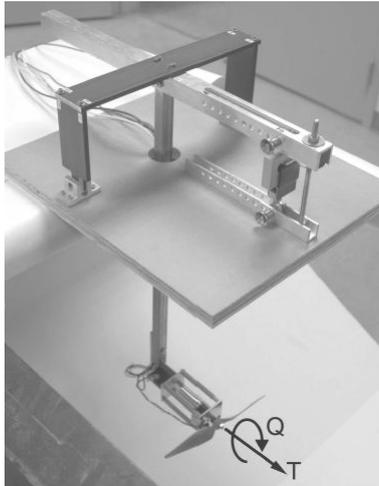


Figura 2.1: Bancada Brandt & Selig. Vista desde el exterior del tunel.

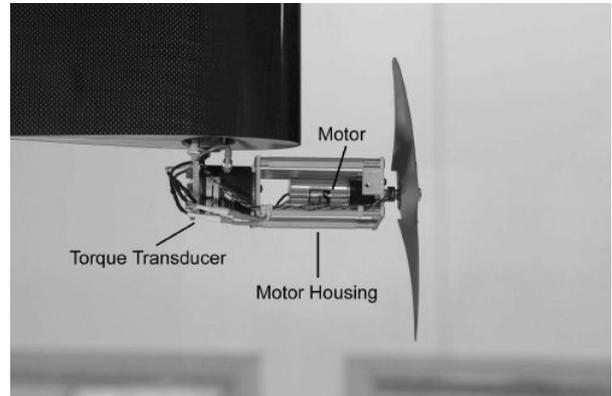


Figura 2.2: Bancada Brandt & Selig. Vista ampliada del planta motora y el torquímetro

2.1.2. California Polytechnic State University

El siguiente aparato de medida fue desarrollado por Nathan R. Phelps con la motivación de estudiar las eficiencias de motor y hélice ([10]).



Figura 2.3: Bancada de Phelps. Vista desde el interior del tunel.

En este caso la medida de la tracción se realiza directamente sobre el propio eje, obteniéndose así un menor error ya que dependerá únicamente de la fricción que tengan los rodamientos, la cual se presume muy pequeña. Por su parte la medida del Torque se realiza mediante otra Célula de Carga colocada de forma vertical y cogida al eje de forma que, sabiendo el radio de la cogida y la fuerza que mide el sensor, tendremos el par de forma inmediata. Esta forma de medir el torque es, a priori, menos exacta que utilizar una célula diseñada para ello. Otro de los aspectos que puede lastrar la correcta toma de datos es la longitud del eje. Si el sistema motopropulsor transmitiese la suficiente fuerza y momento las deformaciones sobre el eje podrían dejar de ser despreciables.

2.1.3. Wright State University

Con el mismo propósito científico que en los demás casos, construyeron Aron J. Brezina & Scott K. Thomas su bancada ([9]). Como en los dos casos anteriores, el tamaño de las hélices y los motores que se ponen a prueba es menor que el que se quiere tratar en nuestro proyecto. Como dato aclaratorio, las hélices testadas en [9] rondan los 12cm de diámetro mientras que las nuestras rondan los 50cm.

Podemos observar en la figura 2.4 como la bancada es mucho más compacta y tiene los Sensores de Par y Fuerza inmediatamente seguidos. Esto es posible ya que el peso del sistema es muy pequeño y por tanto el trabajo a flexión de la Célula de Carga es suficientemente pequeño.

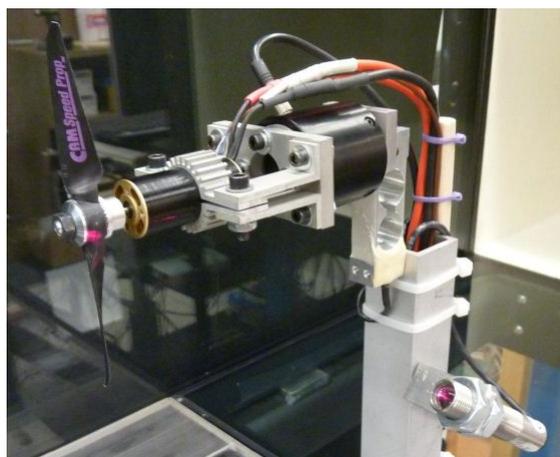


Figura 2.4: Bancada de Brezina & Thomas.

2.1.4. Universidad de Sevilla

Aunque los equipos anteriormente presentados han sido de ayuda para aproximarnos a la configuración final es innegable que es de la bancada desarrollada por Hugo López ([2]) de la que más influencia recibe la que ahora se construye ya que es su antecesora inmediata. El torquímetro y la célula de carga que se utilizan son las mismas y gran parte de la electrónica también lo es.



Figura 2.5: Bancada de Hugo López.

En este sistema, similar al utilizado en [5], se toma la medida de par inmediatamente tras el soporte

del motor. El sensor de fuerza se sitúa más alejado del motor, uniendo una plataforma móvil, que va sobre unos raíles y que soporta el mástil, con una plataforma fija.

2.2. Diseño preliminar

A la hora de describir el proceso de diseño del equipo se debe empezar indudablemente por presentar cuales fueron los primeros pasos que se dieron para llegar a una solución final robusta y que aporte resultado precisos en la toma de datos.

2.2.1. Premisas

Se deben explicar para empezar algunas premisas que no se deben olvidar para tomar las primeras decisiones de diseño. Estas son condiciones que la bancada tiene que cumplir y que por tanto son de la mayor importancia posible en el proceso de diseño. En primer lugar hay que tener en cuenta como es el túnel de viento sobre el que se va a montar.

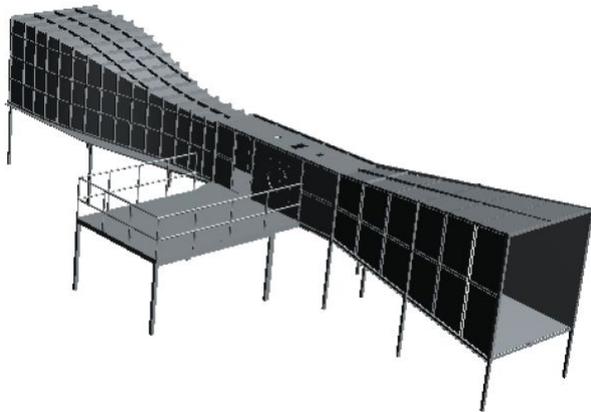


Figura 2.6: Modelo 3D. Vista exterior.



Figura 2.7: Cámara de ensayos

Se trata de un túnel viento de circuito abierto de 23,52 metros de longitud. La sección de ensayos esta situada en el centro, tiene forma de prisma cuadrado de 5m de longitud, 1,4m de ancho y 1,8m de alto. El viento lo mueven 9 ventiladores colocados aguas abajo, en la sección final, siendo la velocidad máxima de diseño 30m/s. Lo más destacado para nuestro diseño es el sistema de variación de ángulo de ataque formado por dos galletas situadas en los laterales y controladas por el usuario para que giren sobre su eje y sitúen el equipo con el ángulo de ataque deseado, se explicará con más detalle el control de este sistema en la sección 3.3. Se unirán estas galletas mediante dos barras, también modeladas, sobre las que irá montado el equipo.

Otra premisa que se quiere mantener a la hora de realizar el diseño es la de tomar la medida de fuerza sobre el propio eje de empuje para evitar momentos y deformaciones a flector que puedan falsear la medida.

Además, como ya se ha dicho con anterioridad, se pretenden reutilizar la mayor parte posible de los sensores que fueron utilizados en [1]. El desarrollo de un nuevo equipo telemétrico se deja para posteriores proyectos, consiguiendo también con ello un ahorro económico importante. De hecho la cogida del torquímetro con el soporte del motor se mantendrá el utilizado en [2], [1] y [4] al considerarse óptimo.

Por último, como es natural en todo proceso de manufactura de un equipo, este debe facilitar en la medida de lo posible su fabricación. Es por ello que la realimentación con los Maestros de Taller, Manuel González Jiménez y José Tejada Aguilar, debe ser un pilar fundamental en el proceso de diseño, aportando la siempre apreciada visión desde la experiencia.

2.2.2. Aproximaciones al diseño

En este apartado se expondrá la evolución del diseño, pasando por diferentes bocetos hasta llegar a la solución final. En total se llegaron a modelar cuatro bocetos que fueron evolucionando por necesidades concretas.

En ninguno de los cuatro bocetos aparecen las **barras** de sujeción al túnel. En un primer momento se planteó ponerlas de forma triangular imitando así a una estructura tipo celosía. Con esto conseguiríamos aumentar la componente de trabajo a axil de la barra y así soportar mejor los esfuerzos en la dirección longitudinal, empuje y resistencia. Esto se descartó ya que supondría sobrestimar dichas fuerzas además de dificultar la fabricación. Finalmente se optó por directamente seguir el diseño de las barras utilizado en [3]. Estas son dos barras ancladas en ambos lados que soportarán el esfuerzo en la zona central. Las utilizadas en [3] eran dos barras huecas de sección cuadrada de $20mm$ de lado y $1,5mm$ de espesor. Por disponibilidad de material en el nuevo diseño tendrán un lado de sección de $25mm$, algo mayores que su predecesoras. Una fuerza de $100N$ es la máxima que podría llegar a producir una de las hélices lo cual se trata de valores muy por debajo de los que realmente soportarían dos barras de esas características trabajando en la configuración mas desfavorable de esfuerzo flector puro. Para hacernos una idea de forma simple, $100N$ de fuerza equivaldrían a apoyar una masa de $10Kg$ sobre ambas barras. En [3] se realizó un estudio estructural para comprobar que esfuerzos podrían soportar las barras. Con los esfuerzos soportados por aquellas se hubiese ya podido soportar la nueva bancada.

Se concluye entonces, y podrá ser comprobado después que esa configuración de las barras es más que suficiente para soportar todos los esfuerzos que podrían tener que soportar. Conociendo ya el soporte que se utilizará podemos pasar a presentar los bocetos previos que se modelaron.

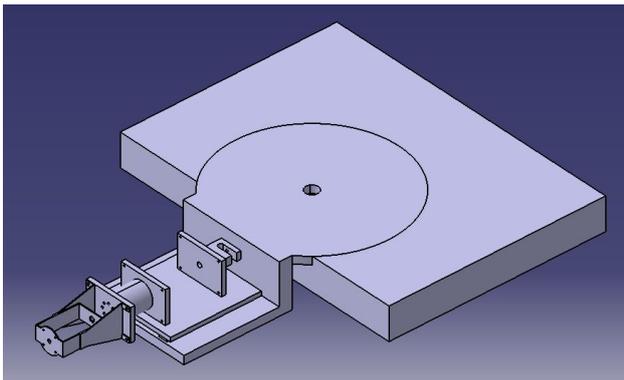


Figura 2.8: Modelo 1

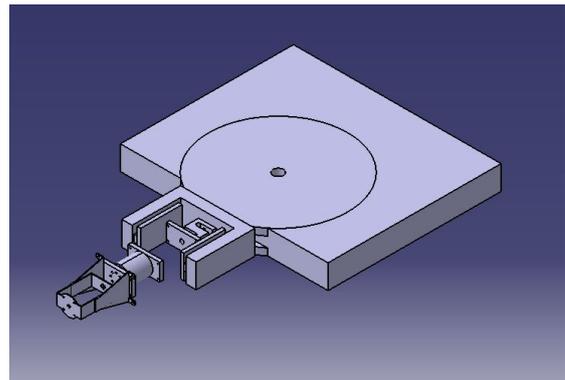


Figura 2.9: Modelo 2

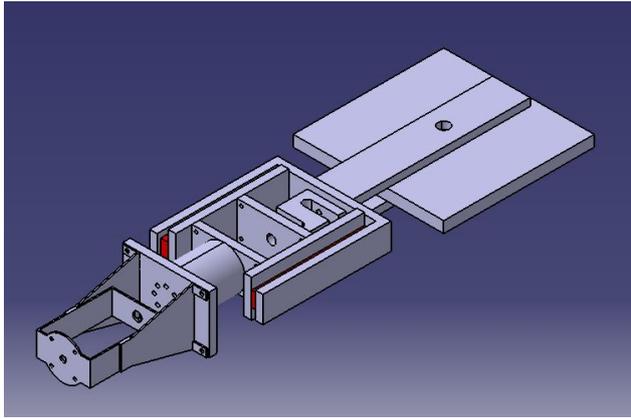


Figura 2.10: Modelo 3

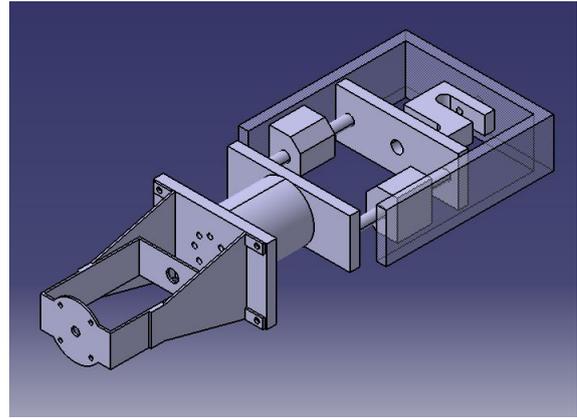


Figura 2.11: Modelo 4

Comenzaremos la explicación de los modelos por la parte trasera, la que iría fijada a las barras. Podemos observar en las figuras 2.8, 2.9 y 2.10 que los tres primeros modelos poseían un mecanismo para variar el ángulo de resbalamiento. En el modelo 3 este mecanismo ya era más simple, ahorrando material y por tanto peso y facilitando la fabricación. En el cuarto modelo desaparece. Tener la posibilidad de variar el resbalamiento lo único que aporta es una relación mas clara y directa con la actitud que tendría la aeronave en vuelo pero no aporta ningún beneficio a nivel de datos obtenidos. Esto se explica gracias a la simetría radial del sistema motor-hélice. La combinación de los ángulos de ataque, α , y resbalamiento, β , da un cierto ángulo del empuje con respecto a la corriente incidente, ϕ que también podría ser obtenido simplemente variando el ángulo de ataque, un esquema de dicha explicación podemos encontrarlo en la figura 2.12. Se opta por tanto por simplificar el sistema y no dar la opción de variar el ángulo de resbalamiento. Facilitando así de manera muy notable la manufactura del equipo en general así como el coste del mismo.

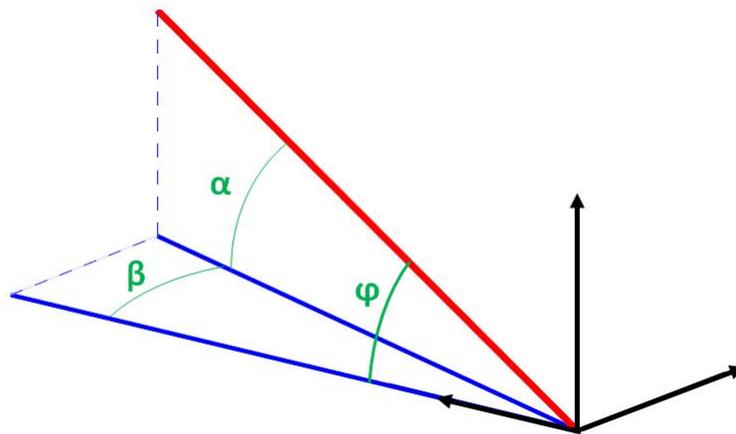


Figura 2.12: Esquema en 3D de la combinación de ángulos.

La principal discusión es la evolución de la configuración de la parte móvil y su unión con las fijas. Es conveniente llegados a este punto recordar la importancia de la existencia de una parte con libertad de movimiento únicamente en la dirección longitudinal, que llamamos parte móvil. La colocación de la célula de carga de forma que soporte todos los esfuerzos en esa dirección es la que hace que podamos

medir la fuerza de tracción. El movimiento relativo entre la parte móvil y la fija en el resto de grados de libertad debe estar restringido ya que no aporta, en este estudio, ningún valor a la caracterización de la hélice y por tanto no será considerado importante.

En el primer modelo (figura 2.8) se puede apreciar claramente la influencia del diseño elegido por Hugo López en [2]. La parte móvil aparece en este primer caso montada sobre una plataforma que se encuentra fijada mediante tornillería a unos carros que deslizan sobre dos raíles que a su vez están atornillados a la plataforma fija. La principal desventaja de esta forma de unir la parte fija con la móvil es que la protuberancia por la parte inferior empeoraría las características aerodinámicas al aumentar la resistencia y afectar al flujo en una zona relativamente cercana a la hélice.

Entre el segundo y el tercer modelo solo se cambia la forma de variar el ángulo de deslizamiento que antes se explicó. La evolución con respecto al primero se refleja en que los carritos y los raíles que unen la parte móvil y la fija se han lateralizado, evitando así que todo el peso de las piezas más adelantadas provoque un momento importante en la unión entre la plataforma móvil y la galleta de cogida de la célula de Par.

La evolución hacia el cuarto de los modelos, muy parecido al final, se encuentra en el modo en que los grados de libertad distintos del desplazamiento longitudinal son eliminados. Hasta este último boceto se había utilizado el modelo de guías lineales y ahora se introduce el de rodamientos de bolas lineales con un eje interior. Los rodamientos de bolas suponen una solución mucho más robusta que los anteriores carros y raíles sin duda más débiles. Esta será la solución de sujeción adoptada finalmente.

2.3. Diseño detallado

El fin de esta nueva sección es el de mostrar en detalle el diseño final escogido explicando el conjunto y el fin de cada una de las piezas. Para empezar se expondrá con ayuda de imágenes tomadas del programa de diseño como es en general la configuración que posteriormente se construirá. Después se pasará a realizar un despiece, deteniéndonos de forma breve en cada una de las piezas.

2.3.1. Configuración General

La configuración general final evoluciona con respecto al último de los bocetos en la colocación de dos rodamientos lineales en cada lado en lugar de uno. El motivo de hacer esto es buscar que los esfuerzos provocados por el peso no se transmitan a la célula de carga en la configuración nominal a cero grados. Con un solo rodamiento puede ocurrir que el esfuerzo que soporta, unido con la pequeña holgura que se pueda tener aumenten el rozamiento y falseen la medida. Esta nueva configuración, que sobre el papel es más óptima, complicará posteriormente la fabricación debido a la enorme precisión requerida en la alineación de las galletas que van unidas a los extremos de los ejes.

Con todo esto queda un diseño como el que se muestra en las figuras entre la 2.13 y la 2.19. En todas estas figuras se puede comprobar la exactitud del modelo realizado. No se incluyen la tornillería ni los equipos electrónicos. Las cogidas entre piezas se realizan con tornillos en su mayoría de métrica 6. Los que cogen la bancada serán de $M4$ tal y como lo fueran en la bancada de Hugo López, [2].

Sobre las barras encontramos montado un cajón central formado por una Placa Trasera a la cual se atornillan las dos Placas Laterales formando una «U». A dicha Placa Trasera se ancla la cara fija de la Célula de Carga. A las Placas Laterales Izquierda y Derecha se fijan los cuatro Rodamientos por cuyo interior deslizan los dos Ejes. Estos ejes unen la que llamamos Galleta de Carga, por su unión con la Célula de Carga, con la Galleta de Torque, unida al Torquímetro. La otra cara del Torquímetro se une con la Galleta de Bancada que como su nombre indica soportará la Bancada con el Motor y la Hélice.

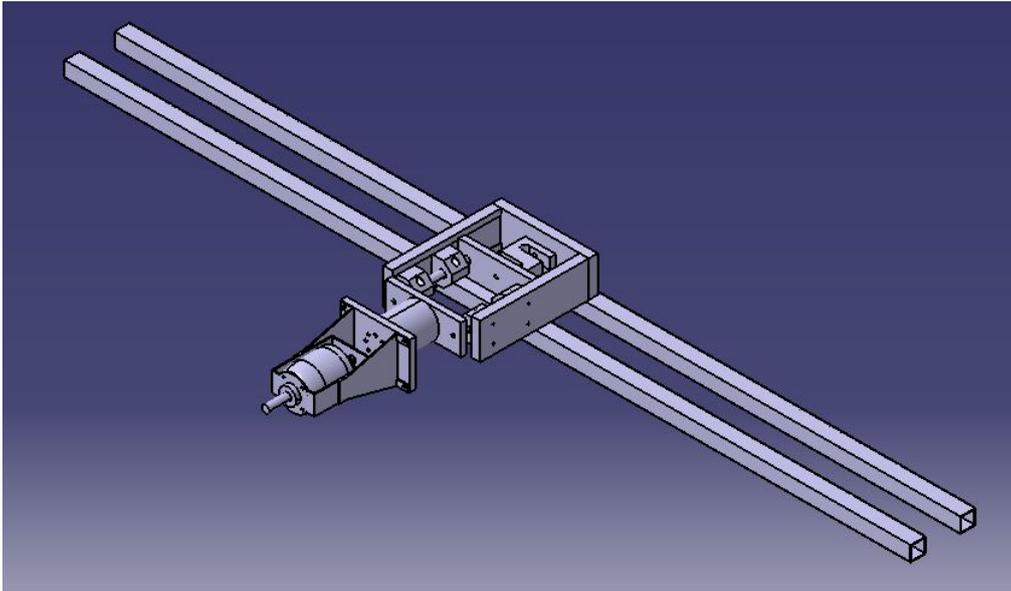


Figura 2.13: Vista final del diseño.

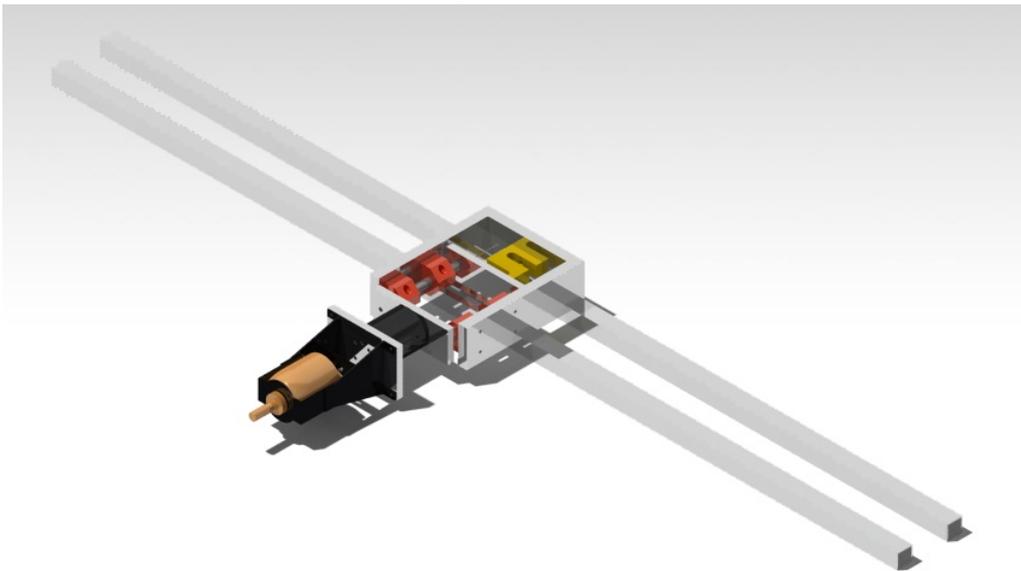


Figura 2.14: Renderizado del diseño final.

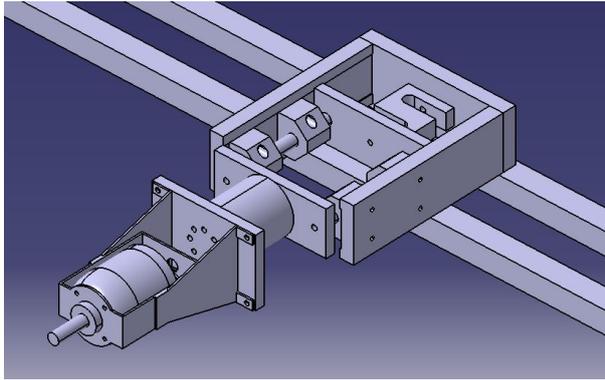


Figura 2.15: Vista ampliada superior.

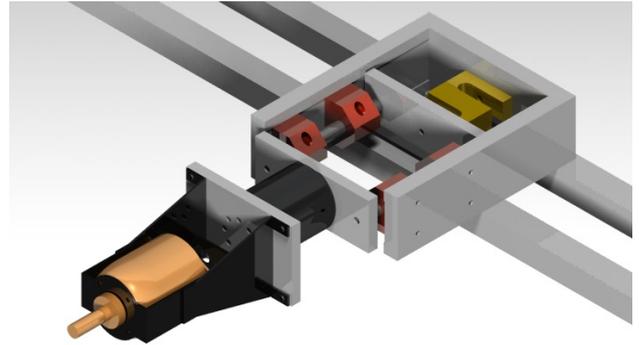


Figura 2.16: Renderizado ampliado superior.

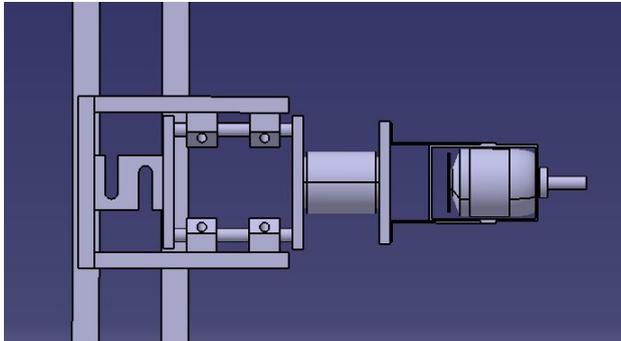


Figura 2.17: Vista de la planta superior.

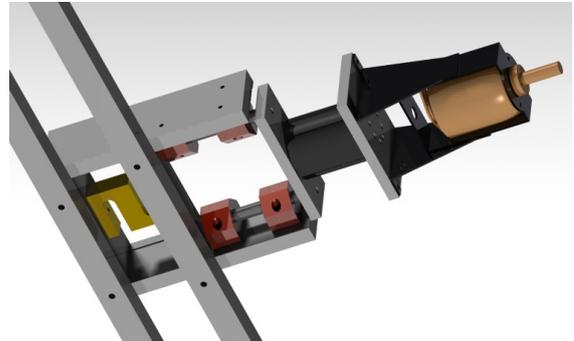


Figura 2.18: Renderizado ampliado inferior.

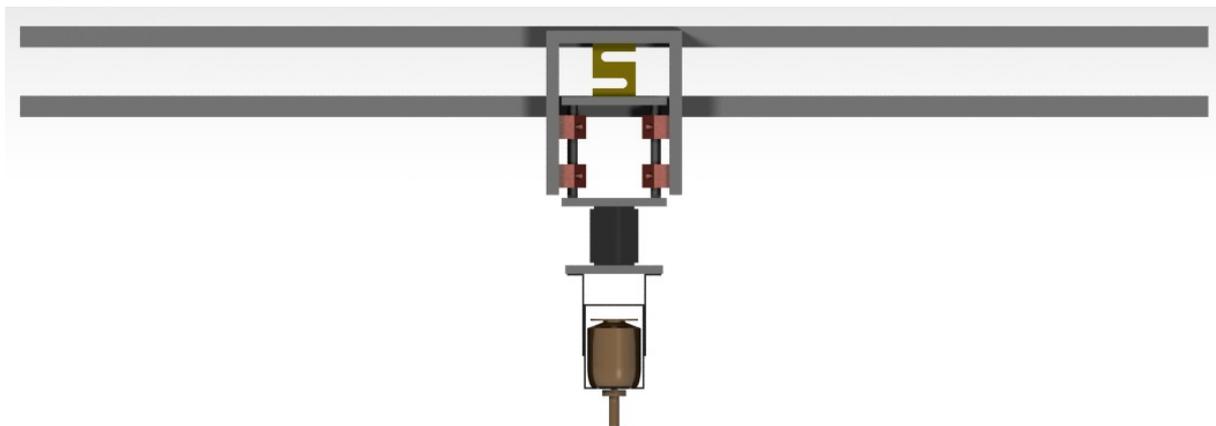


Figura 2.19: Renderizado de la vista en planta.

Las únicas piezas comerciales son las Células y los Rodamientos. El resto de piezas han sido mecanizadas por el Maestro de Taller en el laboratorio a partir de Tacos de Duraluminio 7075. En el anexo A se incluyen el detalle de todas las medidas de las piezas mecanizadas. Además se incluye allí también la hoja de especificaciones de los Rodamientos Lineales por tratarse de elementos adquiridos para este proyecto. Las especificaciones de las Células de medida podemos encontrarlas en [2].

El material que se ha utilizado ha sido creado en el programa de modelado para obtener datos reales de los pesos y las inercias. En la figura 2.20 se pueden observar las propiedades de dicho material introducidas en el programa.

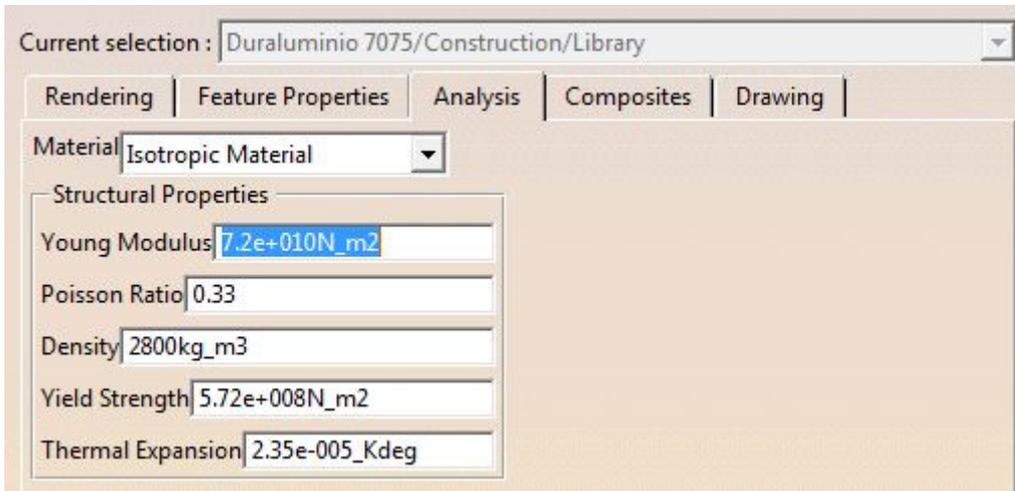


Figura 2.20: Propiedades del Duraluminio 7075.

Los datos totales de masa e inercias se muestran en la figura 2.21. Con estos datos podemos comprobar el momento que la estructura provocará sobre las galletas. El momento obtenido de aplicar sobre el centro de gravedad todo el peso de la estructura es de $0,68Nm$ lo cual no supondrá ningún problema para las galletas del túnel ni los motores que las mueven.

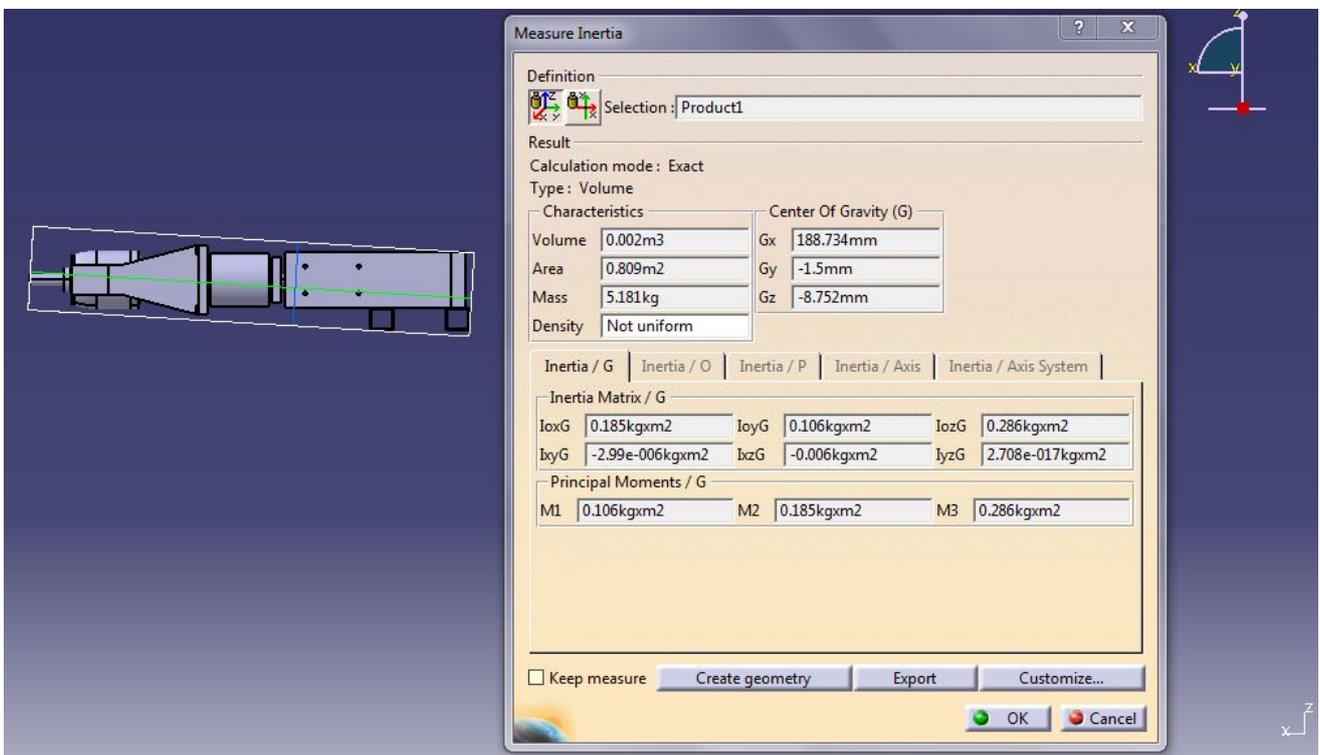


Figura 2.21: Propiedades Másicas del conjunto.

Como se ha venido indicando a lo largo de todo el documento, la parte más importante del diseño como concepto es conseguir un deslizamiento eficiente entre la parte móvil y la fija. En la figura 2.22 se han coloreado en verde la parte móvil y en rojo la fija para que quede claro cuál es el movimiento relativo entre piezas que se debe dejar libre. La Célula de Carga, nexo de unión entre la parte móvil y a fija, aparece en color amarillo.

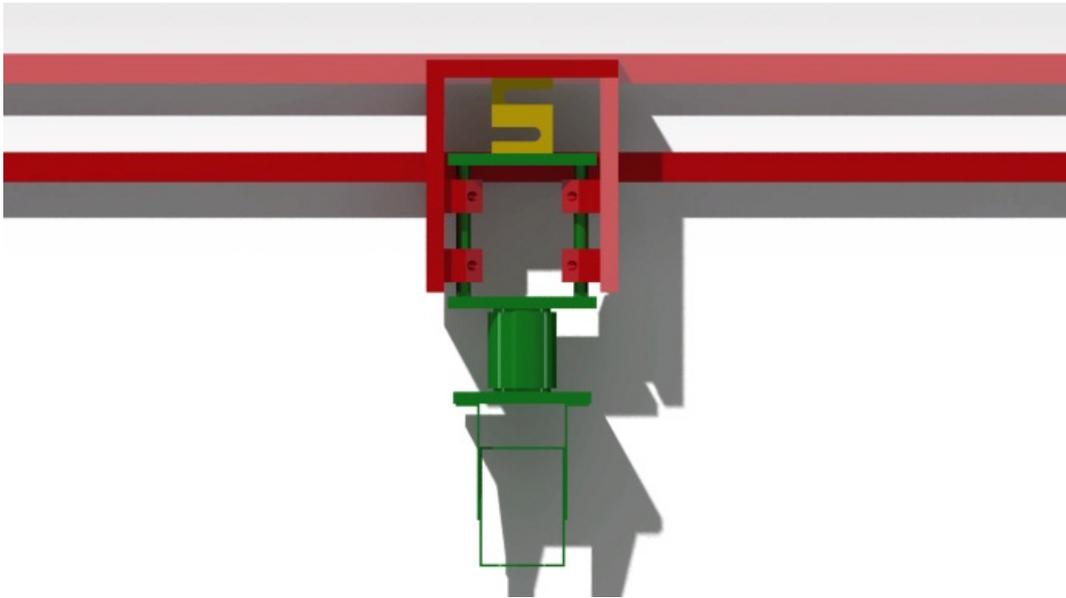


Figura 2.22: Diferenciación de la parte móvil (verde) y la fija (rojo) en el diseño final.

2.3.2. Despiece

Para comenzar a presentar las piezas una a una se presenta primero una tabla en la cual se recogen los pesos de cada una de las piezas obtenidos de su pesado en el laboratorio, Tabla 2.1. Es importante remarcar que la diferencia entre el peso total aquí mostrado y el peso total que aparece en la imagen 2.21 se deriva de las barras de soporte, que en esta nueva tabla no se han tenido en cuenta.

Pieza	Masa (gr)
Placa Trasera	1248
Placa Lat. Derecha	
Placa Lat. Izquierda	
Eje	94
Rodamiento	80
Galleta Carga	182
Galleta Torque	158
Galleta Bancada	238
Célula Carga	80
Célula Torque	360
Bancada	1400
Motor	
Total	4174

Tabla 2.1: Tabla de Pesos.

A lo largo de este apartado se irán adelantando las fotografías de cada una de las piezas ya fabricadas junto con las imágenes del programa de diseño.

- **Placas Trasera y Laterales** (Figuras 2.23 a 2.26): Estas Placas, incluidas en la parte fija, tienen un espesor de $15mm$ y son la base estructural que recogerá a todas las demás piezas. Incluyen los taladros necesarios para realizar las cogidas entre ellas, para fijarse a las barras en su parte inferior y para atornillarles los rodamientos a las placas laterales. Además, las dos placas laterales tienen una hendidura en la parte interior, en el centro, con las medidas de la altitud de los rodamientos. Estas hendiduras se han realizado por recomendación del Maestro de Taller ya que facilitarán mucho la alineación posterior de los rodamientos.

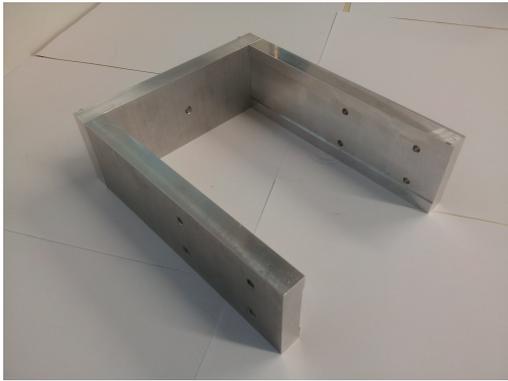


Figura 2.23: Fotografía del conjunto de Placas.

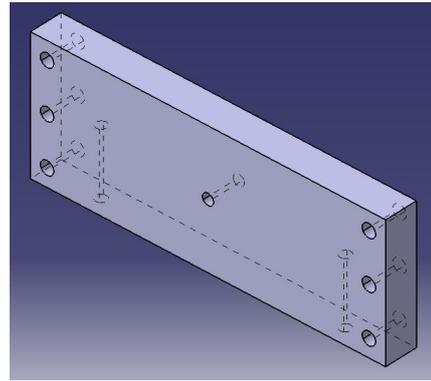


Figura 2.24: Captura de la Placa trasera.

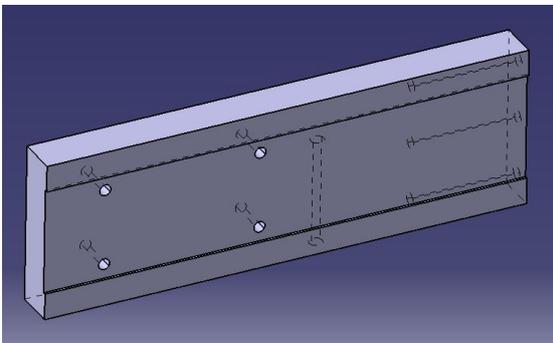


Figura 2.25: Captura de la Placa Lateral Derecha.

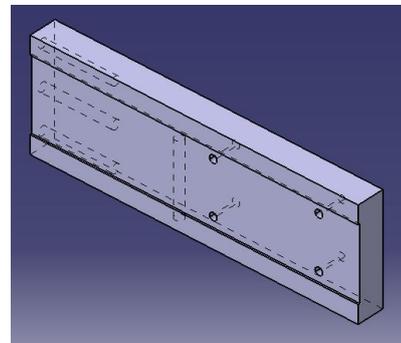


Figura 2.26: Captura de la Placa Lateral Izquierda.

- **Rodamientos** (Figuras 2.27 y 2.28): La función de los rodamientos es precisamente la de permitir el movimiento de la parte móvil exclusivamente en la dirección longitudinal. Se trata de 4 unidades de Rodamientos de bolas, lineales, de alta calidad de la marca *SKF*. Tienen un diámetro interior de $12mm$ lo cual condicionará la obtención de los ejes que por su interior se deslizarán. Cada uno de ellos tiene una especificación de carga estática máxima de $510N$ por lo que no supondrá ningún problema el soportar el peso de la parte móvil entre los cuatro rodamientos.

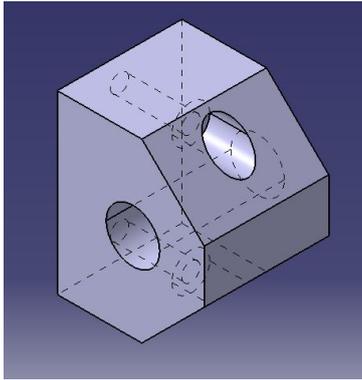


Figura 2.27: Captura de un Rodamiento.

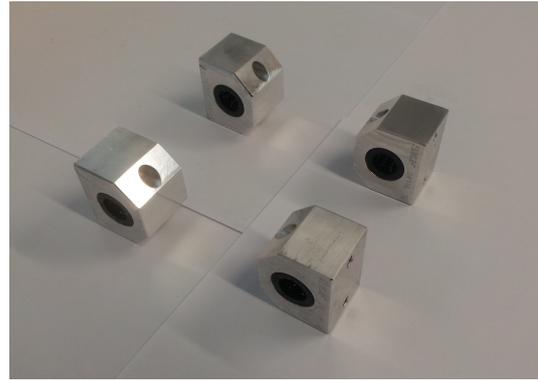


Figura 2.28: Fotografía de los rodamientos.

- **Ejes** (Figuras 2.29 y 2.30): Los ejes interiores a los rodamientos están fabricados en Acero inoxidable calibrado de alta calidad que asegura el deslizamiento con las bolas del interior de los rodamientos de una forma optima. Además se requiere de la precisión suficiente en el diámetro para que no entren demasiado holgados ni demasiado apretados.

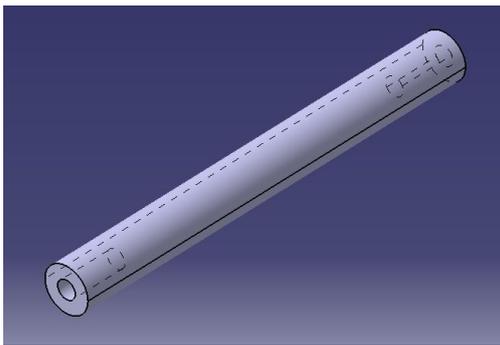


Figura 2.29: Captura de un Eje.



Figura 2.30: Fotografía de un Eje.

- **Galletas** (Figuras 2.31 a 2.36): Tenemos tres galletas en nuestro diseño que se nombran aquí como Galleta de Carga, Galleta de Torque y Galleta de Bancada por la forma de llamar a las piezas que soportan. Como en las placas, el material será Duraluminio 7075. Estas galletas están taladradas según medidas específicas impuestas por las células y por la bancada. Además, las Galletas de Carga y Torque están unidas por los Ejes y por tanto ambas tienen vaciados circulares con 12mm de diámetro en los que dichos ejes entrarán.

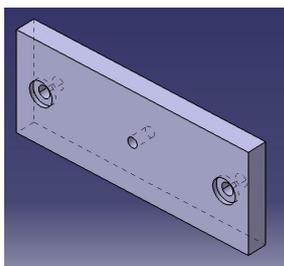


Figura 2.31: Captura de la Galleta de Carga.

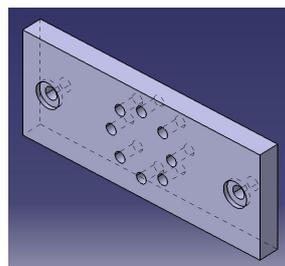


Figura 2.32: Captura de la Galleta de Torque.

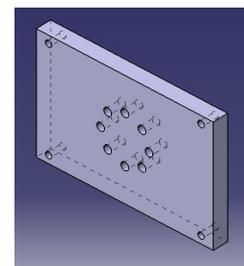


Figura 2.33: Captura de la Galleta de Bancada.



Figura 2.34: Fotografía de la Galleta de Carga.



Figura 2.35: Fotografía de la Galleta de Torque.



Figura 2.36: Fotografía de la Galleta de Bancada.

- **Conjunto Motor-Bancada** (Figura 2.37): El conjunto motor-bancada es exactamente el heredado de la bancada de Hugo López y por tanto es el que se utilizó en [1], [2] y [4].

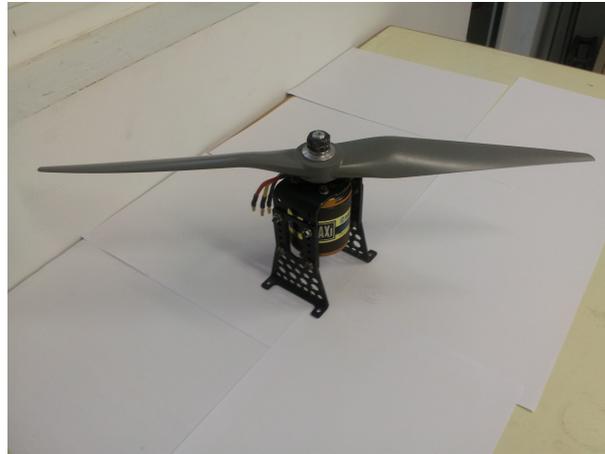


Figura 2.37: Fotografía del conjunto Motor-Bancada.

- **Células de Carga y Par** (Figuras 2.38 y 2.39): Las Células de Carga y Par, de la marca *Interface* son también heredadas de los proyectos anteriores y han sido por tanto ampliamente caracterizadas en dichos proyectos. Estos dispositivos están capacitados para medir el desplazamiento producido en unas galgas que se encuentran en su interior, el cual, se corresponde con una determinada variación de voltaje, dichas variaciones de voltaje se encuentran tabuladas y se transforman en variaciones de fuerza, a partir de una relación fruto de una calibración previa que se afrontará en la sección 3.1.



Figura 2.38: Célula de Carga.



Figura 2.39: Célula de Torque.

No obstante, para almacenar estas variables en un ordenador para su posterior procesamiento, es necesario amplificar la señal. La causa es que estos sensores se someten a unas deformaciones muy pequeñas, lo cual implica variaciones muy pequeñas de voltaje, del orden de milivoltios. Trabajar con tensiones tan bajas no es recomendable ya que los datos son mucho más sensibles a variaciones. Se utilizan acondicionadores de señal para amplificar al orden de los Voltios.

2.4. Fabricación y Montaje

Una vez se conoce la idea "sobre el papel" se pasa a la adquisición de materiales para que todas las piezas puedan ser mecanizadas por el Maestro de Taller.

Las labores más críticas en el proceso de mecanización han estado siempre relacionadas con la alineación de los ejes interiores a los rodamientos. Se requiere de una gran precisión en este aspecto ya que una mala alineación derivaría en un rozamiento excesivo y por tanto se falsearían las medidas de tracción. Tienen mucha importancia por tanto los vaciados cilíndricos de diámetro 12mm que se realizan en las Galletas de Carga y de Torque y en los que se introducirán los extremos de los ejes.

Además de ello, y por la misma razón del rozamiento entre los ejes y los rodamientos de bolas, es muy importante que los taladros que permiten unir la placa trasera con las laterales sean precisos. Si las placas laterales no quedasen perfectamente paralelas y a la distancia definida los rodamientos tampoco lo estarían y por tanto existiría un rozamiento mayor del esperado entre los rodamientos y los ejes, ya que estos últimos si estarían alineados. Esto hace que en todo el proceso posterior de montaje y testado del equipo sea conveniente comprobar cada cierto tiempo si el deslizamiento es correcto.

Una vez las piezas están fabricadas se pueden comenzar a realizar los test previos, sección 3.2. Durante este proceso las barras no estaban aún disponibles. Para la realización del pesado y demás actividades se monta y desmonta en alguna ocasión al no se tratarse de un proceso con una dificultad alta. La mayor dificultad aparece en el momento de introducir los ejes en las galletas de forma que los cuatro extremos queden dentro de los vaciados ya que el margen que se tiene es mínimo. En la figura 2.40 se pueden ver todas las piezas colocadas de forma ordenada antes de su montaje .

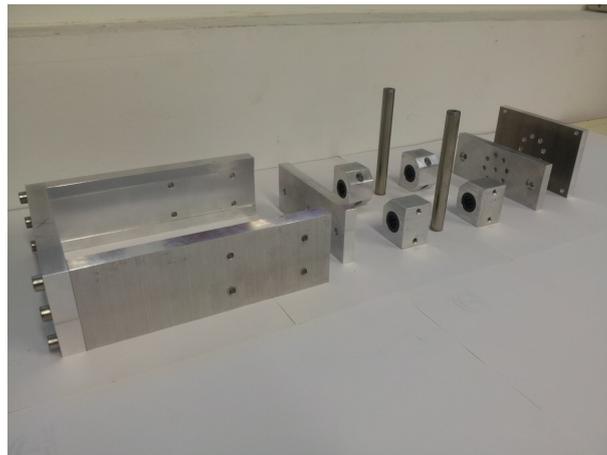


Figura 2.40: Piezas posicionadas para montaje.

Una vez se dispuso de las barras de soporte pudo procederse a la realización de las pruebas de calibrado, 3.1. El montaje de las barras no es un proceso trivial, la dificultad reside en el mismo elemento crítico que se viene comentando. La precisión en los taladros de las barras sobre los que va anclada la estructura no es tan grande como los demás taladros debido a que se trata de barras huecas y al taladrar se penetra sobre dos superficies diferentes. Si se realiza un apriete de forma incorrecta se pueden estar forzando las placas laterales a separarse o unirse y perder el paralelismo, de nuevo esto derivaría en una pérdida de precisión por rozamiento.

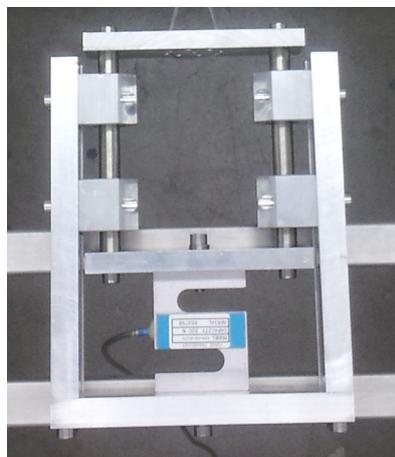


Figura 2.41: Montaje sin Torquímetro ni sistema motor.

Con las barras ya montadas se prueba que el montaje sobre el túnel sea el correcto. Se quiere comprobar de nuevo la alineación tras este montaje. Si se montase de forma incorrecta podría producirse un movimiento relativo entre las barras forzando así la estructura. En la figura 2.42 aparece una fotografía de dicha prueba.



Figura 2.42: Prueba de montaje en Túnel de Viento.

A partir de aquí solo falta terminar los experimentos previos en estático y las pruebas de calibración para poder subir todo el equipo al túnel y realizar el montaje final sobre el que se harán los ensayos.

Cuando se monta la estructura completa se debe siempre comprobar que toda la tornillería está apretada correctamente. Además se debe realizar el nivelado de la misma, figura 2.43. Debido a la pequeña holgura que se tiene en las cogidas con el túnel existe la posibilidad de que una de las barras quede más alta que la otra es por ello que se debe ajustar este aspecto utilizando un nivel como aparece en la figura. Tener un ángulo distinto del esperado obviamente falsearía las mediciones.



Figura 2.43: Procedimiento de nivelado de la estructura.

Teniendo todos estos aspectos en cuenta se puede dar por finalizado el proceso de montaje. A continuación se mostrará mediante imágenes el aspecto del final montaje (figuras de 2.44 a 2.46).

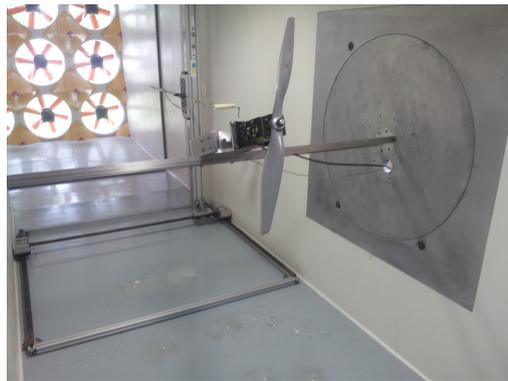


Figura 2.44: Montaje final sin electrónica.



Figura 2.45: Montaje final.

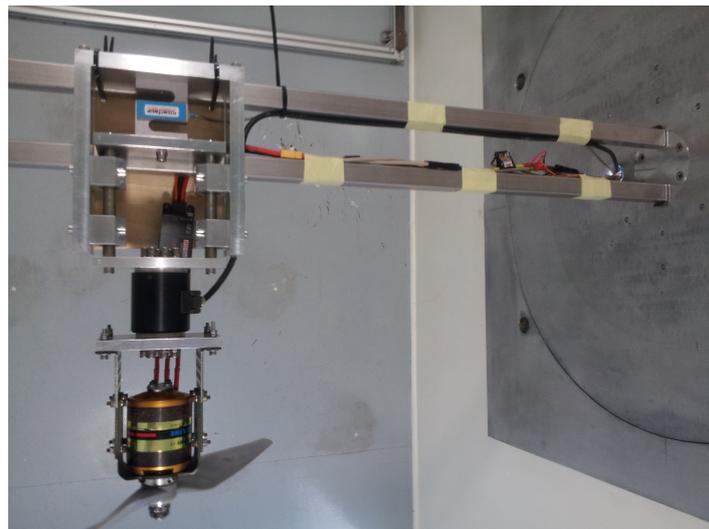


Figura 2.46: Montaje final. Vista superior.

En las figuras 2.45 y 2.46 se puede ver el modo en que los cables se fijan a la estructura. Se aprovecha el espacio entre las barras y se fija el cableado por detrás de la barra delantera para evitar

más protuberancias ante el flujo incidente disminuyendo así la resistencia y la posibilidad de daños en el cableado. Pero las fijaciones que se muestran hasta ahora no bastan al estar el Variador poco fijado. La tabla de madera que se utiliza para soportarlos está en voladizo y por tanto pueden producirse vibraciones indeseadas. En las figuras 2.47, 2.48 y 2.49 se muestra la forma de corregir dicho efecto mediante la colocación de un taco de madera y la utilización de cinta para asegurarlo todo. Aún siendo esta la forma elegida se debe aclarar que no es la óptima y se propone para un futuro estudiar la posibilidad de carenar la estructura.

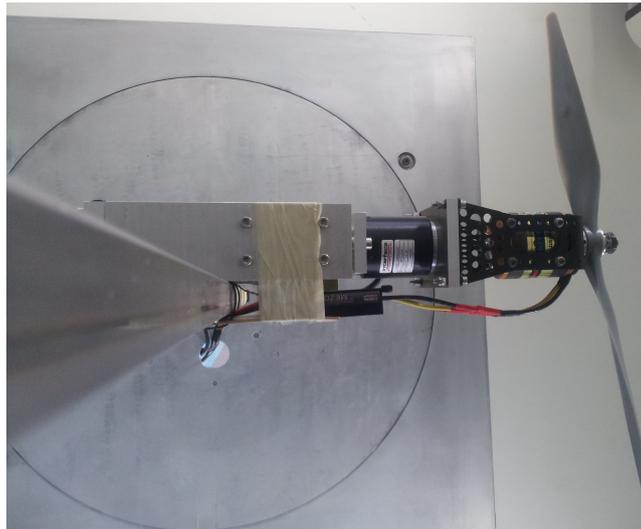


Figura 2.47: Montaje final. Vista lateral.

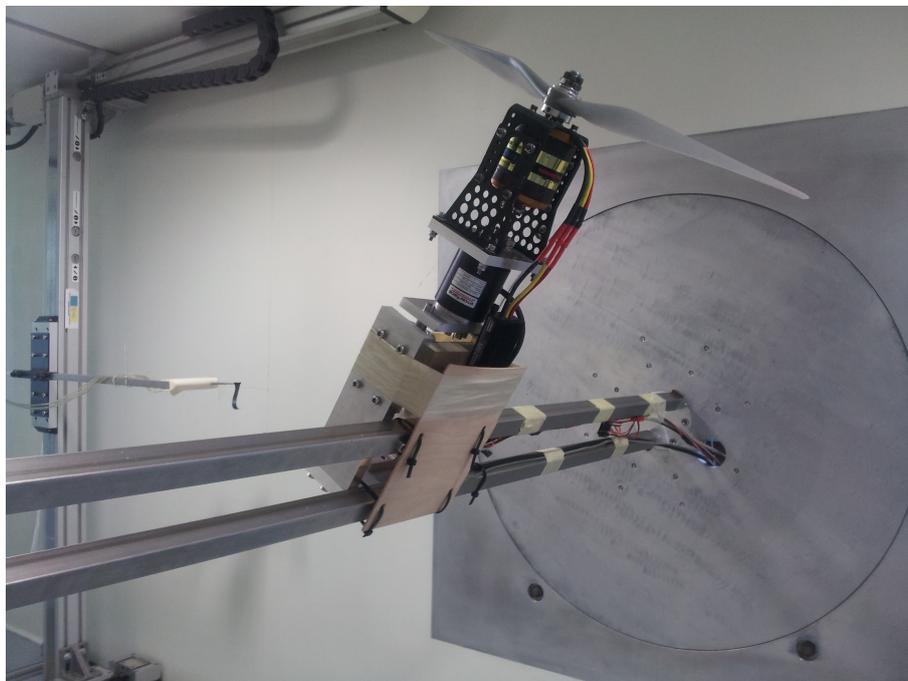


Figura 2.48: Montaje final. Ángulo elevado

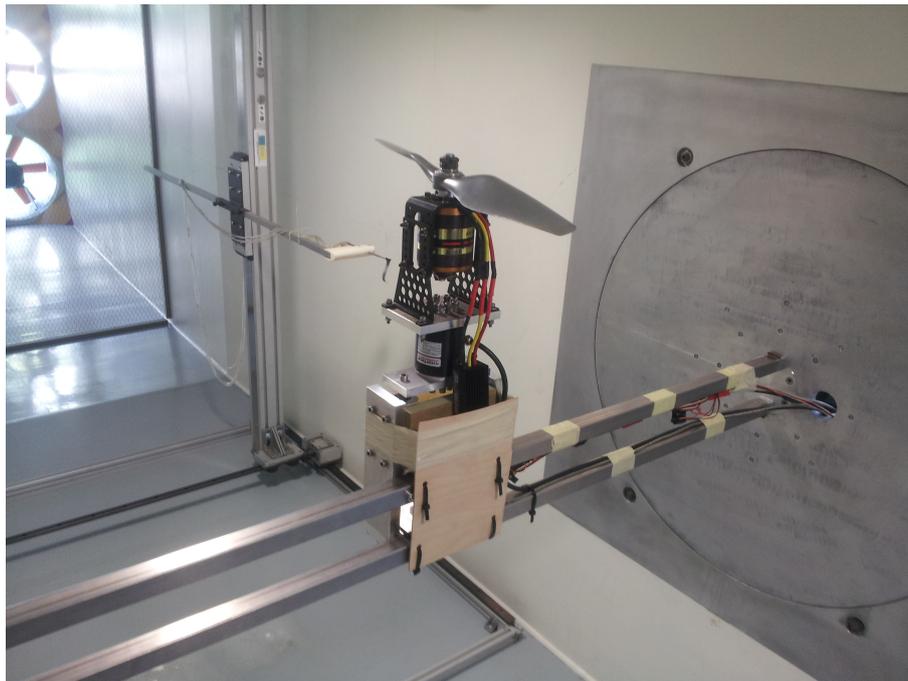


Figura 2.49: Montaje final. Posición Vertical.

2.5. Electrónica utilizada

Tal y como se ha venido diciendo la electrónica que se utilizará para la monitorización y control de pruebas y para la toma de datos es en su totalidad la desarrollada por Juan Manuel Moral en [1]. La única diferencia que podemos encontrar es claramente el Sistema de Control del Ángulo de Ataque pero este es un sistema independiente y completamente desacoplado de los demás. Este último sistema fue desarrollado por el propio Departamento de Ingeniería Aeroespacial y su uso será explicado en el Capítulo 3. En este apartado se explicará la electrónica a grandes rasgos y se entrará en algunos detalles que es conveniente que el usuario conozca a la hora de poner en marcha el sistema.

Se va a comenzar por explicar los elementos que lo componen para después mostrar el esquema eléctrico general de conexionado. Todos los elementos que se utilizan son comerciales por lo que se puede encontrar una gran cantidad de información sobre ellos en Internet así como los propios manuales de uso. La mayoría son equipos electrónicos de la empresa *Jeti Model*.

- **Variador *Mezon 115 Opto*:** El Variador es un elemento clave en el montaje ya que se encarga de gestionar el control del motor. Además lee el voltaje y la intensidad que este consume y las Revoluciones por minuto que se desarrollan. La gestión del Modo de Control del Motor es la que permitirá que se realicen los ensayos de la forma deseada, que en nuestro caso será fijando las RPM.



Figura 2.50: Variador *MEZON 115 OPTO*.

- **Sensor de Voltaje e Intensidad *MUI 150 EX***: Se utiliza este sensor para tener una lectura de la Intensidad, el Voltaje y la Capacidad que desarrollan las Baterías. Se puede comprobar una diferencia entre las medidas realizadas por el *MUI* y por el *MEZON* debida a pérdidas que se dan lugar entre ambos.



Figura 2.51: Sensor *MUI 150 EX*.

- ***Expander E4 EX***: El *expander* es un dispositivo que se utiliza para unificar las señales telemétricas de hasta cuatro sensores. En nuestro caso unifica las señales de *MEZON* y *MUI* y las lleva a la entrada de telemetría del receptor.



Figura 2.52: *Expander E4 EX*.

- **Receptor *Duplex R10***: El receptor tiene dos misiones principales. Por un lado recoge los datos telemétricos de Voltaje, Intensidad y Revoluciones por minuto y los envía inalámbricamente al transmisor y por el otro recibe la señal con ordenes del transmisor que envía o bien al variador para controlar el motor o bien al servo. De los diez canales de control de que tiene se utilizan el **canal 1 para el Servo**, el **canal 3 para el control del motor** (Cable negro del Variador), el **canal *Ext.* para la entrada de la telemetría** desde el expander y el **canal *BATT* para la pila**.

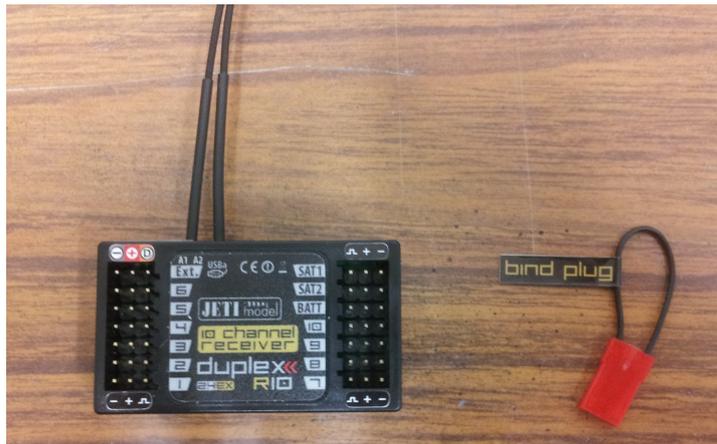


Figura 2.53: Receptor *Duplex R10*.

- **Conjunto Radio-Transmisor:** El módulo transmisor de la marca *Jeti* va incorporado en la parte trasera de la radio *Futaba*. La Radio proporciona las señales de control que son emitidas a través del transmisor. Además recibe la telemetría y la manda a la *JetiBox*. Un procedimiento sencillo pero importante de mencionar y cuyo conocimiento puede ahorrar tiempo al usuario de estos dispositivos es el procedimiento de sincronización o *Binding* entre el transmisor y el receptor ya que puede ocurrir que no estén sincronizados. Para hacerlo hay que introducir el pequeño conector llamado *bind plug*, figura 2.53, en el canal *Ext.* del Receptor y energizarlo con la pila. Después de unos segundos se enciende la radio con el transmisor el cual emitirá un pitido reconociendo el nuevo receptor. Información mas detallada sobre este procedimiento se encuentra en el manual del receptor.



Figura 2.54: Radio *Futaba*.



Figura 2.55: Transmisor.

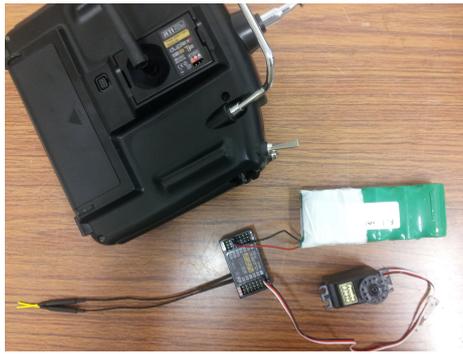


Figura 2.56: Conexión de varios elementos durante las pruebas de funcionamiento iniciales.

- JetiBox Profi***: Este elemento permite la visualización de los datos telemétricos. Además es mediante su interfaz como se gestionan las opciones de configuración del Variador y del Sensor de Voltaje e Intensidad. También envía los datos adquiridos a la computadora mediante un cable *USB* donde son mostrados por pantalla mediante el uso del Software *Flight Monitor*.

La configuración de los parámetros que controla el Variador se realiza a través de la *JetiBox*. En el manual del Variador MEZON vienen explicados con detalle los movimientos a realizar por los diferentes menús una vez se ha alcanzado el menú de configuración del MEZON. Llegar a este, aunque sencillo, no es en absoluto intuitivo. Para hacerlo debemos, estando en la pantalla de monitorización de las variables de la *JetiBox*, seleccionar en la parte inferior donde pone *Ji*.



Figura 2.57: *JetiBox Profi*.

- Acondicionadores de Señal**: Los acondicionadores son elementos del módulo HÉRCULES de obtención de datos de Empuje y Par. Su función es ampliar la señal que llega de las Células del orden de los milivoltios al orden de los Voltios para que así puedan ser leídas en la tarjeta de adquisición de datos. Hay que mostrar en este punto la correcta conexión de los Cables procedentes de los sensores en el interior de los acondicionadores, figuras 2.59 y 2.60.

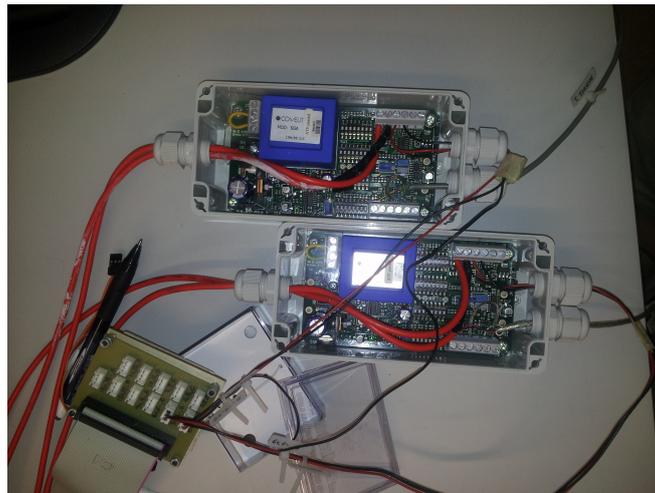


Figura 2.58: Acondicionadores de señal abiertos y Tarjeta de adquisición de datos.

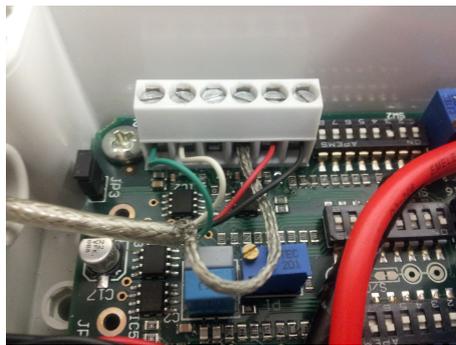


Figura 2.59: Conexionado de los cables de la Célula de Carga.



Figura 2.60: Conexionado de los cables del Sensor de Par.

- **Tarjeta de adquisición de datos:** Se trata del elemento que está conectado directamente a la placa HÉRCULES II. La forma correcta de conectar los cables procedentes de los acondicionadores es la que se muestra en la figura 2.61.



Figura 2.61: Tarjeta de adquisición de datos.

Para finalizar se muestra en la figura 2.62 una evolución del esquemático de conexión donde se ha querido remarcar la división por módulos de todos los equipos eléctricos de captura de datos consiguiendo así una visión más clara para el usuario que quiera poner el equipo en marcha por primera vez.

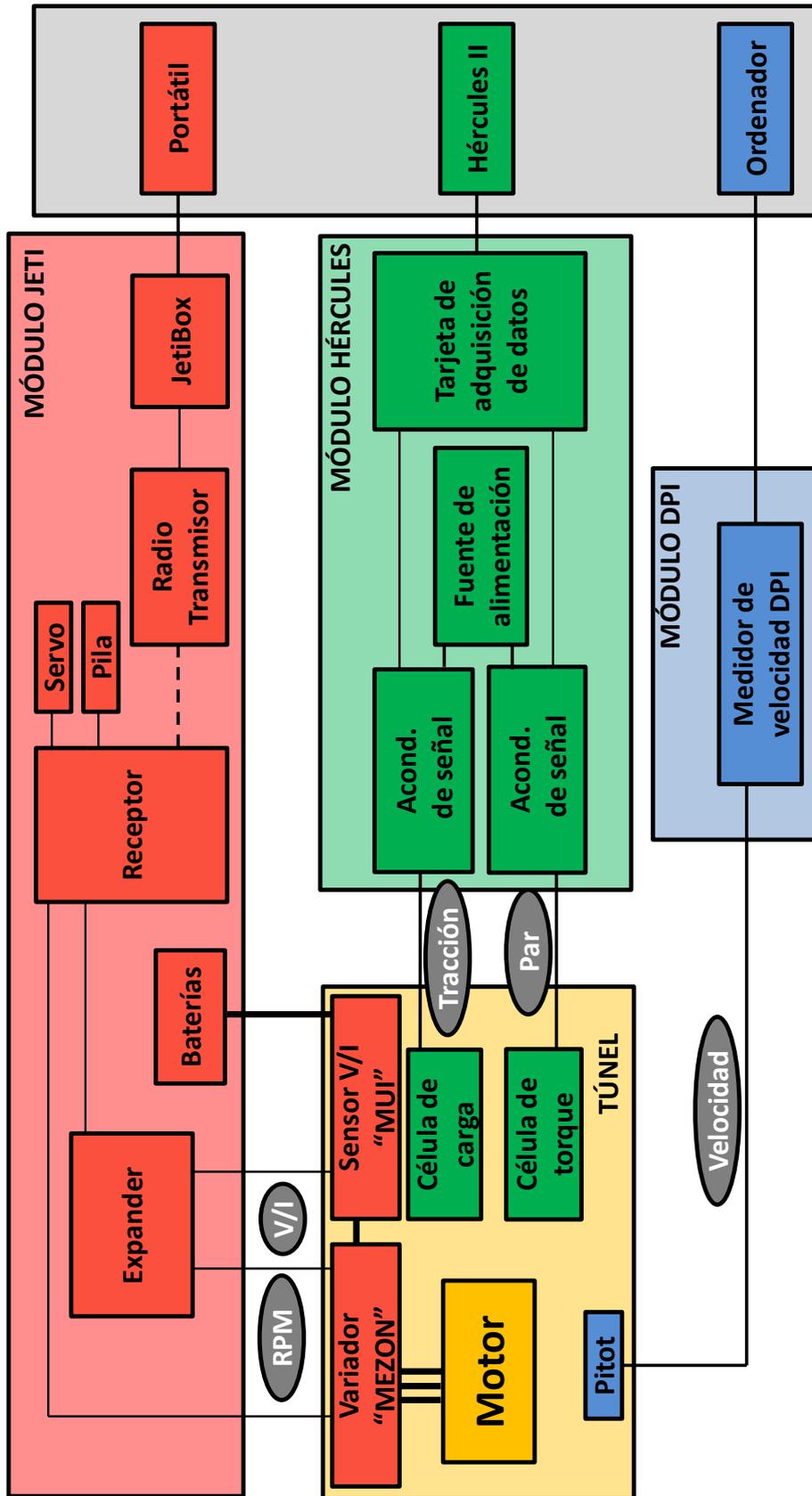


Figura 2.62: Esquema Eléctrico.

Capítulo 3

Ensayos

Una vez que el diseño esta finalizado y la bancada está completamente fabricada y montada hay que probar que aquello para lo que se diseño se puede realizar sin problemas y de forma correcta, así como terminar de definir el modo en que va a realizarse dicha comprobación. Todo esto es justamente lo que se va a exponer en este capítulo.

3.1. Calibración de los sensores

Lo primero que se debe hacer una vez se tiene el montaje hecho es comprobar que las medidas que toman cada uno de los sensores son correctas y, en caso de que difieran de la realidad, realizar las correcciones y ajustes necesarios. Este proceso es habitualmente conocido como proceso de calibración.

Para llevarlo a cabo se deben comparar los datos de los sensores con aquellos obtenidos de otras fuentes aún más fiables. Además si se han tenido que hacer ajustes después se deben volver a comparar los resultados para asegurar que el ajuste ha sido correcto.

Se debe tener en cuenta que este proceso debe ser realizado cada vez que se inicie una campaña de ensayos si se quiere garantizar la fiabilidad de los mismos.

3.1.1. Sensores de Fuerza y Par

Las medidas más críticas a realizar cuando lo que se quiere estudiar es la *performance* de la hélice al variar el ángulo de incidencia de la corriente son las de empuje y momento que produce.

Para realizar la calibración del torquímetro y de la célula de carga se deben estimular dichos sensores con un sistema de cargas conocido.

En el caso de la célula de carga se monta un sistema formado por una polea y un cable trenzado sobre el que se cuelgan pesas cuya masa es conocida de forma que se transmite una tracción sobre la célula, figura 3.1.



Figura 3.1: Montaje para la calibración de la Célula de Fuerza

Para excitar el torquímetro se cuelgan las pesas directamente de una esquina de la galleta que lo une con el soporte del motor, figura 3.2. Como la distancia de dicho punto al eje es conocida sabremos el momento que se esta produciendo como el producto de la distancia por el peso que colgamos $W \cdot d = M$.



Figura 3.2: Montaje para la calibración de la Célula de Torque

Los resultados obtenidos junto a las cargas reales aplicadas en ambos casos aparecen representados en las figuras 3.3 y 3.4. Es importante indicar en este punto, el criterio de signos de la Célula de Carga. Cuando esta es **excitada a tracción las medidas son negativas** mientras que si lo es a compresión serán positivas. Esto se debe tener en cuenta en adelante ya que las medidas tomadas sin procesar

seguirán este criterio de signos que se invertirá cuando se presenten los resultados finales para una mayor comprensión de los mismos.

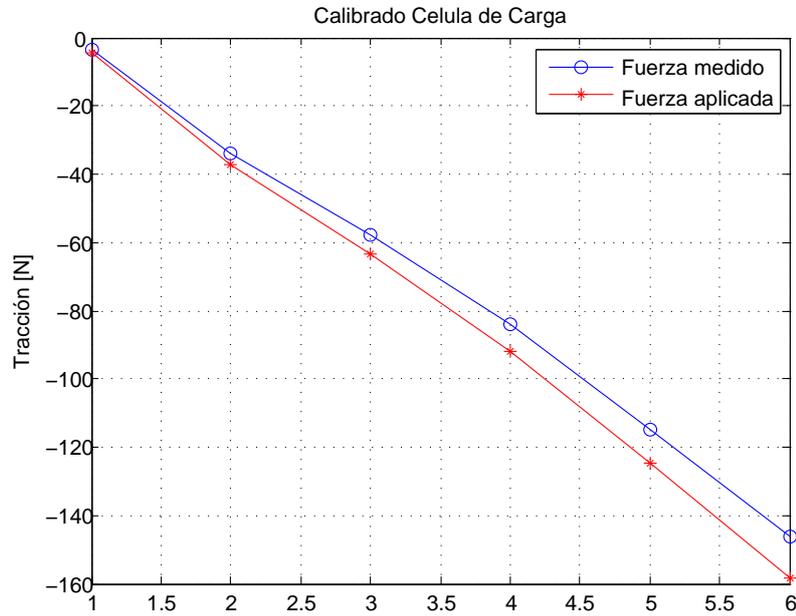


Figura 3.3: Fuerza medida y Aplicada

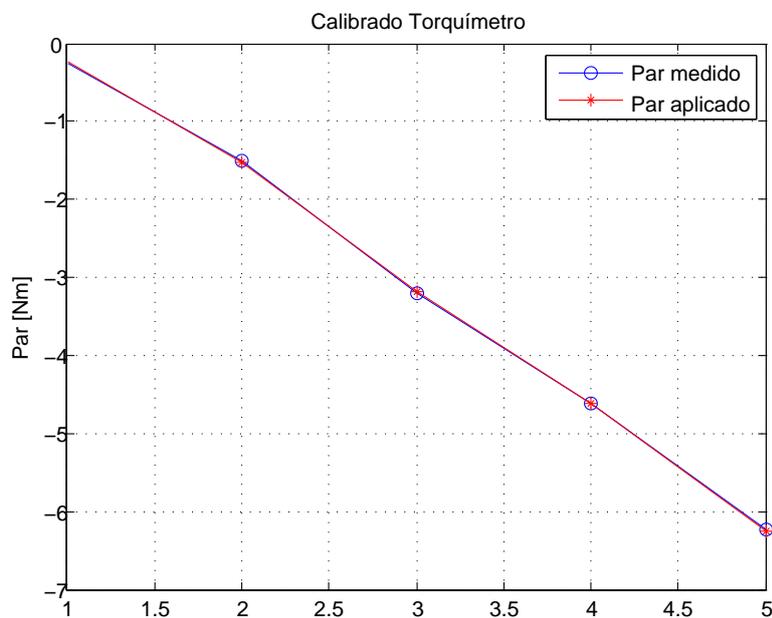


Figura 3.4: Par medido y Aplicado

Se puede observar que los resultados obtenidos para la célula de par son muy precisos, los momentos medidos son prácticamente los mismos que los aplicados. En cambio, en el caso de la célula de carga

los resultados difieren más, siendo mayor la diferencia cuanto mayor es la carga y alcanzándose un error de hasta diez Newtons para cargas muy altas. Aunque esas cargas no fuesen a ser alcanzadas en los ensayos se decide realizar ajustes en la recta de calibración para mejorar la toma de medidas. Previamente a esto y para asegurar la correcta toma de datos se rehace el ensayo, obteniéndose valores bastante parecidos, figura 3.5

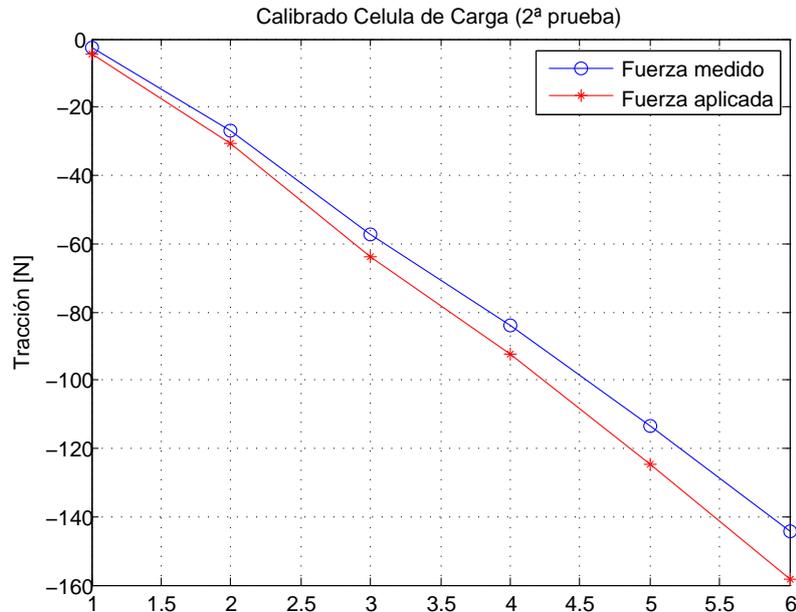


Figura 3.5: Fuerza medida y Aplicada

Como ya se ha explicado, la señal que emiten ambas células ante una fuerza o momento son del orden de milivoltios lo cual es demasiado pequeño para que puedan ser leídas por la Hercules. Es por eso que se utilizan los acondicionadores de señal, que transforman los Milivoltios en Voltios para que sean leídos por la Hercules. Dichos acondicionadores también tiene su propio proceso de calibración que se explica en detalle en el anexo I de [1]. En el programa implementado en la placa Hercules los Voltios vuelven a transformarse en Milivoltios y con estos se calcula la fuerza en Newtons. Ambas transformaciones son lineales y están implementadas en el programa *sensores.c*, figura 3.6, siendo los coeficientes de las rectas de transformación los que hay que cambiar para realizar el ajuste.

```

sensores.force_raw = voltajes[4];
mV_U_fuerza = -0.8359 * voltajes[4] + 2.0711; // Recta de ca
//sensores.force = mV_U_fuerza * 250 / 1.571635 ;
sensores.force = mV_U_fuerza * 250 / 1.4264;
    
```

Figura 3.6: Captura del programa *sensores.c* donde aparecen la antigua y la nueva recta de calibración.

Sin embargo, al realizar el ensayo, los datos que se conocen son los voltios de entrada y el empuje de salida, así como el empuje que realmente debería salir. Si no se quieren ajustar los acondicionadores de señal, como es el caso, solo podemos conocer la transformación completa de Voltios a Empuje,

que también es lineal, sin pasar por Milivoltios. La nueva recta que nos da dicha transformación se representa en la figura 3.7.

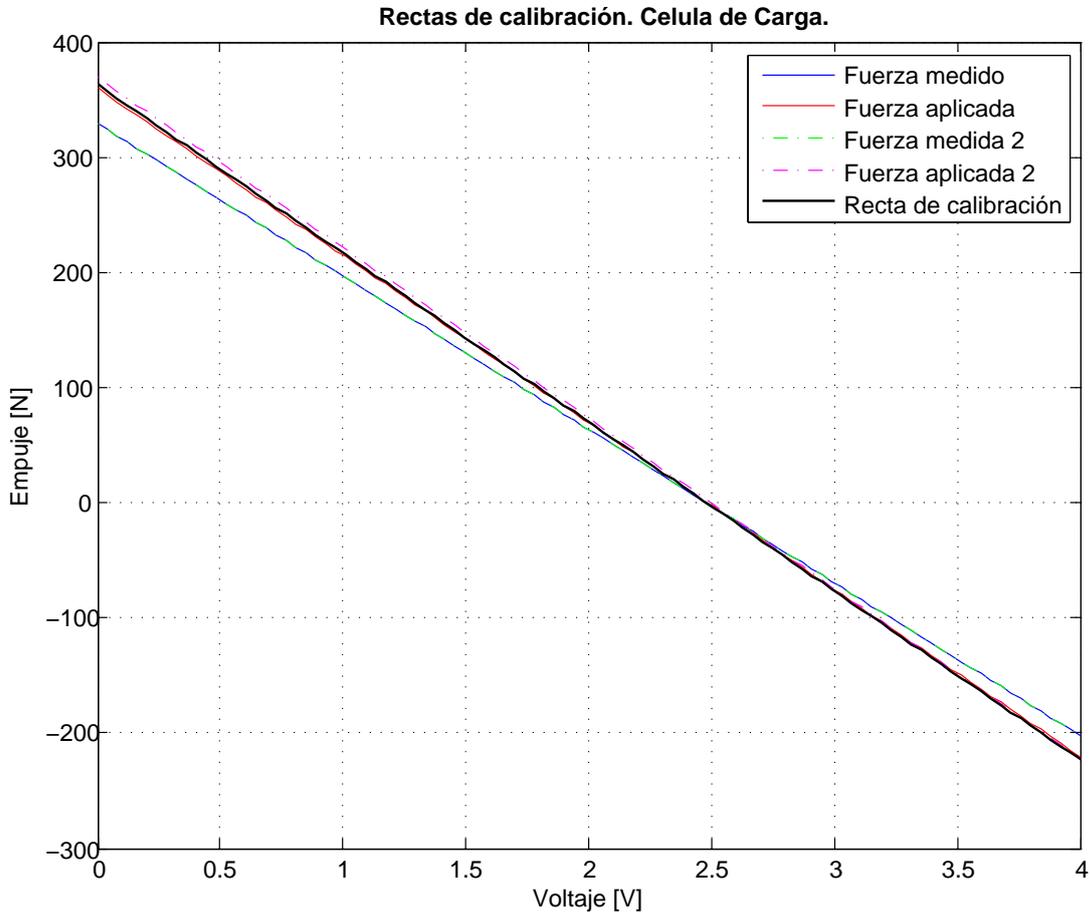


Figura 3.7: Nueva y antigua recta del calibración

La nueva recta de calibración se ha obtenido como una combinación de los resultados del primer ensayo y del segundo. En cada uno de ellos tenemos los voltios que lee la placa Hercules y las fuerzas que se deberían de haber obtenido. dicha transformación es la que debería tener implementada el programa *sensores.c*. Para obtenerla nos ayudamos de MATLAB. Primero interpolamos las cargas aplicadas con el fin de tener su valor en un número de puntos igual al de Voltajes. Después utilizamos la función *polyfit* para obtener los coeficientes del polinomio de primer grado que relaciona Voltios y Newtons. Con esto tenemos los coeficientes que proporcionan ambas rectas, $C_{11}, C_{12}, C_{21}, C_{22}$.

$$E = C_{11} * V + C_{12} \quad (\text{Ensayo } 1^\circ) \quad (3.1)$$

$$E = C_{21} * V + C_{22} \quad (\text{Ensayo } 2^\circ) \quad (3.2)$$

Por otro lado, como se puede ver en la figura 3.6, el código implementado en la hércules es:

$$mV = -0,8359 \cdot V + 2,0711 \quad (3.3)$$

$$E = mV \cdot \frac{250}{1,571635} \quad (3.4)$$

Para no tocar la recta de calibración de los acondicionadores se decide tocar solo el factor que multiplica los Milivoltios para dar el empuje. Llamamos X a dicho factor. Combinando las transformaciones:

$$E = -0,8359 \cdot X \cdot V + 2,0711 \cdot X \quad (3.5)$$

Tenemos entonces que ambos coeficientes de la nueva recta de calibración, A_1 y A_2 estarán relacionados, siendo $A_1 = X \cdot (-0,8359)$ y $A_2 = X \cdot 2,0711$. Para escoger el valor de X de forma que se llegue a una solución de compromiso entre las rectas obtenidas para los dos ensayos se opta por hacer la media del siguiente modo:

$$A_1 = \frac{C_{11} + C_{12}}{2}; \quad X = \frac{A_1}{-0,8359}; \quad A_2 = X \cdot 2,0711; \quad (3.6)$$

$$E = A_1 \cdot V + A_2 \quad (3.7)$$

Para comprobar que, una vez realizados los cambios, los resultados obtenidos son mas fiables se vuelve a repetir el ensayo de calibración obteniéndose unos resultados que lo certifican, figura 3.8.

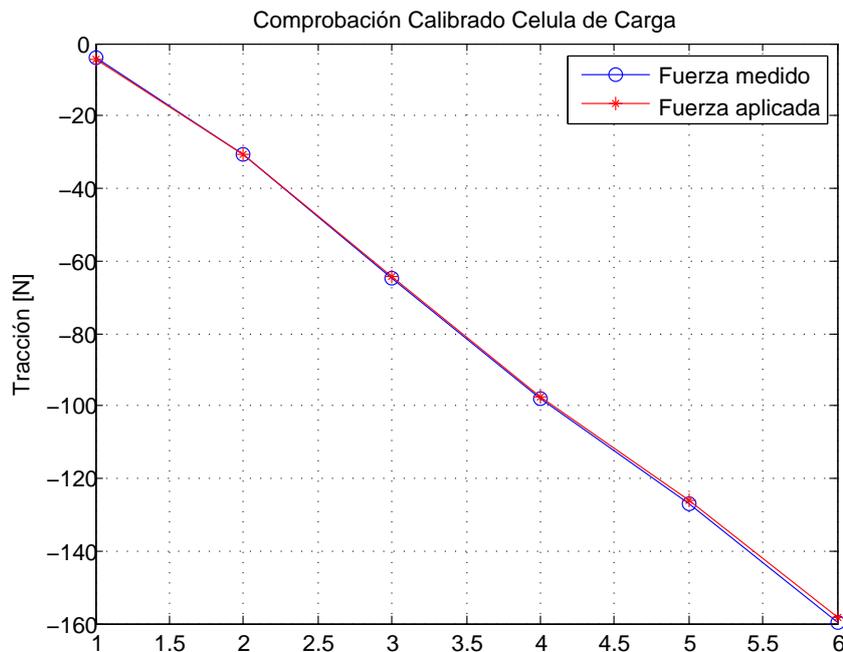


Figura 3.8: Ensayo para comprobar la fiabilidad de los resultados

3.1.2. Sensor de revoluciones

Es necesario comprobar que las medidas de revoluciones por minuto con las que gira el motor y que son medidas por el Variador MEZON son correctas para evitar posibles errores en los cálculos. Para ello se utiliza un medidor de revoluciones o tacómetro como el que se puede ver en la figura 3.9.



Figura 3.9: Tacómetro

Su uso es muy simple, basta con situarlo detrás del motor y indicará las revoluciones con las que gira. Esta medida debe ser contrastada con la que obtenemos por pantalla mediante el modo habitual de obtención de telemetría. Se comprueba así que las medidas son las mismas.

3.1.3. Sensores de tensión e intensidad

Esta comprobación también es sencilla, para realizarla se utiliza una pinza amperimétrica como la de la figura 3.10, que calcula las variables por inducción. Se coloca alrededor del cable de alimentación del Variador de forma que da las lecturas por pantalla. La verificación a realizar, como en el caso anterior, es que los datos que aporta el aparato de medida sean los mismos que los que visualizamos en la pantalla a través de el *Flight Monitor*. De nuevo las comprobaciones son favorables y las medidas obtenidas correctas.



Figura 3.10: Medidor de Intensidad y Voltaje

3.2. Ensayos estáticos previos

Previamente a montar el equipo en túnel de viento y con el fin de familiarizarse con los equipos de adquisición de datos es muy recomendable realizar un número suficiente de pruebas en la sala de ensayos. Esto permitirá que, una vez tengamos el montaje en el túnel, la realización de los ensayos sea mucho más ágil y elimina contratiempos e interrupciones gracias a la experiencia adquirida. Estos ensayos se realizan desde antes de la calibración de los sensores también para evitar errores. Un ejemplo muy claro de lo que debe ser comprobado en este tipo de ensayos previos es la configuración del Variador. Deben asegurarse, entre otros, que el sentido de giro de la hélice sea el correcto o que el modo de control, en nuestro caso revoluciones constantes, también lo sea.

Todas estas, son pruebas cuyos resultados para este proyecto no son relevantes, mas allá de la comprobación de que la adquisición de datos es efectiva y correcta.

Para su realización, la forma de fijar el equipo es similar a la que se explico en el apartado de calibración de los sensores de fuerza y par.

Previamente a la mecanización de las barras transversales de sujeción al túnel ya se realizaron pruebas de funcionamiento. Se utilizaron gatos para anclar el equipo a la mesa, siempre asegurando una distancia prudencial de la hélice a cualquier elemento. Este montaje se puede ver en la figura 3.11. Como se puede observar, se cogieron los equipos electrónicos a una tabla de madera situada sobre un soporte inferior de la mesa.



Figura 3.11: Configuración del equipo en las primeras pruebas en la sala de ensayos.

Una vez se dispuso de las barras se cambió el montaje a uno más seguro y más parecido al que se tendría en el túnel de viento, de forma que se pudiesen visualizar de una forma mas clara las posibles situaciones finales del cableado y de los dispositivos electrónicos. Este montaje, que utiliza dos mesas como puntos de fijación, se asimila mucho al que se muestras en las figuras del apartado 3.1.1.

3.3. Entorno de trabajo

Es conveniente describir con claridad cual es el entorno en que se trabaja de forma que quede claro y visual como son y donde están situados los elementos a los que se está haciendo referencia a lo largo de todo el documento.

Ya en la el apartado 2.2.1 se explicó a grandes rasgos como es el túnel de viento del laboratorio

de ingeniería aeroespacial sobre el que se trabaja. En la sección 2.5 se explicaron cuales eran los dispositivos electrónicos que se usan así como sus respectivos softwares de control. Aquí se explicará donde se sitúan las computadoras que lo soportan así como que componentes tiene cada uno de los cuatro sistemas de captación de datos. En la figura 3.12 podemos observar cuales son dichos sistemas. Estos son:

- Sistema de Control del Ángulo de Ataque.
- Sistema de Monitorización y Control de Motor.
- Sistema de Monitorización de Velocidad. Interfaz DPI.
- Sistema de Captación de Fuerza y Momento. Hércules.

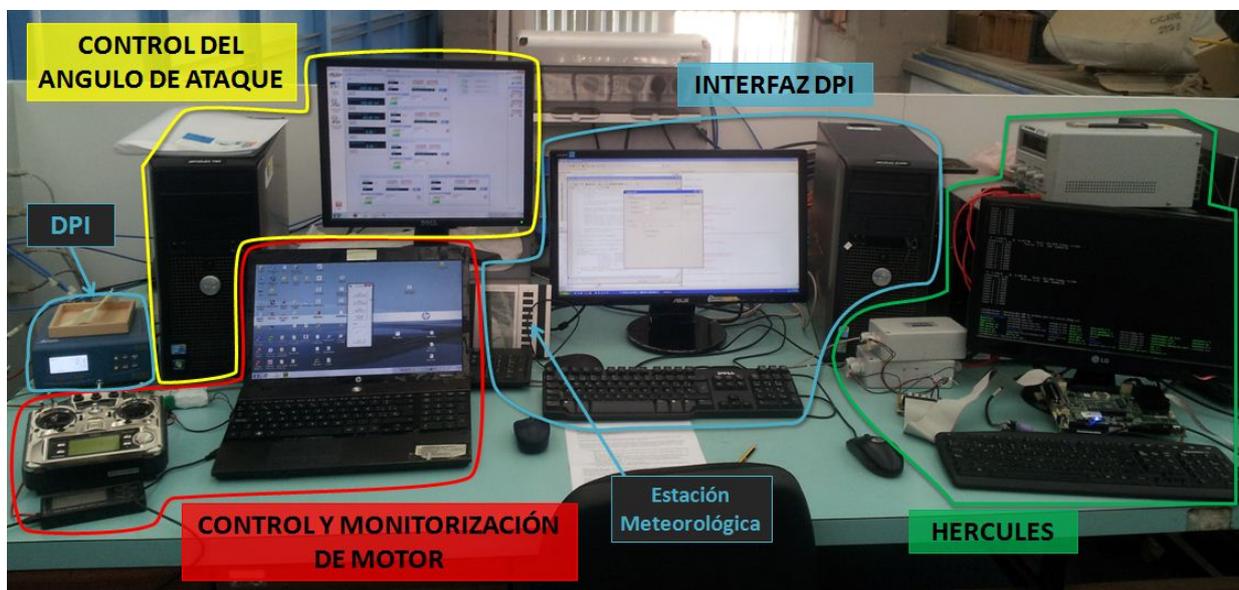


Figura 3.12: Esquema del entorno de trabajo.

3.3.1. Control del Ángulo de Ataque

Para poder controlar el ángulo de ataque de los diferentes equipos que se testen en el túnel se dispone en las instalaciones, como ya se explicó con anterioridad, de unas galletas circulares situadas en los lados de la sección de pruebas. La rotación de las galletas se produce gracias a la acción de sendos motores que reciben la señal de una unidad controladora la cual recibe a su vez ordenes de uno de los computadores 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, pueden ocasionar daños importantes.



Figura 3.13: Unidad controladora.



Figura 3.14: Entorno de variación del ángulo.

Los pasos a seguir para encender el sistema son los siguientes: en primer lugar debemos encender la unidad controladora, la cual está situada debajo del monitor. A continuación se enciende el PC y el programa de control de ensayos. Por último se activará el armario situado justo al lado del túnel para que la corriente llegue a los motores. En cualquier caso se debe pedir ayuda al Maestro de Taller antes de utilizar el sistema por primera vez.



Figura 3.15: Interruptor de energizado de motores.

En la figura 3.12 se tiene inicializado el programa de control de ensayos. Dentro de esta interfaz tenemos, en la parte inferior, un modulo que es el que exclusivamente es necesario utilizar para controlar el ángulo de ataque, figura 3.16. Rodeados con un cuadrado rojo en la figura tenemos dos botones, uno para cada motor, que activados ambos (configuración mostrada) aseguran la coordinación de las dos galletas.

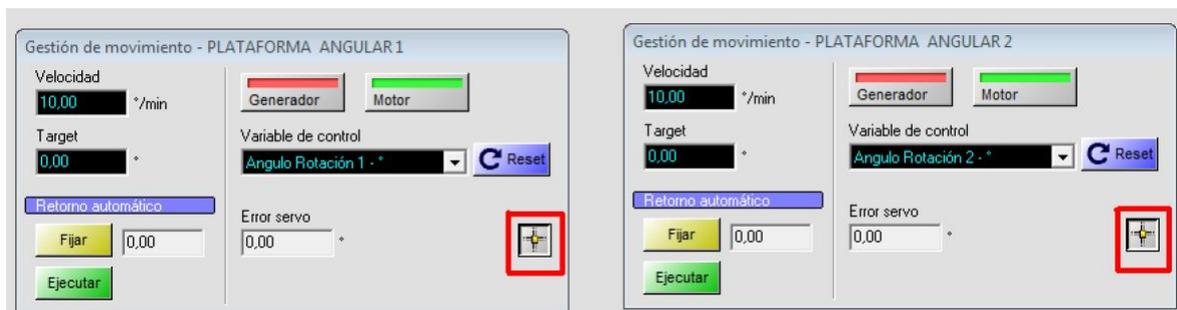


Figura 3.16: Modulos de control del ángulo de ataque.

Para generar movimiento debemos además tener los botones de ambos motores en verde (motor encendido). Con los módulos tal y como aparece en la figura 3.16 escribimos en ambos motores la velocidad con la que queremos que se realice el giro y el ángulo que queremos alcanzar (*Target*). Es muy importante que tanto la velocidad como el ángulo a alcanzar sean iguales en ambos motores. Es entonces cuando podemos pulsar uno solo de los botones *Generador* ya que al estar activados los botones de coordinación el movimiento de ambas galletas comenzará y acabará al mismo tiempo.

3.3.2. Control y Monitorización de las variables del Motor

Los elementos que forman parte de este sistema fueron presentados en su mayoría en el apartado 2.5. Entonces se presentó el esquema electrónico que ahora se utiliza en los ensayos.

La monitorización en tiempo real de las variables de motor se realiza a través del software *Flight Monitor*. Se trata de un software libre que se puede descargar de la pagina web de la marca *Jeti* (www.jetimodel.com). Esta página también contiene los manuales en formato *.pdf* de los sensores. Junto con el *Flight Monitor* se instala el software *JBP read*, encargado de leer las variables de la

JetiBox Profi, la cual esta conectada al ordenador. La *JetiBox* recoge las variables eléctricas y de revoluciones de los sensores *MEZON* y *MUI 150*.

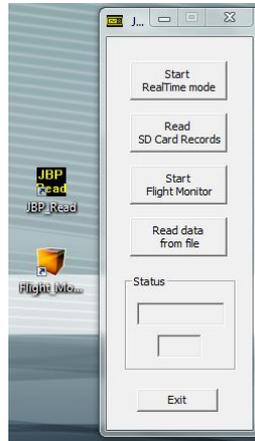


Figura 3.17: Iconos de *Flight Monitor* y *JBP Read* así como la interfaz del *JBP Read*.

El software *Flight Monitor* es sencillo de utilizar. Permite al usuario configurar la pantalla a su gusto de una forma intuitiva. En la figura 3.18 se muestra una captura del programa sin realizar toma de datos alguna. Se puede observar la configuración elegida en nuestro caso. En el recuadro de sensores se han añadido las ventanas que muestran los parámetros de *MEZON* y *MUI* en tiempo real. Además se han añadido las gráficas de las variables más trascendentes en el ensayo, que también se van actualizando en tiempo real.

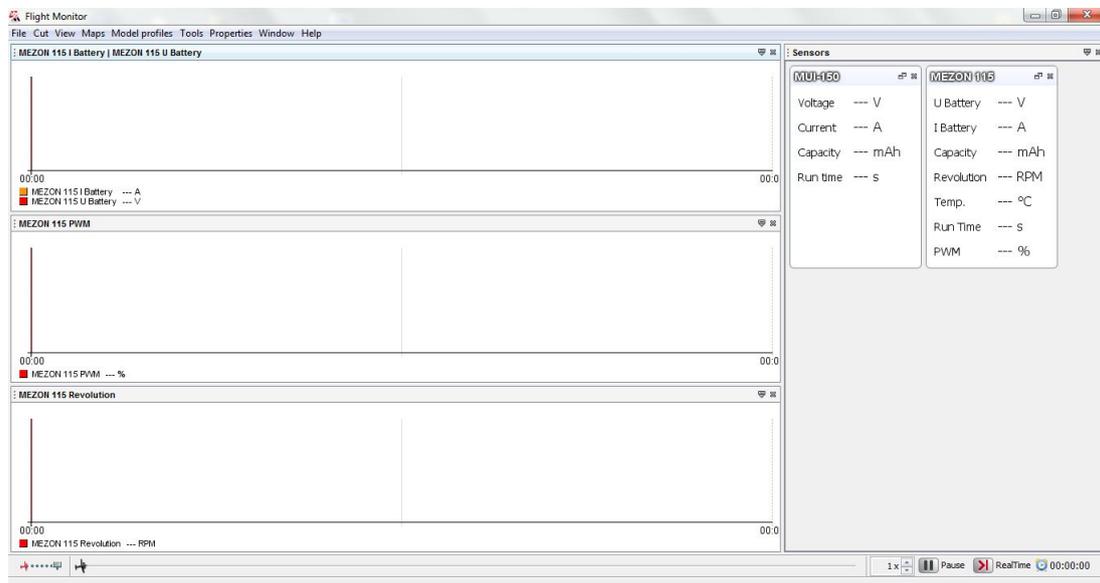


Figura 3.18: Interfaz del *Flight Monitor*.

En este punto es importante hacer notar la forma en que se identifica que las baterías están agotándose. Cuando los packs de baterías comienzan a agotarse el voltaje comienza a disminuir, esto es fácilmente identificable en la gráfica de la interfaz del *Flight Monitor* tal y como la tenemos configurada. Cuando la lectura del Voltaje se vaya aproximadamente por debajo de los 39V se comenzará a notar

la pérdida de potencia en el motor.

Para controlar las revoluciones del motor se utiliza la Radio de la marca *futaba*, que aparece junto a la *JetiBox* en la imagen 3.12. Esta radio tiene incorporado el transmisor de la marca *Jeti* en su parte trasera. El control de las revoluciones del motor se realiza a través del canal 3 del receptor que se corresponde con el movimiento vertical de la palanca izquierda de la radio. Un factor a tener en cuenta es que la posición en que dicha palanca debe estar al comienzo del ensayo. Cuando vamos a comenzar el experimento la palanca debe estar en su posición más baja y no en el medio ya que es esta la que se corresponde con el motor parado. Si no se encuentra en la posición cero al inicio del ensayo el variador no permitirá que el motor comience a girar de golpe. Además, conectado al canal 1, correspondiente con el movimiento horizontal del joystick derecho de la radio, se tiene un pequeño servo de control que permite identificar que el sistema está conectado y encendido. Tanto el transmisor como la *JetiBox* tienen varias señales sonoras que indican que alguna conexión es incorrecta o algún equipo está apagado.

Otro tema muy importante a tratar es el orden de conexión de los equipos, la premisa a cumplir es que nunca se debe tener el motor conectado a las baterías y el receptor energizado si la radio no está encendida. Esta configuración haría que el motor estuviera encendido y el dispositivo con el que lo controlamos apagado, lo cual es altamente inseguro. Es por eso que lo primero que se debe encender es la radio, después se conectan las baterías y por último se da energía al receptor. Para esto último se ha conectado un interruptor entre la pila que alimenta el receptor y el propio receptor. Con ello nos evitamos tener que estar conectando y desconectando la pila.

También se quiere tratar en este apartado el proceso de **Carga de las Baterías** y de la radio. El consumo de baterías es un hecho clave en la realización de una campaña de ensayos. Aunque la campaña que se ha realizado no ha tenido una extensión demasiado amplia solo se disponían de tres packs de baterías por lo que ha supuesto limitaciones en la velocidad de testeo. Para paliar este hecho se ha tenido el cargador en la zona de trabajo en todo momento de forma que conforme se realizan los ensayos con un pack se puedan ir cargando los otros. El proceso de carga de cada batería tarda unos 45min y se pueden cargar las dos baterías al mismo tiempo gracias a las dos entradas que posee el cargador. El cargador utilizado es el ULTRA DUO PLUS de la marca GRAUPNER que se muestra en la figura 3.19.



Figura 3.19: Cargador GRAUPNER

Cada pack de baterías está compuesto por dos baterías $Li - Fe$ con siete células que desarrolla un voltaje cada una algo por encima de los $23V$. Las dos baterías se conectan en serie, consiguiéndose con ello un voltaje máximo de $47V$ que dan energía al motor.



Figura 3.20: Packs de baterías disponibles

Para mejorar la conservación de las baterías y su control hay en el departamento un libro que se debe ir rellenando antes y después de hacer los ensayos con las baterías. Más información sobre la carga y descarga de las baterías se puede encontrar en el proyecto de Juan Manuel Moral, [1].

3.3.3. Monitorización y Control de la Velocidad. Interfaz DPI.

La toma de datos de velocidad se realiza gracias a la sonda de Pitot-estática del túnel de viento que está situada aguas arriba de la sección de pruebas.



Figura 3.21: Sonda de Pitot

Esta sonda toma la presión estática y la dinámica y hace llegar las medidas al sensor de presión *Druck DPI 150*, figura 3.22, que obtiene a partir de ellas la velocidad de la corriente. La situación de la *DPI* en la mesa de control de ensayos se puede ver en la figura 3.12. Está configurada de forma que da por pantalla una lectura continua de la velocidad. Como se explicará en mas detalle en el apartado 3.5, el tubo de Pitot tiene un tapón de protección que debe ser quitado a la hora de hacer ensayos.

Figura 3.22: Sensor de presión *Druck DPI 150*

Ya se dijo en el capítulo 2 que la velocidad se controla mediante una pequeña rueda situada junto a la puerta del túnel que controla el régimen de giro de los ventiladores. Esta rueda tiene diez posiciones absolutas, cada giro de 360° aumenta en una unidad el contador que tiene la rueda justo encima. En la práctica solo se debe llegar hasta el ocho ya que por encima de este valor la alimentación de energía eléctrica a los ventiladores aumenta mucho, pudiendo llegar a producirse que el interruptor del cuadro de corriente salte al sobrepasar los límites. Con esto se alcanza una velocidad máxima de entorno a los $21m/s$. Es posible además alcanzar velocidades intermedias entre cada posición absoluta.



Figura 3.23: Regulador de la velocidad

Para la adquisición de los datos de la *DPI* en un ordenador se conecta esta mediante un puerto serie a una de las computadoras de la mesa de control. Para facilitar la toma y visualización de los datos, Juan Manuel Moral creó una interfaz durante la realización de su proyecto ([1]) haciendo uso de la herramienta GUIDE de MATLAB. En la imagen 3.24 se muestra una captura de dicha Interfaz.

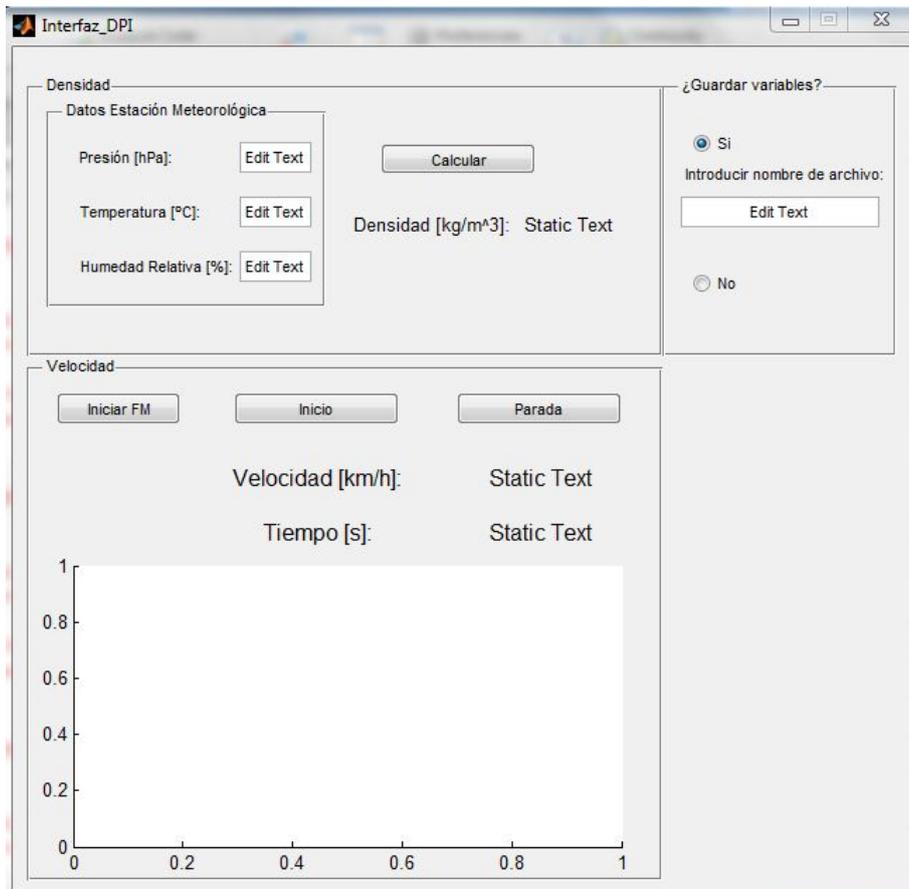


Figura 3.24: Interfaz DPI

Como se puede observar está dividida en tres módulos. El primero se utiliza para el cálculo de la densidad, se introducen la presión, la temperatura y la humedad relativa que se leen en la estación meteorológica. La situación de la estación en la campaña de ensayos se puede ver también en la figura 3.12.



Figura 3.25: Estación Meteorológica

El segundo de los módulos, a la derecha del anterior. Nos permite elegir si queremos o no guardar las medidas que se vayan a realizar. Se debe introducir el nombre que se le quiere dar a la prueba en el recuadro en que se indica. No es necesario añadir el formato *.mat* al final del nombre ya que este se añadirá automáticamente. Se recomienda además no introducir el directorio en que se quiere guardar ya que puede dar problemas. El archivo se guardará automáticamente en el directorio de MATLAB en que tenemos el programa *interfazDPI.m*.

Por último se tiene el módulo de adquisición y monitorización de los datos de la *DPI*. En este módulo encontramos un botón de inicio para comenzar la lectura de datos y uno de Parada para concluirla. Además de tiene un botón que permite iniciar el *Flight monitor*, aunque este no ha sido utilizado en nuestra campaña ya que la toma de motor se ha realizado con un ordenador personal. En dicho módulo también va apareciendo en tiempo real una lectura del tiempo transcurrido desde el inicio del ensayo y de la velocidad así como una gráfica de la evolución de la velocidad desde el inicio del ensayo.

Se debe aclarar que la herramienta en general, a pesar de su enorme utilidad, debe ser pulida en ciertos aspectos de forma que se consiga que sea mas robusta ya que no es fácil utilizarla de primeras si no se siguen ciertas pautas. Para que la realización de ensayos transcurra sin errores se insta a seguir los pasos que se exponen en el apartado 3.5. Además hay ocasiones en que la mejor solución ante una cadena de notificaciones de error en la pantalla de comandos de MATLAB es cerrar MATLAB y reabrirlo.

3.3.4. Adquisición de datos de Fuerza y Par. Placa Hércules.

El último de los cuatro equipos diferenciados de adquisición de datos durante los ensayos es el de obtención de la Tracción y del Torque producido por el sistema motopropulsor. Como se explicó en el capítulo 2 esto se realiza gracias a la HÉRCULES II. Dicha placa es una computadora cuyo sistema operativo es *Linux* y que lee los datos de los sensores de Fuerza y Par gracias a los programas que tiene implementados. Para aquellos que no están familiarizados con computadoras de este tipo se requerirá de cierta practica para llegar a comprender su funcionamiento. La HÉRCULES II se ha utilizado para diversos proyectos desarrollados por el Departamento de Ingeniería Aeroespacial por lo que tiene varias carpetas y subcarpetas correspondientes a cada uno de ellos.

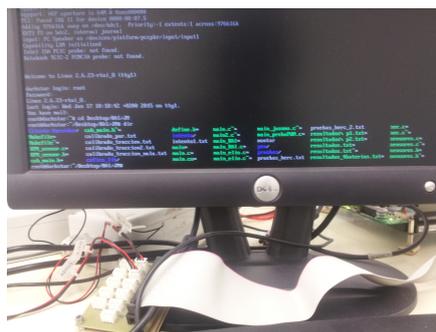


Figura 3.26: Interfaz de la placa HÉRCULES II

Para la realización de este proyecto se ha creado una nueva carpeta donde se han copiado todos los archivos del proyecto de Juan Manuel Moral ([1]). Hay varios comandos que deben conocerse para poder moverse por las carpetas y realizar las operaciones necesarias en la realización de ensayos. En la tabla 3.1 se listan dichos comandos. Es importante hacer notar que la separación entre la orden y cada argumento es de un espacio, exceptuando la orden de ejecución que no se separa del programa

que queremos ejecutar.

Comando	Explicación	Ejemplo
cd	Change Directory: Se utiliza este comando para cambiar el directorio de trabajo. Para volver al directorio raíz basta con escribir cd sin ningún argumento.	cd Desktop/RAI/JM
dir	Directory: Muestra por pantalla el contenido del directorio actual.	-
ls	Muestra el contenido de la carpeta en el argumento. La carpeta debe estar dentro del directorio actual.	ls pen
vim	Abre el archivo que se escriba como argumento. Es necesario introducir el formato.	vim main.c
make	Compilador de programas. make clean deshace todas las compilaciones realizadas.	make main
./	Ejecución de programas.	./main
mv	Move: Se utiliza para cambiar el nombre de los archivos. El primer argumento será el archivo que queremos renombrar y el segundo el nuevo nombre.	mv pruebas_herc.txt nuevo_nombre.txt
cp	Copy: Se utiliza para copiar archivos o carpetas. El primer argumento es el archivo a copiar y el segundo el destino.	cp nombre_prueba.txt pen
:q!	Cierre del programa sin guardar. (cuando hemos abierto en programa con vim).	-
:wq	Cierre del programa guardando los cambios.	-
mount	Montaje de una memoria externa.	-
umount	Desmontaje de memoria externa.	umount carpeta

Tabla 3.1: Tabla de comandos

Es importante además resaltar brevemente el proceso a seguir para modificar los programas. Solo hay dos modificaciones que puedan ser necesarias. la primera es el cambio del nombre del archivo en el que queremos que las variables se guarden. Hay dos líneas en el programa *main.c* en que aparece dicho nombre y que deben ser modificadas.

Por otro lado también puede requerirse el cambio de la recta de calibración que se encuentra en el programa *sensores.c*. Para realizar dichos cambios debemos abrir el programa correspondiente, *main.c* o *sensores.c*. En ese momento nos encontraremos en el modo de ordenes. Para pasar al modo de edición pulsamos la letra I en el teclado y realizamos la modificación. Pulsando escape volvemos al modo de ordenes y escribimos el comando de guardar y cerrar para salir del programa.

Una vez el archivo esta modificado y guardado tenemos que compilar el programa *main.c*, el programa *sensores.c* no es un programa como tal que vaya a ser ejecutado sino que se trata de una rutina que utiliza *main.c* para la adquisición de variables. Para asegurarnos que se hace correctamente primero eliminamos todas las compilaciones previas realizadas, para ello ejecutamos `make clean`. Entonces hacemos `make main` para que se realice la compilación.

Con todo esto la HÉRCULES II estará lista para su funcionamiento durante los ensayos. Como es natural, para ejecutar el programa *main.c* debemos estar en la carpeta que lo contiene y el archivo *.txt* se guardará en dicha carpeta. Aunque durante esta explicación se este haciendo continua referencia al programa *main.c* se debe indicar que para la campaña realizada se ha renombrado dicho programa como *main_RAI.c*.

Una vez se han realizado los ensayos se quieren pasar los datos obtenidos al ordenador personal para su postprocesado. Para ello se hará uso de una Memoria Flash USB. Esta debe ser montada en una carpeta vacía especialmente reservada para ello, en nuestro caso esta carpeta se llama */pen*. Para montarla utilizamos el comando *mount* de la siguiente manera: `mount -t vfat /dev/sda1`. En la carpeta *pen* aparecerán entonces todos los archivos que hay contenidos en el pen drive y será ahí donde se deban copiar los archivos *.txt* con los resultados. Una vez se haya hecho esto debe desmontar la memoria externa haciendo `umount pen`.

Como se ha mencionado, es recomendable realizar pruebas estáticas antes de comenzar la campaña de ensayos que permitan familiarizarse con el entorno, especialmente si no se conocen demasiado bien los fundamentos de *linux* y la programación en lenguaje C.

Con esto queda descrito el manejo general de cada uno de los cuatro sistemas que se deben de conocer para llevar a cabo una campaña de ensayos como la realizada. En la sección 3.5 se enumerarán los pasos a seguir en la realización de las pruebas.

3.4. Ensayos preliminares

Ocurre que durante la realización de los ensayos aparecerán unos efectos que hacen que las medidas tomadas no sean exactamente las actuales que se quieren medir y que afectan a la actuación del sistema propulsivo. Dichos efectos deben ser cuantificados para poder realizar la corrección a la hora de postprocesar. Se trata de efectos que no aparecerían del mismo modo si montásemos el sistema propulsivo motor-hélice en una aeronave y que por tanto no son de interés para el estudio.

El primero es el efecto de la componente del peso que excitará la célula de carga cuando el ángulo de ataque sea distinto de cero. También está el de la resistencia ante la corriente de aire incidente. Hay que añadir otro efecto que será recurrente a lo largo de los ensayos y que también se explicará en esta sección. Este es el efecto de la autorrotación que aparece a bajas revoluciones y a altas velocidades de flujo incidente. Se debe además tener en cuenta una perturbación más, se trata del efecto que tienen las fluctuaciones en la corriente eléctrica, este será bastante relevante y por ello será el que primero se explique.

3.4.1. Efecto de las conexiones Eléctricas

Como ya se ha explicado, los datos tomados en la célula se obtienen a través de unos acondicionadores de señal que la amplifican para que sea legible. En este contexto el efecto de cualquier variación de la corriente o conexiones a tierra que estén a distinto nivel se amplía también.

Estos efectos confluyen en dos, por un lado una tara constante a lo largo del ensayo y por otro una fluctuación con respecto al valor medio. Dicha fluctuación hará que cada lectura puntual pueda variar bastante con respecto a la inmediatamente anterior o posterior y que solo se obtengan valores razonables al hacer la media entre las medidas próximas.

Se ha comprobado que este efecto es especialmente trascendente en la medida de la fuerza y que tiene un valor en muchos casos bastante alto. Durante los ensayos y su procesado se ha comprobado que el valor medio de tara de la Célula de Carga efecto ronda los $10N$. Aunque no varíe demasiado, en cada ensayo se tendrá una tara diferente y se descontará al procesar los resultados. Dicho efecto se presenta claramente visible en las gráficas que se presentan en el capítulo 4, durante la explicación del proceso de procesado de datos. Como se verá, los datos obtenidos son una nube de puntos en la que se puede visualizar poco más que la tendencia si no es por el filtrado que se le realiza. En el caso del par estos valores son mucho menores y, aunque su valor medio se contempla, las fluctuaciones son suficientemente pequeñas como para no necesitar filtrarlas.

Para paliar estos efectos y conseguir que no se haga necesario un filtrado tan potente se deben realizar en el futuro estudios eléctricos que aporten mas información sobre la causa exacta del problema. Durante la campaña de ensayos realizada se ha intentado con poco éxito llegar a la causa. Aunque si que se ha llegado a alguna conclusión de utilidad para dichos estudios futuros, la fluctuación en la lectura de la fuerza se disminuye hasta en un orden de magnitud cuando se desconecta el acondicionador del par de la fuente de alimentación. Es por esto que los ensayos de calibración se realizaron de este modo.

Debido a las limitaciones de tiempo de uso del túnel de viento no se han podido realizar más experimentos *a posteriori* para poder identificar la fuente de perturbaciones. Se prevee aún así que la causa pueda estar relacionada con una descompensación en las conexiones a tierra de los distintos equipos.

3.4.2. Efecto del peso

Es claro que cuando el ángulo de ataque aumenta aparece una componente del peso de la parte móvil que actúa sobre el mismo eje que lo hace el empuje.

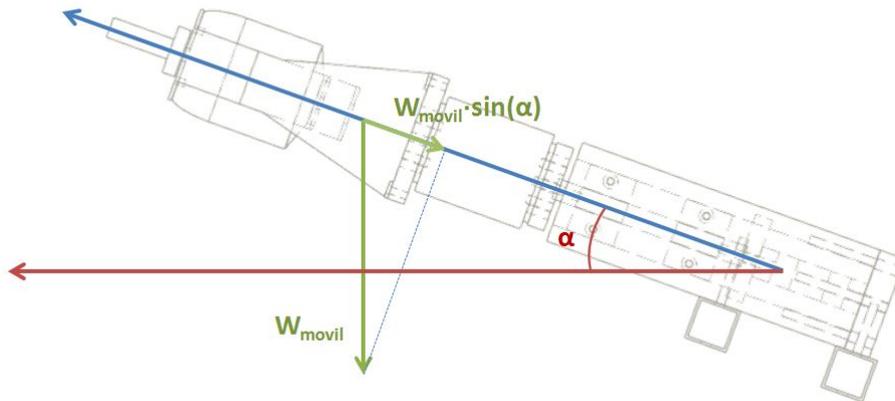


Figura 3.27: Esquema de la contribución del peso

Esto hace que la lectura de la tracción producida por la hélice disminuya por lo que es un efecto a tener en cuenta también en el postprocesado. El rozamiento producido por los rodamientos es muy pequeño por lo que teóricamente la tara debida al peso debería aumentar con el ángulo según $W_{móvil} \cdot \sin(\alpha)$. El peso de la parte móvil de la estructura es $W_{móvil} = 2,3Kg$ a los que se añaden unos $200gr$ correspondientes a la propia hélice y a tornillos y tuercas. En la figura 3.28 se representa dicha función teórica y se adelantan las taras obtenidas de los diferentes ensayos.

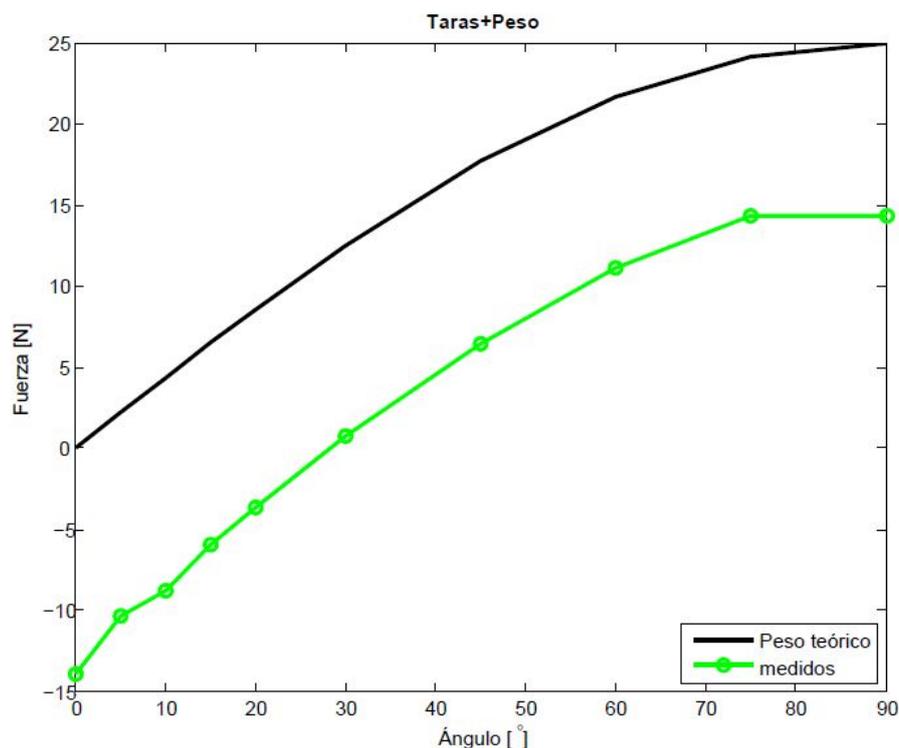


Figura 3.28: Variación de la componente del peso con el ángulo de ataque

Se observa como la tendencia que siguen las taras es la misma que tendencia que sigue la curva teórica. La diferencia existente entre una y otra es la tara eléctrica que se ha explicado en 3.4.1. Como se adelantó anteriormente esta tara varía muy poco entre un ensayo y otro, quedando esas variaciones reflejadas en las irregularidades de las curvas de los ensayos.

En cualquier caso, a la hora de postprocesar los resultados, ambas taras, eléctrica y por el peso, se consideran como una sola, suma de las dos y propia de cada ensayo, que será la que se reste a los valores de tracción obtenidos.

3.4.3. Caracterización de la resistencia

Cuando introducimos cualquier objeto en un flujo este experimenta una resistencia en la misma dirección y sentido del flujo. En nuestro montaje la resistencia que experimenta la parte fija es soportada por las cogidas de las barras al túnel de viento sin embargo, la fuerza de resistencia sobre la parte móvil es transmitida a través de la célula de carga. Es por esto que está contenida en la medida tomada y debe ser sustraída.

Para caracterizarla será necesario realizar barridos de velocidades a todos los ángulos de ataque que después se ensayarán. De esta forma tendremos el valor que después descontaremos de la medida tomada dependiendo de la velocidad y del ángulo de ataque.

La forma de proceder en la adquisición y el procesado posterior de datos es similar a la que se explica en el apartado 3.5 y 4.1.

En la figura 3.29 se representan con puntos cada una de las medidas que se toman al realizar los ensayos de caracterización de la resistencia. Las líneas de colores representan el resultado de filtrar dichas medidas. como se puede apreciar se trata de un filtrado bastante efectivo.

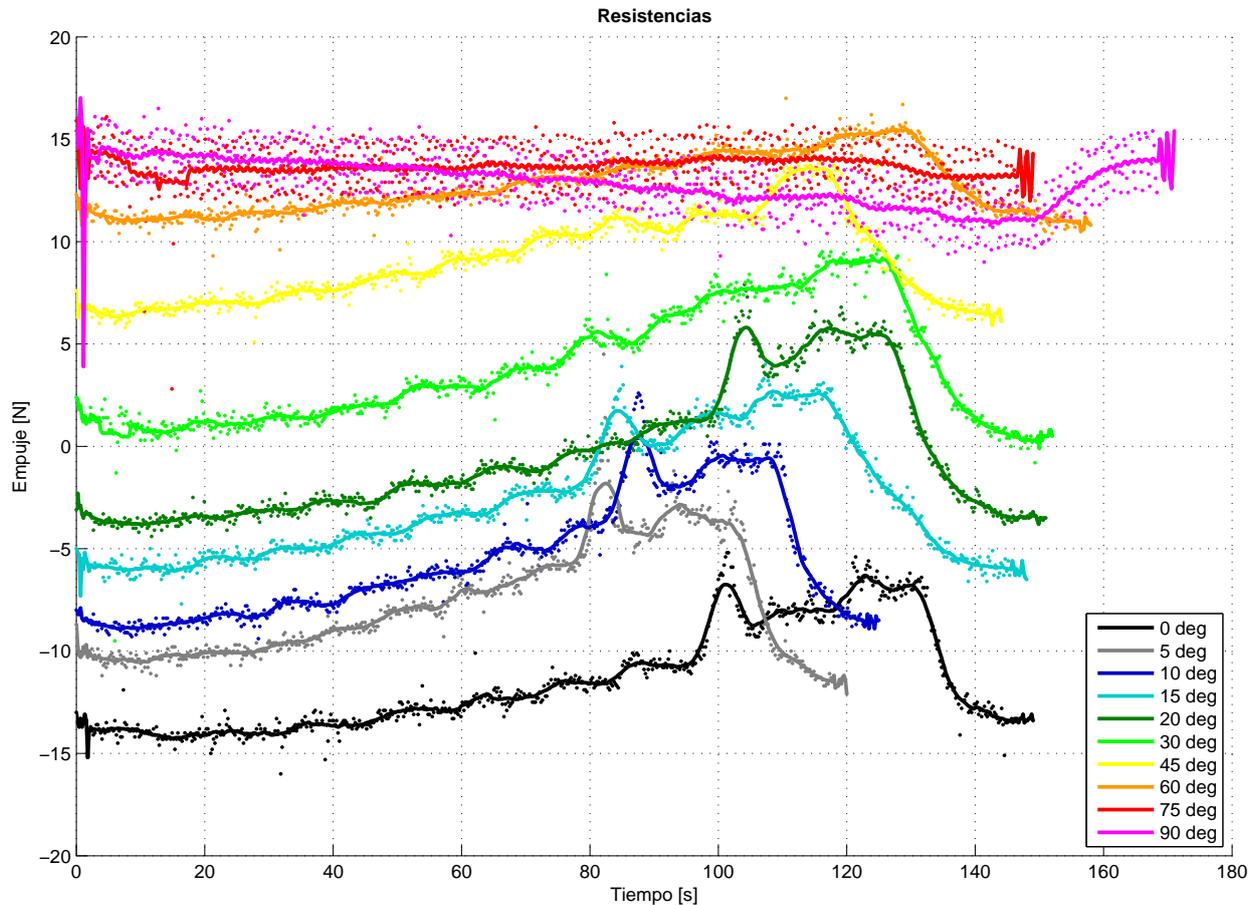


Figura 3.29: Mediciones realizadas de la resistencia y filtrado

Como en el resto de ensayos, se busca obtener la fuerza en función de la velocidad. Para cada régimen de funcionamiento del túnel de viento se halla la magnitud media con lo que tenemos un modelado discreto que después se interpolará obteniéndose las curvas que encontramos en la figura 3.30. Se observa como las curvas para ángulos contenidos entre 0 y 45 grados similares. La mayor diferencia entre estas curvas a velocidades altas se debe a que el momento en que la hélice, que de inicio esta quieta, comienza a girar por efecto del flujo incidente, varía dependiendo del ángulo. A partir de 60° la hélice no gira a ninguna velocidad del túnel. Esto se debe a que el angulo del plano de la hélice con respecto a la corriente es menor y el flujo rebordea las palas con una resistencia menor que es insuficiente para provocar el inicio de la rotación. Se observa que para 75° la resistencia apenas varía con la velocidad y para noventa incluso disminuye por debajo de cero. En esta condición extrema la dirección del flujo está contenida en el plano de la hélice llegando esta a sustentar y creando una tracción sobre la célula.

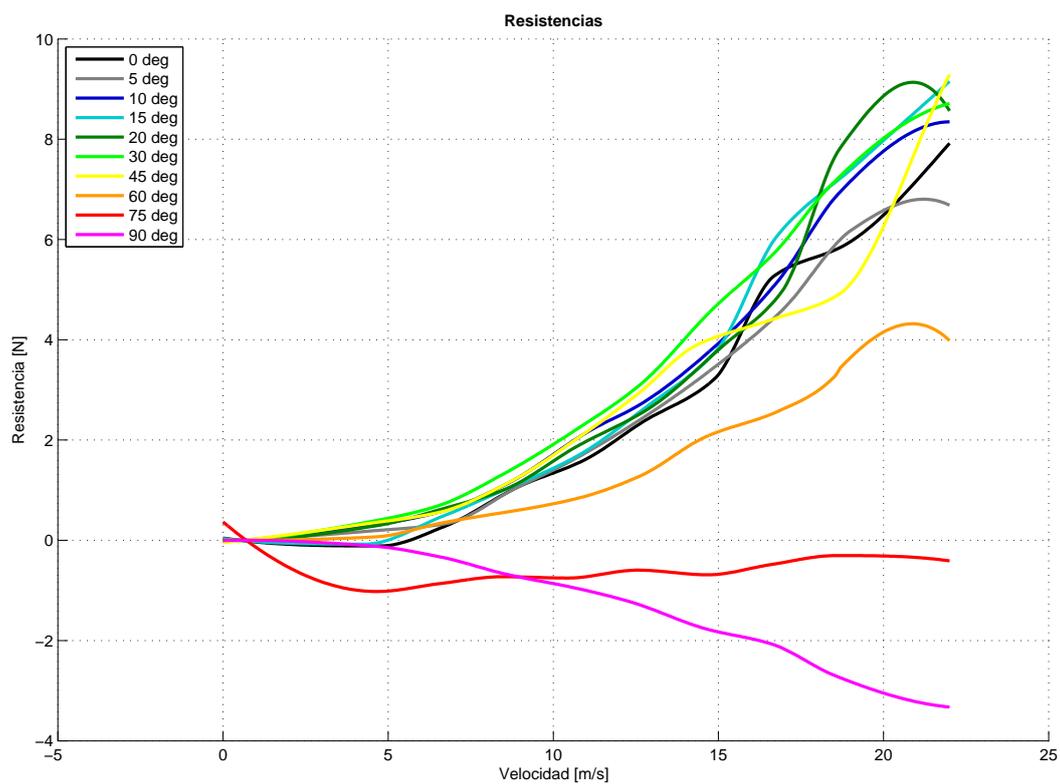
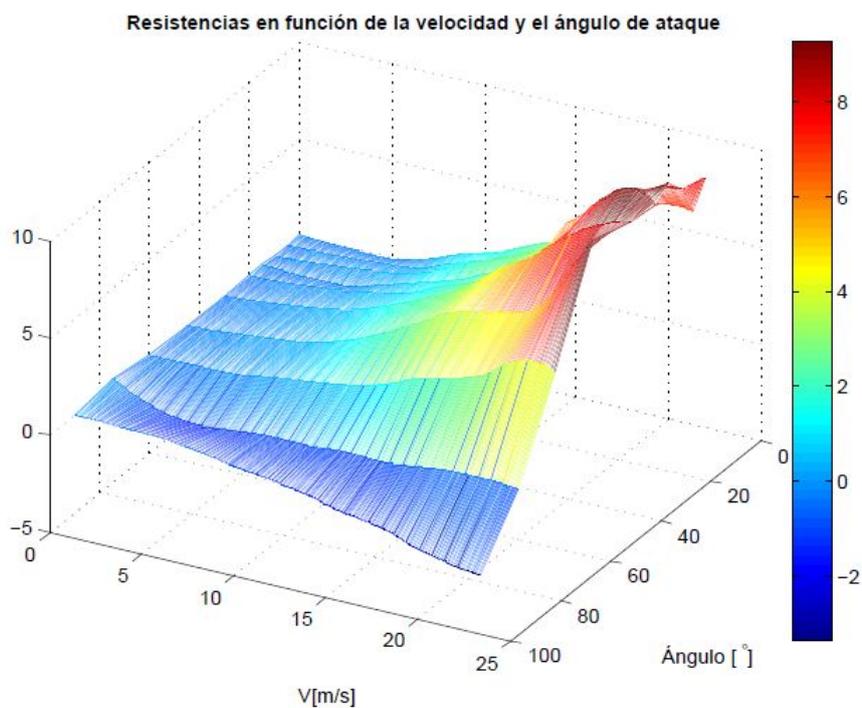


Figura 3.30: Resistencia a cada ángulo.

Figura 3.31: Resistencia en función de α y de la Velocidad.

En la figura 3.31 se representa una en la resistencia en función de los dos parámetros, velocidad y ángulo. Se comprueba claramente el por otro lado lógico efecto de que la fuerza producida por la corriente incidente en eje de la célula de carga aumenta conforme el ángulo es más pequeño y la velocidad mayor.

Hasta este momento no se ha tratado el posible efecto que la corriente incidente pudiese tener sobre el torquímetro. Se espera una perturbación muy pequeña ya que tenemos un sistema simétrico. En la figura 3.32 se observa como efectivamente los valores que alcanza el par son muy bajos. Solo se alcanzan valores absolutos de par por encima de la décima de Nm en una zona alrededor de los $15m/s$ que se corresponde con el momento en que la rotación de la hélice inducida por la corriente está a punto de comenzar y es debido a la resistencia que el motor opone a la rotación. Cuando la hélice comienza a rotar el par vuelve a caer a valores muy pequeños al ayudar la propia inercia a vencer la resistencia al giro. La resistencia que el motor opone al giro de la que hablamos puede ser comprobada manualmente.

Este efecto del comienzo de la rotación es por tanto lo único que provoca que exista algún par en los ensayos de resistencia. Además este efecto no aparecerá durante los ensayos ya que es el propio motor el que provoca el movimiento. Es por todo ello que no se tendrá en cuenta en el procesado de los resultados.

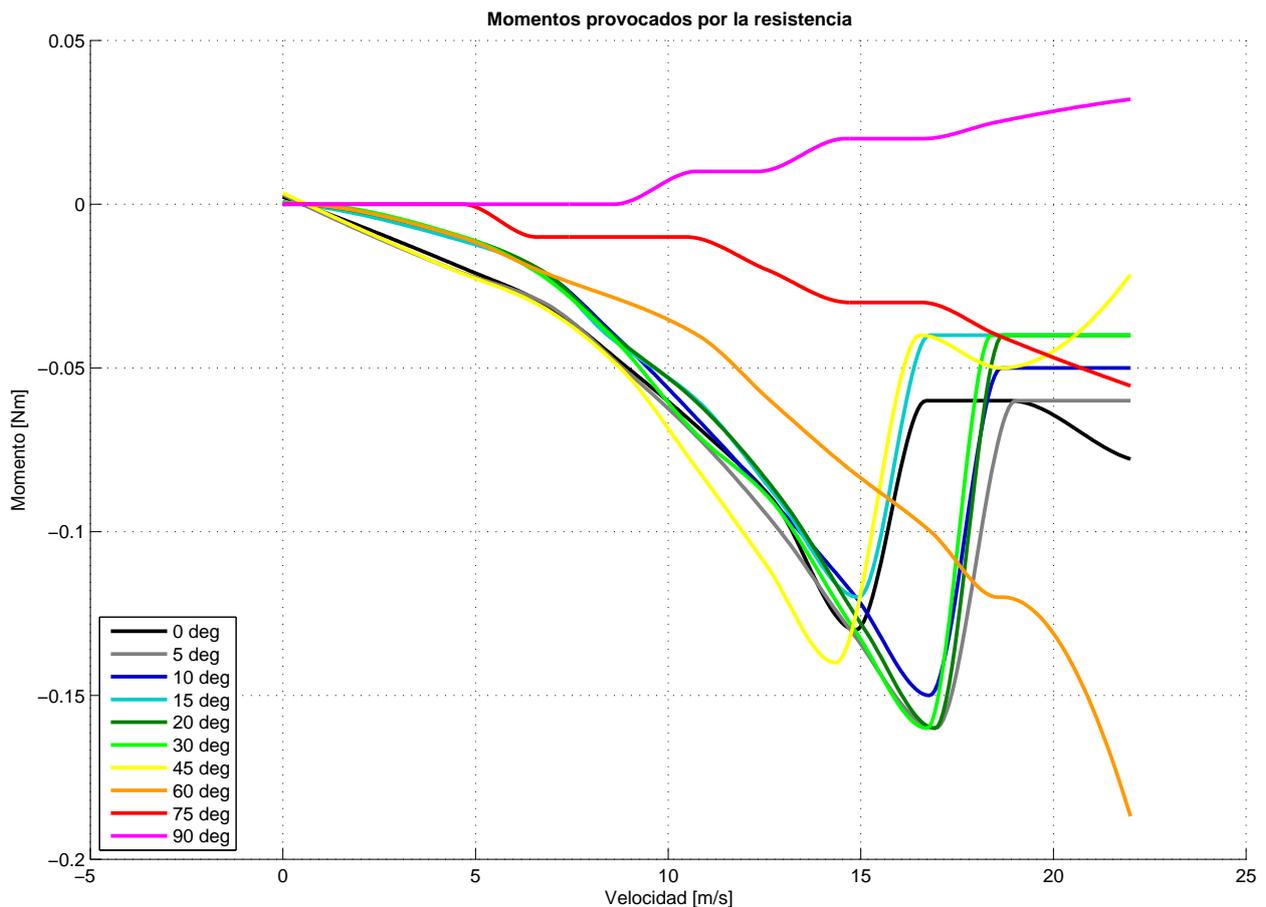


Figura 3.32: Momento de resistencia en cada α .

Se propone que para futuros estudios se realicen los ensayos de resistencia sin ninguna hélice

montada. Esto eliminará perturbaciones que solo aparecen cuando la hélice recibe energía del fluido y no al revés. Es este un problema muy importante que, como se explicará a en el Capítulo 4, ha dado problemas en la obtención de resultados válidos. Se trata de efectos que han salido a la luz una vez procesados los datos, no habiendo margen para repetir pruebas debido a la falta de disponibilidad del túnel.

3.4.4. Autorrotación

La autorrotación es un fenómeno que ocurre en propulsión con hélice cuando la velocidad del flujo incidente es muy alta y la velocidad de giro de las palas baja. Consiste en que la energía que la corriente transmite a las palas al encontrarse con ella se equipara con la que la propia hélice aporta al flujo y en la que se basa la tracción que provoca la hélice. En los datos que se presentarán en el capítulo 4 se verá claramente como en los ensayos a $2000RPM$, tanto el par como el empuje, alcanzan un valor en que no siguen disminuyendo con la velocidad sino que se mantienen constantes y cercanos a cero.

Al estar en autorrotación la hélice es movida por el propio flujo incidente con lo cual la potencia que consume el motor disminuye hasta llegar a anularse. La autorrotación no es un fenómeno repentino, si nos fijamos en las curvas de potencia de uno de los ensayos a revoluciones bajas se puede apreciar claramente como esta va disminuyendo con el aumento de la velocidad. En la figura 3.33 se adelantan la potencia aportada por las baterías a lo largo de algunas de las pruebas a 2000 revoluciones.

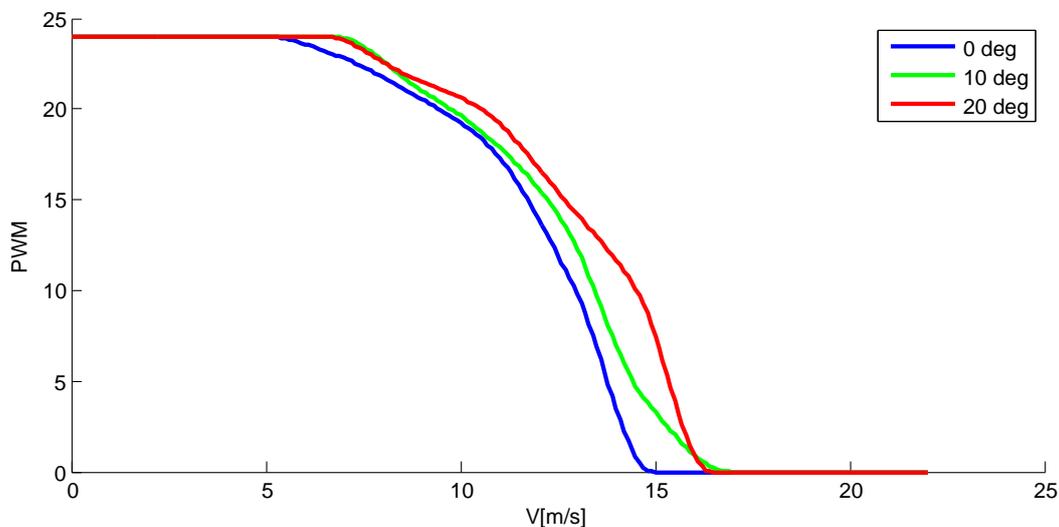


Figura 3.33: Potencia aportada por las baterías. 2000 RPM.

Se observa a primera vista que entorno a los quince metros por segundo las baterías han dejado de proporcionar potencia al motor. Hasta esta velocidad la potencia que se aportaba tenía el fin de mantener las revoluciones de la hélice pero a partir de estas velocidades se pierde el control de las revoluciones, aumentando estas ya que se encuentran a merced de la corriente, tal y como se puede comprobar en la figura 3.34. Cuando comienza la autorrotación, a pesar de que la potencia es nula, se pierde el control de las revoluciones.

En posteriores campañas de ensayos que se realicen se debería hacer un estudio mas profundo de la autorrotación para obtener una relación que nos permita obtener una envolvente de velocidades y regímenes de giro que nos permita asegurar en que puntos comienza este efecto.

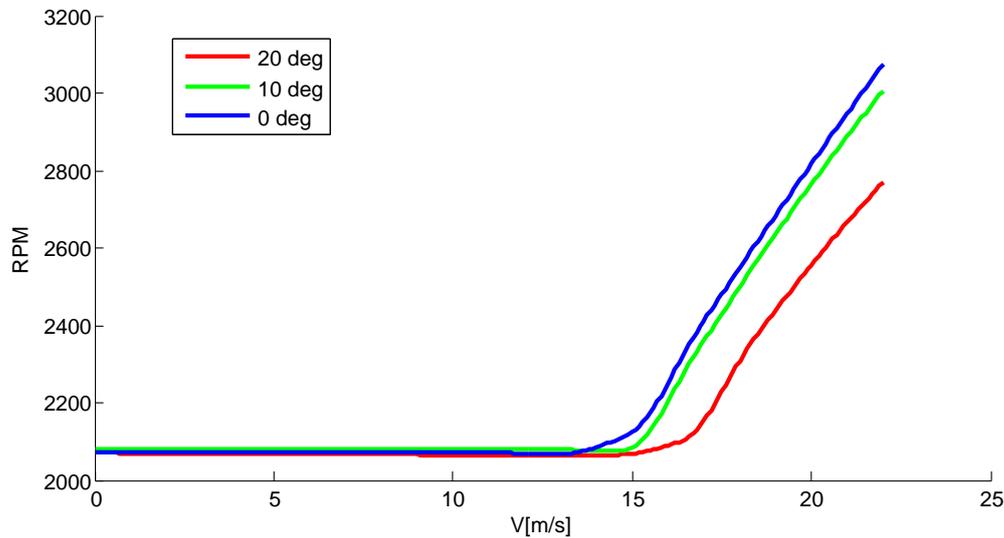


Figura 3.34: Revoluciones por minuto. Ensayos a 2000 RPM.

3.5. Pruebas de adquisición de datos

Como ya se ha indicado, el objetivo inicial a conseguir a la hora de realizar pruebas en túnel de viento para este proyecto es el de demostrar que el sistema diseñado trabaja de una manera adecuada y que se pueden obtener datos correctos al variar los tres parámetros de entrada: Velocidad de la corriente, Revoluciones por minuto y Ángulo de ataque. No se pretende caracterizar todas y cada una de las hélices ni obtener un mapeado de la *performance* de las mismas en las diferentes actitudes posibles. Es por eso que se escogerá una única hélice de entre las que se disponen. Para decidir cual hélice se testeará se estudian los resultados y las conclusiones expuestas en [1]. Finalmente se elige la hélice *22x12W* por ser la que desarrolla el mayor empuje y tener uno de los rendimientos más altos.

Por otro lado, cada ensayo de realizará a un régimen de revoluciones y a un ángulo de ataque constantes. Será la Velocidad la variable sobre la que se realizará un barrido desde Velocidad nula (túnel apagado) hasta una potencia de los ventiladores del 80 % de la máxima posible.

De este modo se define una nomenclatura para los ensayos a partir de la que se utilizó en [1]. En la tabla 3.2 aparece un ejemplo referido a un ensayo de la hélice *22x12W* utilizando el modo de control del Variador de RPM constantes con un valor de 3000, utilizando un único pack de baterías y a un ángulo de ataque de 15°.

Descripción	[hélice]_[modo]_[valor]_[Número de Packs Utilizados]_[Ángulo]
Ejemplo	22x12W_RPM_3000_1_15

Tabla 3.2: Nomenclatura de los Ensayos

Para alcanzar los objetivos planteados se decide realizar una campaña compuesta por un total de 25 ensayos, además de los ensayos preliminares de caracterización de la resistencia y el peso necesarios. Serán realizados los ensayos que se indican a continuación y en el orden que se listan.

1. **Ensayos a 2000RPM:**

- a) 0 grados.
- b) 5 grados.
- c) 10 grados.
- d) 15 grados.
- e) 20 grados.

2. **Ensayos a 3000RPM:**

- a) 0 grados.
- b) 5 grados.
- c) 10 grados.
- d) 15 grados.
- e) 20 grados.

3. **Ensayos a 4000RPM:**

- a) 0 grados.
- b) 5 grados.
- c) 10 grados.
- d) 15 grados.
- e) 20 grados.

4. **Ensayos a 5000RPM:**

- a) 0 grados.
- b) 5 grados.
- c) 10 grados.
- d) 15 grados.
- e) 20 grados.

5. **Ensayos a grandes ángulos de ataque. 2500RPM:**

- a) 30 grados.
- b) 45 grados.
- c) 60 grados.
- d) 75 grados.

e) 90 grados.

La mayoría de los ensayos se realizan entre 0° y 20° . La razón es que es este el rango normal de vuelo de una aeronave, a ángulos mayores es difícil que alguna de las superficies sustentadoras se mantengan fuera de la pérdida. Aún así, para sacar a la luz algunos de los efectos que tienen lugar a grandes ángulos de ataque y puesto que las hélices también pueden ser utilizadas en aeronaves con configuración *tilt-rotor* se decide realizar algunos ensayos que barran un rango grande de ángulos de ataque de hasta 90° y que sirvan como punta de lanza para lanzar una batería de ensayos posteriores que barran todas las condiciones.

La decisión de realizar estos ensayos a $2500RPM$ se debe de nuevo a la escasez de tiempo para la realización de experimentos, que junto con el rápido consumo de las baterías a mayores rangos de revoluciones hizo que se hiciese imposible tener el margen suficiente para recargar las baterías entre estos últimos ensayos.

Durante la realización de cada una de las pruebas es conveniente ser metódico. Solo de esta forma se consigue no tener equivocaciones cuando se están manejando tantas variables y controlando varios equipos a la vez. Además haciendo esto podremos ser mas efectivos y evitar retrasos. Es por ello que se ha desarrollado una metodología que será presentada a continuación.

3.5.1. Metodología de los ensayos

Dividiremos la exposición de los pasos a seguir en tres partes cronológicamente ordenadas. En primer lugar la conexión y preparación de los equipos, después la propia realización de la prueba y por último el apagado y la desconexión.

3.5.1.1. Preparación y conexionado

Para comenzar hay que comprobar que tenemos todos los equipos que se han ido mencionando en el apartado 3.3. Una vez los tengamos todos comenzaremos por realizar la conexión de los equipos que de un día para otro deberían haber quedado desconectados. En este proceso el orden no tiene importancia aunque, como siempre, seguir el orden adecuado puede suponer un ahorro de tiempo.

- **Conexionado:** Se enumeran a continuación los equipos que deben estar conectados a la red eléctrica.
 - Placa HÉRCULES
 - Ordenadores y Monitores
 - Fuente de Alimentación
 - Sensor DRUCK DPI 150
 - Controladora de ángulo de ataque.
 - Cargador de baterías. Opcional dependiendo del estado de carga de las mismas.
- **Encendido de los computadores:** al ser esta una labor sencilla y que requiere de un tiempo que podemos aprovechar preparando otros equipos se recomienda dejar los ordenadores encendiéndose mientras seguimos realizando tareas de preparación. De igual modo se debe hacer con la placa HÉRCULES. Recordar que antes de encender el ordenador correspondiente al control de ángulo de ataque es conveniente encender la unidad controladora.

- **Apertura de compuertas del túnel:** La apertura de las compuertas y encendido del túnel se realiza desde un panel que está situado al fondo del laboratorio. Abajo a la derecha de la salida del túnel. Para realizar esta labor se suele necesitar el soporte del Maestro de Taller que es el que conoce la instalación.
- **Apertura de la sonda de Pitot:** La sonda de Pitot se protege cuando no esta siendo utilizada con un tapón de plástico del que se suele colgar una cinta para su fácil identificación. Este tapón debe ser retirado para realizar los ensayos.
- **Revisión de las conexiones de los sensores:** Otro de los puntos importantes antes de comenzar los ensayos es que se debe comprobar que todos los cables que salen de la bancada permanecen bien conectados, asegurándonos así que no ocurrirá ningún fallo en la toma de datos.
- **Preparación de la Hércules:** una vez la placa esta encendida nos pedirá que introduzcamos el usuario y la contraseña. El usuario es `root` y la contraseña `Cefiro2009`. Al escribir la contraseña no aparece por pantalla ningún signo que indique estamos haciéndolo aunque si que este quedando constancia de lo que escribimos. Una nimiedad que puede suponer un quebradero de cabeza es que al introducir la contraseña con el teclado que se usa habitualmente para la HÉRCULES no se reconoce la tecla *Shift* al escribir la primera mayúscula y hay que utilizar *bloq mayus*. Cuando hayamos hecho esto y estemos en el directorio inicial nos iremos al directorio en que tenemos el programa de realización de ensayos y con ello tendremos lista la HÉRCULES para lanzar la adquisición de datos.
- **Preparación de la interfaz DPI:** Una vez tenemos el ordenador correspondiente encendido, se comprueba en la propia *DPI* que se está monitorizando la velocidad y se revisa que la conexión vía puerto serie de la *DPI* al ordenador. Después se iniciará desde *MATLAB* el programa *Interfaz_DPI.m*. Se recomienda ejecutar dicho programa en lugar del *.fig* de mismo nombre. Ya en la interfaz podemos ir completando los datos de presión, temperatura y humedad y calculando la densidad.
- **Preparación del sistema de variación del ángulo:** Este paso es sencillo, como tenemos el ordenador y la controladora encendidos solo tenemos que iniciar el software de control de ensayos y activar el interruptor que permite la alimentación de los motores.
- **Preparación del Sistema de Monitorización y Control del Motor:** El último paso de la preparación antes de comenzar con la propia realización del ensayo es la conexión de los sensores de la marca *Jeti* y de la radio. Deben conectarse los equipos en el orden que sigue.
 1. Conexión de la *JetiBox* al portátil mediante el cable micro USB y al transmisor mediante un cable JR.
 2. Encendido de la radio.
 3. Conexión de la baterías.

Siguiendo estos sencillos pasos el sistema estará emitiendo un pitido que nos indica que solo falta por activarse el interruptor que alimenta al receptor. Lo cual se hará justo antes de comenzar la toma de datos. En esta breve enumeración se ha supuesto que la conexión del resto de los elementos siguiendo el esquema presentado en la sección 2.5 ha sido realizada previamente.

3.5.1.2. Realización del ensayo

En esta sección si que se hace importante el orden en que se realizan cada una de las acciones. Se parte de una situación en que tenemos todos los equipos casi listos para lanzar la captura de datos. Se deben ir siguiendo entonces lo siguientes pasos.

1. Fijar el equipo en el ángulo de ataque en que se desee realizar la prueba y dejar apagados los motores que mueven las galletas.
2. Introducir en la *Interfaz DPI* el nombre del ensayo que se va a realizar.
3. Energizar el receptor llevando el interruptor que tenemos en la unión con su batería a la posición ON. Con esto se deben extremar las precauciones y no acercarse a las palas de la hélice bajo ningún concepto.
4. Iniciar el software *JBP read*.
5. Ejecutar del programa *main.c* en la HÉRCULES. Este programa se inicia con una rutina de autocalibración y después se queda esperando una entrada por teclado para que la monitorización comience. Aunque lo que se indica por pantalla una vez se ha completado la autocalibración sea que solo se debe pulsar INTRO se ha comprobado que esto no es así. Se pulsa INTRO y después se escribe una letra cualquiera, Con esto la HÉRCULES queda a expensas de volver a pulsar INTRO.
6. Comenzar la captura de datos. Siguiendo el orden siguiente para que la coordinación entre los sistemas sea la mayor posible.
 - a) En la interfaz del *JBP Read* pulsar el botón *Start RealTime Mode*. El *Flight Monitor* tardará un par de segundos en iniciarse, tiempo que debemos esperar para dar el paso siguiente.
 - b) Pulsar al mismo tiempo el botón de inicio de la interfaz *DPI* y el INTRO del teclado de la HÉRCULES. La clave está en conseguir que esto ocurra lo más cercano posible al momento en que el *Flight Monitor* termina de iniciarse. Un sencillo esquema se muestra en la figura 3.35.



Figura 3.35: Esquema del modo de inicio de la captura de datos.

7. Poner el motor a las revoluciones deseadas o lo más próximo a las mismas que la precisión del joystick de la radio permita. No debe hacerse de golpe sino aumentando la posición de la palanca punto a punto.
8. Encender los ventiladores moviendo el interruptor que está debajo de la rueda de control de velocidad a la posición MARCHA (Figura 3.23). Esto pondrá los ventiladores a ralentí, esperar entorno a diez segundo antes de comenzar el barrido.

9. Barrer todas las velocidad, girando la rueda entre las posiciones absolutas, hasta la posición 8. Se deben dejar unos diez segundos entre cada giro de la rueda para que la velocidad se uniformice y para que se obtengan un numero de datos suficientes que disminuya el error cometido en el postprocesado. Dichos diez segundos suponen un valor de compromiso entre el consumo de las baterías que se produce si lo dejamos mucho tiempo en cada posición y el hecho de que necesitamos un número suficiente de datos.
10. Parar los ventiladores y el motor. Una vez se han permanecido diez segundos en la posición ocho los datos que después se utilizarán se han acabado de tomar. Antes de parar la toma de datos tenemos que disminuir hasta cero la revoluciones del motor y bajar la potencia de los ventiladores hasta ralentí y pararlos.
11. Detener la captura de datos. Para conseguir que de nuevo el final sea lo mas coordinado posible debemos intentar parar la adquisición de de datos a la vez. En la interfaz de *Flight Monitor* hay que pulsar en la esquina superior izquierda la pestaña *File* y "*Stop data collection*". La Interfaz *DPI* se para pulsando el botón parada y la HÉRCULES *ctrl+c*. Se pulsan los tres. En la Interfaz *DPI* habrá aparecido el mensaje: *¿Quiere realizar otro ensayo?*, a lo que se debe contestar no. Después aparece otro mensaje donde se pregunta si queremos cerrar el programa, elegimos que si. para su correcto funcionamiento, aunque vayamos a hacer otro ensayo después, debemos cerrar la interfaz y después volverla a iniciar.
12. Guardar los datos adquiridos en la HÉRCULES y el *Flight Monitor*. En la placa HÉRCULES el archivo se habrá guardado con el nombre genérico con el que se eligió previamente a la compilación del programa, tenemos entonces que renombrarlo según la nomenclatura utilizada. Para guardar los datos tomados a través de la *JetiBox* tenemos que volver a pulsar la pestaña *File* y "*Export as .csv*", una vez más guardamos fijamos el nombre del ensayo.
13. Cerrar el *Flight Monitor*. Aunque vayamos a realizar un nuevo ensayo a continuación debemos apagar tanto *Flight Monitor* como *JBP read* para evitar encontrarnos con fallos al intentar lanzar el nuevo ensayo.
14. Si se va a lanzar un nuevo ensayo variaremos el ángulo de ataque y volveremos al principio de este apartado, si no es así pasaremos al siguiente.

3.5.1.3. Apagado y Desconexión

En este apartado se va a explicar tanto como finalizar una consecución de ensayos de un día para continuar el siguiente como la forma en la que debe quedar la zona de ensayos cuando se finaliza una campaña.

Cuando acabamos los ensayos lo primero que tenemos que hacer es recopilar todos los datos. En la sección 3.3 se explico como recoger los datos de la HÉRCULES con ayuda de un pen drive. Obtener los datos de la computadora donde se ha ejecutado la Interfaz *DPI* es sencillo y se hace mediante el uso común del pen drive.

Una vez tenemos los datos apagamos los ordenadores de la forma habitual. Es menester recordar que para apagar el sistema de variación del ángulo debemos primero girar el interruptor de la figura 3.15 dejándolo en posición vertical. Para apagar la HÉRCULES primero ejecutamos el comando `HalT`.

Es conveniente dejar desconectada la placa HÉRCULES ya que si por cualquier razón la luz se va y después vuelve esta se encenderá automáticamente. Obviamente se deben apagar todos los equipos de control electrónico del motor en el orden inverso a como se encendieron.

Si la campaña ha terminado debemos desinstalar tanto todo el equipo que no es propio del túnel de viento, es decir, la bancada, los sensores *Jeti*, la radio, la placa HÉRCULES, las baterías y el cargador y llevarlos a la sala de pruebas, dejando cada uno en su lugar correspondiente. Si como es el caso, se prevé que no se va a utilizar el túnel próximamente se deberán cubrir todos los computadores evitando así que se llenen de polvo, figura 3.36.



Figura 3.36: Protección de los equipos tras la campaña de ensayos.

Capítulo 4

Resultados

En este nuevo capítulo se va a proceder a mostrar los resultados que se han obtenido de la realización de los ensayos que se indicaron, siempre siguiendo la metodología presentada en el capítulo anterior. Previamente a la exposición de resultados se explicará el procedimiento matemático seguido para procesar los datos y se irán mostrando al mismo tiempo algunos de los resultados intermedios obtenidos.

4.1. Procesado de los datos

De cada ensayo que se realiza se obtienen tres archivos de datos que corresponden a cada uno de los sistemas de adquisición que se mostraron en la sección 3.3. Todas contienen un vector discreto de un gran número de puntos de cada variable y del tiempo en que ocurren.

- **Archivos .csv:** Correspondientes con los datos del *Flight Monitor*. Contiene las variables adquiridas en los sensores *MEZON* y *MUI*.
 - *MEZON 115 OPTO*
 - Tiempo
 - Voltaje
 - Intensidad
 - Capacidad
 - RPM
 - PWM
 - *MUI 150*
 - Tiempo
 - Voltaje
 - Intensidad
 - Capacidad
- **Archivos .txt:** Obtenidos de la placa HÉRCULES. Contiene:
 - Hora, minuto y segundo en que se toma el dato
 - Fuerza
 - Par

- **Archivos *.mat*:** Contienen los datos de la *DPI*.
 - Tiempo
 - Velocidad

Además de todos estos datos tenemos la densidad, que en la lectura de la *DPI* no se toma correctamente y se incorpora a mano en los programas de cálculo. Durante los ensayos se fueron tomando las densidad de la Interfaz *DPI* y apuntándolas. La variación es muy pequeña por lo que se toma como dato constante la media entre todas ellas. El valor que se utilizará será $\rho = 1,16\text{kg}/\text{m}^3$. La razón de que este valor de la densidad se encuentre por debajo del valor de 1,23 que según la atmósfera *ISA* hay en altitud cero es que la temperatura en Sevilla en el mes de Junio esta por encima de los 15° que en la *ISA* se utilizan. La densidad es un dato que se utiliza en las últimas fases del procesado para obtener variables adimensionales.

Se debe remarcar que el postprocesado concluirá cuando tengamos de cada experimento los valores medios de todas las magnitudes en cada una de las posiciones de potencia del túnel de viento, desde que tenemos el túnel apagado hasta la posición 8. Para que quede más claro y para facilitar la posterior descripción de los resultados se recogen en la tabla 4.1 cuales son los intervalos en que se divide cada experimento. Como se puede observar los datos que se corresponden con la disminución de potencia de túnel y motor no se consideran en ningún caso al no tener valor alguno.

Intervalo	Situación
I	Motor OFF & Túnel OFF
II	Motor ON & Túnel OFF
III	Túnel ON (Posición 0/Ralentí)
IV	Posición 1
V	Posición 2
VI	Posición 3
VII	Posición 4
VIII	Posición 5
IX	Posición 6
X	Posición 7
XI	Posición 8

Tabla 4.1: Intervalos en los experimentos

También se quiere aclarar que en las últimas fases del procesado que se corresponden con el cálculo de variables tales como rendimientos a partir de las iniciales se estudiarán solo los intervalos entre el II y el XI. El intervalo I es necesario en las primeras fases ya que los valores en el obtenidos se utilizan para tarar el Empuje y el Par.

Teniendo con esto claro el objetivo a alcanzar podemos pasar a explicar la forma de resolución de las distintas problemáticas que se plantean.

4.1.1. Filtrado del empuje

Un problema inicial que se presenta es la enorme fluctuación en la toma de datos del sensor de fuerza, llegando a variar las medidas mas de $5N$ entre una toma y la siguiente. Para solventar este problema se crea la función *main_herc.m*, la cual filtrará la nube de puntos inicial. Para filtrar la nube de puntos se sustituye cada valor del empuje por la media entre el mismo y los veinte valores

más cercanos, diez anteriores y diez posteriores. Aunque se reduce la longitud útil de los escalones, de esta forma se obtienen resultados bastante buenos que se pueden visualizar entre las figuras 4.2 y 4.6. Con este filtrado si se observa una línea en la que se aprecian los escalones correspondientes a cada intervalo lo cual era casi imposible sobre la nube de puntos. A modo de ejemplo se muestra en la figura 4.1 el empuje a lo largo del tiempo del ensayo en el caso en que se gira a $2000RPM$ y se tiene un ángulo de 20° . En las siguientes figuras 4.2 hasta 4.6 se muestra el filtrado en cada uno de los ensayos. Hay que recordar que los datos que se presentan en todas estas figuras son datos medidos que después tendrán que ser tarados y descontado el efecto del peso y de la resistencia.

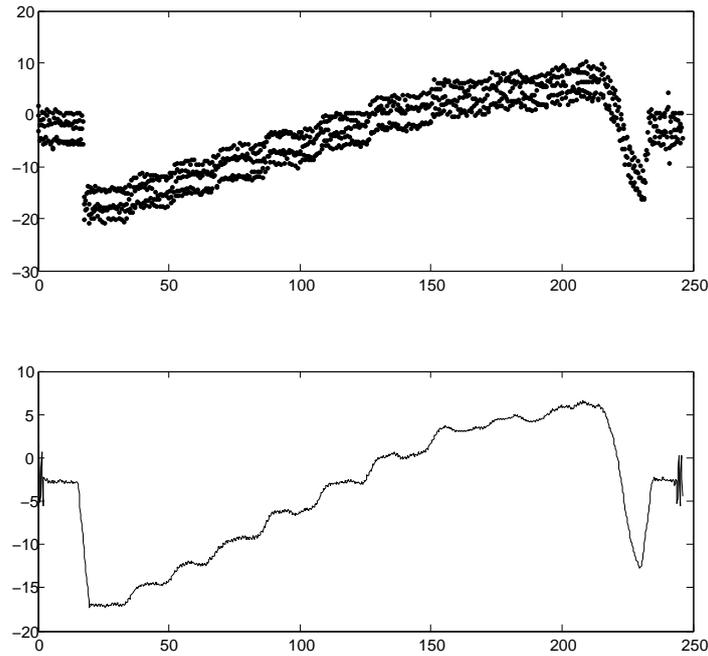


Figura 4.1: Medidas tomadas y resultado tras filtrado. $2000RPM$ y 20° .

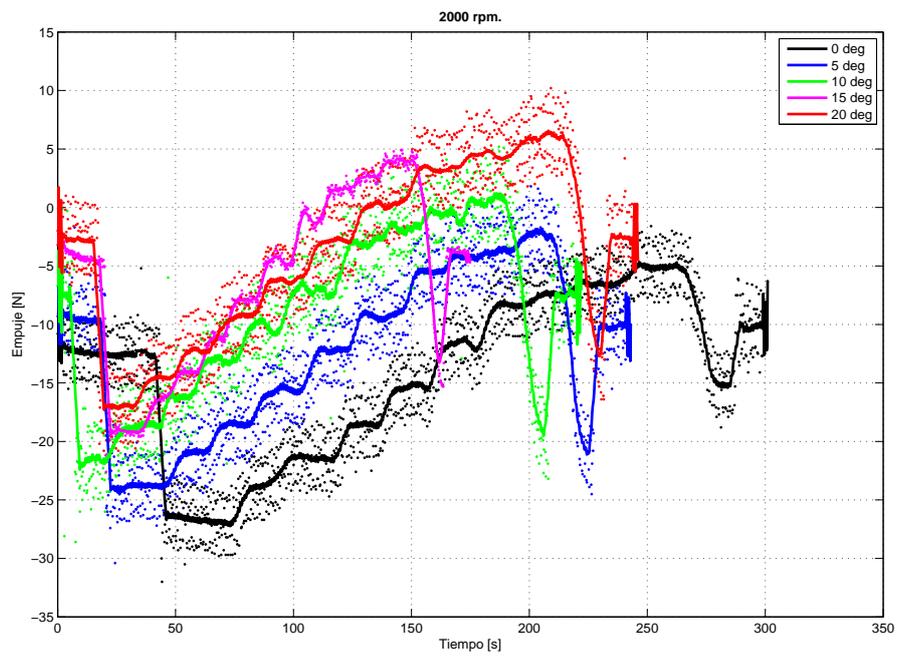


Figura 4.2: Medidas tomadas del empuje y filtrado. 2000 RPM.

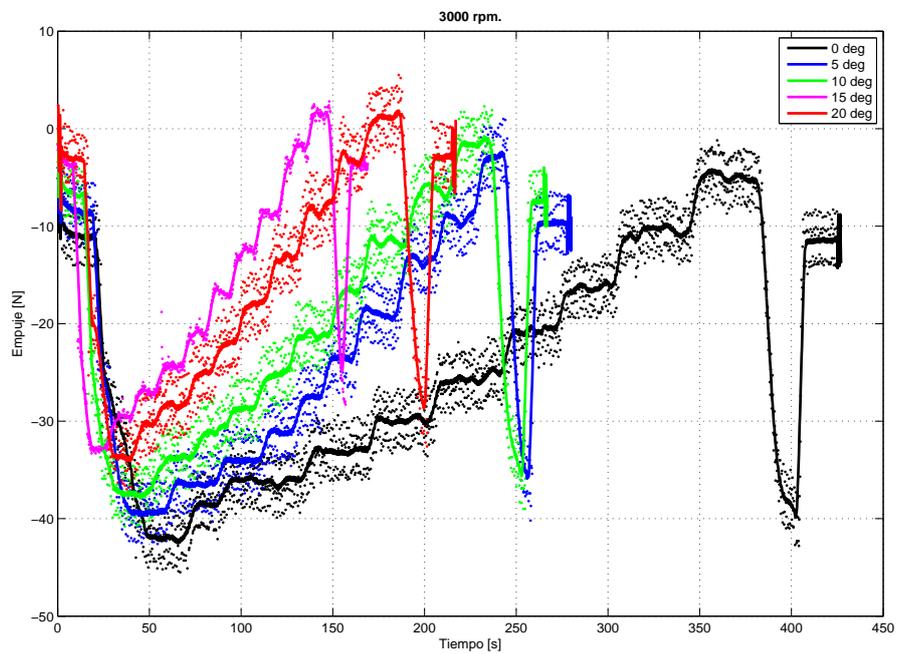


Figura 4.3: Medidas tomadas del empuje y filtrado. 3000 RPM.

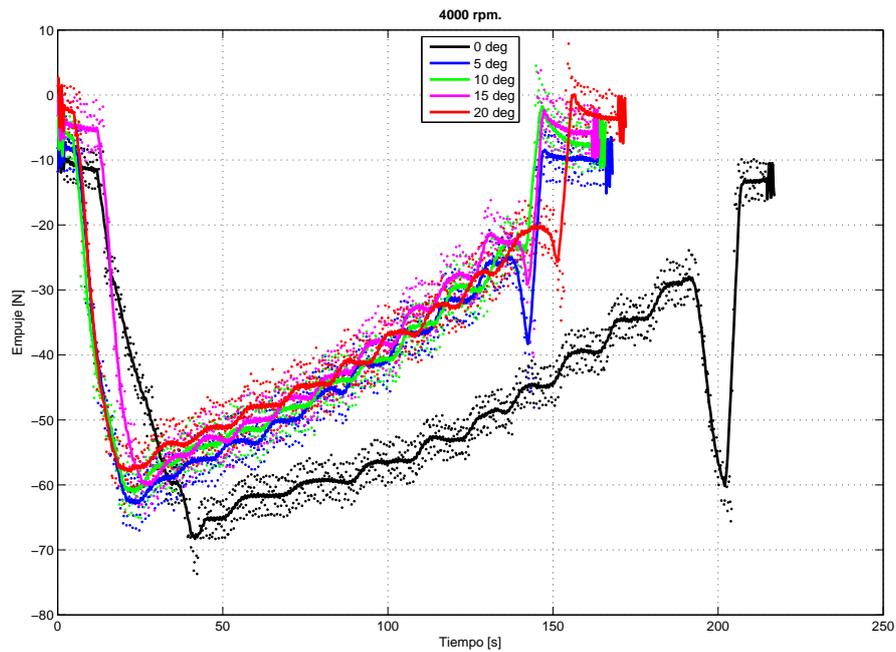


Figura 4.4: Medidas tomadas del empuje y filtrado. 4000 RPM.

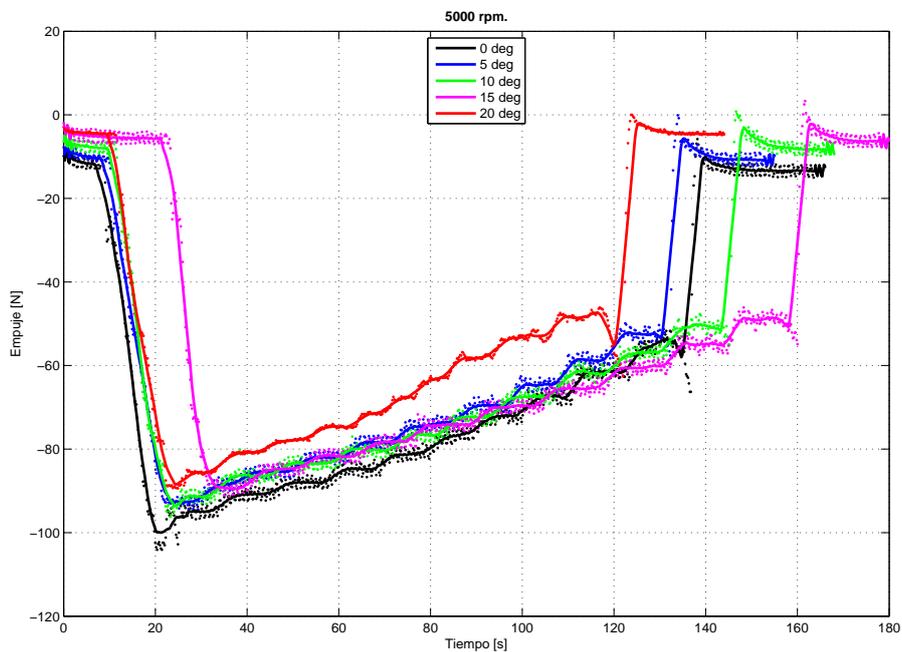


Figura 4.5: Medidas tomadas del empuje y filtrado. 5000 RPM.

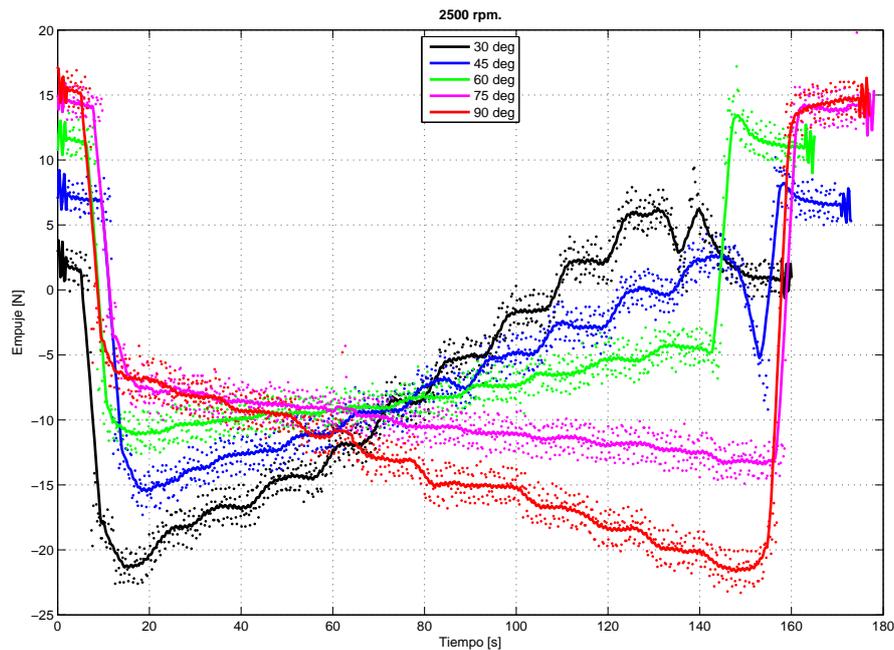


Figura 4.6: Medidas tomadas del empuje y filtrado a altos ángulos. 2500 RPM.

La fluctuación que se ha mostrado y el filtrado que se realiza no ocurre con las medidas de momentos. Para comprobar que efectivamente las medidas del torquímetro tienen una fluctuación aceptable se muestran los puntos obtenidos a modo de ejemplo en el mismo ensayo que se mostraron los del empuje, figura 4.7. El hecho de que algunas lecturas del par se disparen en el momento en que el motor comienza a girar no afecta a los resultados ya que no se encuentra en la zona media de ningún intervalo, donde tomaremos valores, sino en la transición del intervalo I al II.

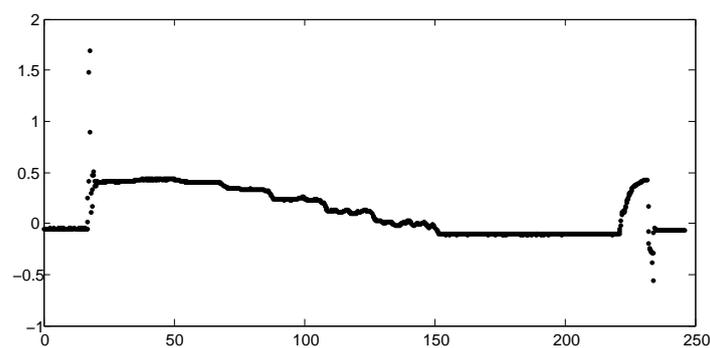


Figura 4.7: Medidas de momentos tomadas. 2000RPM y 20°.

4.1.2. Coordinación en el tiempo y Obtención de valores medios.

El principal problema que se afronta una vez se ha resuelto el filtrado es el desfase de tiempo entre unos y otros datos. Por mucho que se intenten coordinar las tomas de datos de los tres equipos los lapsos internos de tiempo no son controlables y la frecuencia con que se toman medidas en cada uno de

los sensores son además distintas. Se debe encontrar una forma de asegurarnos tener medidas de todos los sensores que se correspondan a los mismos lapsos de tiempo. Como se ha explicado anteriormente la forma más sencilla de hacerlo es mediante la división de todos y cada uno de los vectores de las distintas variables según los saltos de velocidad que se corresponden a cada intervalo. Previamente a eso se deben coordinar los vectores. Para ir realizando estas labores se darán tres pasos con ayuda de varios códigos de MATLAB diferentes. Se decide hacerlo de esta forma porque el ir obteniendo resultados intermedios aporta seguridad a que el proceso esta siendo realizado de forma adecuada.

- **Programa *procesado_JETI.m*:** Ocurre que la toma de datos entre el variador y el sensor de Voltaje e Intensidad tampoco está coordinado en el tiempo. Este programa toma el archivo *.csv* que contiene los datos de *MEZON* y *MUI* y los coordina. Bastará con cambiar el nombre del ensayo al comienzo del código y ejecutarlo.

```
%% Datos a introducir en cada experimento
% Nombre del archivo a guardar
ensayo = '22x12W_RPM_3000_1_15';
```

Figura 4.8: Primeras líneas del código *procesado_jeti.m*.

La salida que se obtendrá de este programa será un archivo de datos *.mat* que contendrá todas las variables de *MEZON* y *MUI* coordinadas frente a un vector de tiempos común.

- **Programa *procesado_herc_dpi.m*:** Este programa realiza varias acciones. Las entradas son los datos del *Flight Monitor* y de la HÉRCULES. En primer lugar se recorta el principio de todos esos datos, aproximadamente los 2,5 segundos iniciales. La razón de hacer esto es que en esos primeros instantes el sensor de fuerzas aporta datos irreales cuyos valores absolutos son enormes. Este programa utiliza la función *main_herc.m* que se presentó en el apartado 4.1.1 para filtrar la nube de puntos del empuje.

Después el programa representa las variables empuje y velocidad para que se escojan los intervalos desde el I hasta el XI. Se deben escoger los límites de cada uno de los intervalos, en total 22 puntos. Para ir escogiendo nuevos puntos se debe matener pulsada la tecla **alt**.

Recordemos que la toma de datos se realiza aumentando la velocidad de forma escalonada. Eso se aprecia claramente en la representación de las variables lo cual permite escoger intervalos ya que tanto velocidad como tiempo están mas o menos coordinados. En la figura 4.9 se ejemplifica la toma de limites. Se debe notar que se representan ambas graficas de forma que al elegir manualmente los límites se asegure que ambas curvas están en el mismo escalón. Este procedimiento se hace más difícil en los experimentos más extremos ya que la variación del empuje se hace menos visible pero la de la velocidad será siempre fácil de identificar. Una vez se hayan escogido todos los puntos se deben clicar el boton derecho y seleccionar *Export Cursor Data to Workspace*. Se deja el nombre de la variable que aparece por defecto y se escribe en la *Command Window* la orden *return*.

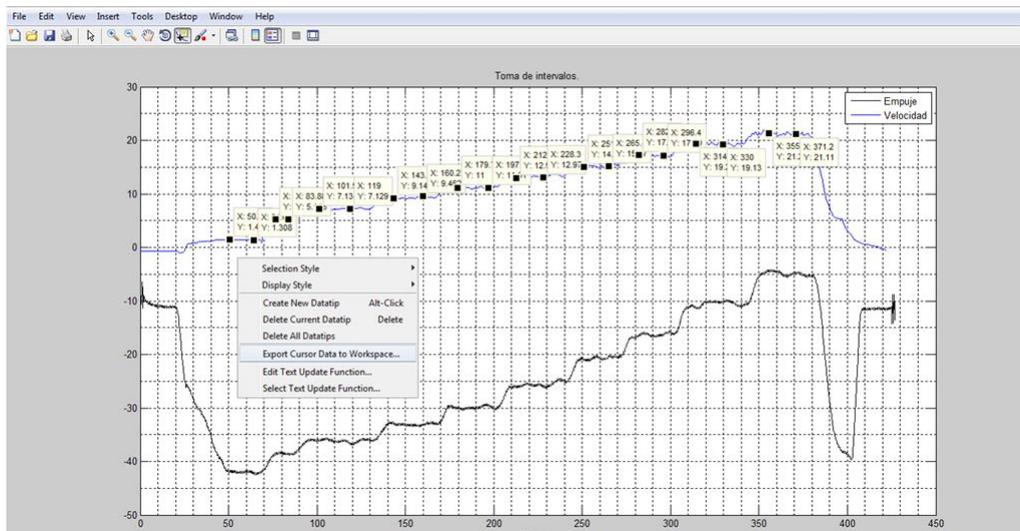


Figura 4.9: Captura de la selección de intervalos.

A continuación el programa tarará las medias de empuje y momento utilizando los valores del intervalo I correspondiente con la situación en que motor y túnel están apagados.

El programa tiene como salida un nuevo archivo *.mat* que contiene una matriz 3×11 cuyas filas son cada uno de los datos medios de Empuje, Momento y Velocidad en todos los intervalos. Además también se guardan los datos de Empuje filtrado, Momento, Velocidad y tiempo ya que serán necesarios en la posterior coordinación con las variables restantes.

- **Programa PROCESADO.m:** En este programa se realiza el postprocesado final de los datos para alcanzar el objetivo expuesto con anterioridad. Las entradas son los datos de los dos programas anteriores con lo cual tenemos por un lado los datos de HÉRCULES y DPI y por el otro los del *Flight Monitor*. La primera de las actuaciones de este programa es la coordinación de ambos conjuntos de variables. Después se lleva a cabo la eliminación de las regiones inicial y final cuyos datos no son de utilidad y además provocan que las variables que se obtienen de las primeras disparen sus valores en esa zona dificultando la visualización de las tendencias en las zonas de interés. Por ultimo se obtendrán la medias de todas y cada una de las variables en cada uno de los intervalos. La forma de realizar estas tres labores es muy similar a aquella con la la que se escogieron cada uno de los límites de los intervalos en el programa *procesado_herc_dpi.m*.

Para realizar la labor de coordinación lo más fácil es encontrar dos puntos, uno de cada conjunto, que sepamos que han tenido lugar en el mismo instante. Los puntos que más fácilmente pueden ser identificados son aquellos que se da potencia al motor por primera vez o aquellos en los que se bajan a cero las *RPM* en eso instantes la curva de empuje se dispara y la de *PWM* también. El programa representará ambas variables para que se escojan los puntos. En la figura 4.10 se muestra a modo de ejemplo los puntos seleccionados en uno de los ensayos.

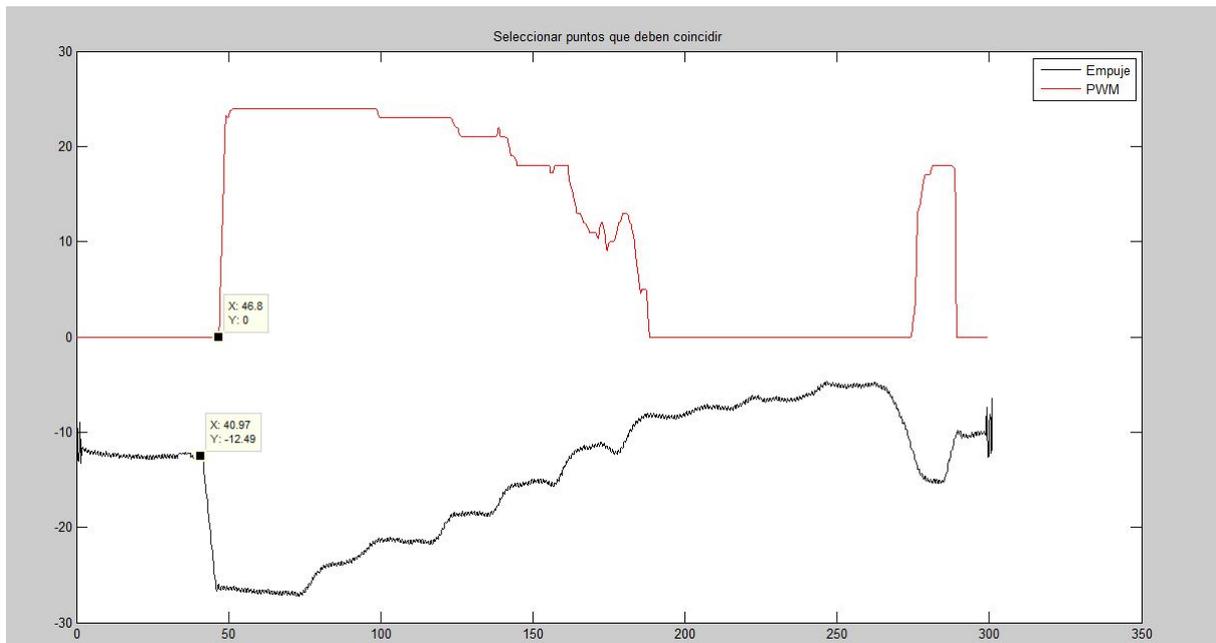


Figura 4.10: Captura de la selección de puntos coincidentes.

Una vez relanzado el programa nos dará una nueva gráfica para escoger los valores inicial y final. Se representan de nuevo las mismas dos variables, ya coordinadas, ya que son de nuevo las dos en que mejor se pueden ver dichos puntos.

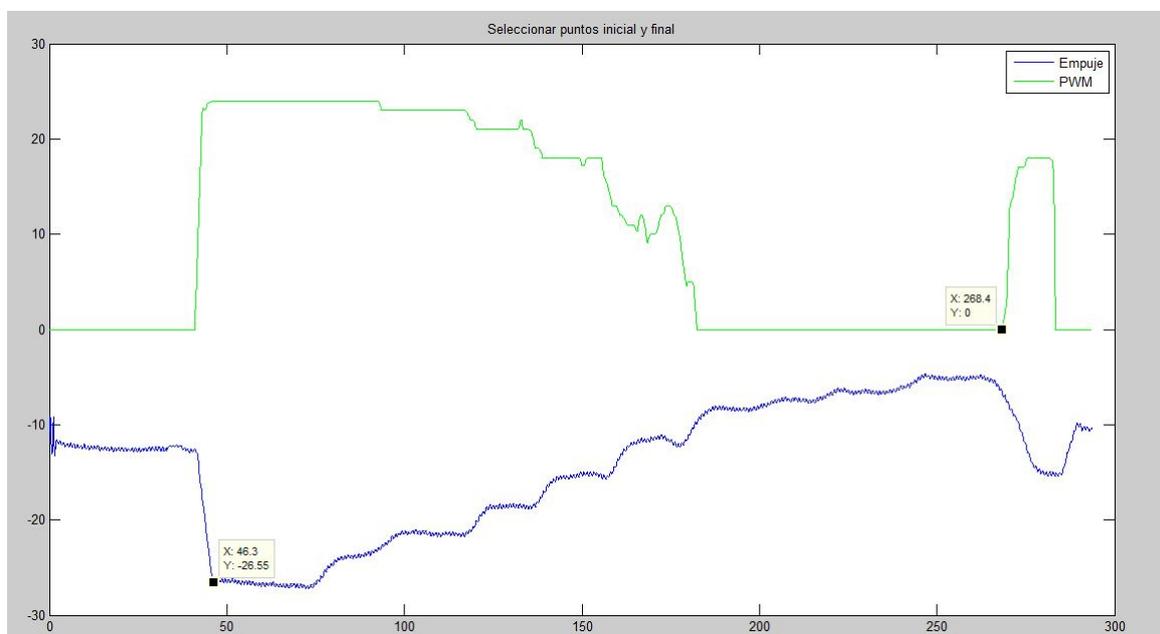


Figura 4.11: Captura de la selección de puntos inicial y final.

Para terminar se escogerán de nuevo los intervalos en los cuales se harán las medias del mismo modo que se hizo en *procesado_herc_dpi.m*. Ya solo se están teniendo en cuenta los intervalos

entre II y XI con lo que cada variable tendrá diez componentes a la salida. Además de estos vectores de valores medios se guardarán también los vectores iniciales de datos.

Los valores medios de todas y cada una de las variables en todos y cada uno de los ensayos se guardarán también en un archivo de *excel* facilitando así su visualización.

Se hace evidente a ojos del lector que no se trata de un proceso demasiado optimizado ya que hay tareas repetidas como la selección de los límites de los intervalos que bien podrían haber sido automatizadas. La razón es que los programas de postprocesado han ido realizándose conforme se iban visualizando los resultados intermedios. Para poder automatizar esas acciones se tendrían que haber conocido necesidades de programas posteriores al realizar los anteriores lo cual no es posible en la fase inicial. La escasez de tiempo final ha impedido que los programas puedan ser modificados. Sin duda, en próximos estudios se deben automatizar estas labores, lo cual supondrá un ahorro de tiempo considerable. Además, y como se explicará en el Capítulo 5, sería óptimo el desarrollo de una herramienta que tomase los datos de una forma coordinada.

4.1.3. Gestión de los archivos

Debido al gran número de archivos de diferentes tipos que pueden concentrarse en el procesado de datos de experimentos en general y a la necesidad de establecer rutas internas en los códigos para que encuentren los archivos requeridos es vital tener bien definido el modo en que gestionarlos. A continuación se presentará de forma simple esta organización. La carpeta raíz que contiene todos los archivos se denomina *Postprocesado*. En la imagen 4.12 se puede observar el contenido de dicha carpeta.

Es obvio que no todos los programas que se han utilizado están reflejados aquí. Entre otros se ha hecho uso de un número importante de códigos que permitiesen obtener las gráficas que se muestran a lo largo del documento.

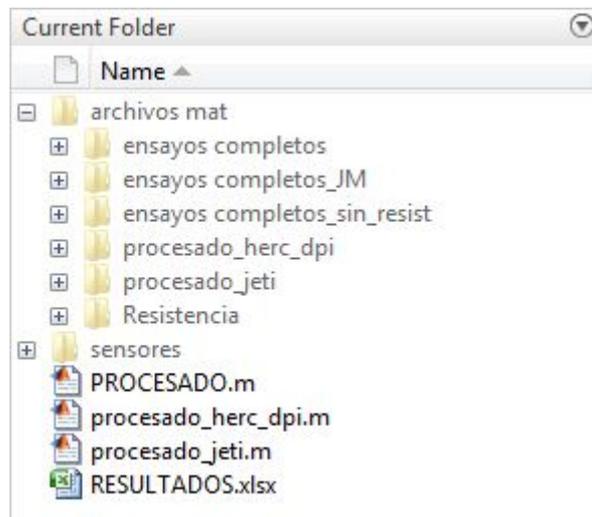


Figura 4.12: Contenido de la carpeta *Postprocesado*.

Como se observa la carpeta raíz contiene los programas principales de procesado antes explicados y el excel con los resultados. Además contiene dos subcarpetas. La subcarpeta *archivos mat* contiene los archivos ya procesados, tanto los intermedios como los finales. Por su parte la carpeta *sensores*

contiene los archivos iniciales, tal y como se generaron del *Flight Monitor*, La interfaz *DPI* y la placa HÉRCULES.

4.2. Resultados obtenidos

Una vez que se conoce el modo en que se han obtenido los resultados se puede pasar finalmente a mostrarlos. Para comenzar es importante explicar que los resultados finales no se obtuvieron en la primera iteración y que una vez se hubieron revisado hubo que cambiar alguna hipótesis de la primeras de forma que se pudiesen obtener resultados mejores.

La problemática que se ha presentado ha sido debida a la repercusión de la resistencia medida en los ensayos. En un primer lugar, como es de esperar, se tiene en cuenta dicha resistencia en el procesado de datos. Lo que ocurre finalmente es que, a la luz de los resultados obtenidos se decide, por razones que se expondrán, eliminar la influencia de la resistencia. Como ya se expuso en 3.4.3, que tengamos en cuenta o no la resistencia no afectará en absoluto sobre el Par. De hecho solo afecta a la propia tracción de la hélice y a las variables que utilizándola se obtienen, quedan entonces libres de cambio alguno también las variables eléctricas.

Todo este proceso será reflejado en este apartado a la par que se irán explicando las características generales observadas más importantes, las variables que no están afectadas se reservaran para ser presentadas junto con los resultados finales.

También se quiere recordar, llegados a este punto, que no fue un objetivo inicial de este proyecto la realización de una amplia campaña de experimentos cuyas conclusiones permitieran caracterizar hélices. Finalmente se optó por ampliar el número de ensayos para así poder mostrar mejor el funcionamiento del equipo y además dar pie a investigaciones futuras en este ámbito.

Es conveniente además recordar las definiciones de los parámetros adimensionales que se se mostrarán en los resultados. Estos son el Coeficiente de Tracción, C_t , el Coeficiente de Torque, C_q , el Coeficiente de Potencia, C_p , el Rendimiento Mecánico, η_{mec} , y el Rendimiento Propulsivo, η_P .

$$C_t = \frac{T}{\rho_\infty n^2 D^4} \quad C_q = \frac{Q}{\rho_\infty n^2 D^5} \quad C_p = \frac{P_{mec}}{\rho_\infty n^2 D^4} \quad (4.1)$$

$$\eta_{mec} = \frac{P_{mec}}{P_{elec}} \quad \eta_P = \frac{C_t}{C_p} \cdot J \quad (4.2)$$

Donde T es la Tracción, Q es el Torque, P_{mec} es la Potencia Mecánica que se obtiene del producto entre el Torque y la revoluciones por segundo, n , y donde P_{elec} es la Potencia Eléctrica que se obtendrá del producto de Tensión e Intensidad. Además J es el factor de avance, proporcional a la Velocidad, la cual se adimensionaliza con las revoluciones, n , y con el diámetro, D .

4.2.1. Resultados con resistencia

Como se ha comentado se mostrarán en primer lugar los resultados que se han obtenido para el caso en que se tiene en cuenta el modelo de resistencia que se expuso en el apartado 3.4.3.

En las figuras 4.14 y 4.15 se muestran los resultados de empuje o **tracción** que se han obtenido a partir de las medidas de las célula de carga. En la primera se han dividido por regímenes de revoluciones para así poder ver las variaciones de cada una de una forma más clara mientras que en la segunda se presentan todas las curvas sobre una misma gráfica lo cual nos permite poder comprobar el cambio con las revoluciones. Se observa claramente como la variación con el ángulo de ataque es muy pequeña mientras sus valores se mantiene entre los 0° y los 20° , sin embargo cuando aumentamos el ángulo

entre valores mayores la lógica disminución del empuje con la velocidad empieza a revertirse. Estas interpretaciones se explicarán en mayor detalle más adelante.

La variación con las *RPM* es sin embargo mucho mayor como cabía esperar a la vista de los resultados aportados en el proyecto de Juan Manuel Moral, [1], en el cual se llevó a cabo un profundo estudio de la tendencia dependiendo de las velocidades de giro de la hélice a ángulo de ataque nulo.

Las tendencias de los **coeficientes de Tracción** con el parámetro J , representados en la figura 4.16, son, como cabría esperar, similares a las que encontramos en la representación de la variable sin adimensionalizar frente a la velocidad. El hecho de adimensionalizar es muy importante ya que nos permite poder comparar entre variables e incluso entre regímenes de revoluciones distintos.

La otra variable que cambia cuando lo hace el empuje desarrollado por la hélice es el **Rendimiento Propulsivo**. En los resultados obtenidos para el rendimiento propulsivo, que pueden verse en la figura 4.17 está la razón que incita a replantearse los experimentos y a analizar el origen del error. Ocurre que no es posible que tengamos rendimientos propulsivos por encima de la unidad en ninguno de los casos. Del mismo modo no se observa máximo alguno en las curvas para revoluciones bajas lo cual vuelve a no tener sentido. Cuando la hélice empieza a entrar en autorrotación el rendimiento propulsivo debería caer y no seguir aumentando ya que las palas de la hélice dejan de sustentar. Como se ha dicho, el rendimiento a revoluciones bajas se dispara cuando $J > 0,65$. Los resultados en esa zona no se representan por carecer de sentido ya que las palas están siendo completamente movidas por el flujo y no se requiere potencia eléctrica.

Estos resultados llevan a buscar una referencia de como deben ser los resultados correctos lo cual es sencillo en este caso ya que se conocen los resultados presentados en [1]. Entre la figuras 4.18 y la 4.21 se muestran las comparaciones entre las nuevos valores de los parámetros obtenidos y los obtenidos por Juan Manuel Moral. Se aprecia claramente la diferencia que se comentaba en el Rendimiento Propulsivo. Además existe una gran afinidad en lo que a Coeficientes de Torque y de Potencia se refiere. Sin embargo, en el Coeficiente de Empuje si que hay diferencia, estando en todos los casos las nuevas curvas por encima de las anteriores. Además, sobretodo en el caso de las *2000RPM* tenemos que la diferencia se aumenta con el parámetro J .

Esta última es la razón mas importante que nos hace achacarle este efecto a la resistencia. Si recordamos el modelo de resistencia expuesto en la sección 3.4.3 vemos que, como por otro lado es natural, la resistencia aumenta con la velocidad y por tanto con el parámetro J . Recordemos también que la resistencia debe ser sumada a la lectura del empuje ya que la medida del empuje que queremos obtener es la de la tracción que la hélice es capaz de generar, independientemente de la resistencia que deba superar debida a la estructura que lleve detrás y precisamente porque se experimentan las hélices para que en un futuro puedan ser montadas en una aeronave en vez de en la bancada. Al sumarle la resistencia a la lectura del empuje y al aumentar esta con la velocidad estamos haciendo que la curva de la tracción en función de la velocidad disminuya el modulo de su pendiente negativa, efecto que repercute de forma inmediata en el Coeficiente de Tracción.

Por la definición de Rendimiento Propulsivo, que es proporcional al C_t se puede intuir que el aumento continuo de la curva puede deberse entonces a la resistencia.

La cuestión está ahora en encontrar que puede haber fallado en el modelado de la resistencia. Para encontrar la causa del error se busca cuales son los modos habituales de caracterización de la resistencia. El proyecto de caracterización realizado por Elio Carrasco, [4], contiene dicho estudio de la resistencia. El error encontrado en el nuevo modelo es sencillo. La resistencia de la bancada debe ser medida sin hélice. Se debe desmontar la hélice de la bancada para hacer la medida de resistencia ya que la resistencia provocada por la hélice parada al incidir sobre ella una corriente no puede ser extrapolada al caso en que la hélice está rotando.

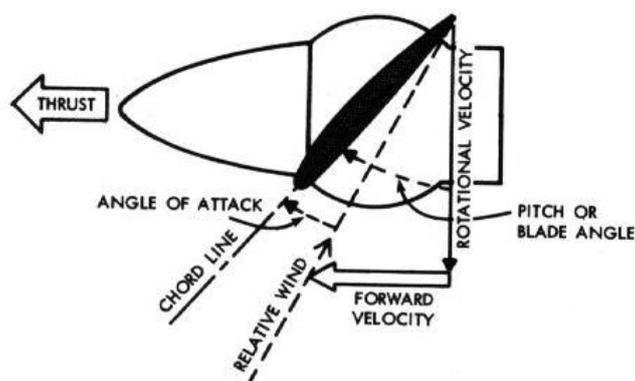


Figura 4.13: Esquema de la ángulo de ataque de la pala por composición de velocidades.

Estando la hélice en estático el ángulo de ataque es cercano a los -90° . Sin embargo al girar la hélice por efecto del motor el ángulo de ataque de los perfiles de la pala está en el rango habitual de generación de sustentación. Por aerodinámica básica se conoce que la resistencia en la segunda configuración es extremadamente menor que en la primera.

La fuerza provocada por la corriente incidente que debería de tenerse en cuenta es exclusivamente la que ocurre sobre la parte móvil de la bancada. Debido a la escasez de tiempo en que se ha tenido disponible el túnel de viento se ha hecho imposible la toma de dichas medidas. Aún así, la parte móvil de la bancada tiene un área frontal muy pequeña cuya resistencia se presume bastante menor que la de la hélice. Además el hecho que se haya utilizado una tabla de madera para sujetar el variador y cinta para fijarlo actúa del modo en que lo haría una carena, haciendo que la corriente que incide sobre la galleta interior se minimice y disminuyendo aún más la resistencia.

Por otro lado, esta diferencia de resultados ocurre precisamente en las medidas de la célula de carga que como ya se ha explicado son sobre las que se ha necesitado un filtrado con su correspondiente porcentaje de error inevitable lo cual es también un hecho remarcable.

Teniendo todo esto en cuenta se opta por dejar de lado el efecto de la resistencia y reprocesar para así obtener nuevos valores de la Tracción, Coeficiente de Tracción y Rendimiento Propulsivo esperando que se mejoren los resultados. Estos nuevos cálculos junto con los que no se han presentado en esta sección serán expuestos en la sección 4.2.2 donde se podrá comprobar la adecuación de los resultados a los previstos ya que se realizará de nuevo la comparación con los resultados anteriores obtenidos en [1].

4.2.1.1. Tracción

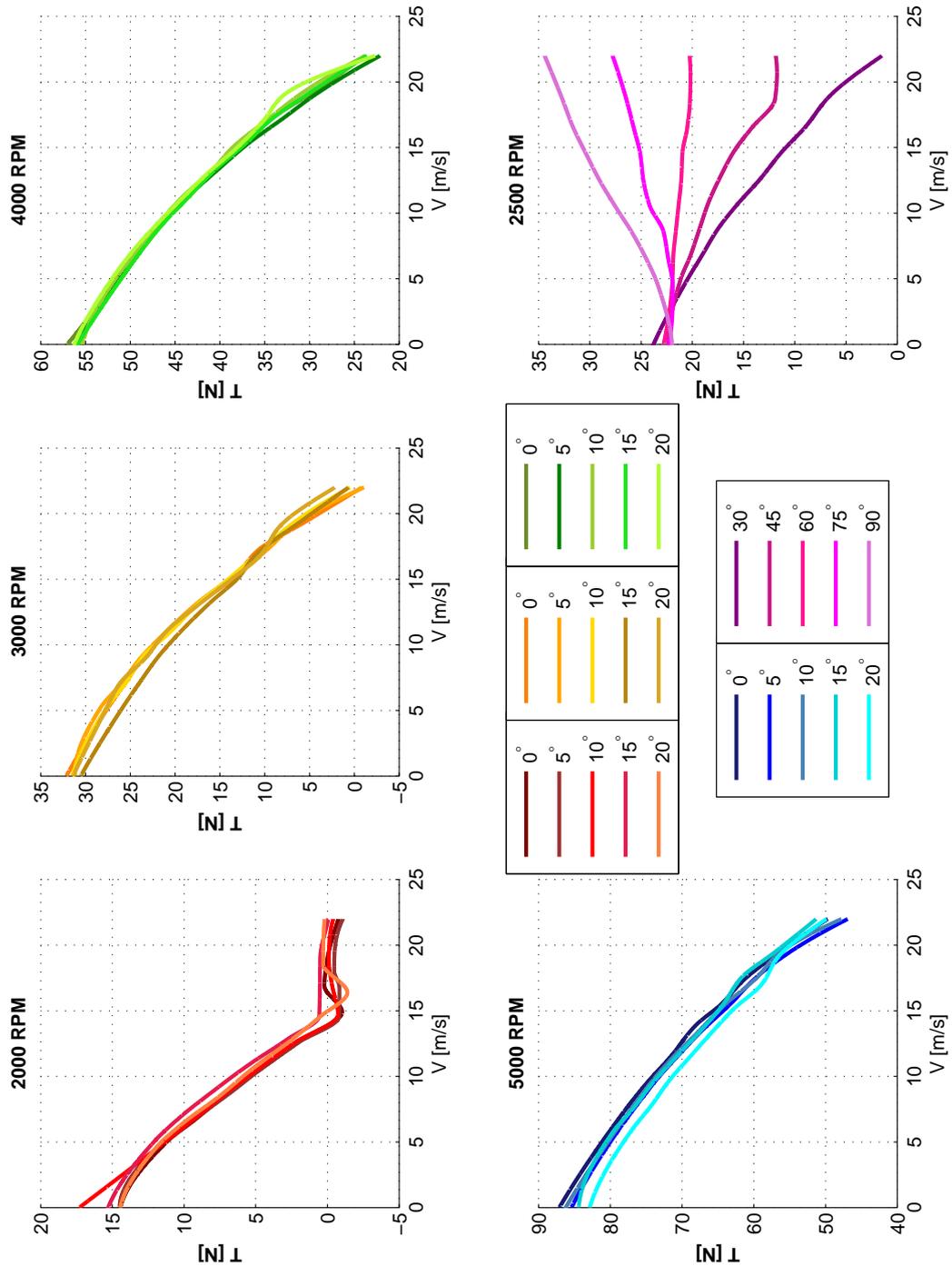


Figura 4.14: Tracciones en cada régimen de RPM con resistencia.

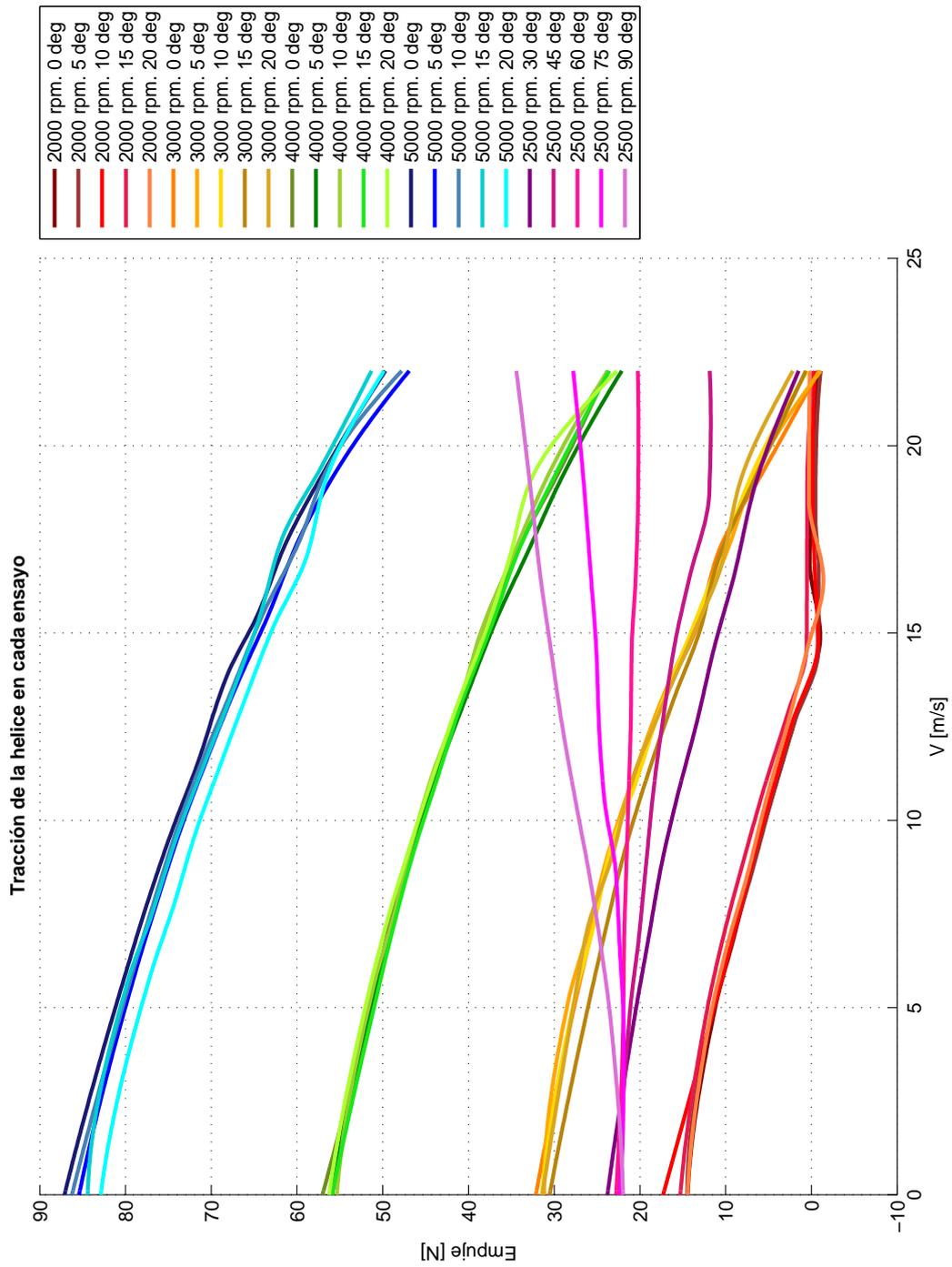


Figura 4.15: Tracciones obtenidas con resistencia.

4.2.1.2. Coeficientes de Tracción

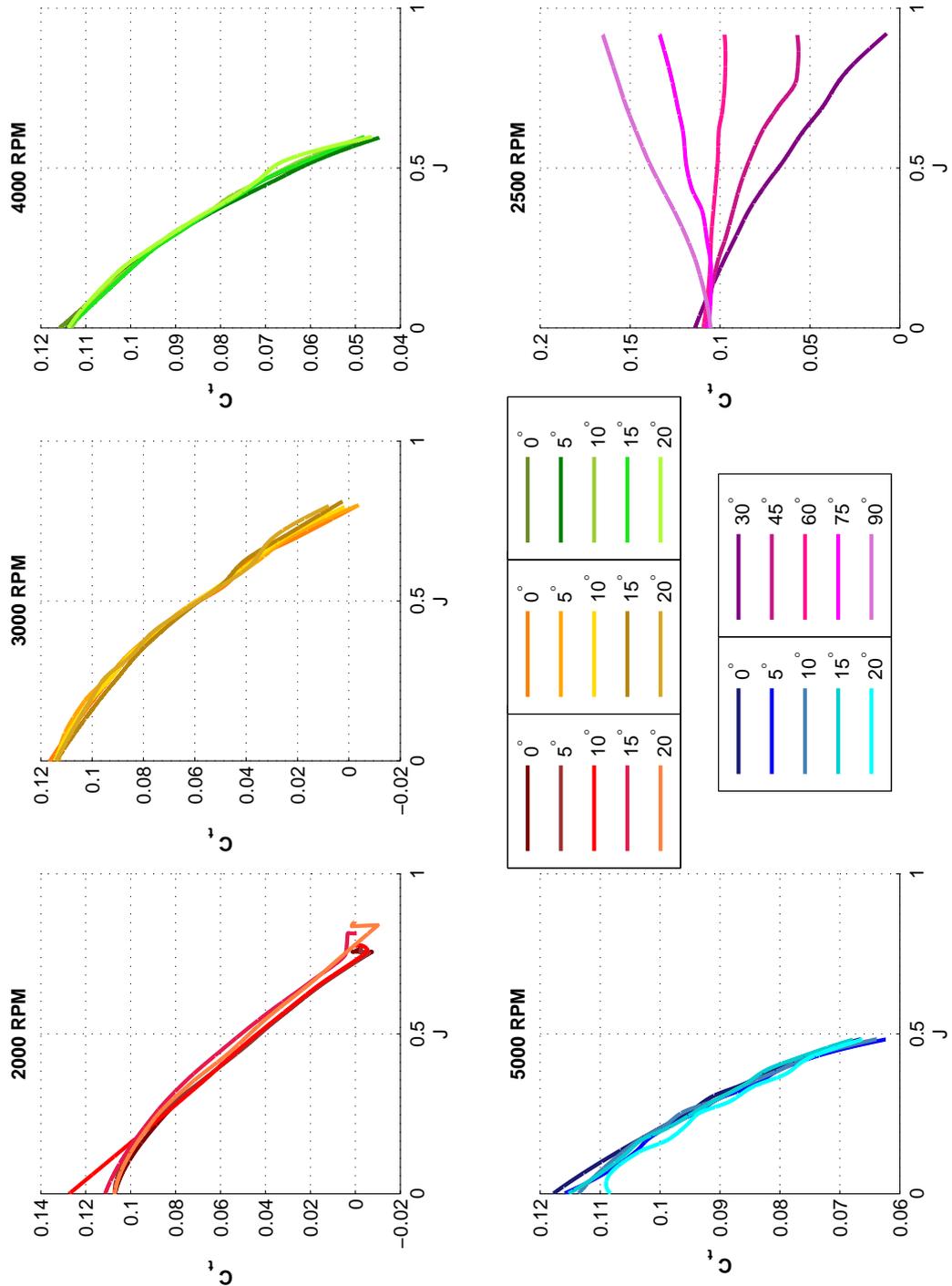


Figura 4.16: Coeficiente de Tracción en cada régimen de RPM con resistencia.

4.2.1.3. Rendimiento Propulsivo

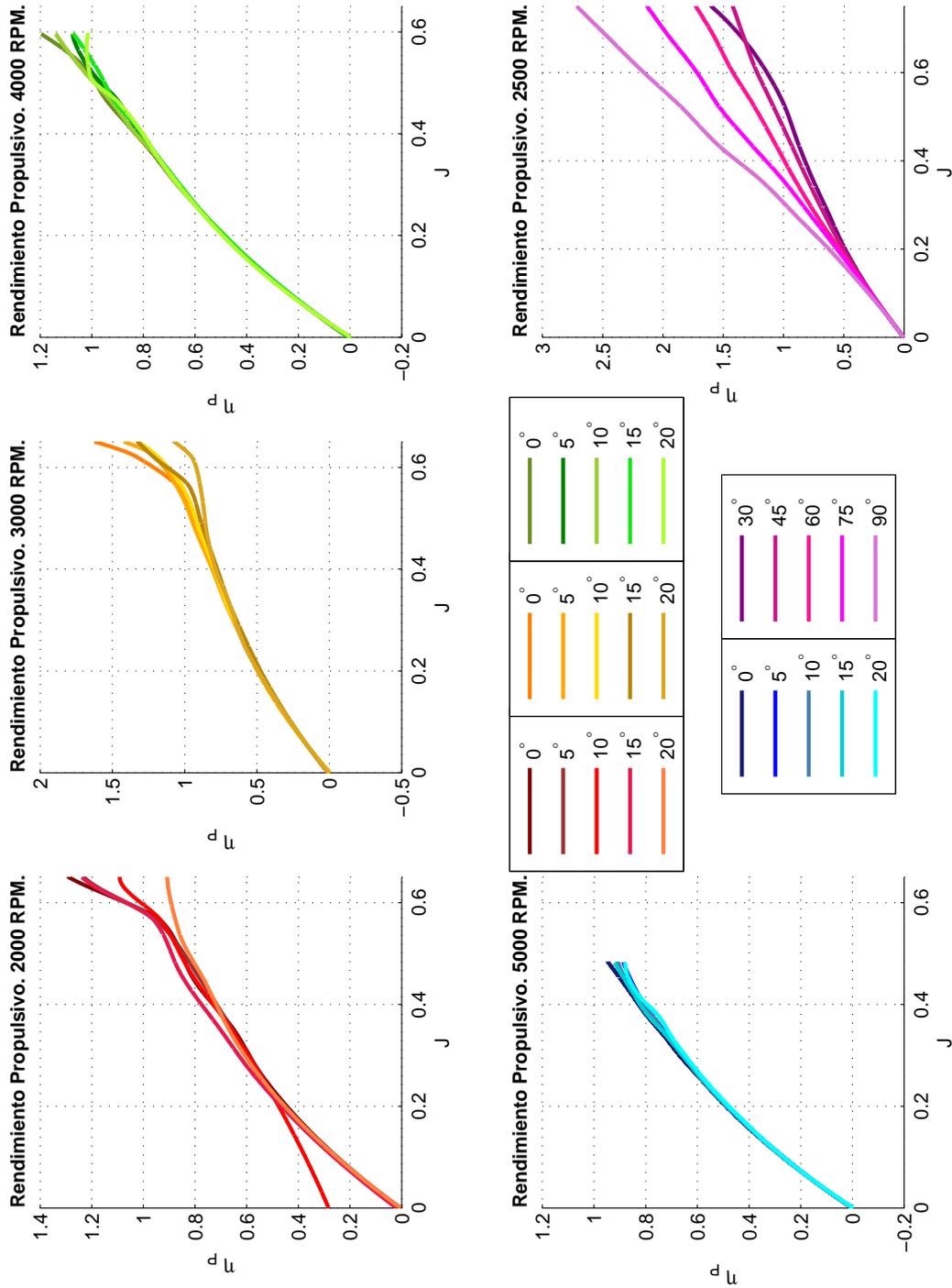


Figura 4.17: Rendimiento propulsivo en cada régimen de RPM con resistencia.

4.2.1.4. Comparación con Resultados de Referencia

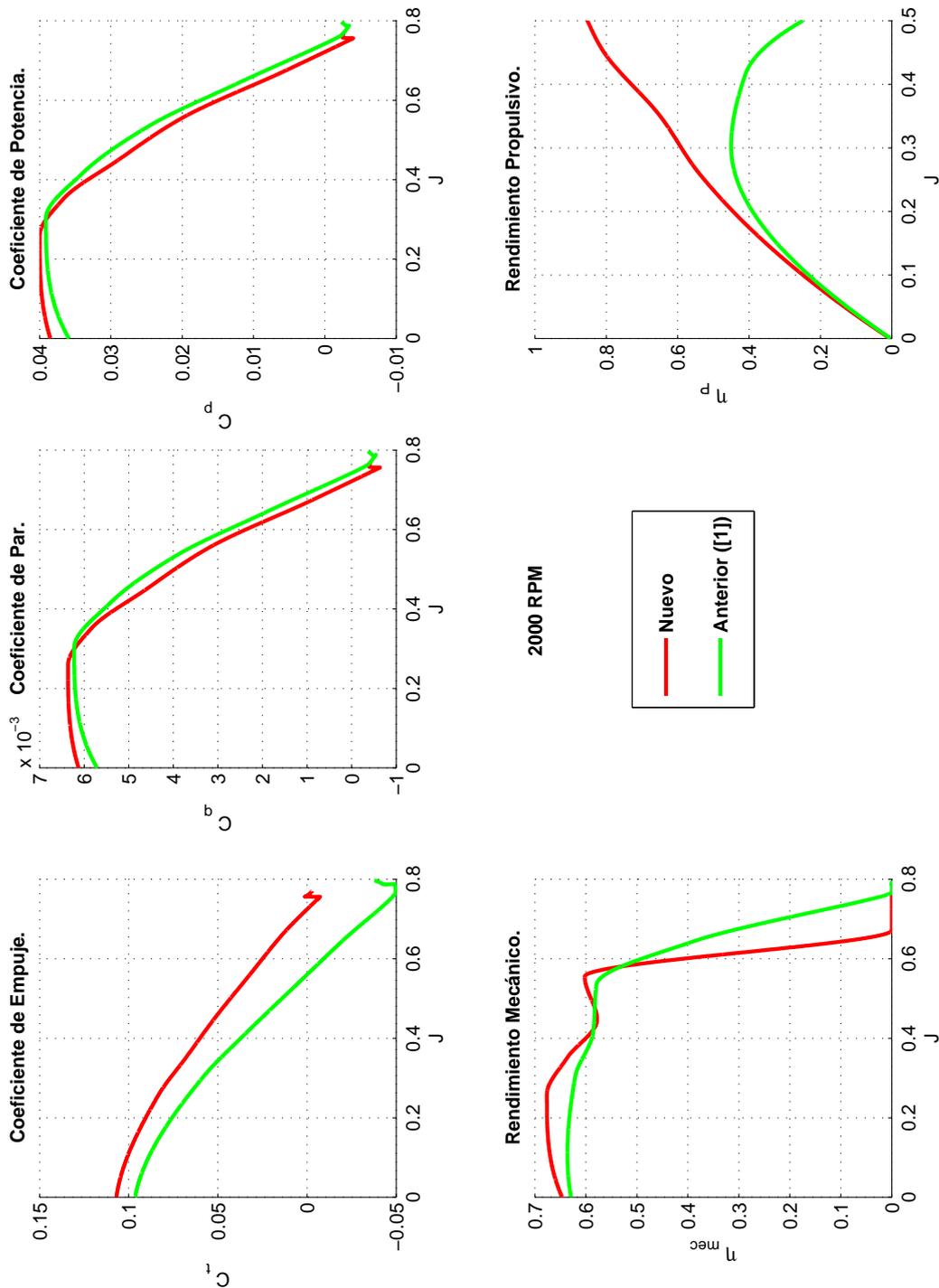


Figura 4.18: Comparación a 2000 RPM.

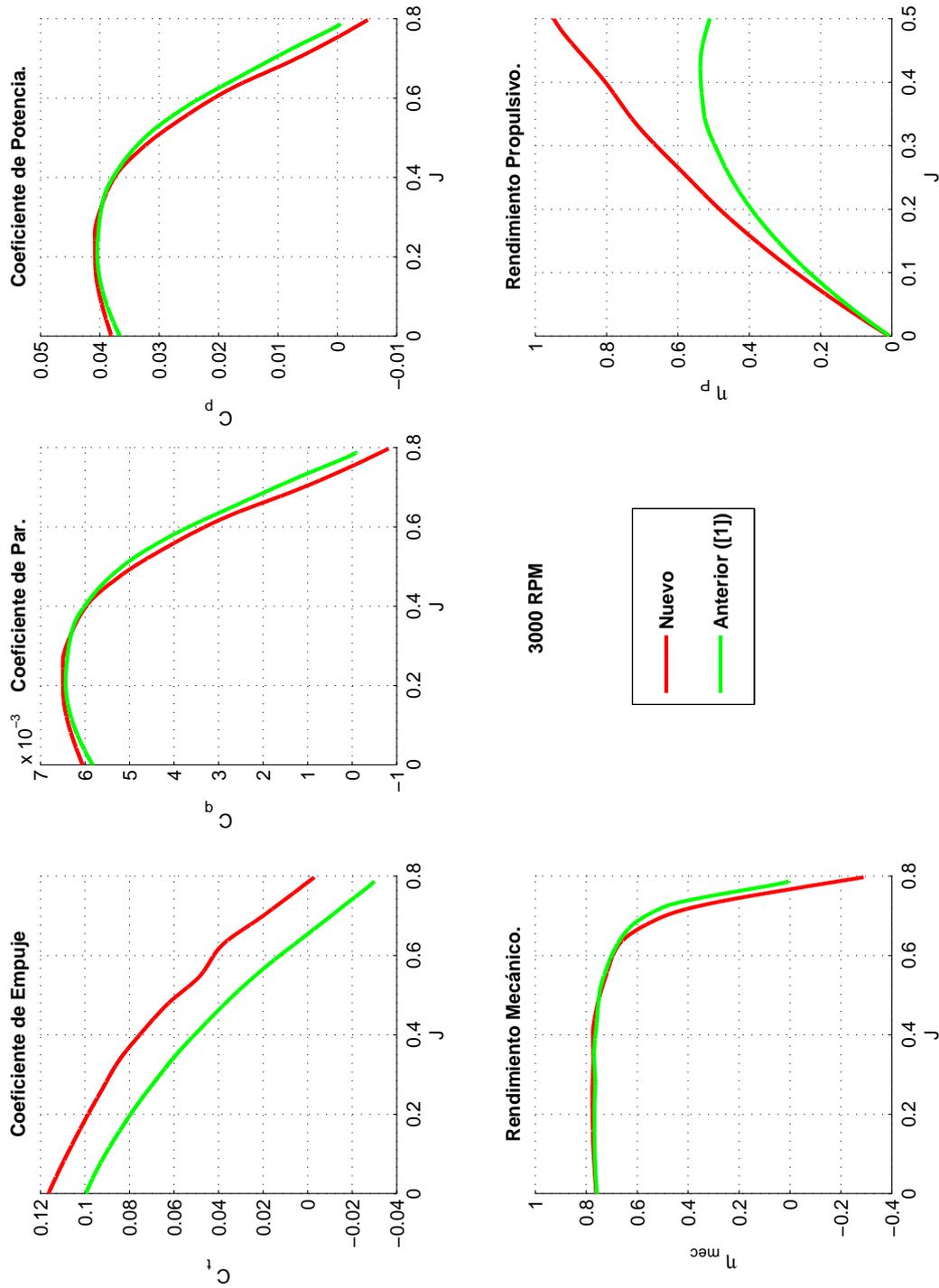


Figura 4.19: Comparación a 3000 RPM.

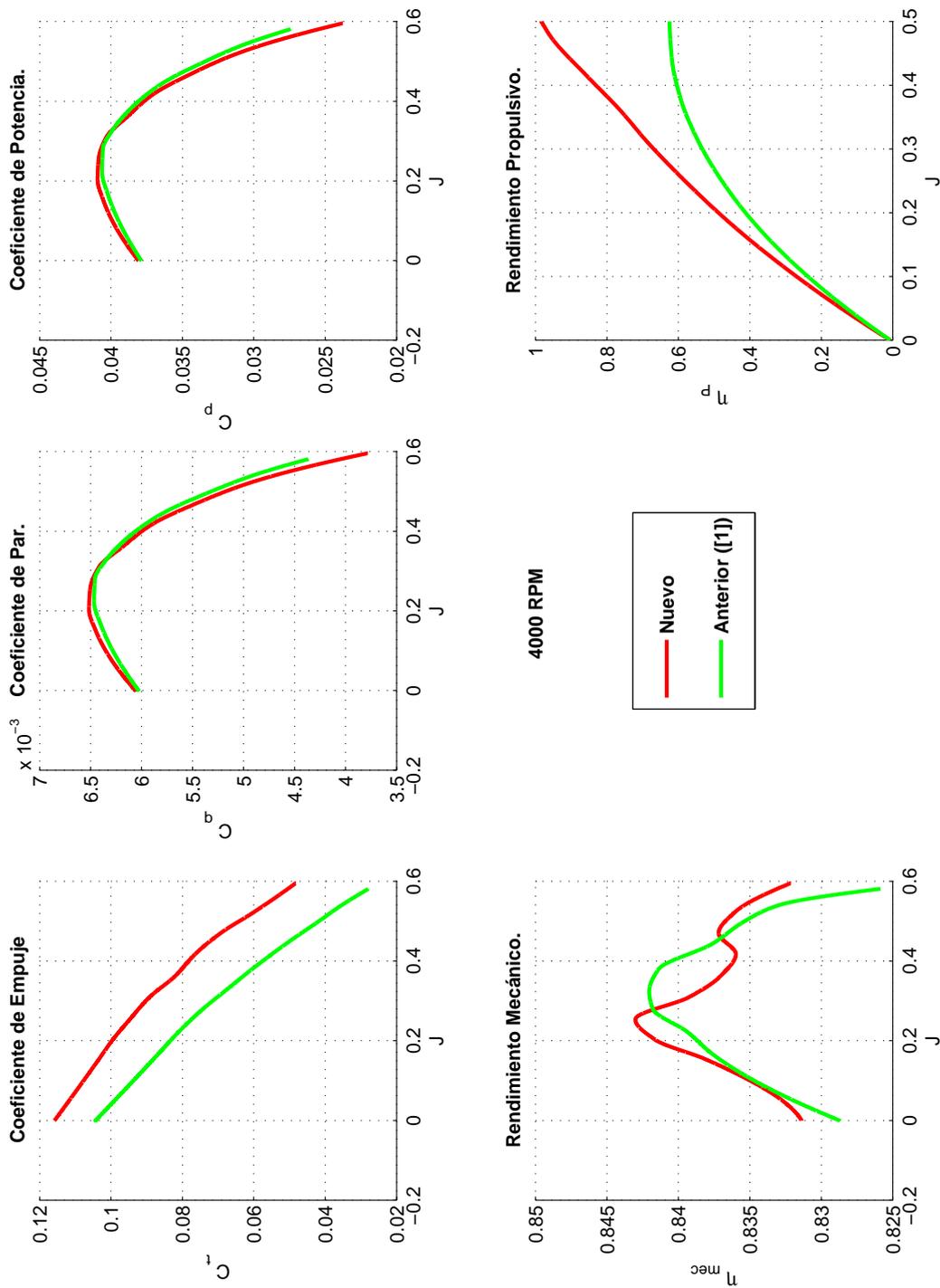


Figura 4.20: Comparación a 4000 RPM.

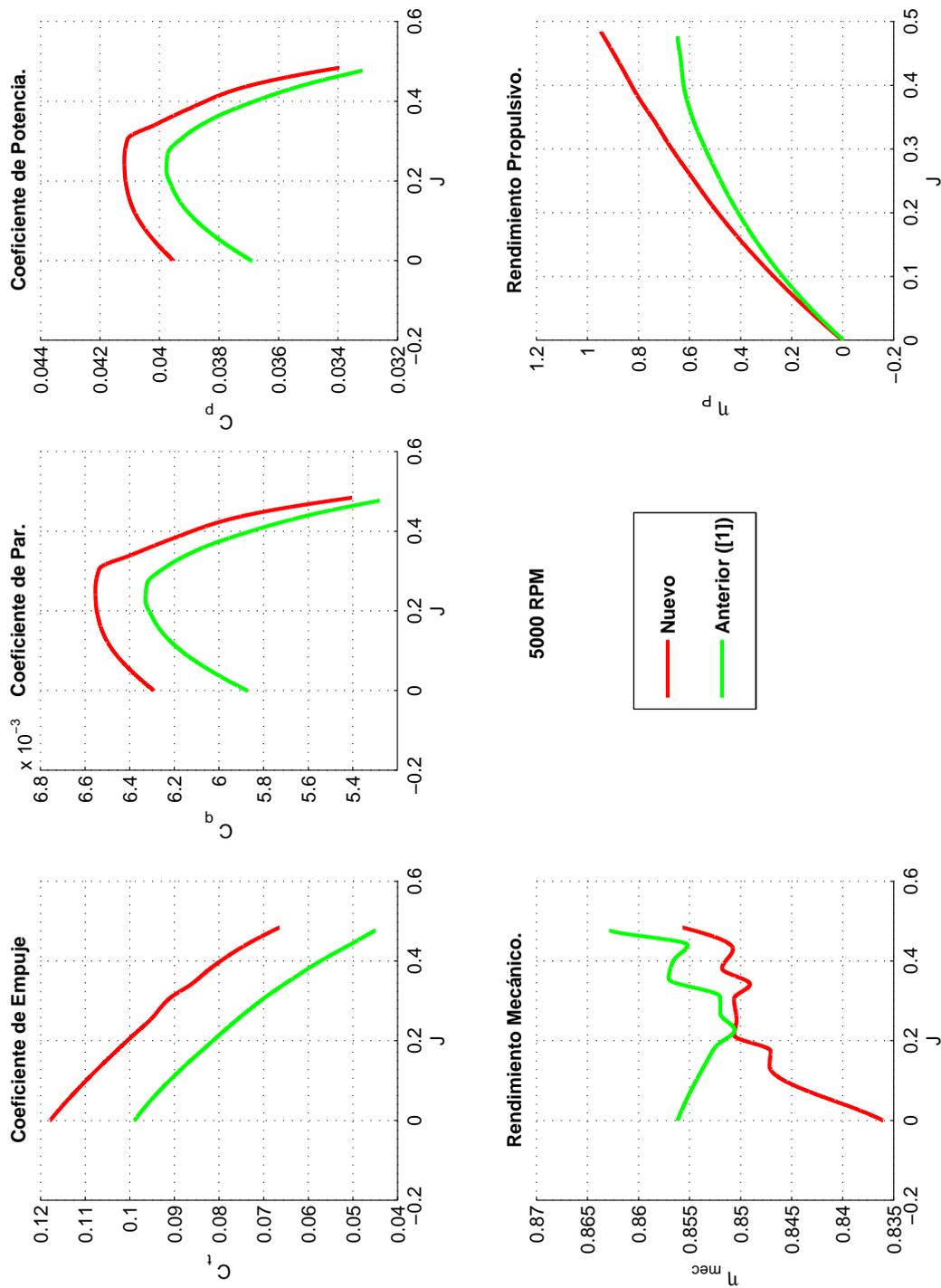


Figura 4.21: Comparación a 5000 RPM.

4.2.2. Resultados Finales

De la misma forma que se hizo en el caso de tener en cuenta la resistencia se presentan ahora los resultados finales. Se irán explicando aquí todos los resultados que se plasman después de forma gráfica.

Comenzamos con los datos finales de **Tracción y Torque**. Como se hiciera con la tracción en el apartado anterior, se presentan en ambos casos primero divididos en cada uno los valores de las RPM, figuras 4.22 y 4.24, para así poder observar la variación con el ángulo de ataque y después todos los casos en el mismo gráfico para vislumbrar la variación entre regímenes de revoluciones. Además, en las figuras 4.26 y 4.27 se muestra la variación con el ángulo de ataque desde 0° hasta 90° . Al no haber realizado pruebas para todos los ángulos a un mismo régimen de revoluciones se opta por mover las curvas de $3000RPM$ en el eje de ordenadas hasta el corte con el eje de ordenadas que se tiene con $2500RPM$. De esta manera podemos comprobar claramente, de una forma cualitativa, cuales son las tendencias al aumentar el ángulo.

En lo que a la tracción respecta se observan tendencias muy similares a las que se obtuvieron con resistencia. Si se puede comprobar ya que como cabía esperar la pendiente aumenta con respecto a aquellos resultados siendo la caída mayor cuando aumentamos la velocidad en todos los casos. La variación con las revoluciones se mantiene intacta al no depender la resistencia de ellas. Se sigue observando el cambio de pendiente que ocurre en la curva de $2000RPM$ aproximadamente a $15m/s$ correspondiente con la entrada en autorrotación de la hélice. Han desaparecido ahora las fluctuaciones a velocidades altas que eran introducidas por la resistencia, visibles sobre todo en la curva de $3000RPM$.

El resultado más importante de entre todos los obtenidos en este proyecto es la tendencia que se tiene conforme vamos aumentando el ángulo de ataque hasta valores muy grandes. Como vemos en la figura 4.26, ocurre que al aumentar el ángulo de ataque la caída de la tracción con la velocidad se hace menor, llegando incluso a aumentar conforme aumenta la velocidad en los casos extremos de 75° y 90° . La posible explicación a este fenómeno se encuentra en que cuando estamos en ángulos muy altos la velocidad provoca ángulos de ataque mejores sobre las palas. De cualquier modo para alcanzar conclusiones de esta índole se deben realizar estudios más profundos.

En cuanto al momento provocado sobre la estructura por el sistema propulsivo en su movimiento de giro, podemos observar fácilmente en la figura 4.24 como todas las curvas a ángulos de ataque bajos presentan un máximo, que se produce para valores mayores de la velocidad conforme mayor es el régimen de revoluciones. Aún así la diferencia entre el punto máximo y el mínimo es de apenas $1Nm$ en el caso más desfavorable. La variación del Par con el ángulo de ataque, mostrada en la figura 4.27, es similar a lo que ocurriría con la Tracción. A grandes ángulos el momento aumenta con la velocidad del flujo incidente, aunque de modo menos notable que en la Tracción.

Los **coeficientes adimensionales** C_t , C_q y C_p se presentan para cada valor de las RPM bajo estudio frente al parámetro de avance, J , en las figuras 4.28, 4.29 y 4.30 respectivamente.

Como era de esperar, los Coeficientes de Tracción y de Par varían de forma muy similar con respecto a J a lo que lo hacían los propios Tracción y Par respecto a la velocidad. Al adimensionalizar con respecto a las velocidad de giro estamos permitiendo hacer una comparación entre las curvas con los mismos ángulos de ataque pero distintas velocidades de giro, e incluso distintas hélices si el estudio lo contemplara. Se comprueba de esta forma que los rangos en que se mueven todos los coeficientes en las distintas gráficas son muy similares.

La potencia mecánica se calcula como el producto entre el Par producido y el régimen de revoluciones de la hélice con lo que, al ser el régimen de giro constante a lo largo de los ensayos tenemos que la Potencia Mecánica será proporcional al Torque producido y que por tanto la tendencia será prácticamente la misma, tanto la de los valores absolutos como los de sus coeficientes adimensionales. Encontramos por ello que la forma de las curvas de Coeficiente de Par y Coeficiente de Potencias son

casi idénticas.

Llegamos con esto al análisis del resultado de los **rendimientos**. En primer lugar, en la figura 4.31 se muestran los rendimientos de todos y cada uno de los ensayos en función de nuevo del factor J . Como se esperaba la tendencia ha cambiado, encontrándose ahora un máximo en las curvas de menores RPM . De todos modos a partir de $J = 0,65$ los valores se siguen disparando pero esta zona no tiene sentido alguno al estar la hélice en autorrotación y por eso no se representa. Aún así los rendimientos máximos que se alcanzan son de casi 0,8 lo cual es bastante alto. Los rendimientos propulsivos a ángulos grandes se disparan porque al tener ese ángulo se pierde el sentido de rendimiento que tiene en cuenta en su cálculo una velocidad que no va en la dirección del propio empuje. Se decide representarlo para mostrar su efecto.

El rendimiento mecánico de cada ensayo se presenta en la figura 4.32. En esta figura se puede comprobar de nuevo el efecto de la autorrotación en las dos primeras curvas que hace que el rendimiento caiga de forma brusca. En los casos de $4000RPM$ y $5000RPM$ se observa que la variación con la velocidad es mínima. La única variación, del orden de las centésimas se debe a la fluctuación en la medida, lo cual es irremediable. Esto se puede comprobar fácilmente en la figura 4.34 donde aparecen juntos todos los rendimientos.

Para comprobar si realmente se han mejorado los resultados se ha vuelto a hacer la **comparación** con los obtenidos en [1], así como con los del caso en que se tenía resistencia, figuras de la 4.35 a la 4.38. Se debe notar una vez más que solo varían los resultados con o sin resistencia del coeficiente de empuje y del rendimiento propulsivo. Como ya se ha adelantado, se ha conseguido al quitar la resistencia obtener una tendencia correcta del rendimiento propulsivo, que tiene un máximo. Además se acerca la curva de los coeficientes de tracción a la que se conocía con anterioridad.

Se puede decir con esto que los resultados ahora son mejores, aunque no del todo buenos. Este es ya sobre todo un problema eléctrico de la toma de datos de empujes en la HÉRCULES. Se dejará para el Capítulo de conclusiones el analizar los pasos a seguir para solucionar dichos problemas.

4.2.2.1. Tracción y Torque

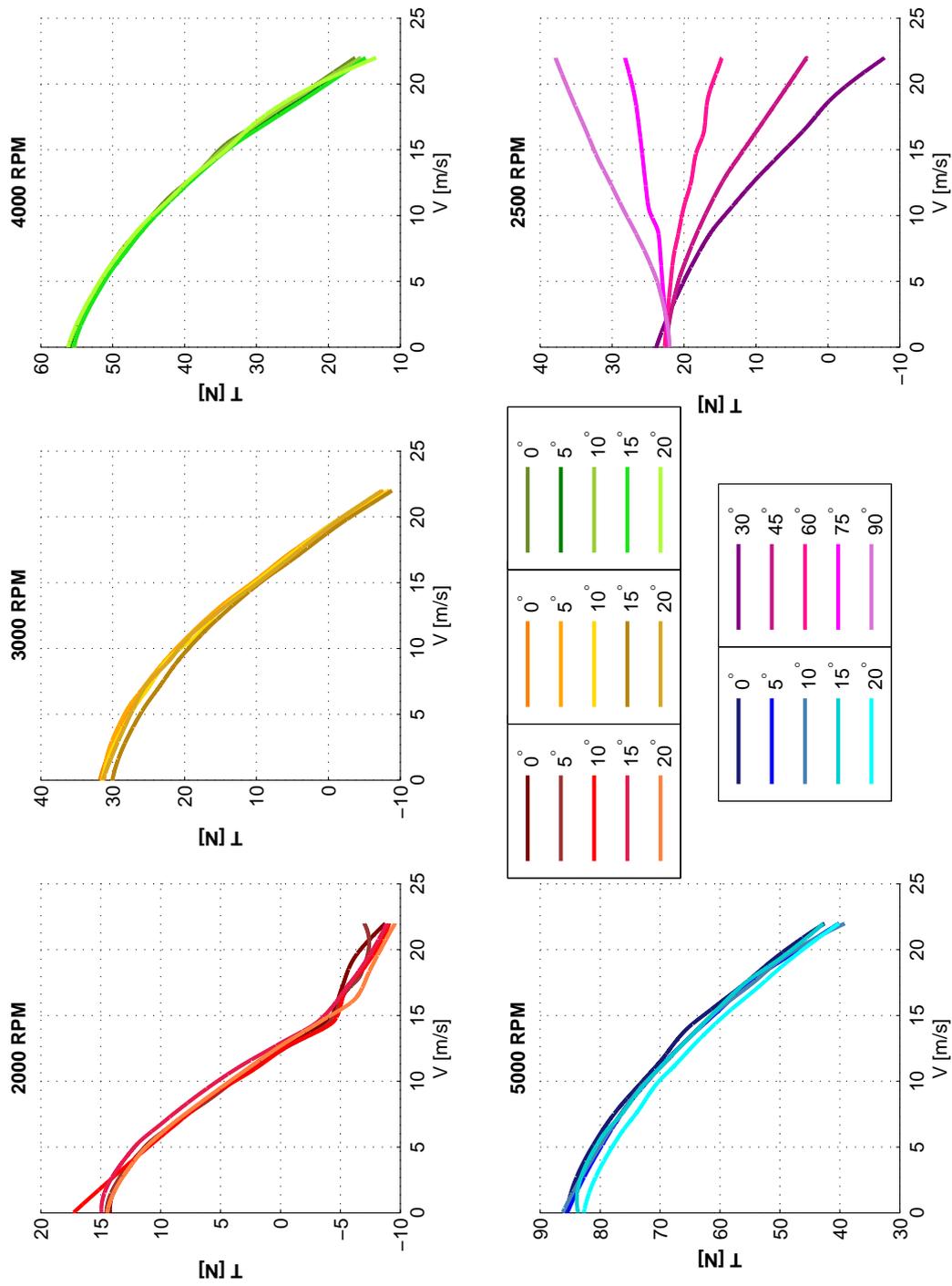


Figura 4.22: Tracciones en cada régimen de RPM.

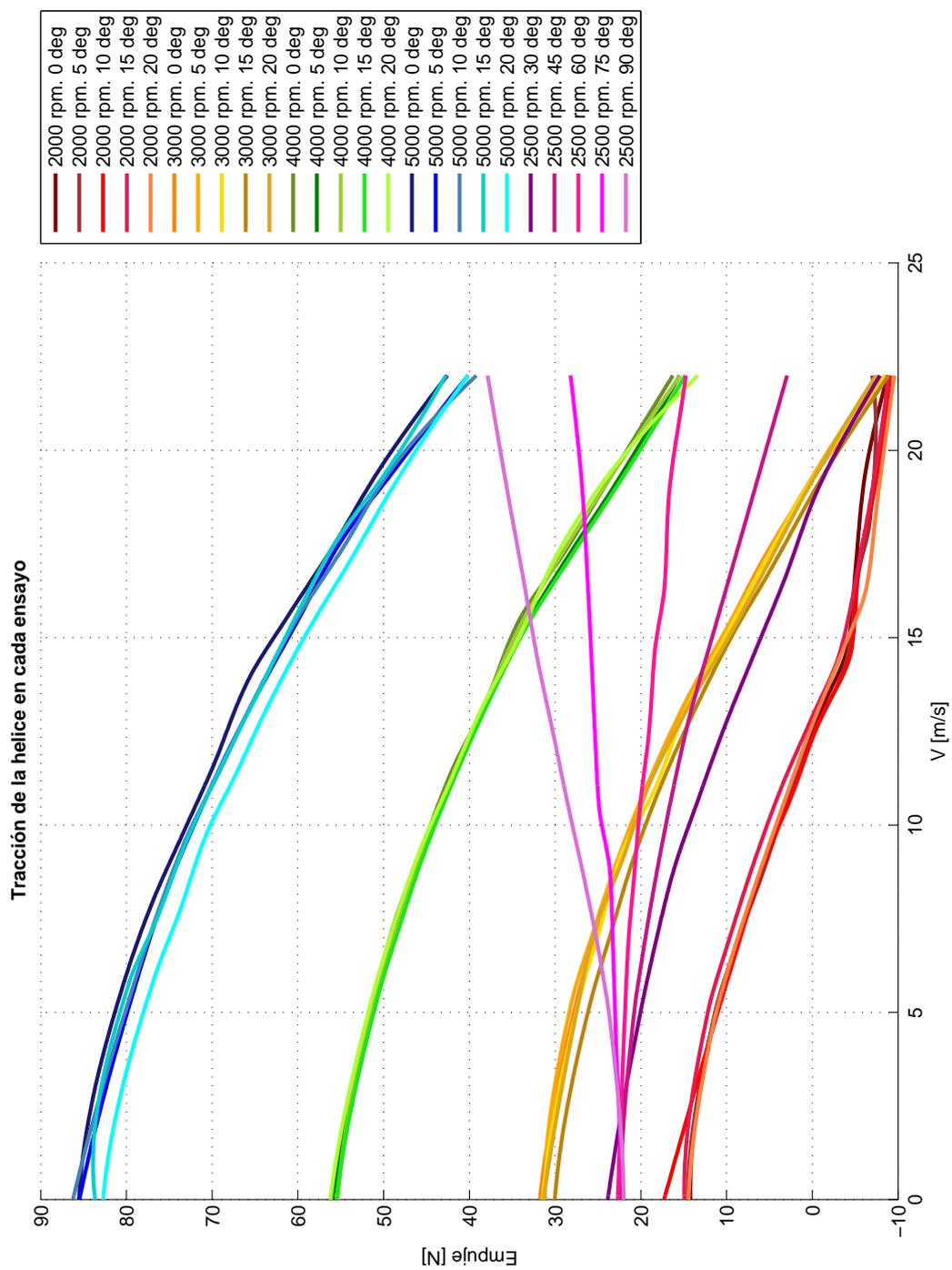


Figura 4.23: Tracciones obtenidas.

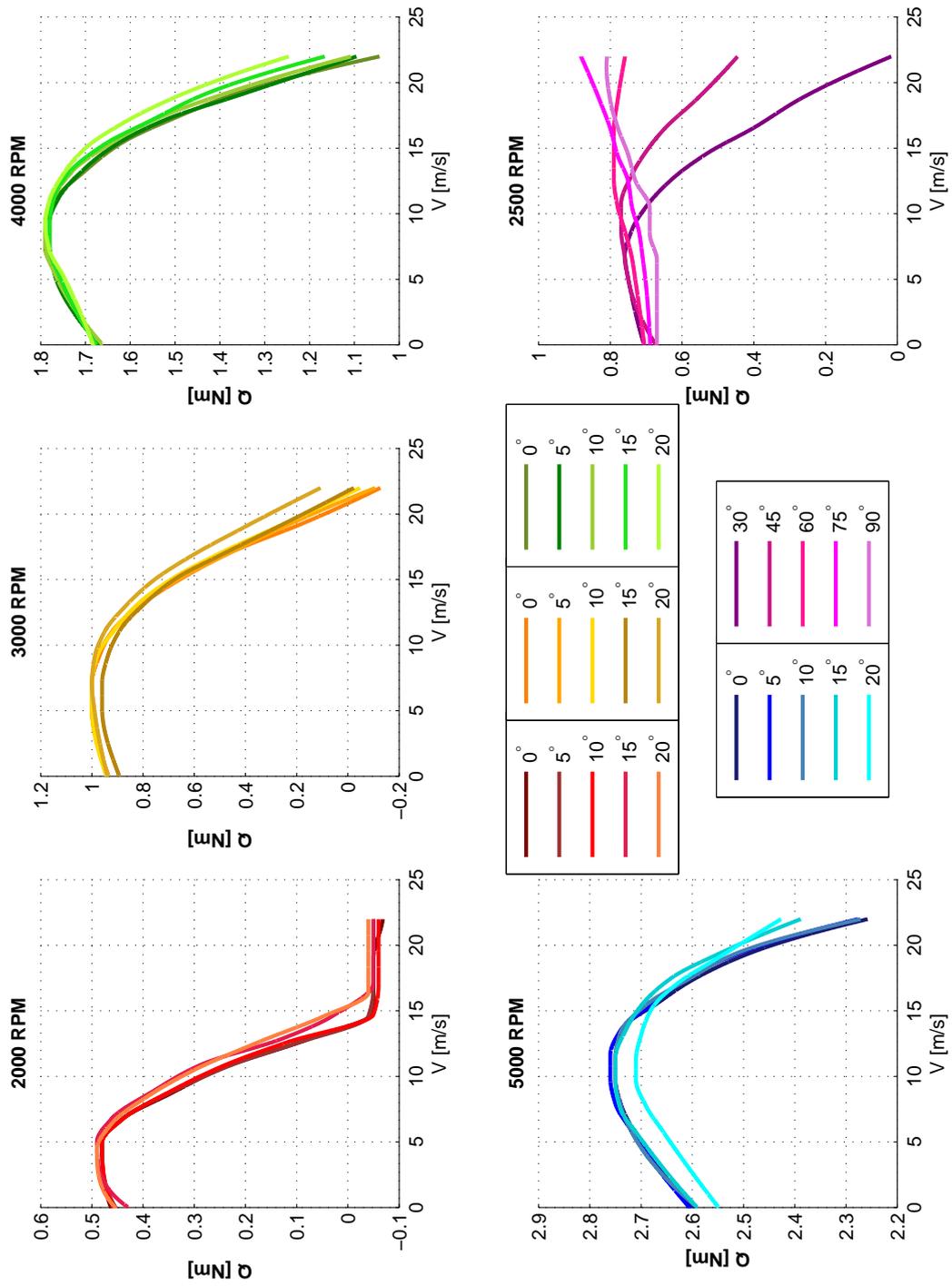


Figura 4.24: Torques en cada régimen de RPM.

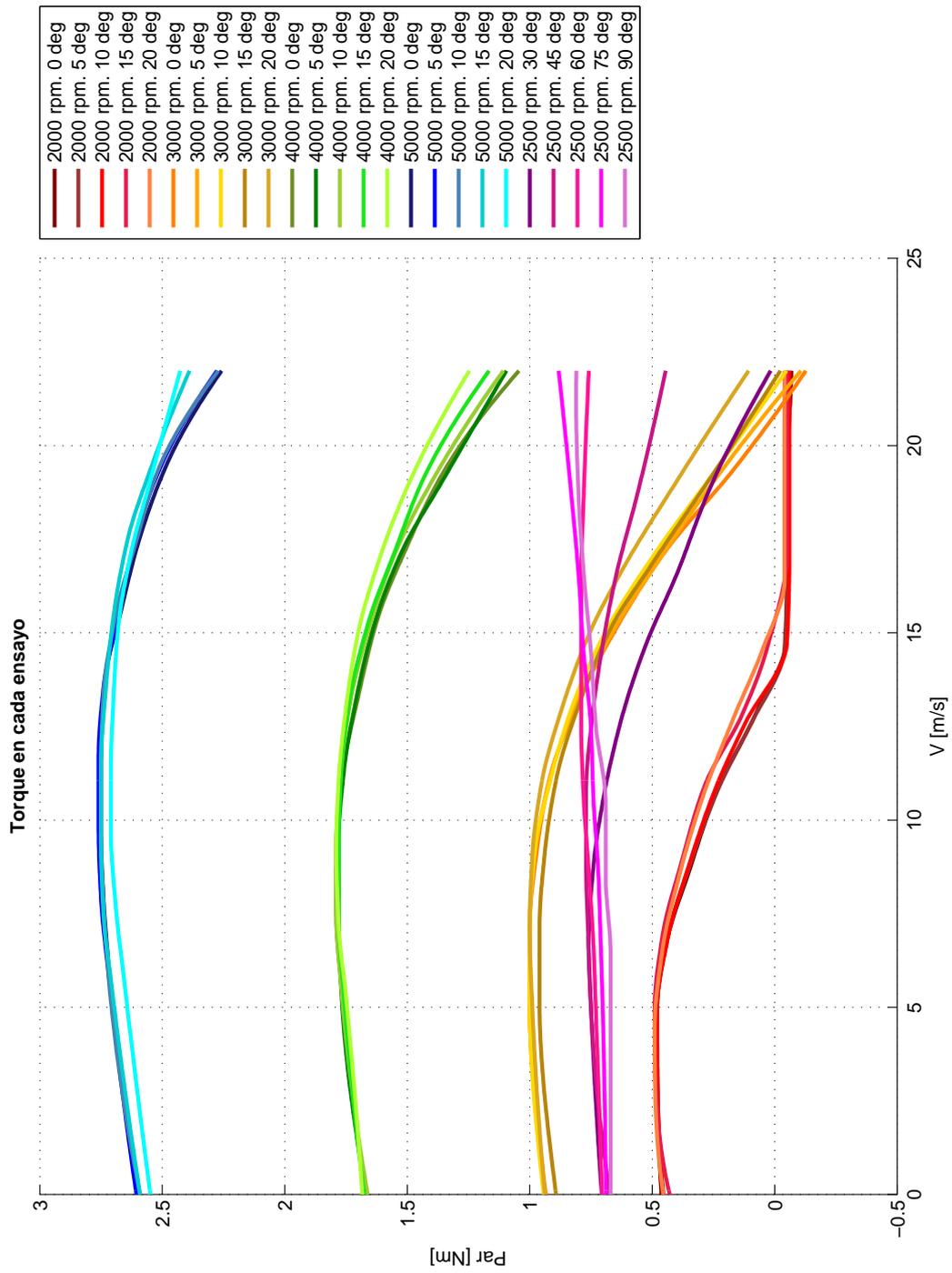


Figura 4.25: Torques obtenidos.

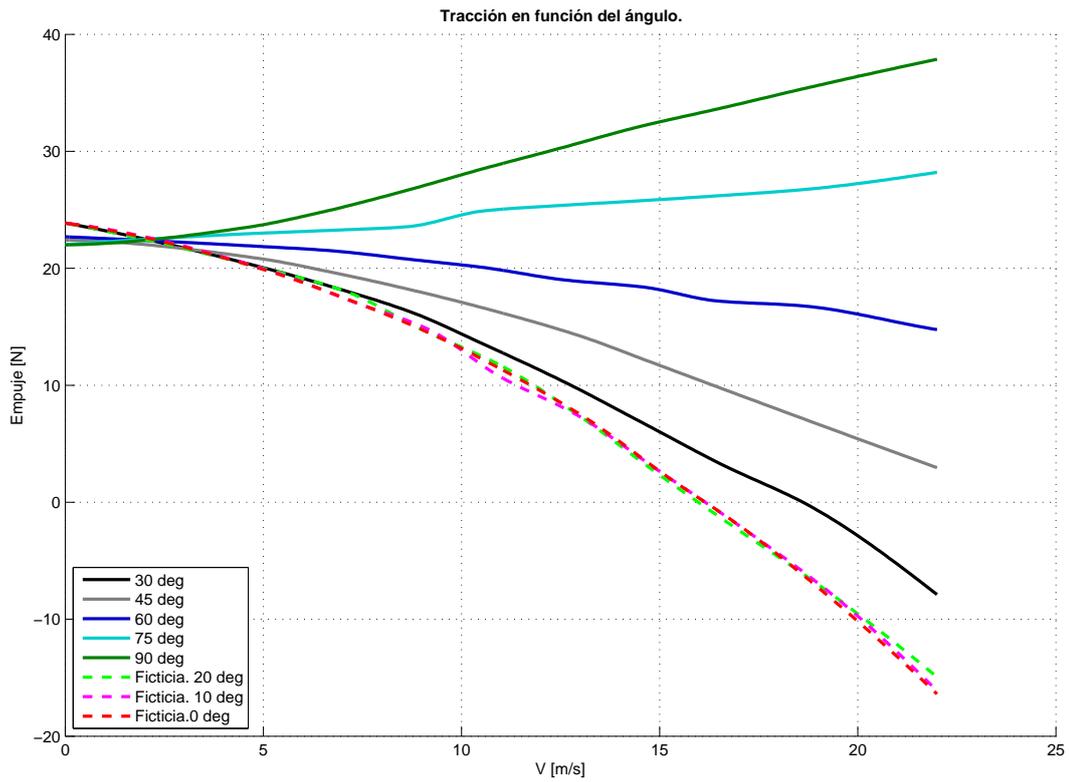


Figura 4.26: Tracción en función de α .

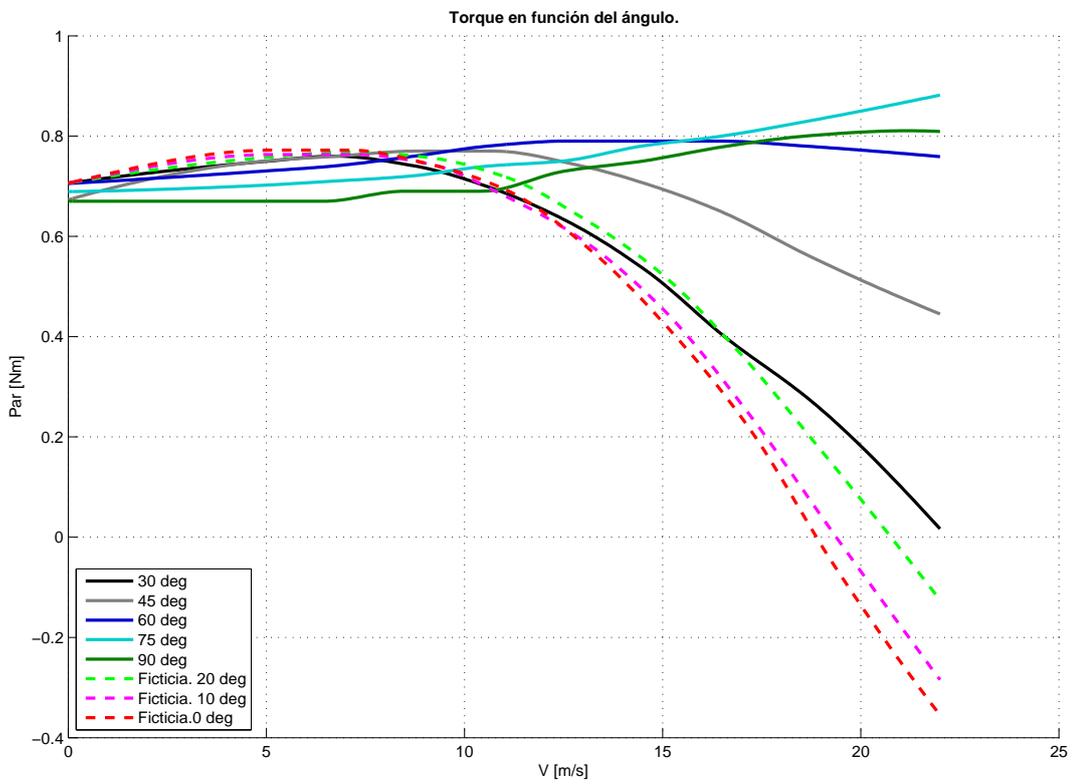


Figura 4.27: Torque en función de α .

4.2.2.2. Coeficientes Adimensionales

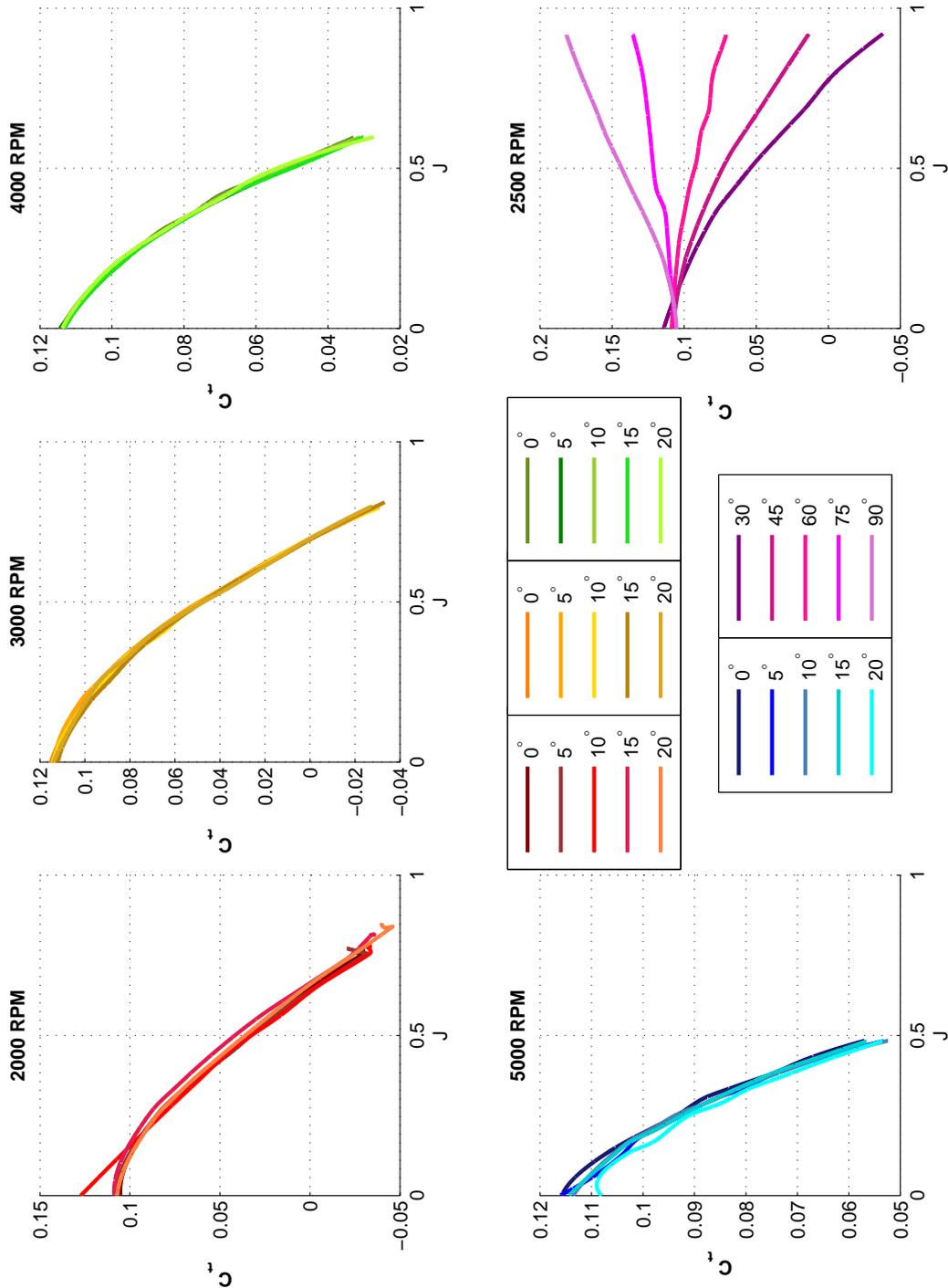


Figura 4.28: Coeficiente de Tracción en cada régimen de RPM.

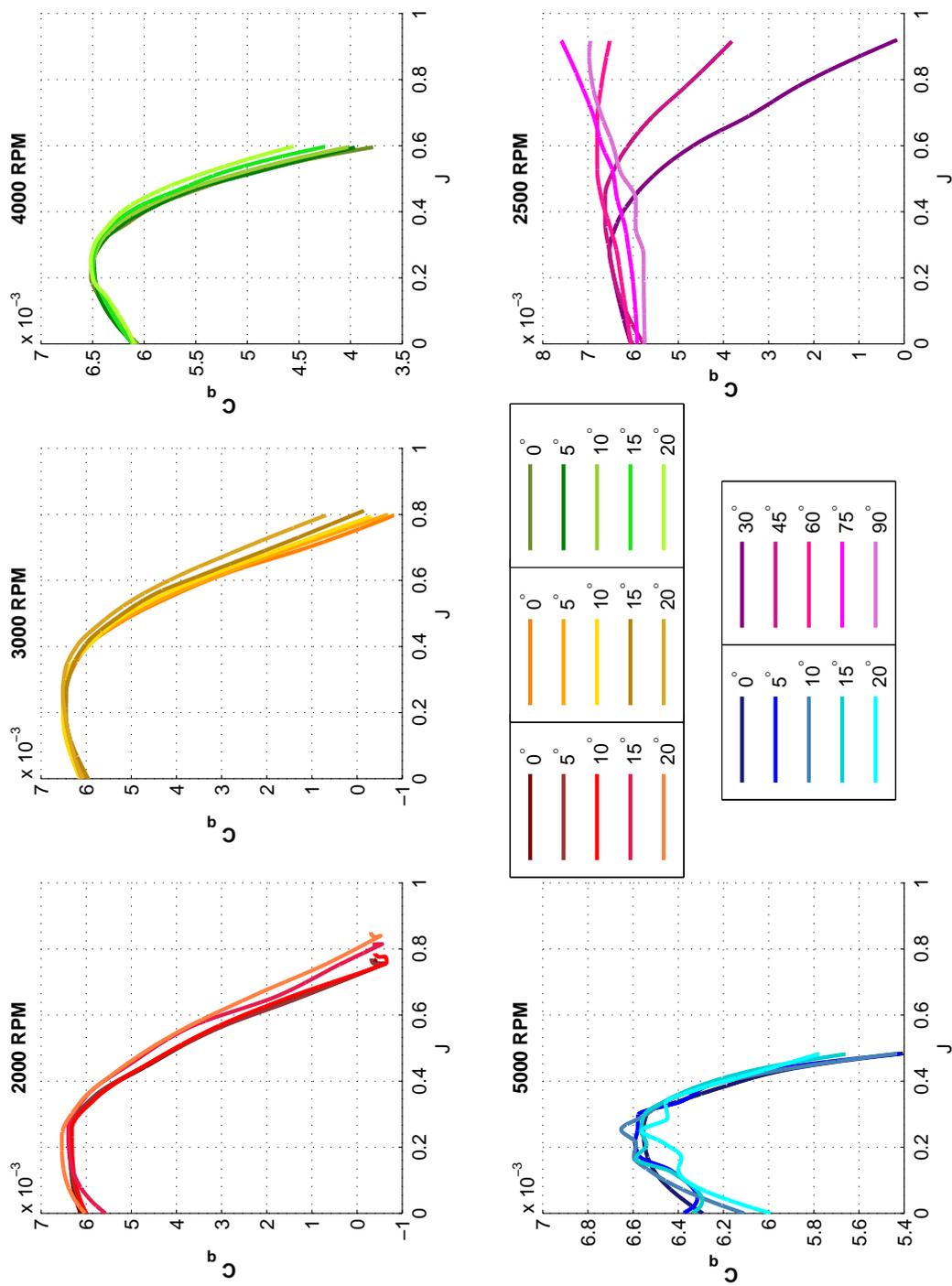


Figura 4.29: Coeficiente de Par en cada régimen de RPM.

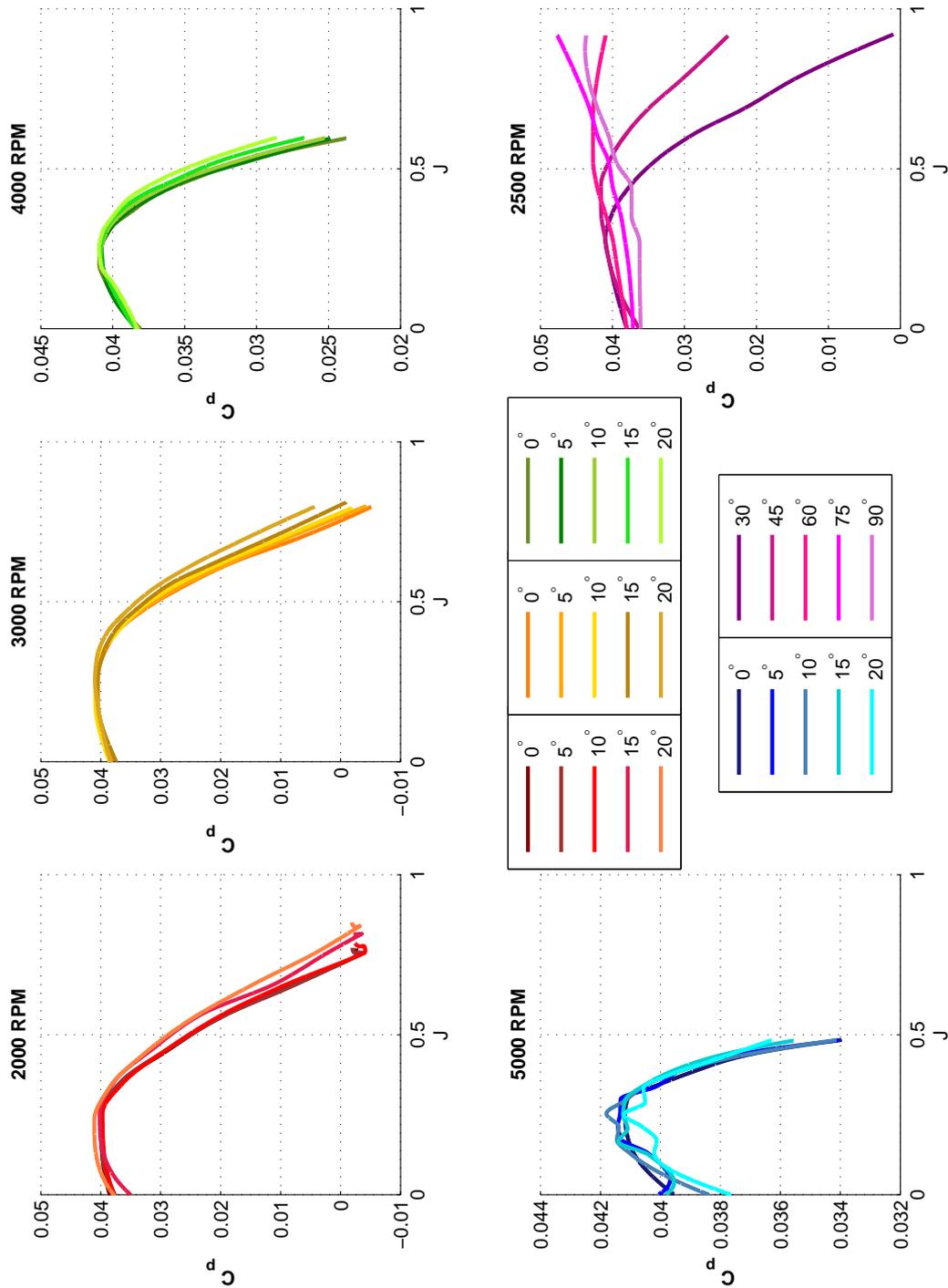


Figura 4.30: Coeficiente de Potencia en cada régimen de RPM.

4.2.2.3. Rendimientos

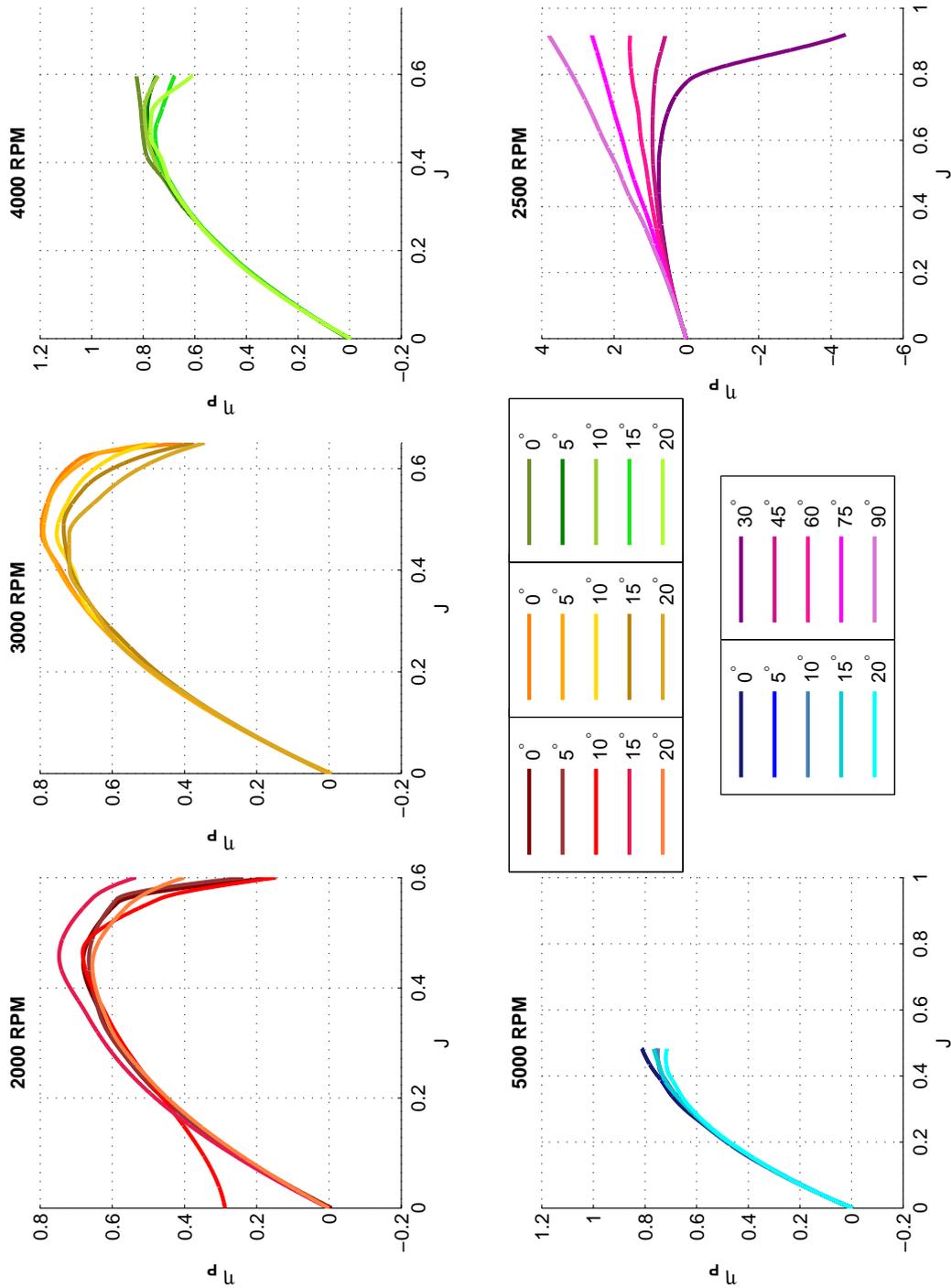


Figura 4.31: Rendimiento propulsivo en cada régimen de RPM.

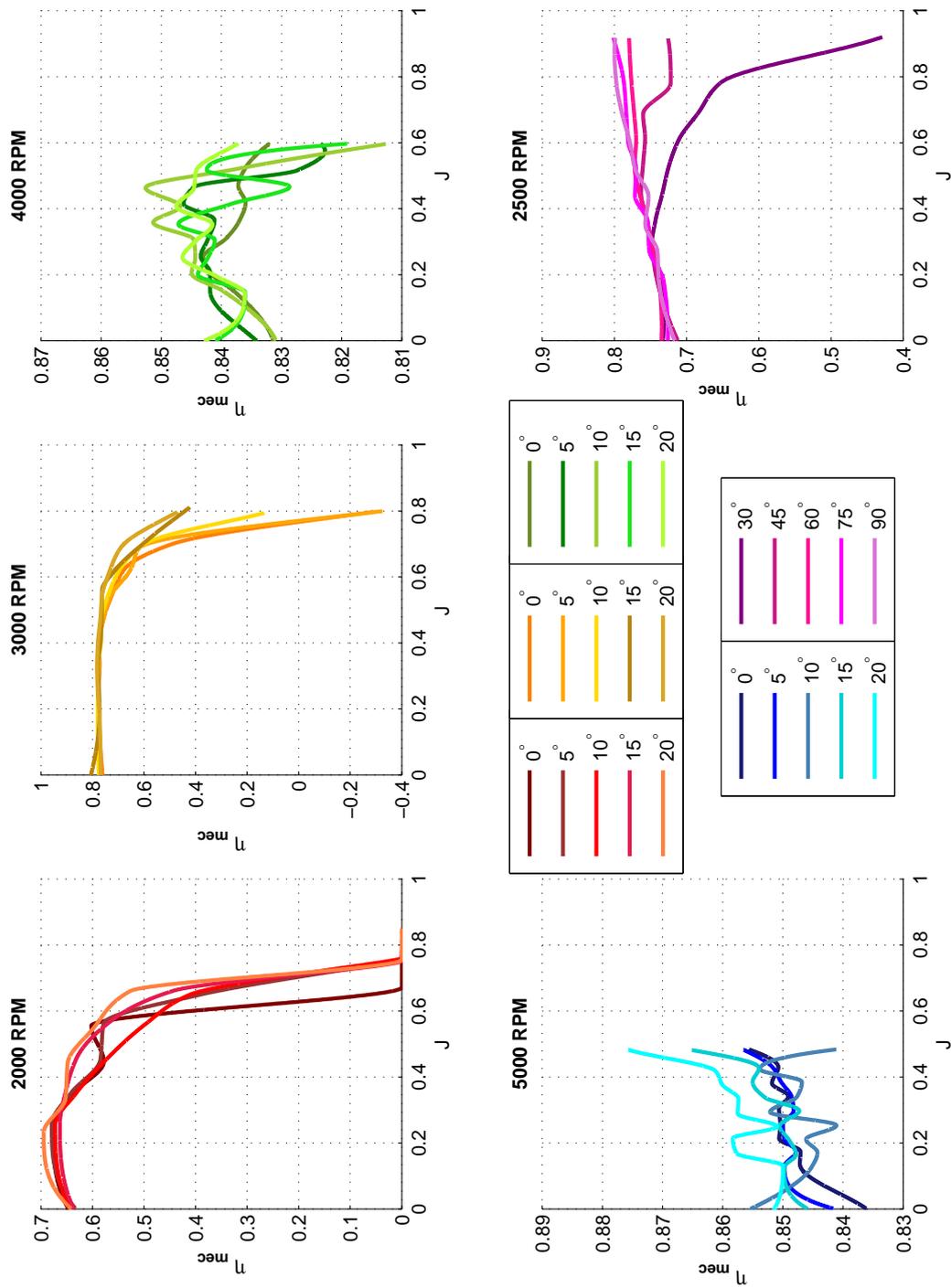


Figura 4.32: Rendimiento mecánico en cada régimen de RPM.

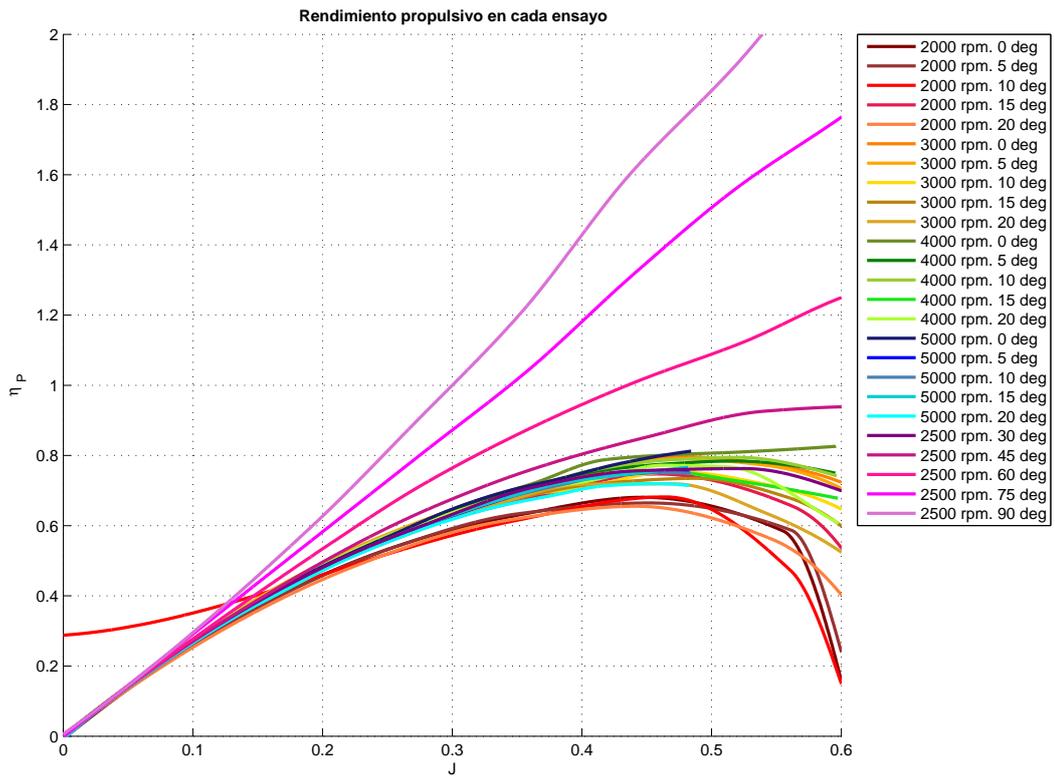


Figura 4.33: Rendimiento Propulsivo.

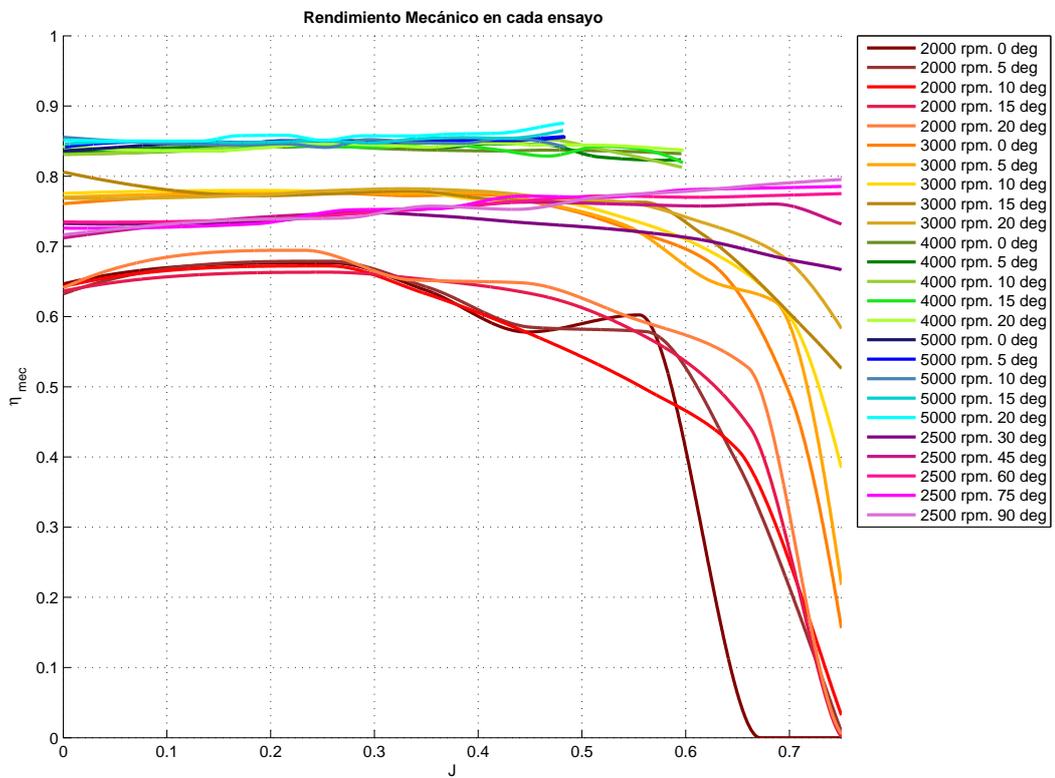


Figura 4.34: Rendimiento Mecánico.

4.2.2.4. Comparación con Resultados de Referencia

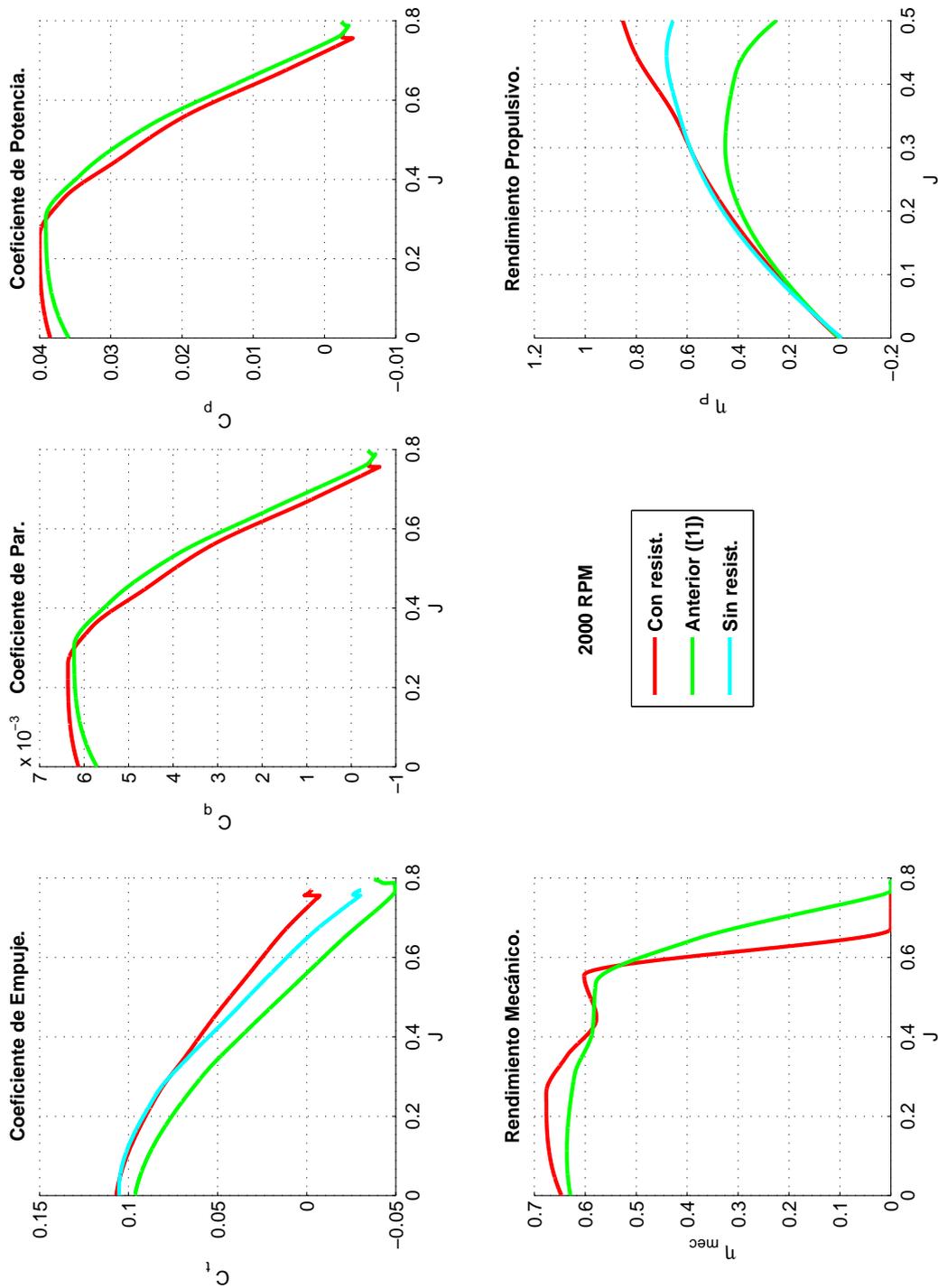


Figura 4.35: Comparación a 2000 RPM.

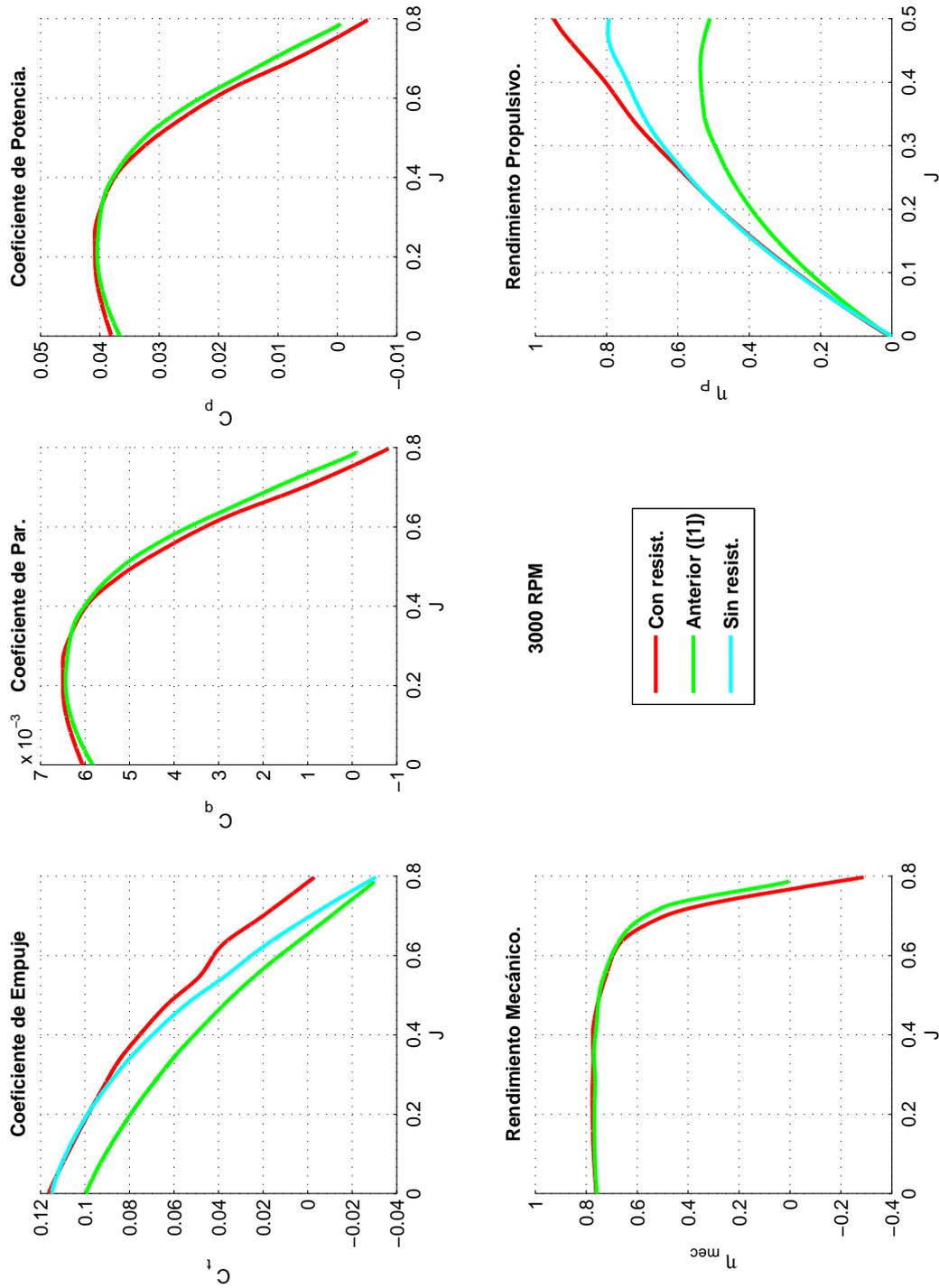


Figura 4.36: Comparación a 3000 RPM.

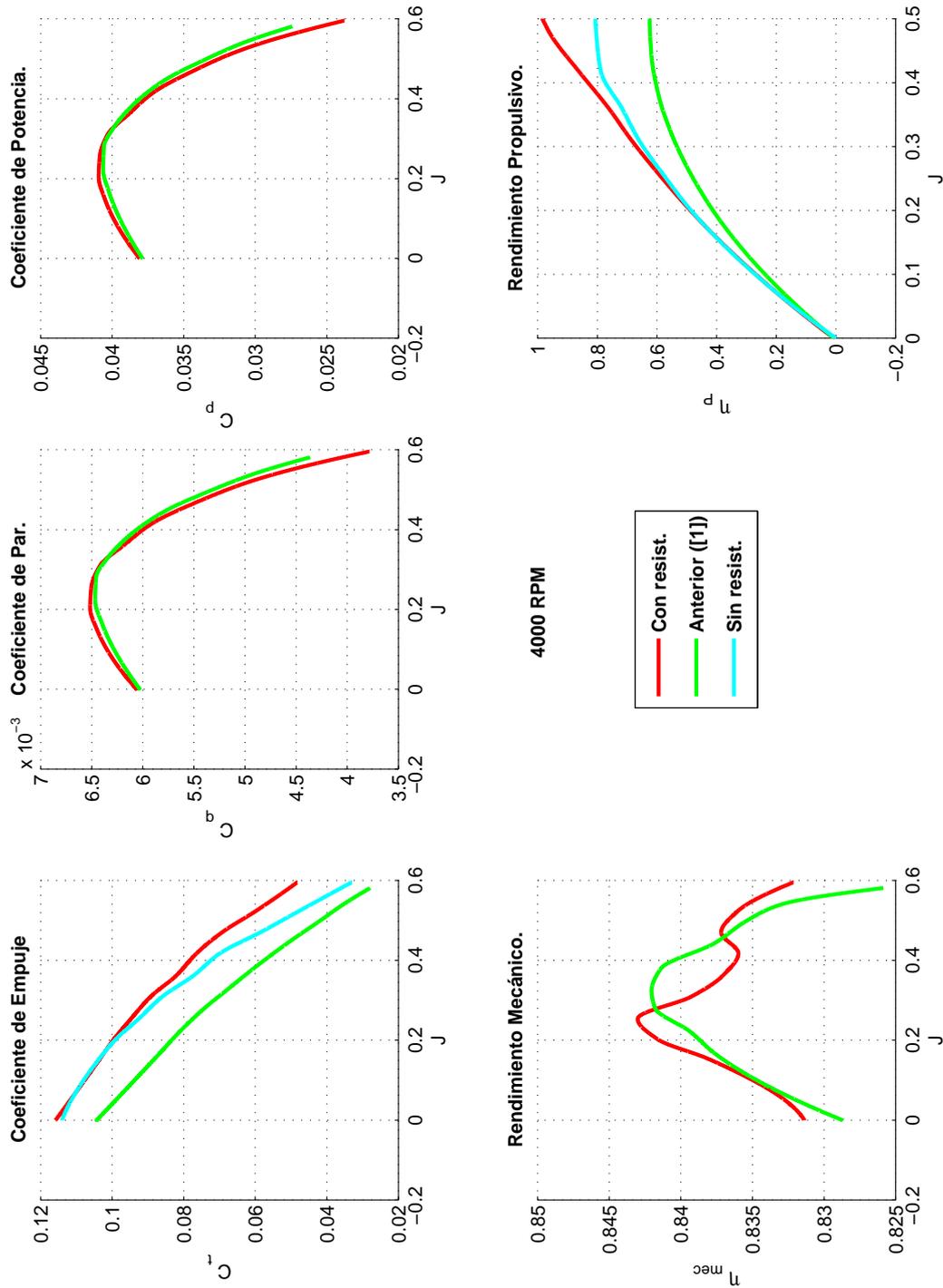


Figura 4.37: Comparación a 4000 RPM.

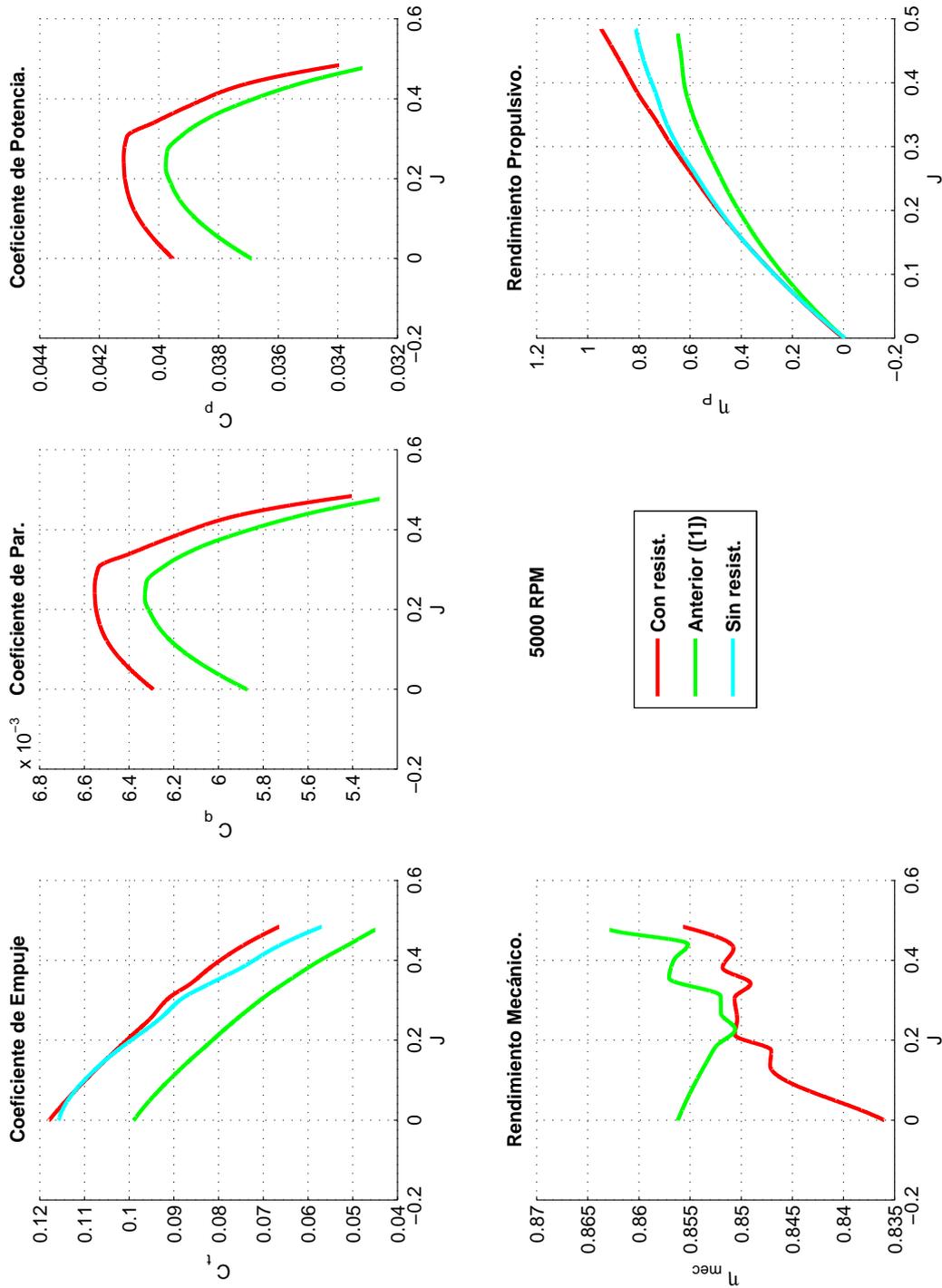


Figura 4.38: Comparación a 5000 RPM.

Capítulo 5

Conclusiones

A lo largo del proyecto se han ido explicando en detalle los trabajos realizados, la fabricación del equipo, el acoplamiento de sistemas ya existentes, los experimentos que se han realizado y los resultados que estos han arrojado. Algunos aspectos tienen una importancia especial por su trascendencia en el desarrollo del proyecto o en los futuros trabajos que se puedan lanzar desde el Departamento de Ingeniería Aeroespacial en este ámbito.

En líneas generales se trata de un proyecto exitoso que viniendo de una línea de trabajos ya existente ha tomado el relevo y ha conseguido aumentar el número de opciones de trabajo que se pueden realizar como continuación. Los objetivos que al principio se buscaban han sido superados con creces al realizar una campaña de ensayos.

Se ha conseguido realizar una bancada robusta y capaz de trabajar tal y como desde un principio se ha requerido, transmitiendo las magnitudes que caracterizan un sistema motor eléctrico-hélice de una forma correcta. Los pequeños problemas de fabricación y montaje que irremediablemente surgen en cualquier proyecto de esta índole se han solucionado de forma eficiente con la ayuda de los Maestros de Taller. De esta forma, en lo que a la fabricación de la bancada como estructura que debía cumplir con unos requerimientos iniciales se refiere, puede concluirse que se ha conseguido un resultado muy bueno.

La cara un poco más amarga de la moneda viene de manos de la electrónica. Concretamente de la electrónica analógica en que se basa la obtención de datos con los Sensores Fuerza y Par. Como se presentó en el Capítulo 3 ha existido una fluctuación muy importante las medidas de Tracción que ha hecho que los resultados no tengan la precisión que se esperaba. Estos problemas de tipo eléctrico podrían provenir de alguna conexión no del todo adecuada en la circuitería del Módulo HERCULES II que no ha sido identificada en el transcurso de los ensayos ni en pruebas posteriores realizadas buscando la causa del error. También podría estar causado por un mal apantallamiento de la señal. En cualquier caso se cree que una investigación futura en este ámbito podría arrojar luz suficiente en este asunto y conseguir que los problemas se solucionen.

Derivado de este problema se ha tenido una dificultad añadida en el procesado de datos, aunque esta ha conseguido resolverse de una forma correcta y eficiente.

Aún así, los resultados que se han obtenido muestran tendencias muy interesantes. Recordemos que lo novedoso a nivel mundial en el ámbito universitario en testado de sistemas de propulsión con hélice es la posibilidad de estudiar como afecta en los parámetros característicos la variación del ángulo existente en el vuelo de una aeronave entre la dirección en que se produce la tracción de la hélice y la dirección de la velocidad. Los resultados obtenidos sobre todo a ángulos de ataque grandes son esclarecedores y abren un camino a seguir en estas investigaciones. En la actualidad están apareciendo un gran número de vehículos en configuración *tilt-rotor* no tripulados que se alejan de las habituales

configuraciones de ala fija. El poder arrojar luz sobre las capacidades de las hélices en la mayor diversidad de condiciones posibles se convierte en una necesidad si se quieren investigar y aplicar estas nuevas configuraciones.

El hecho de que la tracción aumente a ángulos grandes con la velocidad, de ser verificado en estudios mucho más completos, podría ser de mucha utilidad en futuros diseños y en los que la escuela de ingenieros podría tener un papel pionero e innovador. Por ejemplo, la posibilidad de disponer de estudios de modelado y caracterización de la transición en vehículos en configuración *tilt-rotor* aporta una información privilegiada para las fases de diseño de dichos vehículos.

5.1. Líneas de Estudio Futuras

En este apartado se quiere mostrar cuales pueden ser los siguientes pasos a dar en el estudio y caracterización de sistemas de propulsión.

En primer lugar se necesita para poder seguir utilizando el mismo equipo, como ya se ha dicho, que se estudien los problemas eléctricos que aparecen. El hacerlo dará pie al paso que lógicamente es el inmediatamente siguiente a este proyecto. Este no es otro que el de realizar un estudio completo, similar al que se hizo en [1] que consistiría en una amplia campaña de experimentos para todas las hélices de que se disponen y al mayor número de ángulos de ataque posibles. Con esto se podrían sacar conclusiones certeras sobre lo que ocurre al variar el ángulo.

Para facilitar y mejorar dicho estudio se debería emplear un método distinto de alimentación del motor que lo mantuviese en funcionamiento por un periodo mayor que el que lo hacen las baterías. Una opción sería usar baterías de mayor tamaño, como la de los coches, pero la mejor opción sería buscar la forma de utilizar una fuente de alimentación continua que tomase la energía de la línea de corriente eléctrica.

Para ampliar el estudio y asegurar en mayor medida los ensayos se debería realizar un estudio estructural de la bancada para identificar los modos y las frecuencias naturales de vibración. Durante la realización de ensayos se ha visto que alguna de estos modos se excita especialmente a regímenes de revolución algo por debajo de las $3000RPM$. Tanto la realización de estos estudios como la utilización de métodos de amortiguación son un factor a tener en cuenta en próximos trabajos.

Además debería estudiarse la posibilidad de carenar la estructura y así disminuir la resistencia de la misma. Esto sería útil casi exclusivamente en ensayos a bajos ángulos de ataque.

Sería también muy beneficioso desarrollar una herramienta que permitiera conseguir la coordinación de las variables a la hora de tomar datos así como el lanzamiento de los experimentos mediante el uso de un único interfaz. Esto facilitaría la labor investigadora y simplificaría el postprocesado enormemente.

Por otro lado hay efectos de segundo orden que ocurren en la propulsión con hélice como es el "Factor P". Este tipo de efectos podrían ser estudiados mediante la realización de alguna modificación sobre la bancada que se ha presentado. Para medir dicho "Factor P" por ejemplo sería necesario poder medir la fuerza lateral que se produce cuando cambiamos el ángulo debido a que aparecen asimetrías en la sustentación de las palas. Lo cual se conseguiría añadiendo un nuevo grado de libertad al montaje.

Otra posibilidad que se brinda como continuación de estos trabajos y en la que confluyen dos líneas de proyectos que tiene el departamento es la de investigar nuevas hélices que se fabriquen con la impresora 3D que se está poniendo a punto.

Para encontrar más aplicaciones de investigación podríamos irnos a publicaciones científicas y encontraríamos un número importante de posibilidades.

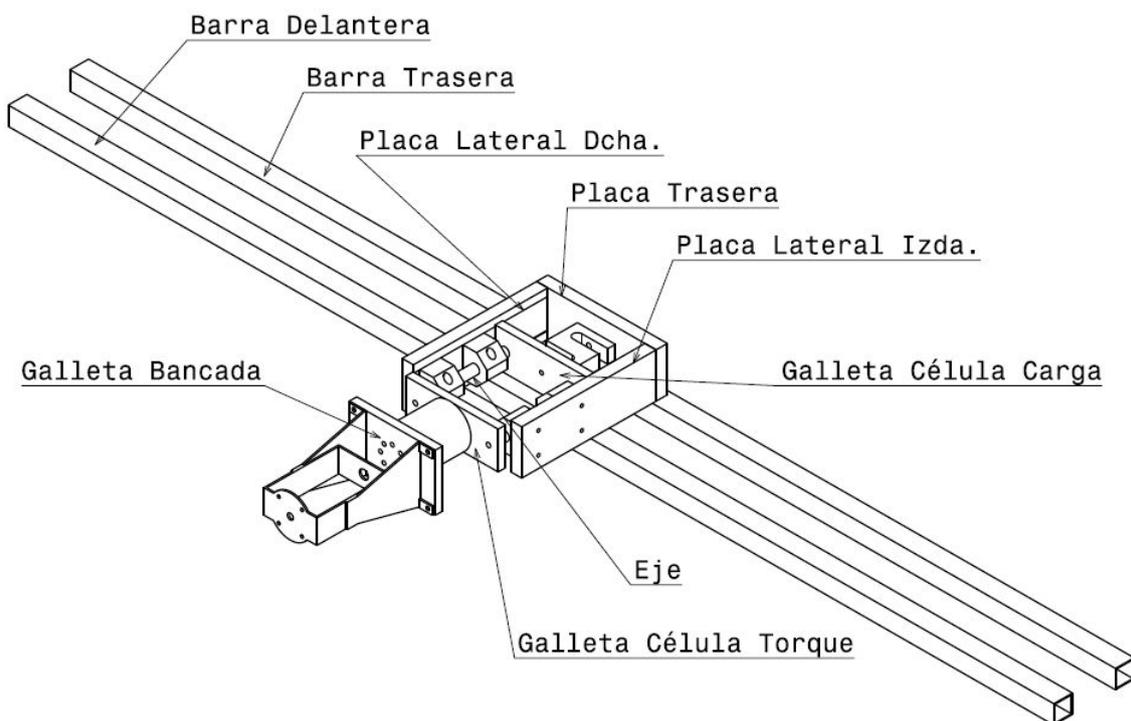
En definitiva el mundo de la aeronáutica a pequeña escala esta en auge y la Escuela tiene la

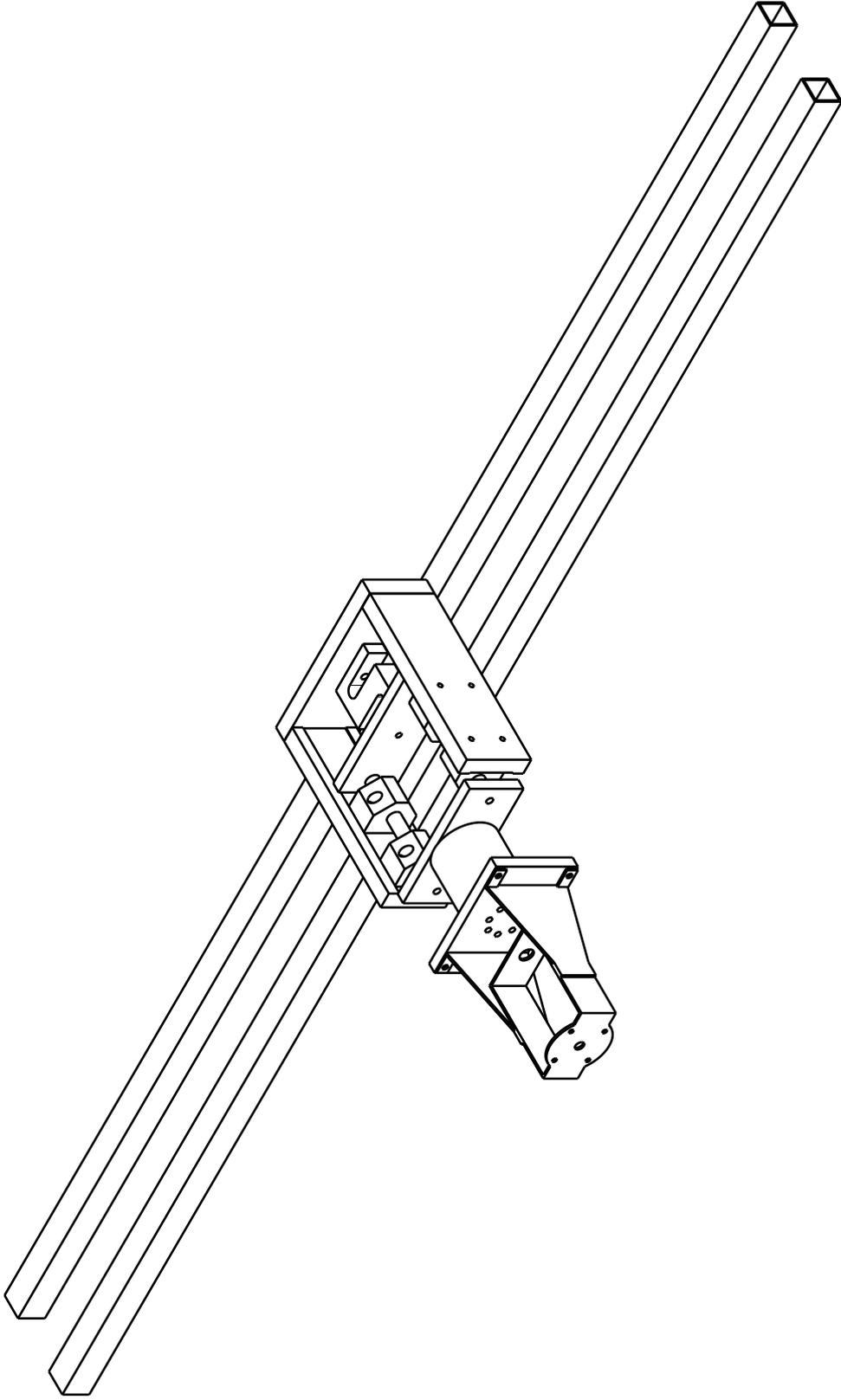
posibilidad de mantenerse a la vanguardia de la expansión si realizan, con la ayuda de sus alumnos, investigaciones novedosas de este tipo. Además el hecho de que alumnos que realizan sus proyectos continúen una línea de investigación traerá sin duda grandes éxitos al Departamento y a la Escuela de Ingenieros. Este proyecto supone un paso más en la continuación de esa línea que no debe detenerse.

Anexos

Anexo A

Planos





DESIGNED BY:

Raimundo Blanco

DATE:

02/06/2015



SCALE

1:5

WEIGHT (gr)

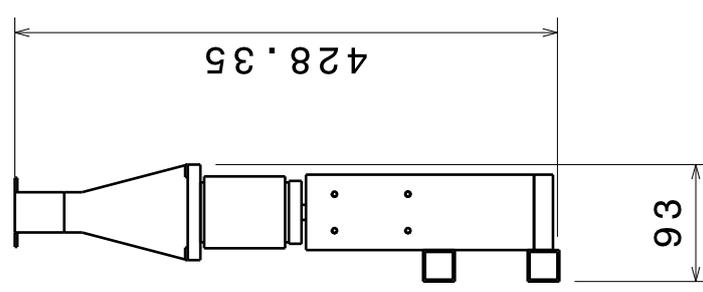
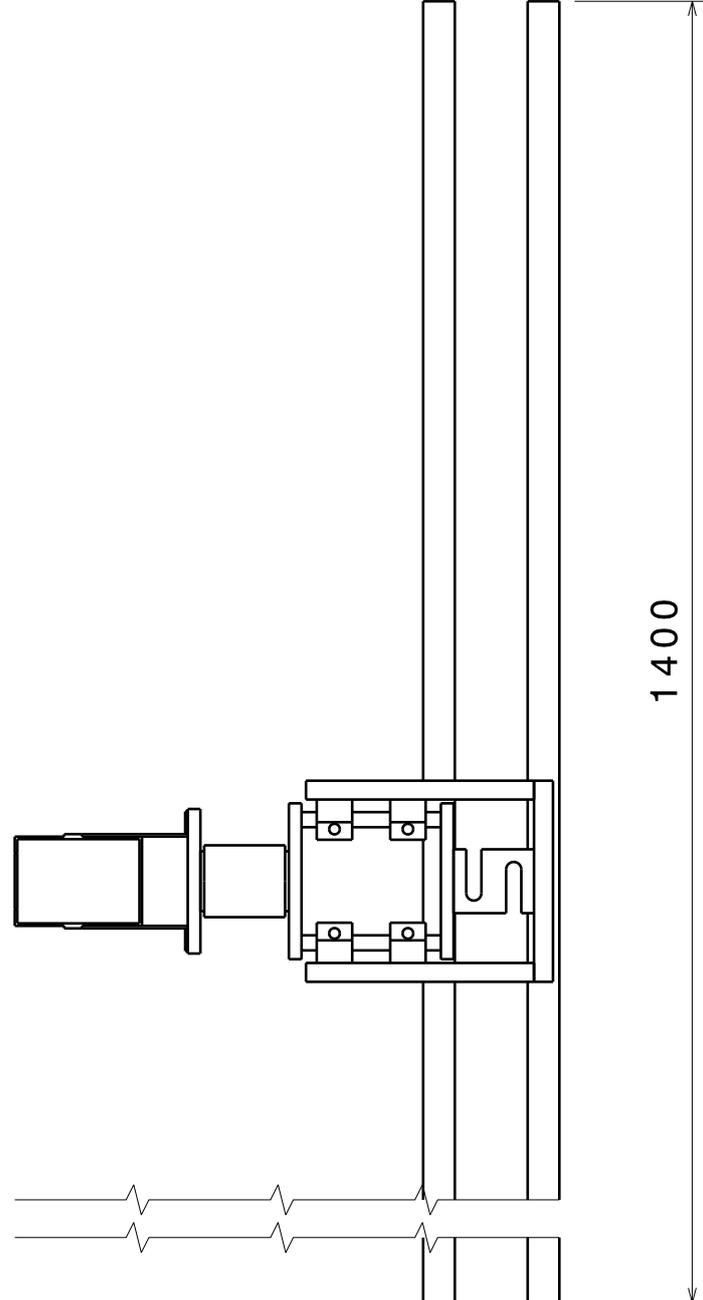
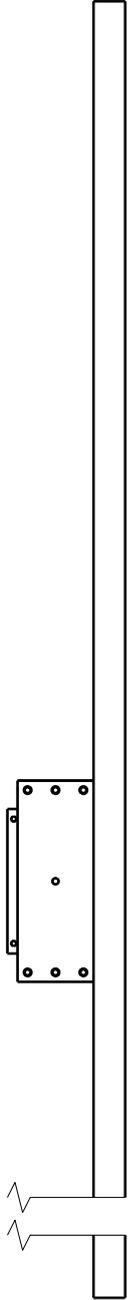
-

NAME:

ISOMÉTRICA GENERAL

PROJECT:

Diseño de Bancada de Pruebas

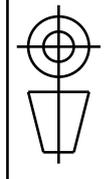


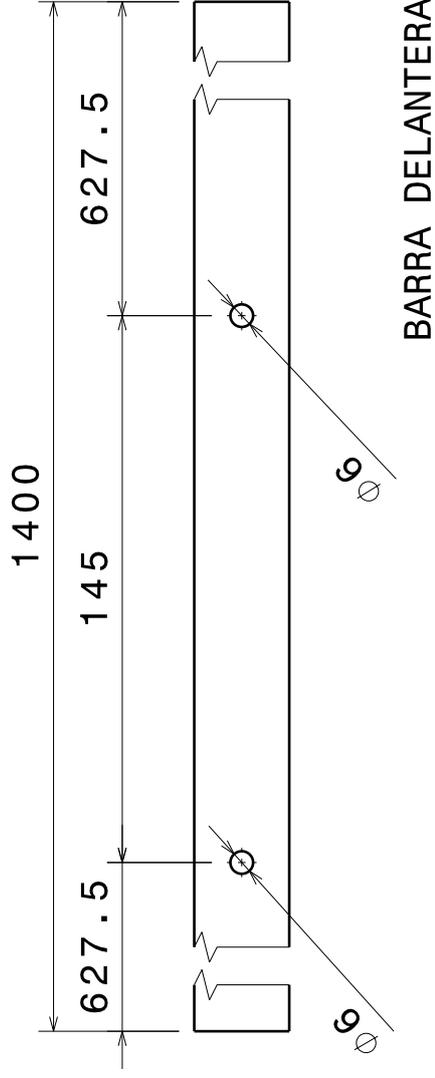
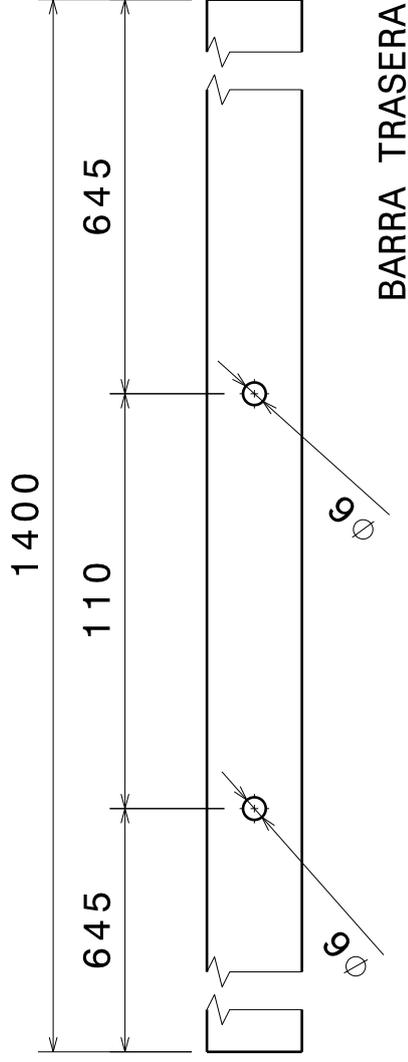
DESIGNED BY: **Raimundo Blanco**
 DATE: **02/06/2015**

NAME: **PLANO GENERAL**

SCALE: **1:6**
 WEIGHT (gr): **-**

PROJECT: **Diseño de Bancada de Pruebas**





DESIGNED BY: Raimundo Blanco

DATE: 02/06/2015



SCALE

1:2

WEIGHT (gr)

-

NAME:

BARRAS

PROJECT:

Diseño de Bancada de Pruebas

160

110

25

25

15

A

Ø 6

8

22

22

8

60

80

A

7.5

30

M6

Section A-A

DESIGNED BY:

Raimundo Blanco

DATE:

02/06/2015

NAME:

PLACA TRASERA



SCALE

1:1

WEIGHT (gr)

380

PROJECT:

Diseño de Bancada de Pruebas

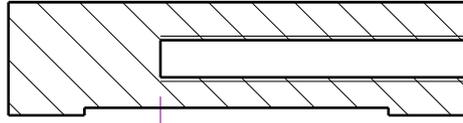
105

15



A

Section A-A



40

M6

10

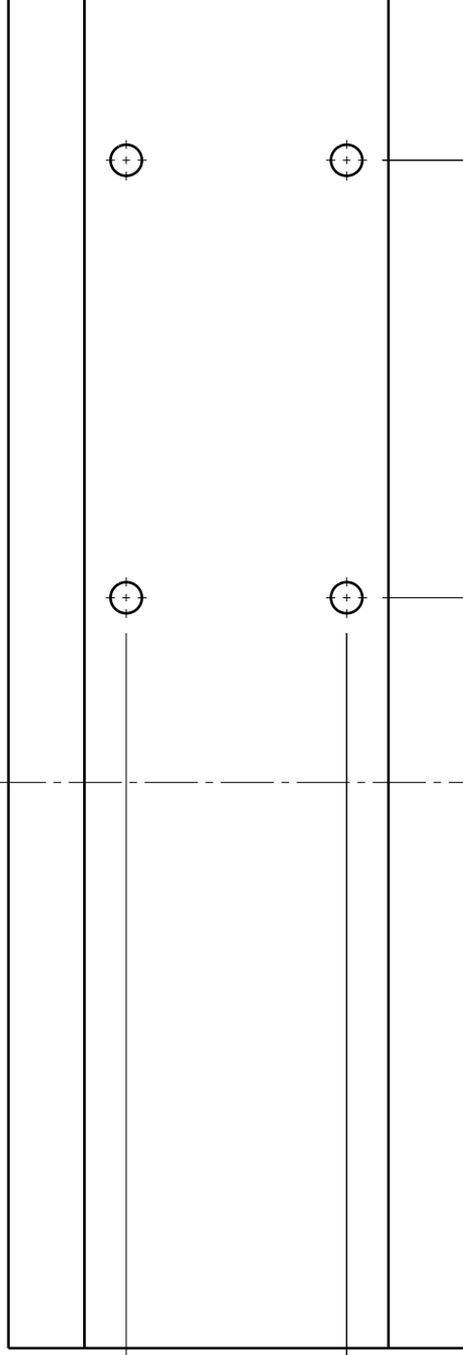
60

29

15.5



A

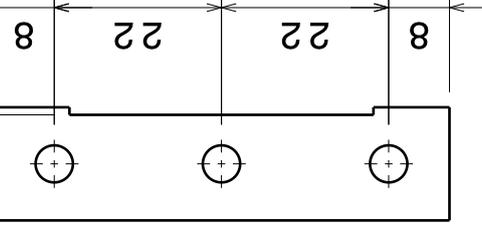


58

22.5

180

1



8

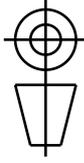
22

22

8

DESIGNED BY: Raimundo Blanco

DATE: 02/06/2015



SCALE

1:1

WEIGHT (gr)

432

NAME:

PLACA LATERAL IZDA.

PROJECT:

Diseño de Bancada de Pruebas

180

105

15

A

1

8

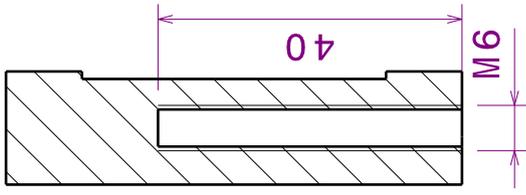
22

22

8

60

Section A-A



10

29

15.5

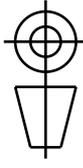
A

DESIGNED BY:

Raimundo Blanco

DATE:

02/06/2015



SCALE

1:1

WEIGHT (gr)

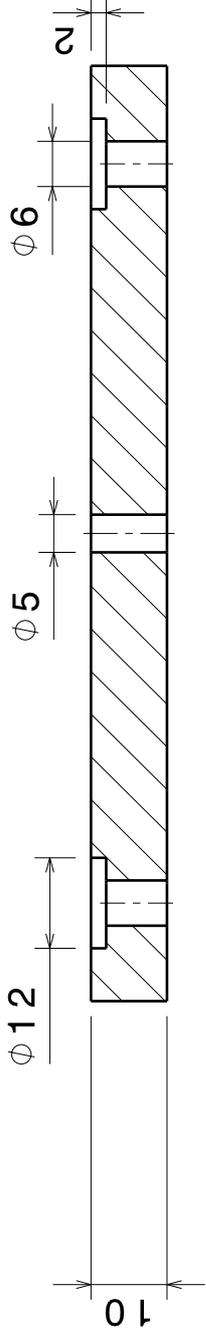
432

NAME:

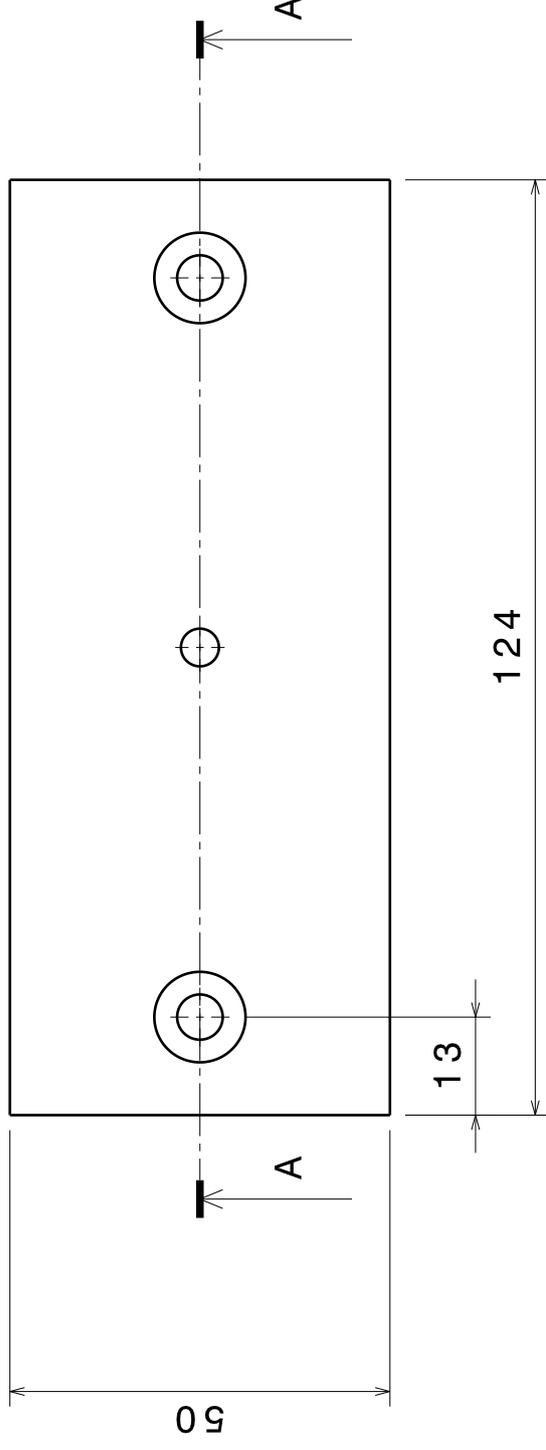
PLACA LATERAL DCHA.

PROJECT:

Diseño de Bancada de Pruebas



Section A-A



DESIGNED BY:

Raimundo Blanco

DATE:

02/06/2015



SCALE

1:1

WEIGHT (gr)

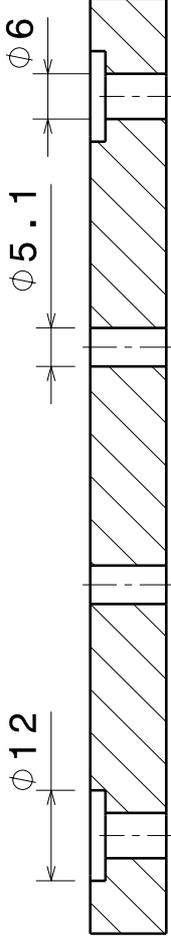
182

NAME:

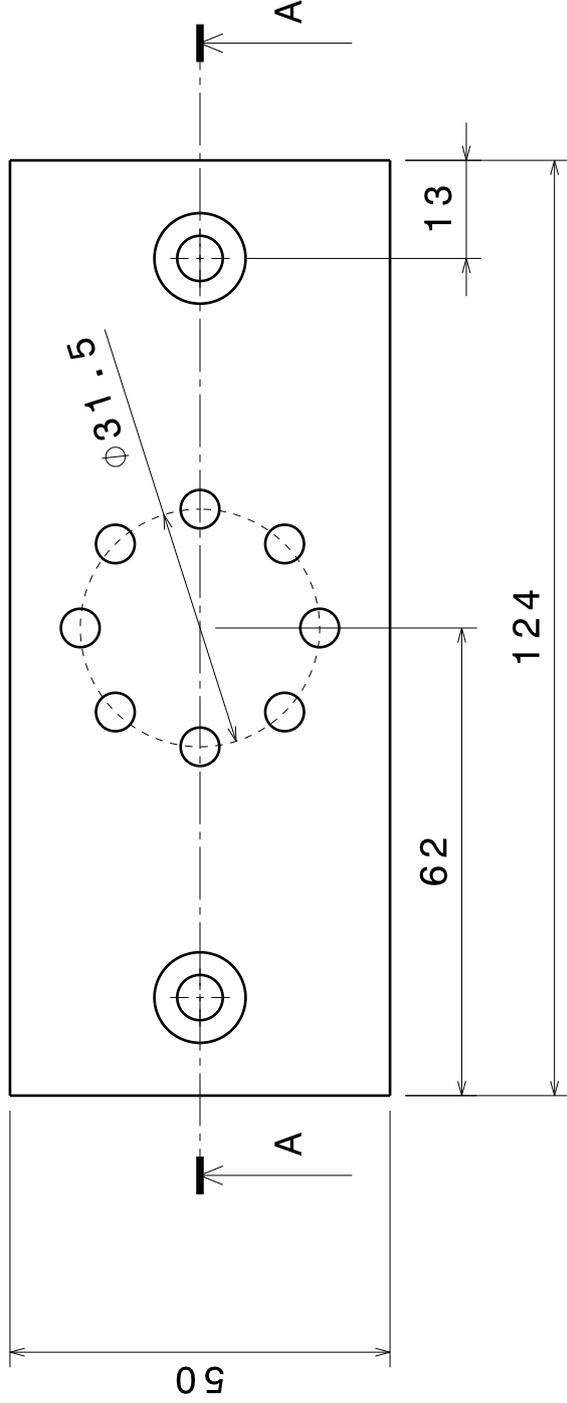
GALLETA CÉLULA DE CARGA

PROJECT:

Diseño de Bancada de Pruebas



Section A-A

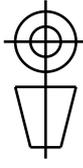


DESIGNED BY:

Raimundo Blanco

DATE:

02/06/2015



SCALE

1:1

WEIGHT (gr)

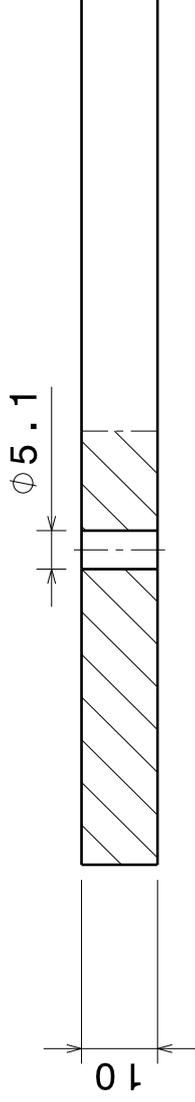
158

NAME:

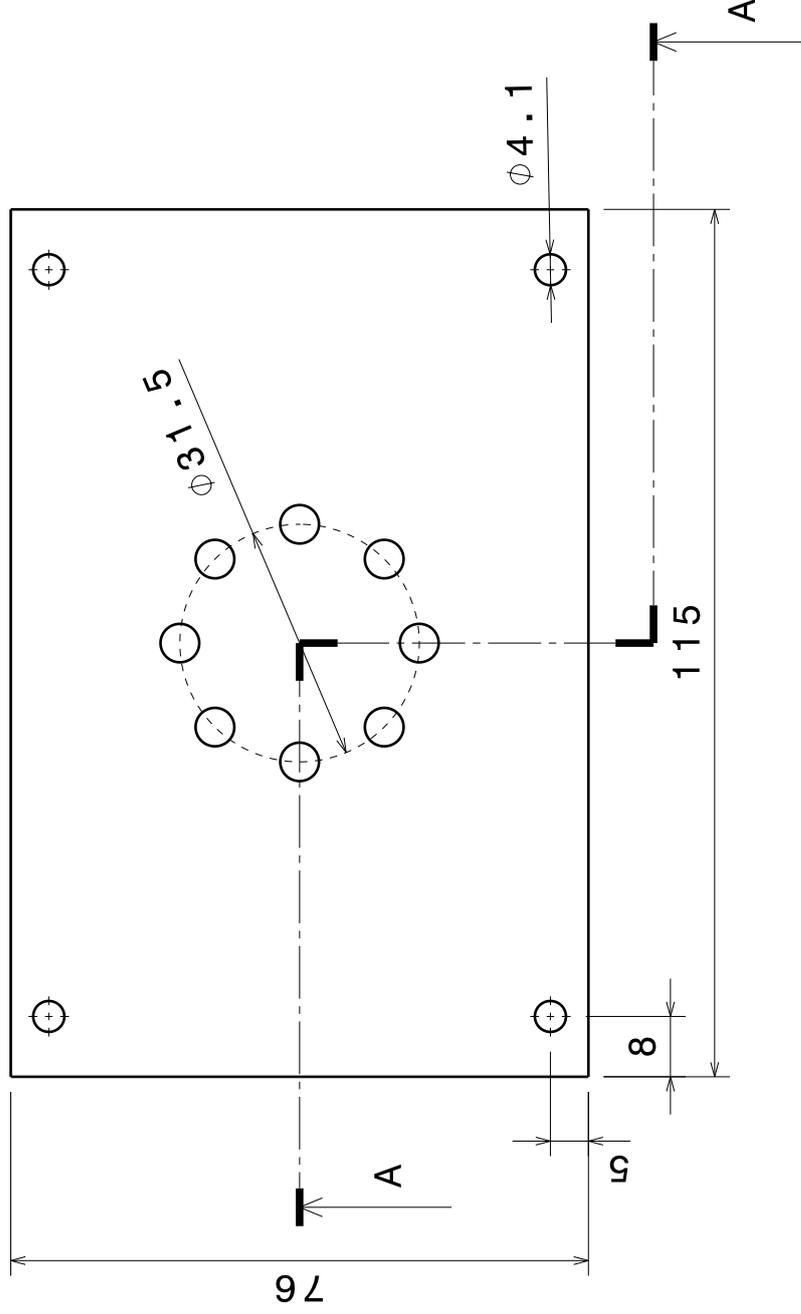
GALLETA CÉLULA DE TORQUE

PROJECT:

Diseño de Bancada de Pruebas



Section A-A



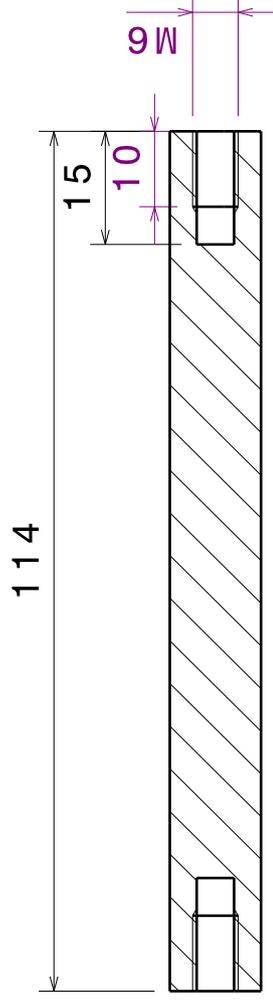
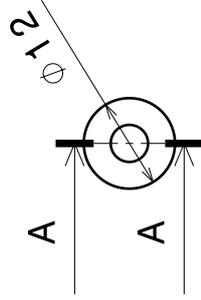
DESIGNED BY: Raimundo Blanco
 DATE: 02/06/2015

NAME: GALLETA BANCADA



SCALE: 1:1
 WEIGHT (gr): 238

PROJECT: Diseño de Bancada de Pruebas



DESIGNED BY:

Raimundo Blanco

DATE:

02/06/2015



SCALE

1:1

WEIGHT (gr)

94

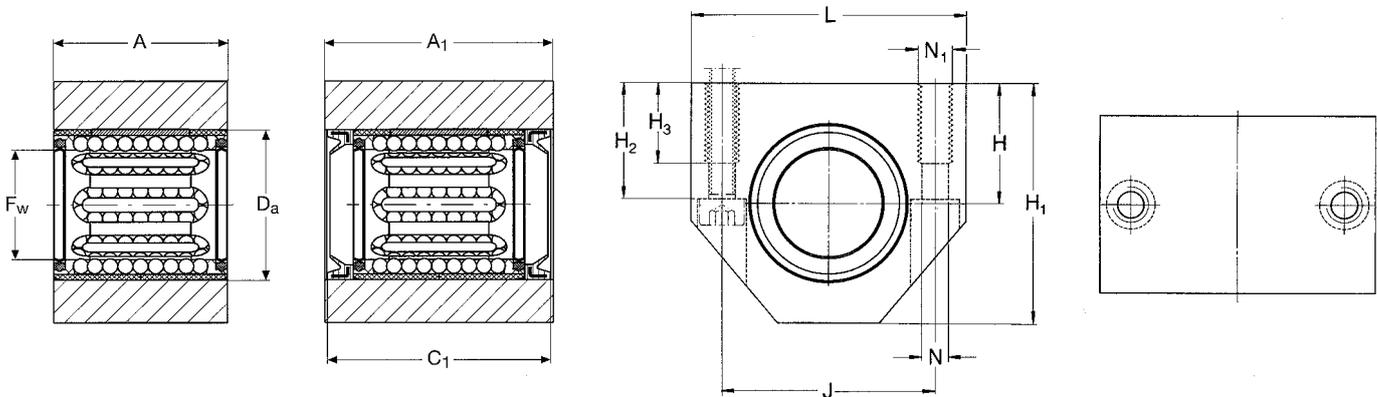
NAME:

EJE

PROJECT:

Diseño de Bancada de Pruebas

LUHR and LUJR linear ball bearing units
with closed housing and LBBR linear ball bearings
F_w 12-50 mm



LUHR linear bearing unit with integral double lip seal LUJR linear bearing unit with shaft seals

Dimensions														Basic load ratings		Mass		Designations		
F _w	A	A ₁	C ₁	D _a	H	H ₁	H ₂	H ₃	L	J	N ²⁾	N ₁ ²⁾	dyn. C	stat. C ₀	Design LUHR	Design LUJR	Linear bearing unit ¹⁾			
					±0.01													without seal	with double lip seals	with shaft seal
mm												—	N	kg						
12	28	35	34	19	17	33	16	11	40	29	4,3	M 5	680	510	0,08	0,10	LUHR 12	LUHR 12-2LS	LUJR 12	
16	30	37	36	24	19	38	18	11	45	34	4,3	M 5	900	620	0,10	0,12	LUHR 16	LUHR 16-2LS	LUJR 16	
20	30	39	38	28	23	45	22	13	53	40	5,3	M 6	1 120	780	0,14	0,18	LUHR 20	LUHR 20-2LS	LUJR 20	
25	40	49	48	35	27	54	26	18	62	48	6,6	M 8	2 000	1 370	0,25	0,30	LUHR 25	LUHR 25-2LS	LUJR 25	
30	50	59	58	40	30	60	29	18	67	53	6,6	M 8	3 250	2 650	0,37	0,44	LUHR 30	LUHR 30-2LS	LUJR 30	
40	60	71	70	52	39	76	38	22	87	69	8,4	M 10	5 300	4 400	0,74	0,86	LUHR 40	LUHR 40-2LS	LUJR 40	
50	70	81	80	62	47	92	46	26	103	82	10,5	M 12	6 800	6 300	1,19	1,37	LUHR 50	LUHR 50-2LS	LUJR 50	

The previous linear bearing units LUBR and LUER are no longer shown in the catalogue, but are still available on request. For suitable shaft blocks for these bearing units, designation LSHS, see page 40 of this catalogue.

¹⁾ Linear bearing units of the LUHR design are also available fitted with LPBR linear plain bearings.
Designations: e. g. LUHR 20 PB.

²⁾ For screws with internal hexagon to DIN 912/ISO 4762.

Bibliografía

- [1] 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 Superior de Ingenieros, Universidad de Sevilla, 2014. PAE 223.
- [2] 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 Superior de Ingenieros, Universidad de Sevilla, 2012. PAE 130.
- [3] Isabel Gómez Fuster. *Plataforma para la medición de fuerzas y momentos aerodinámicos de modelos a escala en un túnel de viento*. Departamento de Ingeniería Aeroespacial y Mecánica de Fluidos, Escuela Superior de Ingenieros, Universidad de Sevilla, 2013.
- [4] 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 Superior de Ingenieros, Universidad de Sevilla, 2012. PAE 128.
- [5] John B. Brandt & Michael S. Selig. *Propeller Performance Data at Low Reynolds Numbers*. University of Illinois at Urbana-Champaign, Urbana, USA, 2011.
- [6] Ashwin Ravi. *Uav Power Plant Performance Evaluation*. Anna University. Chennai, Tamil Nadu, 2010.
- [7] Thomas Hays. *High energy density propulsion systems and small engine dynamometer*. Oklahoma State University. Stillwater, Oklahoma, 2007.
- [8] Monal Pankaj Merchant. *Propeller performance measurement for low Reynolds Number Unmanned Aerial Vehicles applications*. Wichita State University, 2004.
- [9] Aron J. Brezina & Scott K. Thomas. *Measurement of static and dynamic performance characteristics of small electric propulsion systems*. Department of Mechanical and Materials Engineering Wright State University.
- [10] Nathan R. Phelps. *Wind Tunnel Modeling of Small Electric UAV Power System Performance*. California Polytechnic State University, San Luis Obispo.
- [11] Clay Ramskill. *Prop Effects*. Shawnee mission radio control club, Junio 2003.