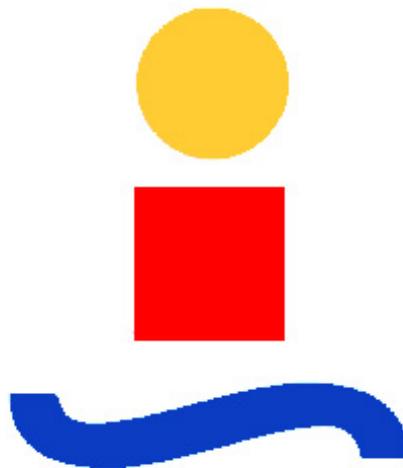


Universidad de Sevilla

Escuela Técnica Superior de Ingenieros

Departamento de Ingeniería Aeroespacial y Mecánica de
Fluidos

Titulación de Ingeniería Aeronáutica



Proyecto Fin de Carrera

**Diseño y creación de herramientas y aplicaciones
para la gestión automatizada de experimentos de
plantas propulsoras de motor eléctrico y hélice en
túnel de viento**

Autor: Juan Manuel Moral Gámez

Tutor: D. Sergio Esteban Roncero



Sevilla, Julio de 2014

Agradecimientos

Este documento supone el fin de una de las etapas más importantes de mi vida y que recordaré con mucho cariño por haber sido un periodo repleto de grandes experiencias, con momentos buenos y malos, pero con la certeza de que han contribuido de una forma muy positiva a hacer de mí una persona mucho más madura y segura de sí misma. Durante estos años he aprendido a valorar las cosas realmente importantes en la vida, mi familia y mis amigos, que siempre han estado a mi lado y me han apoyado en los momentos más difíciles.

En primer lugar, quisiera agradecer a mi tutor, Sergio, concederme la posibilidad de realizar este proyecto y aprender de su amplio conocimiento del mundo aeronáutico. Su infinita dedicación y confianza en mí ha sido clave en el desarrollo de este proyecto, aconsejándome y apoyándome en todo momento para conseguir llevarlo a cabo. Gracias a Francisco Gavilán, ya que sus conocimientos me han permitido resolver infinidad de dudas las cuales no me permitían avanzar, y por su dedicación siempre que he necesitado su ayuda. En general, me gustaría agradecer a todos los profesores del Departamento de Ingeniería Aeroespacial por hacerme un poco más amante del mundo aeronáutico con cada una de vuestras clases, siendo sus asignaturas los principales motivos para estudiar esta carrera. Agradecer a Manuel González y a José Tejada toda la ayuda recibida durante los experimentos en el túnel de viento.

A mis amigos y compañeros de la facultad, por haberme apoyado y aguantado en los malos momentos y por ayudarme a aprender lo que es trabajar en equipo. Sin duda he aprendido mucho de mis compañeros y todo el trabajo realizado con ellos ha merecido la pena. Gracias a mis amigos de siempre por animarme desde el principio, vuestra curiosidad me ha hecho darme cuenta de lo apasionante que es el mundo aeronáutico.

Por último, quisiera dar las gracias a las personas más importantes de mi vida. Muchas gracias a mis hermanos Francisco José y Laura por su constante apoyo y por sus innumerables consejos, he tenido la inmensa fortuna de ser el hermano pequeño de dos universitarios, lo cual me ha enseñado que el trabajo duro tiene sus frutos. Muchas gracias a Carolina, mi pareja, mejor amiga y compañera de viaje desde que ambos comenzamos la carrera, por aconsejarme en momentos de duda y porque verte al salir de la facultad fuera mi principal motivación para trabajar duro durante todo el día. Y sobre todo, muchísimas gracias a mis padres por educarme como soy, por apoyarme, aguantarme y tranquilizarme cada día desde que comencé la carrera, por levantarme el ánimo cuando parecía que la carrera no acabaría nunca y por enseñarme a valorar las cosas verdaderamente importantes en la vida.

Muchísimas gracias a todos.

Índice general

Agradecimientos	2
Índice general	3
Índice de figuras	7
Índice de tablas.....	12
1. Introducción	13
1.1. Motivación y objetivos	13
4.1.1. Renovación y simplificación del sistema de telemetría y monitorización	14
4.1.2. Diseño de herramientas de post-procesado automatizado.....	14
4.1.3. Caracterización completa de las actuaciones de una planta propulsora .	15
4.1.4. Extracción de datos del modelo propulsivo	15
1.1. Antecedentes	16
2. Situación de partida.....	17
2.1. Planta propulsiva y hélices	17
2.2. Sistema de alimentación	20
2.3. Bancada de ensayos.....	20
2.4. Sistema de telemetría.....	22
2.4.1. Unidad de recepción/transmisión de datos	24
2.4.2. Sensores de fuerza y par	26
2.4.3. Estación meteorológica.....	28
2.4.4. Sensor de velocidad	28
2.4.5. Resto de sensores de la marca <i>Jeti</i>	30
2.5. Calibración de los sensores	33
2.5.1. Sensores de fuerza y par	33
2.5.2. Sensor de revoluciones	38
2.5.3. Sensores de tensión e intensidad.....	38
2.6. Conexión y configuración de los sensores	39
2.6.1. Conexión	39
2.6.2. Configuración.....	45
3. Entornos gráficos, ejecución y post-procesado.....	50
3.1. Entornos gráficos	50

3.1.1.	Flight Monitor	51
3.1.2.	Hércules II	52
3.1.3.	Interfaz DPI	53
3.2.	Preparación y ejecución	55
3.2.1.	Conexión y preparación de la Hércules II	55
3.2.2.	Preparación Interfaz DPI y Flight Monitor	56
3.2.3.	Preparación del sistema propulsivo	57
3.2.4.	Ejecución del ensayo y desconexión	60
3.2.5.	Entorno de trabajo	61
3.3.	Post-procesado	64
3.3.1.	Descripción de los programas	65
3.3.2.	Nomenclatura y organización de archivos	68
3.3.3.	Presentación de los resultados: Herramienta <i>DATEPS</i>	69
4.	Ensayos estáticos	73
4.1.	Diseño del estudio de la evolución frente al tiempo.....	74
4.2.	Análisis de la evolución frente al tiempo	74
4.2.1.	Variables cinemáticas.....	74
4.2.2.	Variables dinámicas.....	75
4.2.3.	Variables de consumo	75
4.3.	Diseño del estudio de autonomía	80
4.4.	Análisis del estudio de autonomía	81
4.5.	Diseño del estudio de caracterización estática.....	84
4.6.	Análisis de la caracterización estática	85
4.6.1.	Empuje	85
4.6.2.	Par.....	85
4.6.3.	Potencias eléctrica y mecánica.....	85
4.6.4.	Rendimiento mecánico	86
5.	Ensayos dinámicos.....	89
5.1.	Diseño del estudio de la resistencia de la bancada	90
5.2.	Análisis de la resistencia de la bancada.....	91
5.2.1.	Comparación de los resultados a velocidad del túnel ascendente.....	91
5.2.2.	Comparación de los resultados a velocidad del túnel descendente	92

5.2.3.	Comparación de los resultados a velocidad del túnel ascendente y descendente	92
5.3.	Diseño del estudio de autorotación	95
5.4.	Análisis de la autorotación	95
5.5.	Diseño del estudio de caracterización dinámica	97
5.6.	Análisis de la caracterización dinámica	101
5.6.1.	Variables cinemáticas.....	101
5.6.2.	Variables dinámicas.....	103
5.6.3.	Variables de consumo	110
5.6.4.	Variables propulsivas adimensionales	125
5.7.	Diseño del estudio de la influencia del mach.....	136
5.7.1.	Enfoque experimental.....	136
5.7.2.	Enfoque teórico: Analogía de Prandtl-Glauert	139
5.8.	Análisis de la influencia del mach	141
5.8.1.	Enfoque experimental.....	142
5.8.2.	Enfoque teórico: Analogía de Prandtl-Glauert	153
6.	Extracción de datos	158
6.1.	Objetivo	158
6.2.	Fundamento teórico	159
6.3.	Coeficientes paramétricos.....	161
6.3.1.	Empuje	162
6.3.2.	Potencia eléctrica	162
6.3.3.	Potencia mecánica	163
6.3.4.	Coeficiente de empuje	163
6.3.5.	Coeficiente de potencia	164
6.3.6.	Rendimiento propulsivo.....	164
7.	Conclusiones	165
7.1.	Renovación y simplificación del sistema de telemetría y monitorización	165
7.2.	Diseño de herramientas de post-procesado automatizado	165
7.3.	Caracterización completa de las actuaciones de una planta propulsora	166
7.4.	Extracción de datos del modelo propulsivo	167
7.5.	Propuestas de mejora.....	167

8. Bibliografía	169
9. Anexo I: Calibración de los acondicionadores de señal	170
10. Anexo II: Manuales de uso	176
10.1. Monitorización de variables	176
10.1.1. Flight Monitor	176
10.1.2. Hércules II.....	178
10.1.3. Interfaz DPI.....	179
10.2. Post-procesado de datos	182
10.2.1. Ensayos estáticos.....	182
10.2.2. Ensayos dinámicos.....	184
10.3. Herramienta <i>DATEPS</i>	186
10.3.1. Módulo de datos de las hélices	186
10.3.2. Módulo de representación de las variables	186
10.3.3. Módulo de extracción de los datos	188
11. Anexo III: Manual de uso y carga de las baterías	189
11.1. Historial de carga y descarga de las baterías	189
11.2. Procedimiento de uso de las baterías.....	191

Índice de figuras

Ilustración 1. Motor AXI 5345 HD/16.....	17
Ilustración 2. Características geométricas de la gama de motores AXI 53XX	18
Ilustración 3. Hélices estudiadas: 22x10, 22x12, 22x12W, 21x14, 20x8, 21x13W	19
Ilustración 4. Pack's de baterías	20
Ilustración 5. Bancada de ensayos (Diseño Catia y real)	22
Ilustración 6. Esquema de telemetría inicial	23
Ilustración 7. Transmisor Futaba de 9 canales	25
Ilustración 8. Receptor de 10 canales	25
Ilustración 9. Módulo de transmisión	25
Ilustración 10. Célula de carga SSM	26
Ilustración 11. Sensor de par	26
Ilustración 12. Acondicionador de señal.....	27
Ilustración 13. Estación meteorológica	28
Ilustración 14. Tubo de pitot	29
Ilustración 15. DPI 150 (Digital Pressure Indication)	29
Ilustración 16. Relación entre velocidad medida y velocidad real	29
Ilustración 17. Variador Spin 99 Opto.....	30
Ilustración 18. Variador Mezon 115 Opto	30
Ilustración 19. Jeti Box	31
Ilustración 20. Jeti Box Profi	32
Ilustración 21. Sensor de tensión e intensidad MUI 150 EX.....	32
Ilustración 22. Multiplexor Expander E4 EX	33
Ilustración 23. Sistema de calibración	34
Ilustración 24. Polea del sistema de calibración	34
Ilustración 25. Calibración de la fuerza.....	35
Ilustración 26. Calibración del par.....	35
Ilustración 27. Calibración de la fuerza en dirección positiva	36
Ilustración 28. Calibración de la fuerza en dirección negativa.....	36
Ilustración 29. Calibración del par en dirección positiva	37
Ilustración 30. Calibración del par en dirección negativa	37
Ilustración 31. Medidor de revoluciones	38
Ilustración 32. Medidor de tensión e intensidad	39
Ilustración 33. Esquema de conexión	40
Ilustración 34. Ubicación del variador	41
Ilustración 35. Ubicación del sensor de tensión e intensidad.....	42
Ilustración 36. Ubicación del receptor	43
Ilustración 37. Ubicación del sensor de fuerza	44
Ilustración 38. Fuente de alimentación	44

Ilustración 39. Árbol de programación del variador	46
Ilustración 40. Comparación de resultados en modo normal y modo RPM constante .	48
Ilustración 41. Interfaz Flight Monitor	51
Ilustración 42. Interfaz Hércules II	52
Ilustración 43. Interfaz DPI	53
Ilustración 44. Módulo de densidad de la Interfaz DPI	54
Ilustración 45. Tarjeta de adquisición de datos	58
Ilustración 46. Asignación de canales a las distintas variables de entrada	59
Ilustración 47. Botón <i>power</i> de la Hércules II	59
Ilustración 48. Bancada instalada en el túnel de viento	59
Ilustración 49. Dispositivo de control de la velocidad	60
Ilustración 50. Entorno de trabajo en ensayos estáticos I	62
Ilustración 51. Entorno de trabajo en ensayos estáticos II	62
Ilustración 52. Entorno de trabajo en ensayos dinámicos I	63
Ilustración 53. Entorno de trabajo en ensayos dinámicos II	63
Ilustración 54. Entorno de trabajo completo en ensayos dinámicos	64
Ilustración 55. Esquema de uso de los programas	67
Ilustración 56. Herramienta DATEPS: Módulo principal.....	70
Ilustración 57. Herramienta DATEPS: Módulo de datos de las hélices	71
Ilustración 58. Herramienta DATEPS: Módulo de representación de variables	72
Ilustración 59. Herramienta DATEPS: Módulo de extracción de datos	72
Ilustración 60. Revoluciones frente al tiempo a varios rpm para la hélice 22x10	77
Ilustración 61. Empuje frente al tiempo a varios rpm para la hélice 22x10	77
Ilustración 62. Par frente al tiempo a varios rpm para la hélice 22x10	78
Ilustración 63. Intensidad frente al tiempo a varios rpm para la hélice 22x10	78
Ilustración 64. Tensión frente al tiempo a varios rpm para la hélice 22x10	79
Ilustración 65. Potencias mec. y elec. frente al tiempo a varios rpm para la hélice 22x10	79
Ilustración 66. Rendimiento mecánico frente al tiempo a varios rpm para la hélice 22x10.....	80
Ilustración 67. Autonomía del sistema moto-propulsivo con la hélice 22x10 a mismo régimen de revoluciones en función del número de baterías	81
Ilustración 68. Envoltorio de autonomía para todas las hélices	83
Ilustración 69. Empuje en función de las rpm para varias hélices	86
Ilustración 70. Par en función de las rpm para varias hélices	87
Ilustración 71. Potencia eléctrica y mecánica en función de las rpm para varias hélices	87
Ilustración 72. Rendimiento mecánico en función de las rpm para varias hélices.....	88
Ilustración 73. Comparación de resistencia de la bancada a velocidad del túnel ascendente	91

Ilustración 74. Comparación de resistencia de la bancada a velocidad de túnel descendente	92
Ilustración 75. Comparación de resistencia de la bancada a velocidad ascendente y descendente	92
Ilustración 76. Resistencia de la bancada en función de la velocidad del túnel	93
Ilustración 77. Comparación de resistencia de la bancada medida con el ajuste	94
Ilustración 78. Revoluciones en función de la velocidad en análisis de autorotación para varias hélices.....	96
Ilustración 79. Presión de equilibrio bifásico del vapor de agua en función de la temperatura.....	100
Ilustración 82. Revoluciones en función de la velocidad para todas las hélices.....	102
Ilustración 81. Empuje en función de la velocidad y las rpm para la hélice 22x10	103
Ilustración 84. Empuje en función de la velocidad para todas las hélices	105
Ilustración 85. Empuje en función de la velocidad y las rpm para todas las hélices (planta).....	106
Ilustración 86. Par en función de la velocidad para todas las hélices	108
Ilustración 87. Par en función de la velocidad y las rpm para todas las hélices (planta)	109
Ilustración 88. Tensión en función de la velocidad para todas las hélices	111
Ilustración 89. Tensión en función de la velocidad y las rpm para todas las hélices ...	111
Ilustración 90. Tensión en función de la velocidad y las rpm para todas las hélices (planta).....	112
Ilustración 91. Intensidad en función de la velocidad para todas las hélices	114
Ilustración 92. Intensidad en función de la velocidad y las rpm para todas las hélices (planta).....	115
Ilustración 93. Pot. Eléctrica en función de la velocidad para todas las hélices.....	117
Ilustración 94. Pot. Eléctrica en función de la velocidad y las rpm para todas las hélices (planta).....	118
Ilustración 95. Pot. Mecánica en función de la velocidad para todas las hélices	120
Ilustración 96. Pot. Mecánica en función de la velocidad y las rpm para todas las hélices (planta).....	121
Ilustración 97. Rend. Mecánico en función de la velocidad para todas las hélices.....	123
Ilustración 98. Rend. Mecánico en función de la velocidad y las rpm para todas las hélices (planta)	124
Ilustración 99. Coef. Empuje en función del param. de avance para todas las hélices	126
Ilustración 100. Coef. Empuje en función de J para cada hélice y cada régimen de revoluciones.....	128
Ilustración 101. Coef. Par en función de J para cada hélice y cada régimen de revoluciones.....	130
Ilustración 102. Coef. Potencia en función del param. de avance para todas las hélices	132

Ilustración 103. Coef. Potencia en función de J para cada hélice y para cada régimen de revoluciones.....	133
Ilustración 104. Rend. Propulsivo en función de J para cada hélice y cada régimen de revoluciones.....	135
Ilustración 74. Mach en función de las rpm y la velocidad; líneas de nivel para la hélice 22x10.....	137
Ilustración 104. Proceso de extracción de curvas a mach constante.....	138
Ilustración 105. Figura de muestra de fallo al procesar imagen.....	143
Ilustración 106. Coef. Empuje en función de J a mach constante para todas las hélices.....	145
Ilustración 107. Coef. Empuje en función de J y mach para cada hélice.....	146
Ilustración 108. Coef. Potencia en función de J a mach constante para todas las hélices.....	148
Ilustración 109. Coef. Potencia en función de J y mach para cada hélice.....	149
Ilustración 110. Rend. Propulsivo en función de J a mach constante para todas las hélices.....	151
Ilustración 111. Rend. propulsivo en función de J y M a mach constante para todas las hélices (planta).....	152
Ilustración 112. CT en función de J antes y después del ajuste de Prandtl para la hélice 20x08.....	154
Ilustración 113. CT en función de J antes y después del ajuste de Prandtl para la hélice 22x10.....	154
Ilustración 114. CT en función de J antes y después del ajuste de Prandtl para la hélice 22x12.....	154
Ilustración 115. CT en función de J antes y después del ajuste de Prandtl para la hélice 22x12W.....	155
Ilustración 116. CT en función de J antes y después del ajuste de Prandtl para la hélice 21x13W.....	155
Ilustración 117. CT en función de J antes y después del ajuste de Prandtl para la hélice 21x14.....	155
Ilustración 118. CP en función de J antes y después del ajuste de Prandtl para la hélice 20x08.....	156
Ilustración 119. CP en función de J antes y después del ajuste de Prandtl para la hélice 22x10.....	156
Ilustración 120. CP en función de J antes y después del ajuste de Prandtl para la hélice 22x12.....	156
Ilustración 121. CP en función de J antes y después del ajuste de Prandtl para la hélice 22x12W.....	157
Ilustración 122. CP en función de J antes y después del ajuste de Prandtl para la hélice 21x13W.....	157

Ilustración 123. CP en función de J antes y después del ajuste de Prandtl para la hélice 21x14.....	157
Ilustración 124. Esquema de operación de la herramienta de extracción de datos	158
Ilustración 125. Comparación del empuje antes y después del ajuste polinómico	160
Ilustración 126. Sensores de empuje y par, respectivamente	170
Ilustración 127. Detalle de implementación de la ley tabulada de fuerza y par	171
Ilustración 128. Interior del acondicionador de señal	172
Ilustración 129. Polímetro de precisión	173
Ilustración 130. Puntos de medida en la calibración	173
Ilustración 131. Detalle de implementación de la recta de calibración	174
Ilustración 132. Hoja de datos de los acondicionadores de señal	175
Ilustración 133. Interfaz JBP_Read.....	177
Ilustración 134. Grabación de datos en el Flight Monitor	177
Ilustración 135. Visualización de datos en la estación meteorológica	180
Ilustración 136. Mensaje de error Interfaz DPI	181
Ilustración 137. Módulo de monitorización de la velocidad de la Interfaz DPI	182
Ilustración 138. Insertar nombre de ensayo	183
Ilustración 139. Insertar tipo de hélice	183
Ilustración 140. Selección puntos de autonomía	183
Ilustración 141. Selección de puntos de velocidad constante	185
Ilustración 142. Insertar nombre de archivo para todos los niveles de revoluciones ..	185
Ilustración 143. Uso del módulo de datos de las hélices.....	186
Ilustración 144. Uso del módulo de representación de las variables	187
Ilustración 145. Uso del módulo de extracción de datos	188
Ilustración 146. Historial de cargas y descargas de las baterías	190
Ilustración 147. Modo de conexión de terminales	191
Ilustración 148. Conexión de cables de balanceado de las baterías	192
Ilustración 149. Cargador universal de baterías	192
Ilustración 150. Datos de las baterías	193

Índice de tablas

Tabla 1. Especificaciones técnicas del motor AXI 5345 HD/16	18
Tabla 2. Características geométricas de las hélices	19
Tabla 3. Especificaciones del variador Mezon 115 Opto	31
Tabla 4. Detalle de parámetros configurados en el variador	47
Tabla 5. Nomenclatura de ensayos	68
Tabla 6. Autonomía a 3000 rpm para cada hélice	82
Tabla 7. Velocidad de autorotación para varias hélices	96
Tabla 8. Empuje máximo para cada hélice	104
Tabla 9. Par máximo para cada hélice	107
Tabla 10. Intensidad máxima para cada hélice	113
Tabla 11. Potencia eléctrica máxima para cada hélice	116
Tabla 12. Potencia mecánica máxima para cada hélice	119
Tabla 13. Rendimiento mecánico máximo para cada hélice	122
Tabla 14. Coeficientes polinómicos del empuje para todas las hélices	162
Tabla 15. Coeficientes polinómicos de la potencia eléctrica para todas las hélices	162
Tabla 16. Coeficientes polinómicos de la potencia mecánica para todas las hélices ...	163
Tabla 17. Coeficientes polinómicos del coef. empuje para todas las hélices	163
Tabla 18. Coeficientes polinómicos del coef. potencia para todas las hélices	164
Tabla 19. Coeficientes polinómicos del rend. propulsivo para todas las hélices.....	164
Tabla 20. Tabla de comandos básicos de Linux.....	178
Tabla 21. Extracto de tabla de carga/descarga de las baterías.....	189

1. Introducción

A lo largo de los últimos años gran parte de las investigaciones relacionadas con el mundo aeroespacial se están centrando en el desarrollo de sistemas aéreos no tripulados, en concreto, al diseño y construcción de aeronaves no tripuladas. El hecho de no necesitar de una tripulación conlleva numerosas ventajas, como son la posibilidad de poder acceder a zonas de alto riesgo o de difícil acceso, o disminuir notablemente el tamaño de las aeronaves al no necesitar espacio para la tripulación.

Acorde al auge de este tipo de sistemas, el departamento de Ingeniería Aeroespacial de la Universidad de Sevilla lleva algunos años enfocando sus líneas de investigación en el diseño y construcción de aeronaves no tripuladas con las que realizar ensayos en vuelos y obtener datos reales de actuaciones. El ejemplo más claro es el caso de la aeronave no tripulada Céfiro, primer vehículo de esta naturaleza desarrollado íntegramente por el citado departamento.

Desde la realización de los primeros ensayos en vuelo, no se ha parado de investigar la manera de mejorar las actuaciones del Céfiro, siendo el paso más importante hasta la fecha el cambio del tipo de planta propulsora, pasando de un motor de combustión interna a un motor eléctrico, razón por la cual se comenzó a estudiar y caracterizar las actuaciones de los motores eléctricos propulsados por hélice.

1.1. Motivación y objetivos

Como bien se ha comentado, durante los últimos años el departamento de Ingeniería Aeroespacial ha centrado sus líneas de investigación en el estudio de las actuaciones de motores propulsados por hélice, más concretamente en los motores eléctricos. Este proyecto tiene como principal objetivo dar un paso más en este sentido, introduciendo mejoras significativas en cuanto al tratamiento de los datos y realizando ensayos y análisis con una planta propulsiva haciendo uso de dichas mejoras.

La caracterización y el estudio de las actuaciones experimentales de un motor eléctrico ya fue abordado por Elio Carrasco (véase (1)), no obstante, con este proyecto se pretende mejorar todo lo que gira en torno los ensayos en sí, tanto en la monitorización a tiempo real de los datos como en el procesado posterior y visualización.

De este modo, los principales objetivos propuestos y consensuados con el tutor son los siguientes:

1. Renovación y simplificación del sistema de telemetría y monitorización.

2. Diseño de herramientas de post-procesado automatizado.
3. Caracterización completa de las actuaciones de una planta propulsora.
4. Extracción de datos del modelo propulsivo.

A continuación se desarrollan en detalle cada uno de los objetivos establecidos:

4.1.1. Renovación y simplificación del sistema de telemetría y monitorización

El primer propósito del proyecto es la renovación de parte del sistema encargado de medir y gestionar la telemetría del motor. Con esto se pretende obtener un sistema mucho más robusto y compacto, de tal forma que simplifique notablemente su uso en futuros proyectos. Para ello, se investiga el estado del arte de los sensores telemétricos existentes actualmente, centrándose en la inclusión de la tecnología inalámbrica en este aspecto.

La renovación de parte del sistema de telemetría lleva asociada la creación de un protocolo de gestión del sistema de alimentación de la planta propulsiva. Lo que se pretende es establecer una metodología que permita mantener gestionada la carga y descarga de las baterías, así como el uso y mantenimiento de las mismas. Esto permitirá optimizar los sistemas de alimentación, ya que se dispondrá de un historial completo de las actuaciones de cada una de las baterías. Toda la información relativa a esta parte del proyecto se encuentra debidamente documentada en el

Anexo III: Manual de uso y carga de las baterías.

Por otro lado, de forma paralela a la adquisición de nuevos sensores, se propone hacer un estudio del software asociado al nuevo sistema de telemetría, así como el desarrollo de una herramienta equivalente para aquellos sensores que no lo lleven implementados. Con esto se pretende simplificar lo máximo posible la tarea de monitorización de los datos tanto a tiempo real como posteriormente, mejorando notablemente el sistema usado hasta la fecha, donde se hacía uso de una gran cantidad de dispositivos independientes entre sí.

4.1.2. Diseño de herramientas de post-procesado automatizado

Debido a la propuesta del departamento de Ingeniería Aeroespacial de abrir en el futuro nuevas líneas de investigación relacionadas con la obtención de datos propulsivos reales que permitan la correcta caracterización de los sistemas propulsores con hélice, se propuso como objetivo el desarrollo de una serie de herramientas de procesado posterior a la obtención de los datos. Dichas herramientas se encargan se

encargan de unificar y filtrar cada una de las variables de estudio, de tal forma que los datos finales se obtengan de una manera lo más automática y simple posible.

Dicha automatización del post-procesado supone un avance importante en relación a proyectos anteriores similares, donde el usuario tenía que desarrollar su propia herramienta para generar y visualizar las gráficas. El objetivo es introducir un proceso automático donde el usuario sea capaz de obtener las curvas finales de una forma simple, siguiendo las instrucciones incluidas en el documento.

Es importante mencionar que las herramientas creadas en el presente proyecto sirven como punto de partida, siendo susceptible de ser mejorado conforme la línea de investigación vaya avanzando, haciendo el proceso cada vez más automático y compacto.

4.1.3. Caracterización completa de las actuaciones de una planta propulsora

Otro de los objetivos del proyecto y quizás, el más importante, es la caracterización tanto estática como dinámica de un motor eléctrico propulsado por hélice, para lo cual, se obtienen datos propulsivos reales. Para ello, se hará uso del motor eléctrico embarcado en el Céfiro II, que ya fue objeto de estudio en el proyecto de Elio Carrasco (1).

Aunque los resultados obtenidos fueron muy buenos, el propósito principal de este estudio es implementar los cambios tanto en el sistema de telemetría como en la monitorización y procesado de los datos explicados anteriormente, gracias a los cuales, se obtienen unos resultados aún más precisos. Además, gracias al estudio anterior realizado por Elio Carrasco (1), se pueden realizar una mayor cantidad de ensayos en un menor tiempo, por lo que se pretende ampliar el número de hélices estudiadas a un total de seis.

De esta forma, gracias a la caracterización del motor incluyendo una amplia gama de hélices, y sumando las hélices que se estudiarán en futuros proyectos relacionados, se podrá evaluar la posibilidad de realizar procedimientos de escalado, y así tener una medida de qué motor con qué hélice utilizar en función de la aeronave donde va embarcado.

4.1.4. Extracción de datos del modelo propulsivo

Dentro del enfoque principal de este proyecto de crear herramientas que permitan seguir con el estudio de plantas propulsoras eléctricas de hélice de la forma más simple y centralizada, se plantea la posibilidad de diseñar una herramienta que permita extraer datos dinámicos para una amplia gama de hélices. Estos datos permiten crear un modelo propulsivo que pueda ser implementados como datos de

entrada en estudios de actuaciones de aeronaves que usen un motor eléctrico como sistema de propulsión.

De este modo, se pueden ir introduciendo nuevas hélices y plantas propulsoras en futuros proyectos, de tal forma que se obtenga una amplia gama de modelos propulsivos basados formados por datos reales surgidos de ensayos en túnel de viento.

1.1. Antecedentes

Como se ha comentado, un proyecto similar a este ya fue realizado por Elio Carrasco (1), cuyo objetivo era la obtención de curvas experimentales de actuaciones de la planta propulsora embarcada en la aeronave no tripulada Céfiro 2.

Dicho proyecto fue el primer antecedente de estudio de una planta propulsora eléctrica realizado por el departamento de Ingeniería Aeroespacial de la Universidad de Sevilla, fruto de la renovación de la planta propulsiva del primer prototipo de aeronave no tripulada, el Céfiro, pasando de un motor de combustión interna a un motor eléctrico, ambos propulsados por hélice.

Dicho proyecto tenía como primer propósito la puesta a punto del sistema de telemetría existente en el departamento, y desarrollado por Hugo López (2). Una vez configurado cada uno de los elementos, se hicieron ensayos tanto estáticos como dinámicos para establecer que configuración de los distintos sensores era la idónea para establecerlo como punto de partida en futuros proyectos relacionados.

De este modo, el objetivo principal era obtener curvas experimentales de las actuaciones del motor, que permitiría determinar de una forma razonable y bastante aproximada el comportamiento del motor en situaciones de vuelo reales.

Los resultados obtenidos aportaron una gran cantidad de información y conclusiones que sirvieron de punto de partida para ampliar el estudio en los próximos años.

2. Situación de partida

2.1. Planta propulsiva y hélices

Como se ha comentado con anterioridad, el presente proyecto sirve de punto de partida para la apertura de una nueva línea de investigación por parte del departamento de Ingeniería Aeroespacial, centrado en la obtención de datos propulsivos reales que posibiliten la correcta caracterización de sistemas de propulsión por hélice. Estos datos servirán de herramienta para el análisis de las actuaciones de futuros prototipos de aeronaves no tripuladas.

En este caso, se ha hecho uso del motor embarcado en el último prototipo diseñado y construido por el citado departamento, el Céfiro 2. Dicho motor es el modelo AXI 5345 HD/16, el cual cumple con los requisitos establecidos respecto a las actuaciones de la aeronave. Se trata de un motor eléctrico de corriente continua de los denominados “brushless”. Este tipo de motor no necesita escobillas para realizar los cambios de polaridad del rotor, por lo que el desgaste y, por tanto, la probabilidad de tener que realizar operaciones de mantenimiento es mucho menor. En la Ilustración 1 se puede observar dicho motor.



Ilustración 1. Motor AXI 5345 HD/16

Como se ha comentado, este motor es el utilizado en el Céfiro 2, por lo que cumple con todos los requisitos tanto geométricos como propulsivos, necesarios para la correcta operación de la aeronave. Tanto en la Ilustración 2 como en la Tabla 1 se pueden observar las características geométricas y técnicas, respectivamente, del motor utilizado.

AXI 53XX + front prop holder

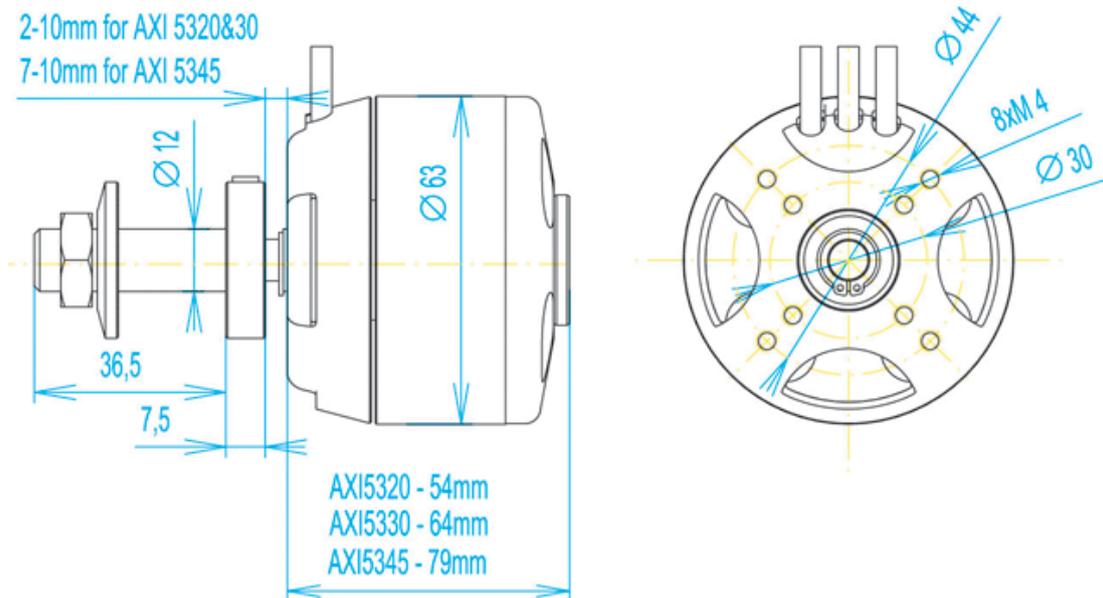


Ilustración 2. Características geométricas de la gama de motores AXI 53XX

Especificaciones del motor AXI 5345 HD/16	
Número de celdas	8-12 Li-Poly
RPM/V	195 RMP/V
Eficiencia máxima	94%
Corriente máxima	90 A/20 s
Intervalo corriente de máxima eficiencia	30-75 A (>85%)
Corriente sin carga	2,1 A
Resistencia interna	34 mohm
Diámetro	8mm
Peso con cables	995 g
Dimensiones (diámetro x longitud)	63x81 mm

Tabla 1. Especificaciones técnicas del motor AXI 5345 HD/16

Es importante resaltar que el hecho de utilizar este motor en concreto, delimita el modelo de hélice a utilizar, ya que no todos funcionan de forma óptima con cada motor. De esta forma, para un modelo de aeronave de tiempo “trainer”, la hélice recomendada por el fabricante es la 22x10 (diámetro x paso), no obstante, uno de los objetivos del proyecto es caracterizar la planta propulsiva para una amplia gama de hélices, con el fin de optimizar la operación del motor en función de la aeronave y las actuaciones de la misma.

En cuanto a las hélices estudiadas, se ha optado por analizar 6 hélices de plástico de la marca *APC Propellers*, las cuales se encuentran dentro del rango admisible para el motor en cuestión. A continuación se presentan dichas hélices, así como sus características geométricas (Ilustración 3 y Tabla 2).



Ilustración 3. Hélices estudiadas: 22x10, 22x12, 22x12W, 21x14, 20x8, 21x13W

Hélice	Diámetro [in]	Paso [in]	Características
APC 22x10	22	10	La más convencional en motores eléctricos de aeromodelismo
APC 22x12	22	12	Mismo diámetro que el anterior con un ligero aumento del paso
APC 22x12W	22	12	Aumento del espesor de las palas respecto al anterior
APC 21x14	21	14	Posee el paso más alto de todas las hélices analizadas
APC 20x08	20	08	Hélice con el diámetro y el paso más pequeño de todas
APC 21x13W	21	13	Hélice con características intermedias en relación a las demás

Tabla 2. Características geométricas de las hélices

Este primer estudio con la gama de hélices expuesta anteriormente permite definir curvas de actuaciones propulsivas iniciales, con la idea de darle continuidad en posteriores proyectos incluyendo hélices más pequeñas con paso similar, lo cual permitirá evaluar la validez de realizar posibles procedimientos de escalado.

El estudio de mercado realizado para la adquisición del nuevo variador (como se detallará en la sección Resto de sensores de la marca *Jeti*) permitió descubrir y analizar

el estado del arte actual en lo que a sensores se refiere. El resultado fue el descubrimiento de una amplia gama de nuevos sensores capaz de transmitir la información telemétrica de forma inalámbrica, igual que el variador. Este hecho dio pie a la posibilidad de renovar todos los sensores, para obtener un sistema más robusto. Este aspecto será detallado en la sección Sistema de telemetría.

2.2. Sistema de alimentación

La alimentación del motor consiste en una serie de pack's de baterías como las que se puede observar en la Ilustración 4. Dichos pack's están formados por baterías de ion-litio de 7 celdas conectadas en serie, con una capacidad de 2300 mAh.

Cada pack está formado por dos baterías conectadas en serie, pudiendo formar conjuntos de varios pack's conectados en paralelo para aumentar la autonomía de la planta propulsiva.

En el

Anexo III: Manual de uso y carga de las baterías se encuentra totalmente detallada la información relativa al sistema de alimentación de la planta propulsiva, incluyendo el procedimiento utilizada para la carga y descarga de las baterías.



Ilustración 4. Pack's de baterías

2.3. Bancada de ensayos

Para poder realizar los ensayos de forma eficiente y segura, es necesario el uso de una estructura capacitada para albergar todo el sistema propulsivo, así como soportar las cargas a las que se verá sometido durante el transcurso de las pruebas. Además, debe ser capaz de albergar todo el sistema de telemetría necesario para la obtención de los

datos de interés. Dicha estructura se denomina bancada, y su diseño y construcción es una de las partes más importantes en la caracterización de cualquier planta propulsiva.

La bancada debe poseer unas características geométricas acorde a las propias dimensiones de la planta propulsiva, así como las dimensiones de las instalaciones a utilizar, en este caso el túnel de viento situado en el laboratorio perteneciente al departamento de Ingeniería Aeroespacial y Mecánica de Fluidos. Además, debe ser accesible y de fácil transporte, ya que, al tratarse de primeros ensayos en motores, es susceptible de realizar cambios tanto en el propio sistema como en la ubicación de la bancada.

El diseño y construcción de la bancada de ensayos viene contemplado en el proyecto de Hugo López (2), donde, después de un exhaustivo estudio de las diferentes posibilidades, se llega a una configuración final basada en una estructura modular, con el fin de facilitar tanto la accesibilidad como el transporte. A continuación se detallan las principales características de dichos módulos.

1. Una base consistente en una tabla de madera compacta con las dimensiones necesarias para albergar al resto de la estructura. Dicha base se apoya en el suelo mediante una serie de apoyos de poliamidas especiales para este tipo de estructuras, capaces de soportar las cargas y aportar el rozamiento necesario con el suelo.
2. Caja capacitada para albergar los equipos electrónicos. Este módulo no es utilizado en el túnel de viento por razones relacionadas con las dimensiones del mismo.
3. Módulo que alberga al motor y que puede ser utilizada de forma independiente, ya que es la que se introduce en el túnel de viento para realizar ensayos dinámicos. Este módulo incluye sensores con capacidad para medir empuje, par, resistencia y todas las variables eléctricas implicadas (intensidad, tensión, potencia eléctrica...)

En la Ilustración 5 se puede apreciar la bancada totalmente montada, tanto el diseño Catia como la bancada real.

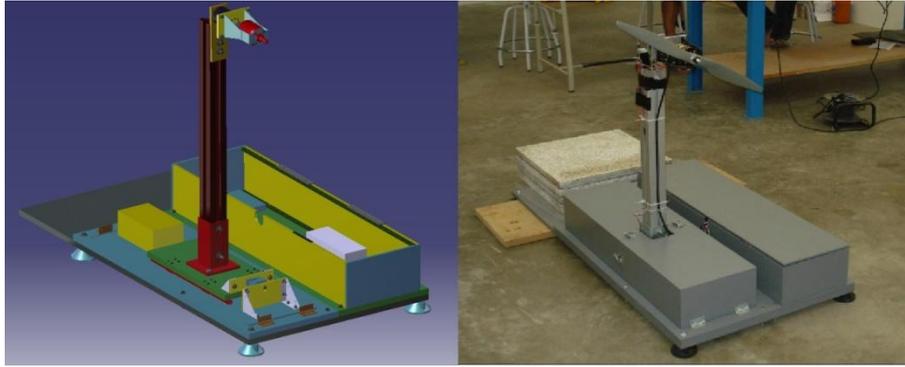


Ilustración 5. Bancada de ensayos (Diseño Catia y real)

Como se observa, se trata de un diseño compacto y de muy fácil manejo, gracias, entre otras cosas, a su estructura modular y al uso de madera compacta para su construcción.

2.4. Sistema de telemetría

Para poder realizar ensayos en cualquier planta propulsiva es necesario el uso de un conjunto de sensores encargados de medir y procesar los datos de interés. Estos sensores, junto con el sistema de control de motor, constituyen el sistema de telemetría.

El análisis de la elección de los sensores telemétricos, así como el estudio de su ubicación en la bancada de ensayos se encuentra desarrollado en el informe de Hugo López (2). La configuración elegida estaba formada por:

1. Sensores de par y empuje de la marca *Interface*.
2. Sensores de intensidad y voltaje incluido en una placa desarrollada por el departamento de Ingeniería Aeroespacial.
3. Sensor magnético de revoluciones de tipo Hall.
4. Sensores de intensidad, voltaje y revoluciones de la marca *Jeti*.
5. Sensor de ancho de pulso.
6. Multiplexor, con 4 entradas.
7. Jeti Box, para monitorizar y gestionar la telemetría.
8. Unidad de control a distancia (formada por la emisora y el módulo de transmisión) y receptor, de la marca *Futaba*.

Como se puede apreciar, se trata de una gran variedad de elementos de distintos fabricantes, no obstante, quedan demostrados en el proyecto de Elio Carrasco (1) los buenos resultados obtenidos.

En la Ilustración 6 se observa un esquema del sistema de telemetría escogido finalmente en el informe.

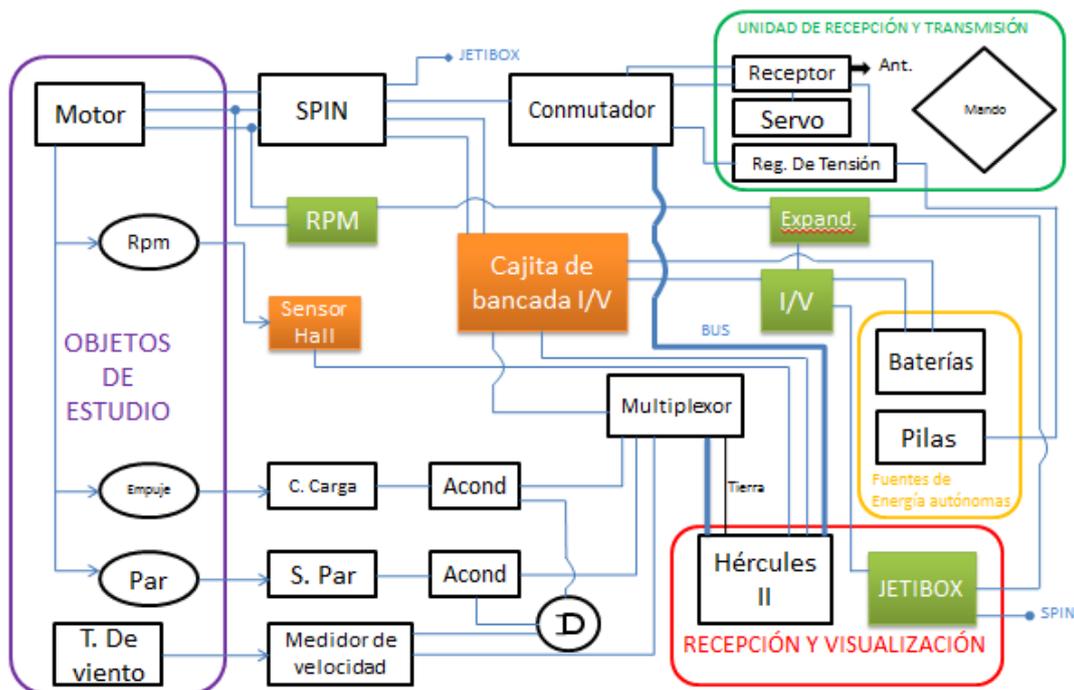


Ilustración 6. Esquema de telemetría inicial

Como se puede apreciar, el sistema de telemetría escogido posee tres ramas:

1. Por un lado, a través de una emisora, se envía la señal a un receptor colocado junto al motor, el cual envía la señal a un variador. Este se encarga de proporcionar los niveles de tensión e intensidad necesarios al motor para que alcance el régimen de revoluciones que el usuario decida.
2. Por otro lado, los sensores de revoluciones, intensidad y voltaje, empuje y par, reciben sus respectivas señales y son reunidas en una tarjeta de adquisición de datos (multiplexor), que a su vez está conectada a la placa Hercules II, la cual procesa y almacena los datos.
3. Por último, mediante el Jeti Box, el usuario es capaz de visualizar, a tiempo real, datos telemétricos (tensión, intensidad y revoluciones), con el fin de verificar que los datos almacenados son correctos a lo largo de todo el ensayo.

Aunque en un principio se optó por hacer uso de la misma configuración en cuanto al sistema telemétrico, se decidió estudiar el estado del arte de los sensores, con el fin de mejorar la recepción y posterior procesamiento de los datos telemétricos. Además, se pretendió hacer el sistema mucho más “limpio” y robusto, tratando de reducir el cableado.

La renovación se centró sobre todo en los sensores del fabricante *Jeti*, el cual lanzó al mercado una nueva gama con una serie de mejoras, las cuales se detallan a continuación:

1. Capacidad para transmitir la telemetría de forma inalámbrica, a 2,4 GHz. De la misma forma, se puede acceder a la configuración sin la necesidad de acercarse demasiado al motor en funcionamiento, con el consiguiente peligro que conlleva para el usuario.
2. Volcado de datos en un ordenador a tiempo real, lo que permite visualizar la evolución de los datos a lo largo del ensayo. Además, estos datos pueden ser almacenados para su posterior procesamiento.
3. Compatibilidad con los sensores de la gama antigua, por lo que no es necesario realizar una renovación completa de los mismos.

Por otro lado, tanto los sensores de par y fuerza como la emisora no fueron renovados, debido a que este hecho no aportaría mejoras significativas.

A continuación, se detallan las principales características de los elementos que conforman el sistema de telemetría que finalmente se optó por utilizar.

2.4.1. Unidad de recepción/transmisión de datos

Este elemento permite el control a distancia de las revoluciones del motor, accionando la palanca habilitada para ello. Se trata de una emisora de 9 canales de la marca *Futaba* (Ilustración 7) estándar para aviones de aeromodelismo que, aunque posee una gran cantidad de funciones, para la realización de los ensayos solo se ha hecho uso de dos de ellas:

- Palanca de potencia para regular el régimen de revoluciones del motor.
- Canal adicional conectado a un servo cuya función es comprobar la seguridad de la conectividad del sistema de transmisión de datos. Dicho servo debe ser accionado justo antes de cada experimento.



Ilustración 7. Transmisor Futaba de 9 canales

Para poder transmitir la información requerida por el usuario, es necesario el uso de una unidad receptora colocada en la bancada de ensayos. Dicha unidad es la encargada de recibir, por un lado la información proveniente de la emisora, y por otro lado los datos telemétricos llegados desde los distintos sensores ubicados en la bancada. El modelo elegido para tal efecto es el Duplex R10 EX (Ilustración 8), de la marca *Jeti*, con capacidad para 10 canales.



Ilustración 8. Receptor de 10 canales

Por otro lado, para poder establecer la comunicación con la unidad receptora, fue necesaria la adquisición de un módulo de transmisión del mismo fabricante, el cual se conecta en la parte trasera de la emisora. El modelo elegido fue el Duplex TF EX (Ilustración 9).



Ilustración 9. Módulo de transmisión

Es importante resaltar el hecho de que uno de los objetivos en relación al análisis del estado del arte en cuanto a sensores se refiere era encontrar un sistema que hiciera las funciones de transmisión y recepción de forma bilateral tanto en el transporte de órdenes (palanca de gases, accionamiento de superficies de control, etc) como de datos telemétricos. Con esta selección y adaptación de los sensores se logró el transporte de información sin hacer uso de enlaces físicos ni cables, gracias a la tecnología inalámbrica a 2,4 GHz, el cual introduce un nuevo enfoque de transmisión de telemetría en cuanto a robustez y velocidad, y a un coste muy reducido. Además, gracias a la modularidad de este sistema, así como a la gran variedad de dispositivos existentes disponibles en la página web del fabricante (véase (3)) hace que sea el principal candidato a ser implementado en futuros proyectos.

2.4.2. Sensores de fuerza y par

Se sabe que a la hora de caracterizar una planta propulsiva, las variables dinámicas, como la fuerza y el par, son muy importantes. Es por ello que son necesarios unos sensores capaces de obtener dichas variables de una forma precisa.

Para obtener datos telemétricos de la fuerza, se hace uso de una célula de carga SSM de la marca *Interface* (Ilustración 10), el cual, colocado en el lugar adecuado, es capaz de obtener datos relacionados con el empuje proporcionado por la planta propulsora.



Ilustración 10. Célula de carga SSM

Por otro lado, para la obtención del par, se hace uso de un sensor de par, también del fabricante *Interface* (Ilustración 11).



Ilustración 11. Sensor de par

El conocimiento de estas dos variables es de vital importancia no solo en relación a las actuaciones de la aeronave, sino también para tener una idea de las solicitaciones estructurales a la que se verá sometida la aeronave durante el vuelo de la misma.

Es importante resaltar un aspecto importante respecto a este tipo de sensores. Estos dispositivos están capacitados para medir el desplazamiento producido en unas galgas que se encuentran en su interior, el cual, se corresponderá con una determinada variación de voltaje, las cuales se encuentran tabuladas. Estas variaciones, a su vez, se transforman en variaciones de fuerza, a partir de una relación fruto de una calibración previa.

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.

Los acondicionadores de señal utilizados son también de la marca *Interface* (Ilustración 12), y como se ha comentado, se encargan de amplificar la señal para adaptarla a niveles de tensión adecuados para su recepción en la tarjeta de adquisición de datos de la *Hércules II*. Además, estos dispositivos poseen otras funciones, como el filtrado de la señal o de propia alimentación a los sensores de par y empuje a los que va conectado.



Ilustración 12. Acondicionador de señal

Las características técnicas de los acondicionadores de señal, así como de los sensores de fuerza y par se encuentran detallados en los data sheets correspondientes adjuntados en el CD incluido en el documento. Por otro lado, en el Anexo I: Calibración de los acondicionadores de señal se encuentra detallado el proceso de conexión de los distintos cables que entran y salen de los acondicionadores de señal.

2.4.3. Estación meteorológica

Este es uno de los dispositivos más importantes ya que gran parte de las variables de interés dependen de ciertos datos meteorológicos, como son la humedad relativa, la presión atmosférica y la temperatura. De este modo, es necesario medir estos datos siempre que se realice algún experimento.

Para ellos, se hace uso de una estación meteorológica portátil, como la que se puede observar en la Ilustración 13, el cual proporciona gran cantidad de datos, los cuales provienen de los distintos sensores colocados convenientemente en el laboratorio. Además de estas funciones, permite programar ciertas alarmas para que avise si las condiciones son adversas para la realización de cualquier tipo de experimento.

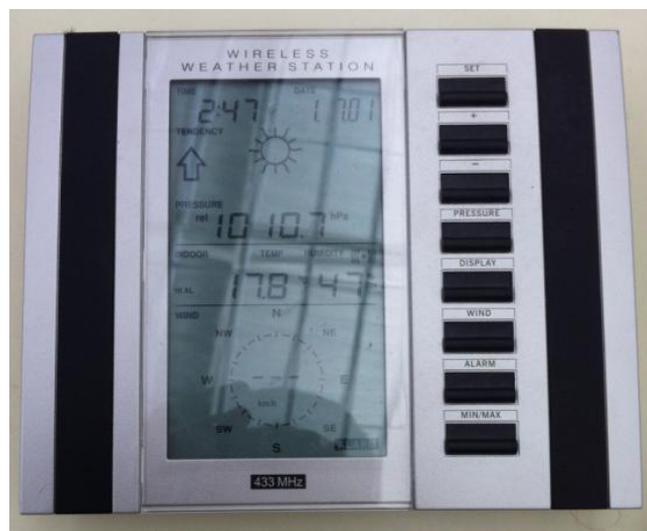


Ilustración 13. Estación meteorológica

2.4.4. Sensor de velocidad

Dado que parte de los experimentos son dinámicos, se realizan en el túnel de viento, con el fin de simular de la forma más real posible el comportamiento de la planta propulsiva en vuelo. Es por ello que es necesario un dispositivo capaz de medir la velocidad en dicho túnel.

Para la medición de la velocidad, se hace uso de un tubo de pitot que se encuentra situado en el interior del túnel. Como se puede apreciar en la Ilustración 14, el tubo se sitúa en el techo, a una distancia suficiente para que la corriente que pasa por el mismo no se vea perturbada.



Ilustración 14. Tubo de pitot

EL tubo de pitot mide la presión, la cual es transmitida mediante una serie de conductos a un dispositivo situado fuera del túnel, el DPI 150 (Ilustración 15), que se encarga de transformar las medidas de presión en medidas de velocidad.



Ilustración 15. DPI 150 (Digital Pressure Indication)

Es importante mencionar que para obtener la medida real de la velocidad del flujo de aire en el interior del túnel, es necesario realizar una corrección a la medida obtenida por el tubo de pitot. Dicha corrección es una relación lineal entre las velocidades medidas y las reales, la cual queda plasmada en la Ilustración 16.

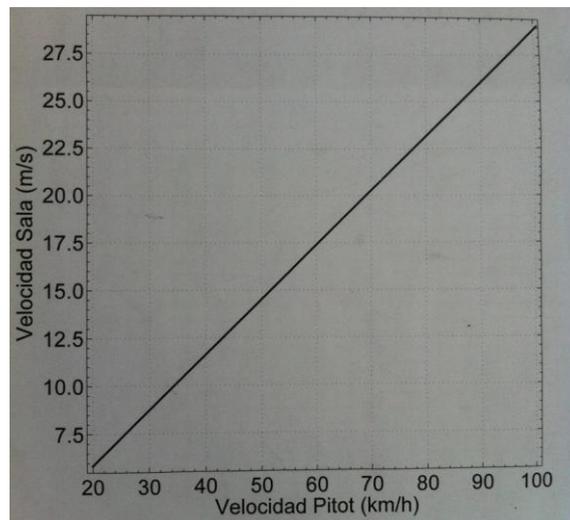


Ilustración 16. Relación entre velocidad medida y velocidad real

2.4.5. Resto de sensores de la marca *Jeti*

Para poder hacer uso de un motor como el descrito con anterioridad es necesaria la implementación de un variador, que mediante electrónica de potencia se encarga de regular el ancho de pulso entregado al motor, en función del nivel de revoluciones demandado por el usuario. Se trata de un elemento indispensable, y el modelo utilizado depende completamente del modelo de motor al que va conectado, al igual que ocurre con las hélices.

Dichos elementos pueden ser configurados para que el motor funcione de una forma determinada, como por ejemplo mantener las revoluciones constantes. De esta forma, el variador proporciona la intensidad y el voltaje necesarios al motor para cumplirlo.

La configuración inicial poseía un variador Spin 99 Opto, de la marca *Jeti*, el cual se puede observar en la Ilustración 17.



Ilustración 17. Variador Spin 99 Opto

Aunque este variador proporcionaba buenos resultados, se optó por realizar un estudio con el fin de tratar de mejorar el rendimiento y el margen de revoluciones, y así poder caracterizar de una forma más amplia la planta propulsiva. Es por ello que se decidió adquirir un nuevo modelo de variador, el Mezon 115 Opto, también de la marca *Jeti*, el cual se puede observar en la Ilustración 18. Las características de este modelo son compatibles con el modelo de motor, como se puede apreciar en la Tabla 3.



Ilustración 18. Variador Mezon 115 Opto

Especificaciones del variador Mezon 115 Opto	
Peso [g]	145
Dimensiones [mm]	36x24x109
Temperatura de operación [°C]	-10 – 130
Voltaje [V]	6 – 59
Baterías LiXX	2 – 14
Corriente sostenida [A]	115

Tabla 3. Especificaciones del variador Mezon 115 Opto

Las principales ventajas obtenidas gracias a la adquisición de este nuevo modelo de variador son:

1. Posibilidad de gestionar la telemetría de forma inalámbrica a 2,4 GHz.
2. Capacidad para medir, mediante el propio variador, parámetros como las revoluciones del motor o el porcentaje de ancho de pulso utilizado respecto al máximo permitido por el variador.
3. Aumento del margen de revoluciones, siendo capaz de llegar a niveles más bajos que el anterior modelo. Esto permite estudiar con más detalle operaciones como la rodadura en tierra o el aterrizaje de la aeronave.

Para programar el variador acorde a las necesidades del usuario, es necesario conectarlo a un elemento denominado Jeti Box, el cual contiene un display que permite el acceso a la configuración del variador (Ilustración 19). Esto permite modificar los parámetros del motor, así como monitorizar datos telemétricos. Para poder acceder al variador a través del Jeti Box, es necesario conectarlo mediante un cable del tipo JRC.



Ilustración 19. Jeti Box

Siguiendo las mismas pautas que con el variador, se estudió la posibilidad de renovar el Jeti Box, aprovechando las nuevas características presentes del variador. De esta forma, se cambió el anterior modelo por uno más avanzado, el Jeti Box Profi (Ilustración 20), capaz de transmitir la información de forma inalámbrica. El avance fue

importante, ya que permite realizar los cambios pertinentes sin tener que acercarse a la planta motora, con el consiguiente riesgo que conlleva, además de eliminar parte del cableado presente hasta ahora.



Ilustración 20. Jeti Box Profi

Por otro lado, dado que se trata de un motor eléctrico, es de vital importancia el conocimiento de variables de esta naturaleza. Para ello, se hace uso de del modelo MUI 150 EX (Ilustración 21), de la marca *Jeti*, el cual es capaz de medir y transmitir variables como la tensión, intensidad y capacidad de alimentación al variador.



Ilustración 21. Sensor de tensión e intensidad MUI 150 EX

Es importante resaltar el hecho de que, anteriormente, las medidas eléctricas se realizaban mediante una tarjeta diseñada y construida para ello, siendo el sensor MUI únicamente utilizado para verificar que los datos obtenidos eran correctos. No obstante, gracias a la adquisición del nuevo modelo MUI 150 EX, dicha tarjeta no fue necesaria gracias a la implementación de nuevas funciones por parte del sensor, como la recepción y transmisión inalámbrica de datos.

Por último, debido a que los datos telemétricos proceden de distintas fuentes, es necesario un dispositivo para expandir el número de conexiones que llegan al receptor. Para ello, se hace uso del modelo Expander E4 EX del fabricante *Jeti*, el cual se puede observar en la Ilustración 22.



Ilustración 22. Multiplexor Expander E4 EX

Es muy importante tener siempre a mano los manuales de los distintos sensores que componen el sistema, debido a la gran cantidad de funciones posibles, con el fin de evitar situaciones inesperadas. Es por ello que se adjuntan en el CD incluido en el documento los manuales de todos y cada uno de los sensores detallados en el proyecto.

2.5. Calibración de los sensores

Dado que los dispositivos y sensores que componen el sistema se han llevado algún tiempo sin ser utilizados, es necesario realizar una calibración para confirmar que los datos obtenidos corresponden con la realidad. Para ello, el proceso seguido es el siguiente:

1. Toma de datos y comparación con datos obtenidos mediante otras fuentes, con el fin de comprobar la veracidad de los mismos.
2. En el caso de obtener medidas erróneas, realizar la calibración pertinente.
3. Toma de datos y comparación, tras la realización de la calibración, para comprobar que está bien realizada.

Es importante resaltar que este proceso ha de ser realizado cada vez que se comience una campaña de experimentos con el fin de asegurar que los resultados obtenidos son adecuados desde el comienzo de los mismos.

El método de calibración realizado depende del tipo de sensor que se quiera calibrar. A continuación, se detalla la metodología usada para los distintos elementos, así como los dispositivos utilizados para ello.

2.5.1. Sensores de fuerza y par

Establecer un método para realizar medidas fiables para poder compararlas con los datos recogidos no es trivial, ya que se buscan medidas que sean lo más constantes

posibles, y estos sensores son muy sensibles a deformaciones. Es por ello que se hace uso de un sistema de pesos y poleas, como se puede apreciar en la Ilustración 23.



Ilustración 23. Sistema de calibración

Con el fin de evitar en la medida de la posible que la señal sea desviada por el rozamiento existente entre la cuerda y la barra de metal, se hace uso de una polea (Ilustración 24), para lo cual se utiliza un rodamiento.



Ilustración 24. Polea del sistema de calibración

Este sistema permite simular una fuerza constante sobre el sistema, mediante la colocación en la bandeja de una serie de pesos, de aproximadamente 2,5 kg cada uno.

En función de si se quiere medir fuerza o par, la bandeja con los pesos se coloca en un lugar determinado. De este modo, para medir la fuerza mediante la célula de carga, se coloca la bancada de ensayos sobre una superficie elevada, y se cuelgan los pesos de un extremo, como se aprecia en la figura Ilustración 25.



Ilustración 25. Calibración de la fuerza

Por otro lado, para realizar la calibración del par, se cuelgan los pesos de una de las esquinas de la galleta (Ilustración 26) a la que se encuentra anclado el motor. De esta forma, como la distancia es conocida, sólo hay que multiplicar ésta por el peso colocado para obtener el par.



Ilustración 26. Calibración del par

Una vez montado el sistema de calibración, se procede a la toma de datos, y posterior comparación. Para ello, se mide conforme se van colocando los pesos, de esta forma,

obtenemos una curva compuesta por las distintas medidas de pesos que han ido acumulándose.

Con el fin de verificar que el procedimiento es correcto, y se obtienen las medidas adecuadas, se realizan los experimentos en ambas direcciones, es decir, para empuje positivo y negativo. Para ello, lo único que hay que hacer es colgar los pesos desde el extremo opuesto, o de la esquina opuesta de la galleta para el caso del par.

Realizando dichos experimentos, se obtienen los resultados detallados a continuación:

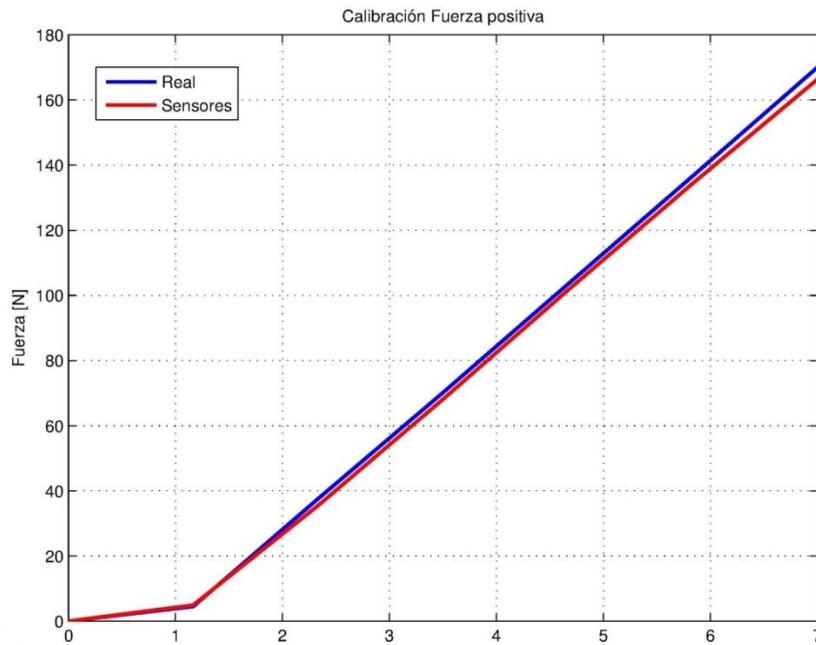


Ilustración 27. Calibración de la fuerza en dirección positiva

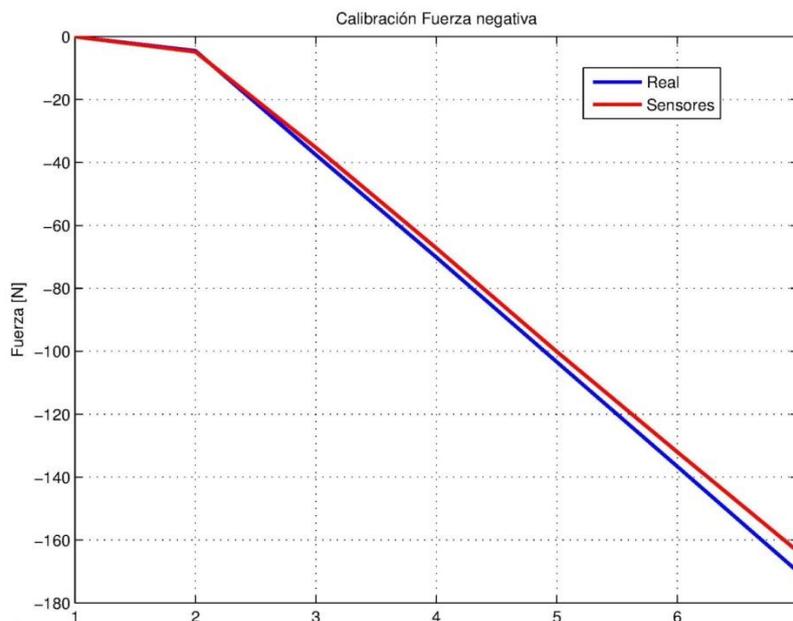


Ilustración 28. Calibración de la fuerza en dirección negativa

En la Ilustración 27 y la Ilustración 28 se aprecian los resultados obtenidos en cuanto a la fuerza, donde la medida “real” se refiere al peso calculado con el dispositivo correspondiente (peso) y la medida “sensores” es la calculada mediante la célula de carga. Como se observa, los resultados son similares, divergiendo levemente para grandes cargas, lo cual no debe ser preocupante ya que en las actuaciones de la planta propulsiva no se contemplan esos niveles de carga.

En cuanto a las medidas de par, los resultados obtenidos son similares, como se puede apreciar en la Ilustración 29 y la Ilustración 30.

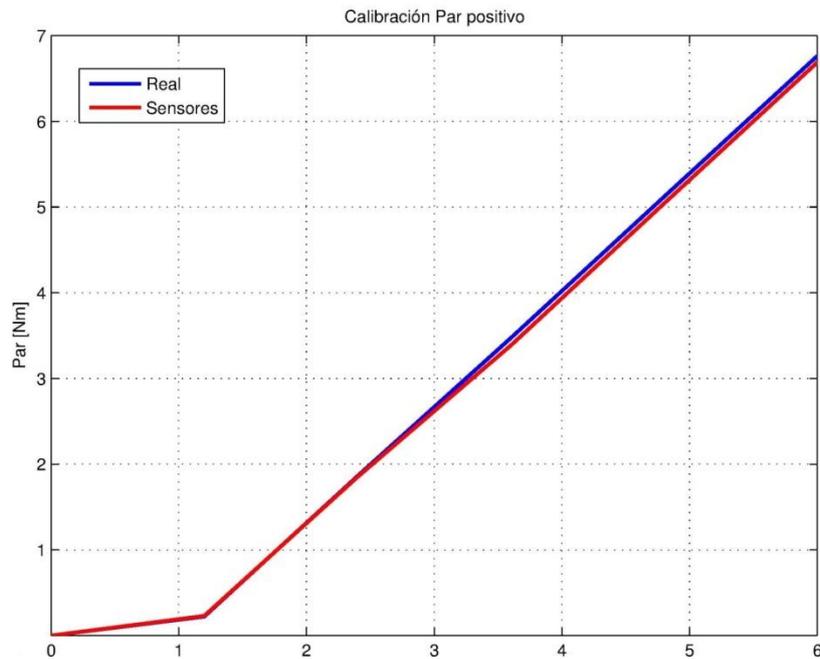


Ilustración 29. Calibración del par en dirección positiva

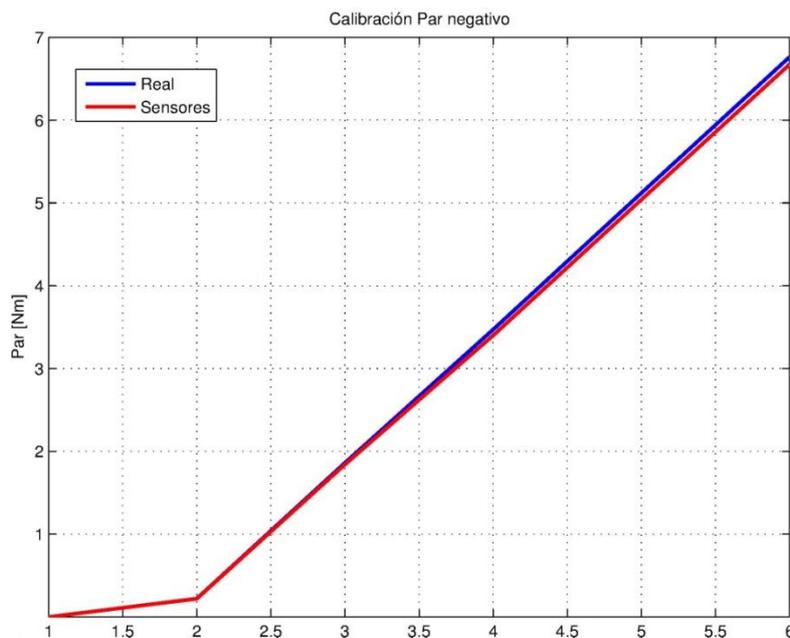


Ilustración 30. Calibración del par en dirección negativa

En vista de los resultados obtenidos, se estableció que los sensores de fuerza y par proporcionaban unas medidas fiables, y no era necesario recurrir a ajustes más precisos de los mismos.

Es importante destacar que, dentro de la calibración de los sensores, hay que incluir la calibración de los acondicionadores de señal, no obstante, este aspecto se detallará en el Anexo I: Calibración de los acondicionadores de señal.

2.5.2. Sensor de revoluciones

Debido a la adquisición del nuevo modelo de variador, el cual es capaz de medir y transmitir datos telemétricos en relación a las revoluciones a las que gira el motor, fue necesario realizar la comprobación de que dichas mediciones eran correctas. Para ello, se hace uso de un medidor de revoluciones como el que se observa en la Ilustración 31, de forma que, mientras que una persona analiza los datos telemétricos obtenidos mediante el sensor, otra se coloca tras el motor, haciendo uso del medidor de revoluciones, con el fin de verificar que ambas medidas son similares.



Ilustración 31. Medidor de revoluciones

2.5.3. Sensores de tensión e intensidad

De forma análoga al caso anterior, dado que el sensor utilizado para medir tensión e intensidad es nuevo, fue necesario verificar la veracidad de los datos obtenidos. Para ello, se hizo uso de una pinza amperimétrica como la que se puede apreciar en la Ilustración 32, el cual, colocada alrededor del cable de alimentación del variador, lee la intensidad que circula por el mismo. Dicho dispositivo permite también realizar una lectura de tensión, haciendo uso de los cables, como si de un polímetro corriente se tratara, de este modo, se realiza la verificación en cuanto a la tensión de alimentación.



Ilustración 32. Medidor de tensión e intensidad

2.6. Conexión y configuración de los sensores

Una vez caracterizados los distintos elementos que componen tanto la planta propulsiva como el sistema de telemetría, se va a detallar la forma en que se conectan los distintos dispositivos para la realización de los ensayos. La forma de conectar los distintos elementos depende en gran medida de los dispositivos utilizados, de tal manera que la conexión realizada para el presente proyecto difiere de la utilizada hasta la fecha, como se podrá comprobar a continuación.

Por otro lado, se explicará cómo realizar la configuración de cada uno de los sensores, en función del modelo de planta propulsiva y los niveles previstos en relación a la telemetría. Es importante que se verifique la configuración de cada uno de los sensores cada vez que se comience una campaña de ensayos o transcurra un tiempo relativamente largo entre ensayos, para evitar obtener datos erróneos.

2.6.1. Conexión

Como se ha comentado, a pesar de los buenos resultados que se han obtenido en anteriores proyectos relacionados haciendo uso del anterior sistema de telemetría, se propuso realizar una renovación de gran parte de los dispositivos. Este hecho tenía como objetivo obtener un sistema mucho más limpio y robusto, y que sirviera de comienzo para una renovación más amplia en futuros proyectos.

Por tanto, gracias al estudio de mercado realizado y a los dispositivos empleados, se ha conseguido una amplia reducción del cableado, gracias a la presencia de la tecnología inalámbrica, así como una ligera reducción de la cantidad de sensores necesarios, ya que el nuevo variador es capaz de medir revoluciones, eliminando un sensor dedicado exclusivamente a ello.

Si se recuerda, en la Ilustración 6 se representa el esquema de conexión de la telemetría existente anteriormente, con una gran cantidad de cableado y sensores presentes. Una vez realizada la renovación, se tiene el esquema final utilizado en los

ensayos del presente proyecto, representado en la Ilustración 33. En él aparecen todos los dispositivos empleados, así como las conexiones realizadas y el tipo de cableado utilizado.

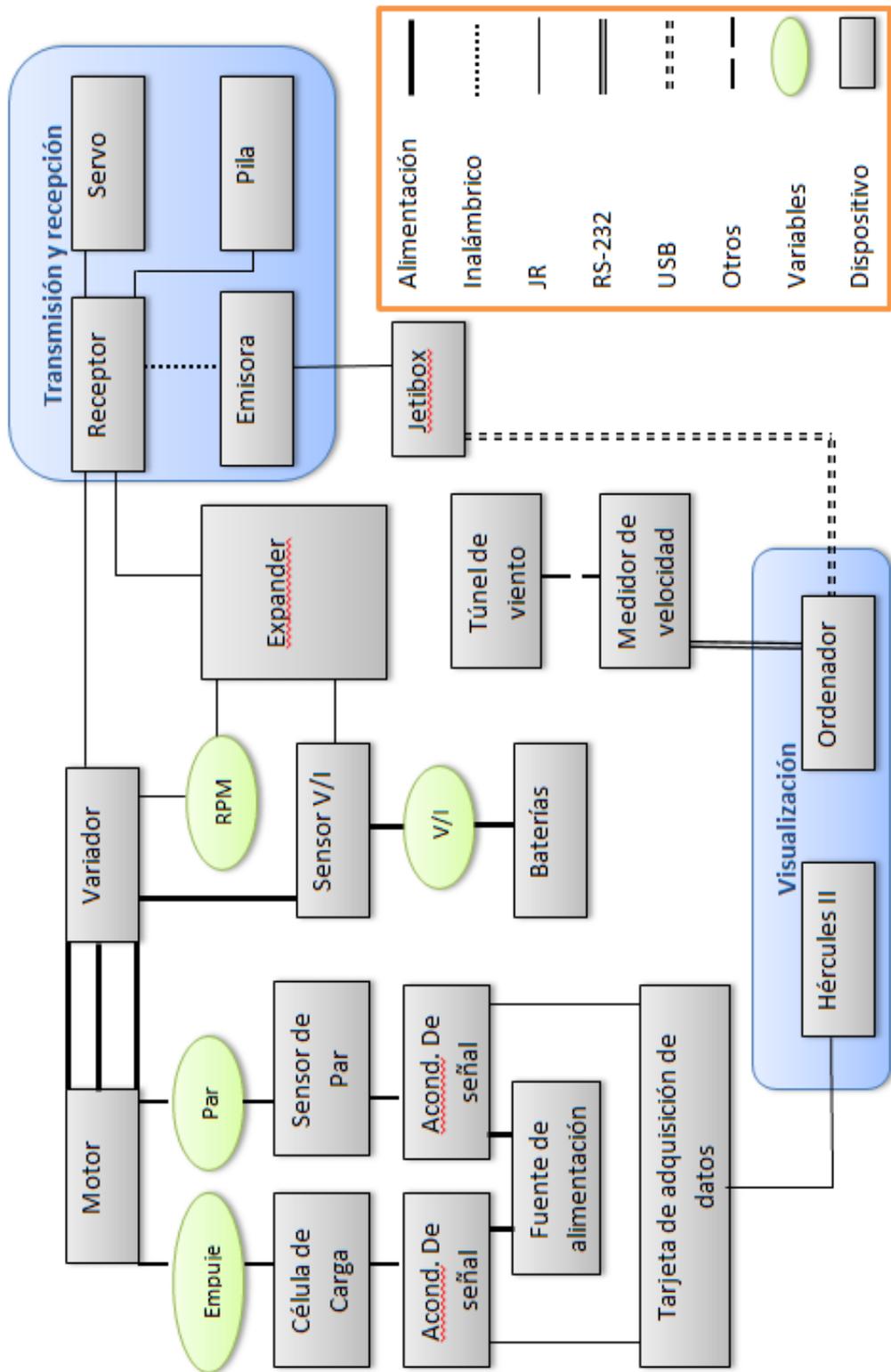


Ilustración 33. Esquema de conexión

Como se puede apreciar, se trata de un modelo mucho más simple y por tanto, más fácil de implementar y de evitar posibles fallos de conexión entre componentes.

El hecho de hacer uso de sensores con capacidad de transmitir datos telemétricos de forma inalámbrica permite que gran parte del cableado se encuentre en la misma bancada de ensayos, a excepción de los sensores de fuerza y par, los cuales han de ir conectados a través de los acondicionadores de señal a la placa *Hércules II*, lo cual evita que haya una conexión totalmente inalámbrica entre la bancada de ensayos y el usuario que realiza los experimentos.

Una vez detallado el esquema general de conexión, se va a proceder a explicar en detalle la ubicación de cada uno de los sensores, realizando un recorrido a lo largo de la bancada de ensayos, para terminar con los dispositivos situados lejos de la propia bancada.

El motor se encuentra en la parte superior de la torre de la bancada de ensayos, fijada a la misma a través de una galleta diseñada exclusivamente para la bancada perteneciente a dicho motor. Del propio motor salen tres cables a través de los cuales se alimenta y a los que hay que conectar el variador.

Dado que el variador no debe estar a una distancia mayor a 15 cm del motor, éste debe estar situado cerca del mismo, por lo que dicho dispositivo se encuentra fijado a la parte superior de la torre mediante bridas, como se puede apreciar en la Ilustración 34. El variador se conecta al motor a través de los tres cables mencionados anteriormente, siendo extremadamente importante realizar la conexión de forma correcta, con los colores de ambos lados coincidiendo. A su vez, del variador salen los cables que transportan tanto la telemetría como las órdenes provenientes del receptor.



Ilustración 34. Ubicación del variador

Como se observa en la Ilustración 34, otro elemento situado muy cerca del motor es el sensor de par, fijado a la misma galleta donde se sitúa el motor. Esto es así porque ha de recibir íntegramente el par generado por el motor, el cual se transmite a través de la galleta hasta el propio sensor. Del sensor de par sale un cable negro que se encarga de transmitir la información al acondicionador de señal correspondiente, situado cerca de la Hércules II. Dicho cable es posee una gran longitud ya que ha de extenderse entre la ubicación de la bancada y la zona de control donde se sitúa el usuario.

A lo largo de la torre se sitúa el cableado, haciendo uso en la medida de lo posible de las ranuras existentes en la propia torre, con el fin de evitar que el aire incidente en el túnel de viento pueda mover los cables y evitar posibles accidentes. Por un lado se encuentra el cableado que transmite la telemetría, del tipo JR, y conecta la zona superior de la torre con la zona inferior donde se sitúan el resto de sensores. Por otro lado, se encuentran los cables de alimentación, el cual debe pasar por el sensor de tensión e intensidad (*MUI 150*) antes de realizar la conexión con las baterías.

Como se ha comentado, en la zona media de la torre se encuentra el sensor de tensión e intensidad (Ilustración 35), el cual debe estar colocado entre las baterías y el variador. Dado el tamaño de dicho sensor, es importante colocarlo en la parte contraria a donde proviene el aire incidente, y fijarlo bien a la torre mediante algún tipo de cinta adhesiva. De este sensor parte un cable del tipo JR con los datos telemétricos correspondientes hacia la parte baja de la torre.



Ilustración 35. Ubicación del sensor de tensión e intensidad

En la base de la bancada, se sitúan el resto de dispositivos situados en la bancada de ensayos. Como se puede apreciar en la Ilustración 36, existe una pequeña placa donde se encuentran colocados tres dispositivos:

- Un multiplexor encargado de recibir los datos telemétricos tanto del variador como del sensor de tensión e intensidad y unificarlos en un solo cable que va hacia la entrada *Ext* del receptor.
- Un servo de control conectado a uno de los canales del receptor con el fin de verificar la conexión inalámbrica entre transmisor y receptor antes de cada ensayo.
- Un receptor donde se conectan el servo de control (canal 1), el cable procedente del variador que permite controlar la potencia del motor (Canal 3), la pila que lo alimenta (entrada *Batt*) y el cable de telemetría procedente del multiplexor (entrada *Ext*)

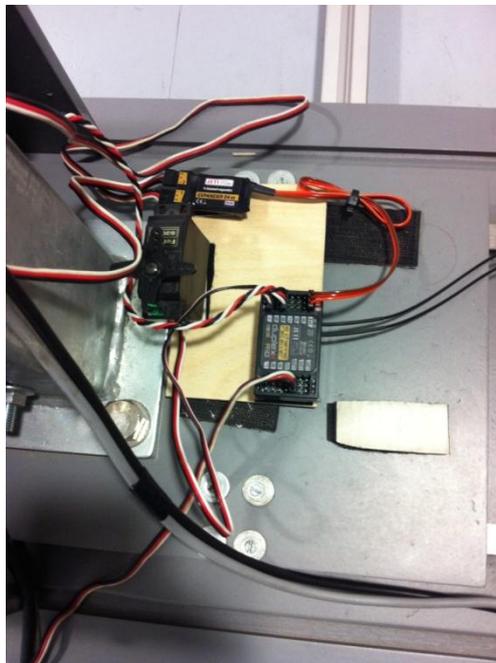


Ilustración 36. Ubicación del receptor

Para finalizar con los sensores situados en la bancada, el sensor de fuerza se encuentra situado en la base del mismo, en unos raíles situados en la parte delantera de la bancada de ensayos (Ilustración 37). De forma análoga al sensor de par, se él parte un cable de gran longitud que transporta los datos hacia el acondicionador de señal correspondiente.

Como se ha podido comprobar, la única conexión física existente entre la bancada de ensayos y la zona de control son los cables que transportan los datos de fuerza y par, por lo que sería interesante para futuros proyectos investigar el estado del arte en relación a este tipo de sensores con la idea de conseguir una transmisión inalámbrica de estos datos.

Una vez detallado el esquema de conexión respecto a los dispositivos situados en la bancada, se procede a explicar el resto de elementos situados a cierta distancia respecto a la misma. Tanto el sensor de par como el de empuje se conectan a sus respectivos acondicionadores de señal, y estos, a su vez, a la tarjeta de adquisición de datos de la Hércules II, mediante sendos cables del tipo JR.

Por último, notar que es necesario el uso de una fuente de alimentación externa como la que se observa en la Ilustración 38 que alimente tanto a los acondicionadores de señal como a los propios sensores.

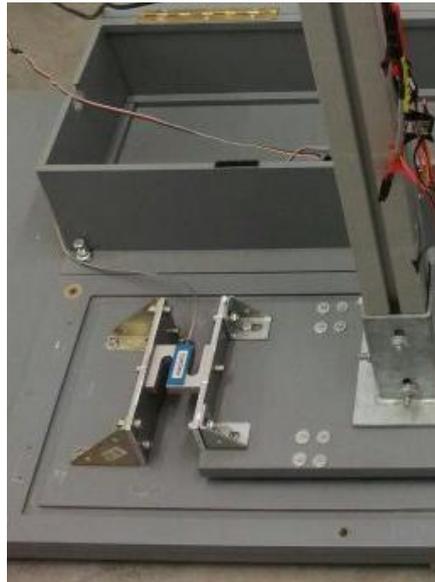


Ilustración 37. Ubicación del sensor de fuerza



Ilustración 38. Fuente de alimentación

2.6.2. Configuración

Una vez realizada la conexión de los distintos dispositivos que forman el sistema de telemetría, es necesario configurarlos en función del tipo de ensayos a realizar. Esta parte del procedimiento es sumamente importante, ya que los sensores usados son muy versátiles, y poseen una configuración específica dependiendo del uso, del tipo de motor, del tipo de hélice, etc.

Como la planta propulsiva es similar a la analizada por Elio Carrasco (1) en su proyecto, gran parte de los dispositivos ya se encontraban debidamente configurados en el comienzo del presente proyecto. No obstante, debido a la incorporación de un nuevo variador, es necesario configurarlo teniendo en cuenta el motor utilizado y el tipo de ensayos a realizar.

Dado que el antiguo variador tenía como única función la de transmitir las órdenes al motor en relación a la potencia suministrada, no hacía falta introducir los datos del motor en la configuración. El nuevo variador posee la capacidad de medir telemetría, por lo que hay que configurarlo debidamente para que los datos obtenidos concuerden con la realidad. El resto de parámetros del variador se han configurado de forma similar al antiguo variador, dados los buenos resultados obtenidos hasta la fecha.

En la Ilustración 39 se muestra el árbol de programación con los datos exactos introducidos en el variador, así como una explicación más detallada de los principales parámetros en la Tabla 4.

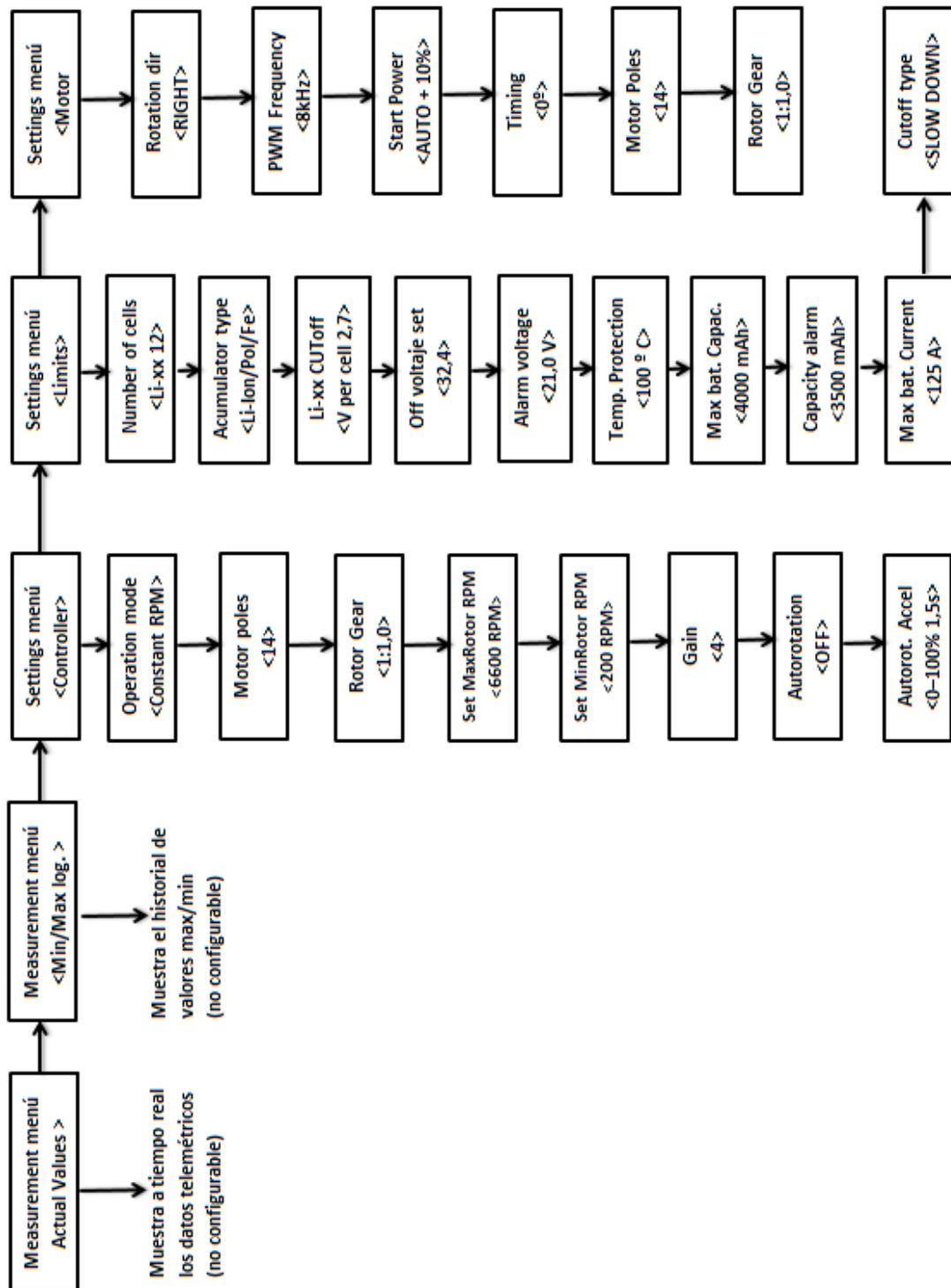


Ilustración 39. Árbol de programación del variador

Módulo de programación	Descripción	Elección
Operation mode	Modo de control sobre las RPM's del motor (Normal. Fast response, constant RPM)	Se ha elegido el modo constant RPM por sus excelentes resultados
Motor poles	Número de polos del motor	14 polos (nº de "saltos" del eje del motor en una vuelta)
Rotor gear	Relación de transmisión del motor	1:1
Set Max/Min Rotor RPM	RPM's máximo y mínimo permitido	Definido por el usuario en función del experimento
Autorotation	Activa o bloquea el inicio del motor para recuperación de rescate en autorotación	OFF
Number of cells	Número de celdas	12 (valor máximo permitido)
Acumulator type	Tipo de baterías (Li-ion/Po/Fe y NiCd/NiMh)	Las baterías usadas son Li-Po
LiXX Cut off	Voltaje de corte de suministro eléctrico por celda	2,7 V (Elegido como parámetro de seguridad)
Off voltaje set	Voltaje de corte	32,4 V (2,7 Vx12 celdas)
Temp. Protection	Valor de seguridad de la temperatura	100º (Valor habitual)
Rotation dir	Dirección axial de rotación	Definido por el usuario en función de la posición de la hélice
PWM Frequency	Modulación en frecuencia	8kHz (Valor habitual)
Timing	Avance en el sincronismo del motor	0º (Conviene valor bajo para mayor rendimiento y duración)

Tabla 4. Detalle de parámetros configurados en el variador

Como se puede observar, el variador se encuentra configurado en el modo *RPM constante*, ya que es lo que se está buscando en estos ensayos, siendo este modo el que mejores resultados proporciona. El estudio de los distintos modos del variador fue abordado por Elio Carrasco (1), realizando ensayos para los distintos modos del variador, llegando a la conclusión de que el modo escogido mantiene las revoluciones de una forma más uniforme y con mayor duración que el resto. Este hecho se puede apreciar con claridad en la Ilustración 40, figura extraída del proyecto citado anteriormente.

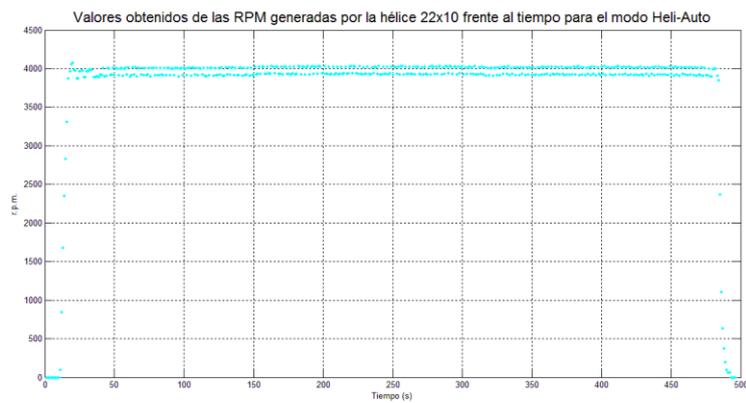
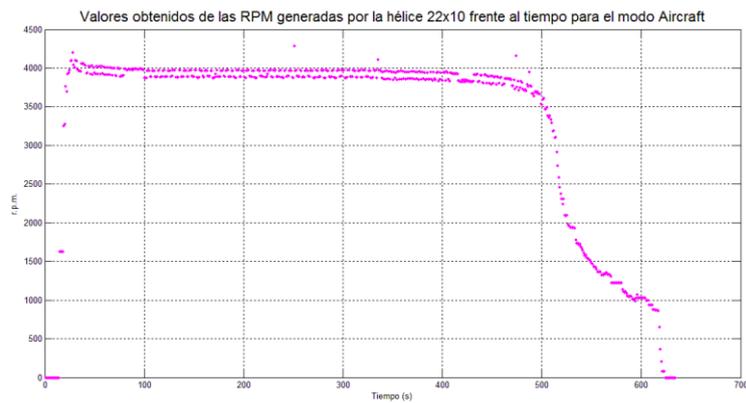


Ilustración 40. Comparación de resultados en modo normal y modo RPM constante

Es importante recordar que gran parte de los parámetros o bien se han dejado como venían de fábrica o se han tomado los mismos valores que el variador anterior. La necesidad de introducir correctamente los parámetros del motor reside en el cálculo de las revoluciones del motor, el cual no se realiza de forma correcta si los parámetros introducidos no corresponden con los reales del motor.

Es importante detallar un aspecto importante respecto a la configuración de las baterías en el variador. Como se puede apreciar en la Tabla 4 se ha tomado como número de celdas 12, no obstante, las baterías usadas poseen 7 celdas, que conectada en serie con otra hacen un total de 14 celdas. Esto es así porque el variador no permite introducir más celdas. Si se divide el voltaje mínimo permitido por la batería (32,4 V) entre 14 celdas que se tiene realmente, hacen un total de 2,31 V por celda, no obstante, y dado que no se permite introducir más que 12 celdas, se introduce el valor correspondiente al máximo permitido, resultando 2,7 V por celda. Este valor es mayor al que se daría con 14 celdas, por lo que supone un valor de seguridad que permite evitar posibles daños en las baterías.

Con el fin de comprobar que los datos de revolución son correctos, hay que realizar la calibración del mismo, siguiendo el procedimiento explicado con anterioridad (véase sección Sensor de revoluciones).

El resto de sensores, aunque son de nueva adquisición, no han precisado de ser configurados puesto que el árbol de programación se limita prácticamente a la implementación de ciertas alarmas de seguridad, lo cual no ha sido necesario en los ensayos realizados en el presente proyecto.

3. Entornos gráficos, ejecución y post-procesado

Uno de los principales objetivos que se planteó para el presente proyecto era la posibilidad de plantear un nuevo enfoque en relación al tratamiento y posterior monitorización de los datos telemétricos obtenidos. La idea principal era tratar de sustituir el complejo sistema utilizado hasta la fecha por uno mucho más simple e intuitivo, el cual no sirva únicamente para este proyecto, sino que pueda ser utilizado y mejorado por cualquier usuario en trabajos futuros. Un aspecto importante dentro de esta renovación es la automatización de gran parte de los procesos, haciendo posible extraer curvas y resultados de una forma mucho más rápida. Este hecho supone un gran paso en cuanto al tratamiento de los datos en posibles nuevas líneas de trabajo del departamento de Ingeniería Aeroespacial.

El principal problema reside en que los datos telemétricos que caracterizan la actuación de la planta propulsiva provienen de sensores de distinta naturaleza y fabricante, por lo que la visualización a tiempo real de los datos se produce en distintos dispositivos. Por ejemplo, los datos de fuerza y par se visualizan a través de la Hércules II, mientras que el resto de datos se visualizan en un ordenador personal, haciendo uso del software correspondiente.

Para cumplir con este objetivo, se han desarrollado una serie de herramientas y entornos gráficos que hacen posible que el usuario pueda utilizar el sistema con relativa facilidad, pudiendo realizar el post-procesado de los datos tras la realización del experimento correspondiente.

A continuación, se analizarán los detalles de los entornos gráficos utilizados para la visualización a tiempo real de los datos telemétricos.

3.1. Entornos gráficos

En este apartado se explican los distintos entornos gráficos usados para visualizar y analizar las variables a tiempo real. Este apartado es muy importante ya que en él se describen los entornos gráficos que se usan para monitorizar cada una de las variables.

Es importante mencionar que, a excepción del software utilizado en la Hércules II cuyo desarrollo fue realizado por el departamento de Ingeniería Aeroespacial, el resto de entornos gráficos corresponden al software incluido con los propios sensores. Por tanto, se tratan de herramientas que todo usuario que quiera hacer uso del sistema debe saber usar.

3.1.1. Flight Monitor

Para la gama de sensores de la marca *Jeti* el fabricante pone a disposición del usuario un software libre denominado *Flight Monitor*. Mediante dicho programa, el usuario es capaz de monitorizar a tiempo real todos los datos procedentes de los distintos sensores conectados, pudiendo configurar la pantalla al gusto. En la Ilustración 41 se observa la configuración utilizada en los ensayos realizados, con un módulo (situado a la izquierda) donde se visualizan gráficas, y otro (derecha) donde se pueden analizar los datos cuantitativos.

Los datos que se pueden monitorizar en este entorno gráfico son las revoluciones del motor, la intensidad, la tensión, la capacidad y el porcentaje de PWM utilizado en cada experimento.

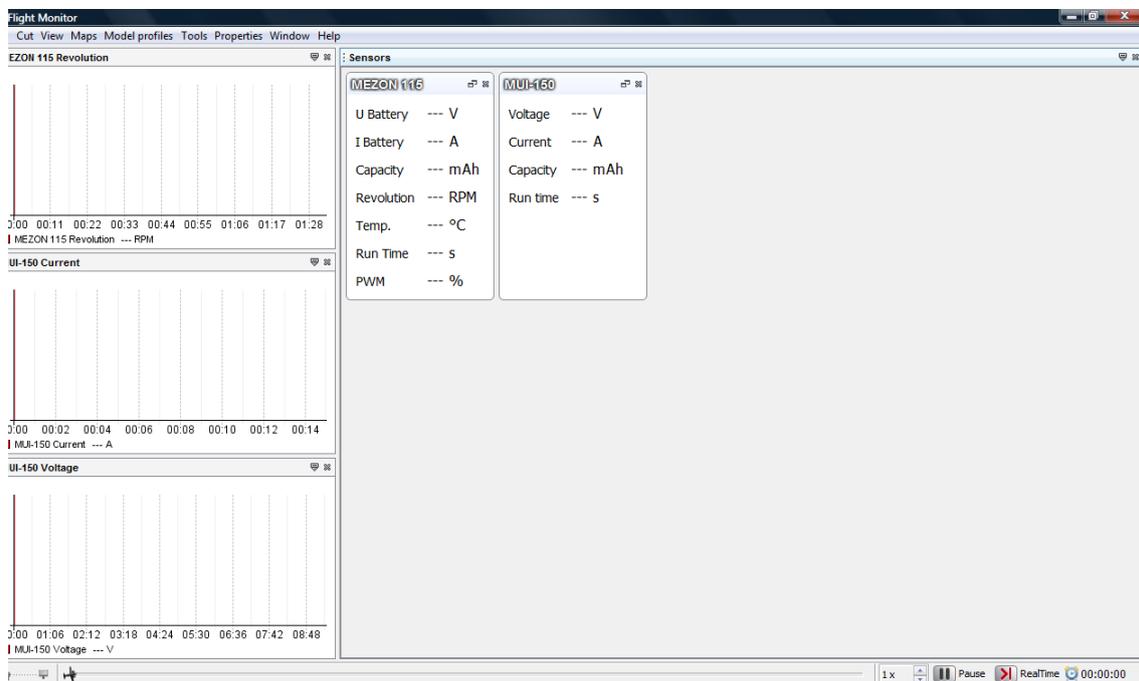


Ilustración 41. Interfaz Flight Monitor

Se trata de un software muy sencillo que permite el análisis a tiempo real de las variables, con el fin de verificar que no ocurre nada fuera de lo normal durante los ensayos. Lo más importante es que permite exportar todos los datos telemétricos en formato *Excel*, por lo que se pueden procesar tras realizar el experimento.

Esta última característica supone un gran salto cualitativo en relación al sistema de telemetría usado con anterioridad, ya que no permitía guardar las variables, por lo que había que hacer uso de un sensor aparte que captara y guardara las variables.

Como se ha comentado, el uso de esta herramienta, cuya descripción se incluye en el apartado Flight Monitor del Anexo II: Manuales de uso, es muy sencillo e intuitivo.

3.1.2. Hércules II

Para la visualización de las variables fuerza y par, se hace uso de la placa *Hércules II*, el cual tiene programado el sistema operativo Linux. Aunque en un principio se usaba esta plataforma para la recepción de todos los datos telemétricos, ahora sólo se usa para las dos variables mencionadas anteriormente, gracias a las nuevas características del resto de sensores, que permiten guardar los datos obtenidos.

El entorno gráfico, desarrollado por el profesor Francisco Gavilán, está programado en lenguaje C, no obstante, para su uso no es necesario un conocimiento exhaustivo del mismo.

Una vez ejecutado el código, tras una breve pausa de inicialización del mismo, aparecen las variables a tiempo real, como se aprecia en la Ilustración 42.



Ilustración 42. Interfaz Hércules II

Las variables que aparecen en la pantalla pueden ser configuradas por el usuario, además, dichas variables aparecen en tiempo real, por lo que se puede ir garantizando que los resultados obtenidos no son erróneos. Además de aparecer en tiempo real, los resultados se guardan en un archivo *.txt*, pudiendo el usuario elegir qué variables guardar.

El procedimiento para configurar los programas presentes en este sistema se encuentra detallado en el apartado Hércules II del Anexo II: Manuales de uso.

3.1.3. Interfaz DPI

Para poder captar y guardar la velocidad del aire en el túnel de viento, fue necesario el diseño de un entorno gráfico que permitiera volcar dicha variable a un ordenador. El objetivo principal de dicho entorno es recoger los datos procedentes del DPI 150, a través del cable RS-232, y permitir su visualización a tiempo real. Además, se pretendió obtener un programa con un diseño modular, de tal modo que permitiera al usuario implementar otro tipo de acciones como el cálculo de la densidad o guardar las variables en una ubicación del ordenador determinada

Para el diseño de este entorno gráfico, se usó el módulo *GUI* (Interfaces gráficas de usuario) de Matlab, el cual permite desarrollar interfaces gráficas que permitan ejecutar programas como si de un programa de Windows se tratara. Esto hace que la persona que vaya a realizar ensayos en el futuro no esté obligada a tener conocimientos exhaustivos de programación, ya que su uso es muy intuitivo. A continuación se detalla cómo se usa el programa y se explican los distintos módulos que posee.

Para poder asignar variables y acciones a los distintos elementos que componen el entorno gráfico, hay que programarlo en un programa de Matlab, a partir de una plantilla que proporciona el propio programa. El funcionamiento del programa, así como de cada una de sus variables se encuentra detallado en el apartado Interfaz DPI del Anexo II: Manuales de uso.

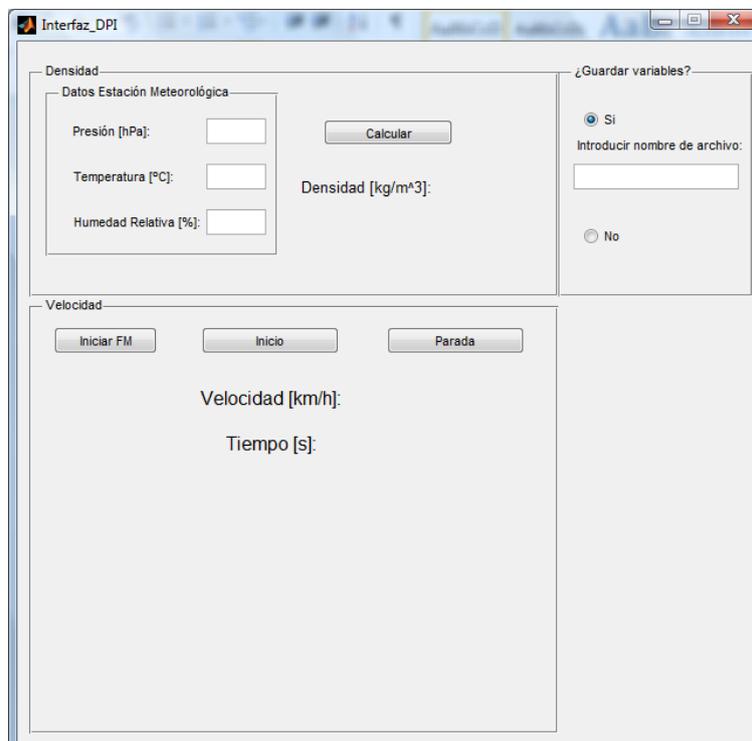


Ilustración 43. Interfaz DPI

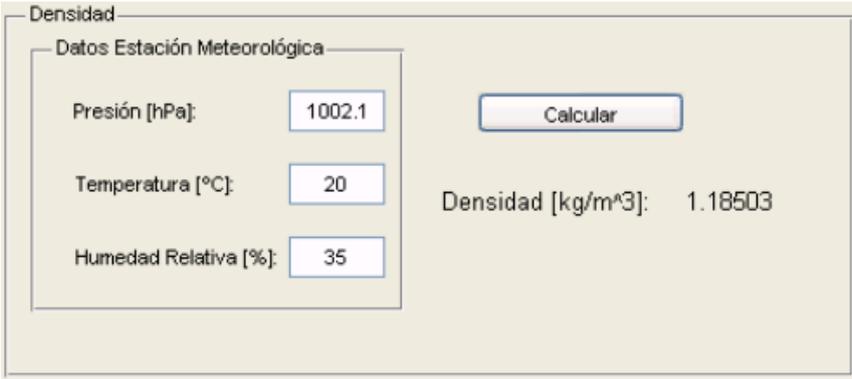
En la Ilustración 43 se puede observar la estructura modular del programa, muy sencillo, y que permite realizar varias acciones, las cuales se explican detalladamente a continuación.

3.1.3.1. *Módulo de cálculo de la densidad*

Se trata del módulo situado en la parte superior izquierda (Ilustración 44), y permite realizar el cálculo de la densidad a partir de los valores introducidos de presión, temperatura y humedad relativa, procedentes de la estación meteorológica.

El cálculo se realiza gracias a una serie de ecuaciones implementadas en el propio programa, tomando como variables los datos introducidos a mano por el usuario. En el Anexo II: Manuales de se encuentra detallado el manual de uso del programa. Por otro lado, las ecuaciones empleadas se encuentran detalladas en la sección Diseño del estudio de caracterización dinámica.

Para obtener información del funcionamiento, véase Anexo II: Manuales de uso



The screenshot shows a window titled "Densidad". Inside, there is a sub-section "Datos Estación Meteorológica" containing three input fields: "Presión [hPa]" with the value 1002.1, "Temperatura [°C]" with the value 20, and "Humedad Relativa [%]" with the value 35. To the right of these fields is a "Calcular" button. Below the button, the calculated result is shown: "Densidad [kg/m^3]: 1.18503".

Ilustración 44. Módulo de densidad de la Interfaz DPI

3.1.3.2. *Módulo de gestión de variables*

El módulo situado en la parte superior derecha del programa permite al usuario decidir si quiere guardar las variables o no. En el caso afirmativo, es necesario introducir una ruta donde guardar los datos.

Para obtener información del funcionamiento, véase Anexo II: Manuales de uso

3.1.3.3. *Módulo de monitorización de la velocidad*

Este módulo (situado en la parte inferior de la Interfaz *DPI*) es el más importante, y el principal motivo del diseño del programa, ya que se encarga de mostrar a tiempo real la velocidad del túnel de viento, tanto cuantitativamente como en forma de gráfica. Además, tiene implementado el guardado de las variables que intervienen, además de la densidad calculada anteriormente.

Para obtener información del funcionamiento, véase Anexo II: Manuales de uso

3.2. Preparación y ejecución

Una vez explicados la conexión de los distintos dispositivos, así como los entornos gráficos necesarios para realizar los ensayos, se va a explicar a continuación los pasos a seguir para realizar un experimento completo. Este apartado supone otra de las mejoras propuestas para el presente proyecto, ya que hasta la fecha no se había realizado un manual de operación del sistema de telemetría de la planta propulsiva, por lo que supone un gran avance en relación a la realización de futuros experimentos.

Este apartado supone una metodología establecida después de numerosas pruebas a través de ensayos, obteniendo buenos resultados en cuanto a seguridad, por lo que es recomendable seguir todas y cada una de las pautas aquí establecidas cada vez que una persona quiera retomar los experimentos.

3.2.1. Conexión y preparación de la *Hércules II*

Lo primero que hay que hacer conectar el cableado presente en la *Hércules II*, para lo cual, hay que realizar los siguientes pasos:

1. Conectar el monitor, el ratón y el teclado, cuyos conectores se encuentran identificados en la misma placa.
2. Conectar los cables procedentes de los acondicionadores de señal en la tarjeta de adquisición de datos (Ilustración 45). Para saber que canal hay que usar para cada sensor, hay que mirarlo en el programas *sensores.c*, el cual tiene implementado a que canal tiene asociada cada variable, como se puede apreciar en la Ilustración 46, asignando el canal 0 al par y el canal 3 a la fuerza.
3. Encender la fuente de alimentación y conectar al mismo los dos acondicionadores de señal, haciendo coincidir los colores de los cables con los del conector situado en los acondicionadores de señal (terminales positivo y negativo). Para el correcto funcionamiento, se introduce una tensión de 19 voltios, como se aprecia en la Ilustración 38.
4. Encender la placa, presionando el botón *Power* incluido en la misma (Ilustración 47), e introducir el usuario y la contraseña.
5. El último paso es ejecutar el archivo *main.c*, no obstante, antes hay que realizar algunas acciones relacionadas con la ubicación donde guardar los datos. Dicha ruta viene incluida en el mismo archivo, al cual se puede acceder mediante el comando *vim*. Dentro del archivo, hay dos líneas donde hay que introducir la ruta donde guardar las variables, para lo cual hay dos opciones posibles.

- a. Guardar los datos directamente en una memoria USB, para lo cual hay que conectar la memoria en la placa e introducir la siguiente secuencia de comandos:
 - i. Para montar la memoria en el sistema: `mount -t vfat /dev/sda nombre_carpeta`
 - ii. Acceder al archivo principal: `vim main.c`
 - iii. Introducir la ruta donde se quiere guardar las variables, usando la carpeta donde anteriormente se montó la memoria USB.
 - iv. Guardar los cambios realizados y salir: `:wq`
 - b. Guardar los datos en una carpeta dentro de la hércules, y posteriormente copiar los datos en una memoria USB.
 - i. Acceder al archivo principal: `vim main.c`
 - ii. Introducir la ruta donde se quiere guardar las variables.
 - iii. Guardar los cambios realizados y salir: `:wq`
 - iv. Montar la memoria en el sistema con el mismo comando detallado anteriormente.
 - v. Copiar los datos: `cp nombre_archivo nombre_carpeta`
6. Una vez se ha vuelto a la ventana de comandos, se deja esperando mientras se prepara el resto de dispositivos.

Véase sección Hércules II del Anexo II: Manuales de uso para obtener información acerca de los comandos utilizados.

3.2.2. Preparación Interfaz DPI y Flight Monitor

El siguiente paso es conectar y ejecutar la *Interfaz DPI* en un ordenador que posea un puerto serie. Los pasos a seguir son los siguientes:

1. Encender el *DPI 150* y configurarlo de tal forma que aparezca en la pantalla exactamente lo que se quiere guardar, en este caso, la velocidad del aire en el túnel de viento en km/h. El manual de instrucciones de este dispositivo viene incluido en el CD adjunto en el documento.

2. Conectar el cable en el puerto serie del ordenador. Es importante conocer que puerto es exactamente para que el programa implementado en la *Interfaz DPI* sepa donde leer.
3. Conectar el *Jetibox* al ordenador mediante el cable USB proporcionado junto con el dispositivo.
4. Por último, se ejecuta el programa *Interfaz DPI*, se calcula la densidad, haciendo uso de la estación meteorológica y se introduce la ruta donde se quiere guardar las variables.

3.2.3. Preparación del sistema propulsivo

Una vez preparados los sistemas de visualización de la telemetría, hay que preparar el motor, así como encender el resto de dispositivos. Los pasos a seguir son los siguientes:

1. Comprobar la integridad de la estructura, así como la conexión del cableado presente en la bancada. Además, es recomendable comprobar la sujeción de la hélice al motor, así como la de la galleta que sujeta el motor a la bancada.
2. Conectar el *Jetibox* al módulo de transmisión, situado en la parte trasera de la emisora, para lo cual se hace uso de un cable JR. Esto permite visualizar en el *Jetibox* la telemetría a tiempo real y transmitirla a su vez al ordenador a través del cable USB.
3. Conectar las baterías al motor guardando una distancia prudencial de seguridad, ya que, aunque el receptor aún no está alimentado, puede aparecer cierta tensión residual.
4. Encender la emisora y, posteriormente, conectar la pila que alimenta al receptor. Es muy importante realizar este paso en ese orden, ya que si se hace al revés, todo el sistema se encuentra alimentado, sin tener ningún control sobre él, al encontrarse la emisora apagada.
5. Por último, accionar el servo a través de la emisora para verificar que la señal es correcta.

Realizando los pasos anteriores, el sistema se encuentra totalmente preparado para realizar los ensayos. Es necesario resaltar que, para los ensayos dinámicos, donde se

requiere el uso del túnel de viento, habría que realizar las siguientes acciones antes de comenzar con la preparación:

1. Comprobar el estado meteorológico para comprobar que no llueve y que la humedad no es excesiva, con el fin de evitar el deterioro del túnel de viento.
2. Abrir las compuertas del túnel y encender los 9 ventiladores que succionan el aire. Para ello, hay que hacer uso del cuadro de mando situado en el fondo del laboratorio de Mecánica de Fluidos.
3. Comprobación visual del interior del interior del túnel, con el fin de detectar posibles objetos sueltos dentro del mismo. Este paso es muy importante ya que la velocidad que alcanza el túnel es elevada, y cualquier objeto suelto puede ser desplazado y puede dañar alguno de los ventiladores.

En la Ilustración 48 se puede apreciar la planta propulsiva situada en el interior del túnel de viento, ya preparada para la realización de los ensayos. En ella se puede apreciar la ausencia de elementos y cómo los cables han sido tapados, para evitar situaciones inesperadas cuando se accionen los ventiladores.

Para los ensayos estáticos, no se requiere el uso del túnel de viento, por lo que el único paso adicional a los ya explicados es verificar que no hay objetos sueltos cerca de la planta propulsiva en el momento del ensayo. Además, con el fin de evitar un reflujo de aire que contamine los datos, se abren las compuertas del túnel.

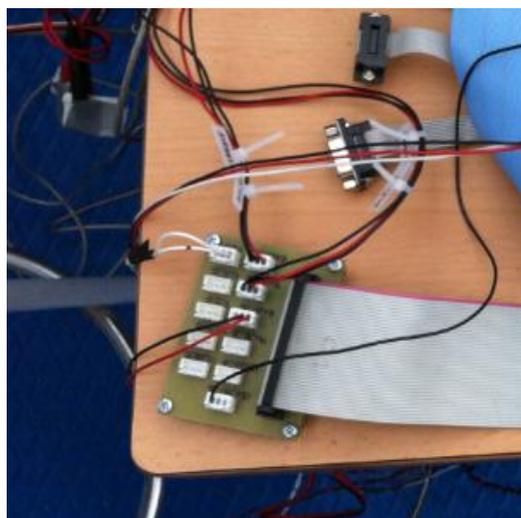


Ilustración 45. Tarjeta de adquisición de datos

```
double mU_V_par;  
sensores.torque_raw = voltajes[0];  
mU_V_par = 0.9565 * voltajes[0] - 2.3861; // Re  
sensores.torque = mU_V_par * 7.5816 / 1.45150 ;  
  
double mU_V_fuerza;  
sensores.force_raw = voltajes[3];  
mU_V_fuerza = -0.0359 * voltajes[3] + 2.0711; // Rec  
sensores.force = mU_V_fuerza * 250 / 1.571635 ;
```

Ilustración 46. Asignación de canales a las distintas variables de entrada

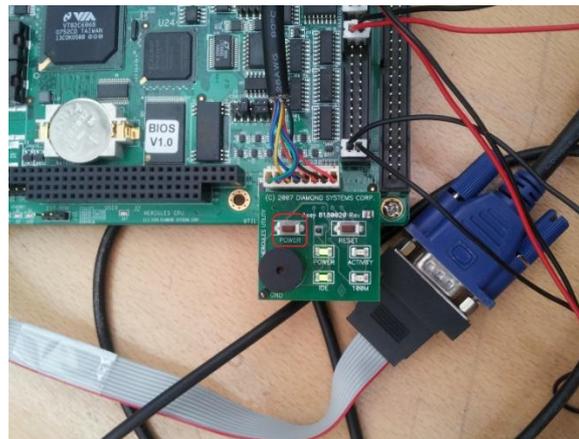


Ilustración 47. Botón power de la Hércules II

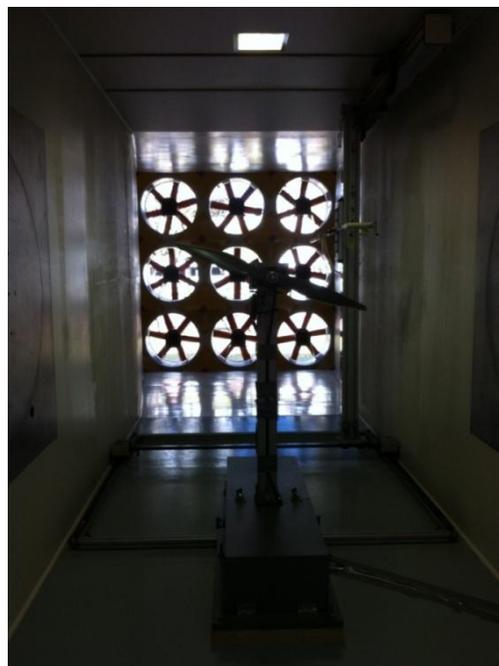


Ilustración 48. Bancada instalada en el túnel de viento

3.2.4. Ejecución del ensayo y desconexión

Una vez realizados todos los preparativos anteriores, se procede a la realización del ensayo. Una de los aspectos más importantes que hay que tener en cuenta a la hora de realizar el experimento es que, hay que ejecutar los programas de recepción de datos de forma sincronizada, para que todas las variables sean recibidas a tiempo real sin ningún tipo de descuadre entre ellas.

Para ello, se han de seguir los siguientes pasos:

1. Con la interfaz de la *Hércules II* ya preparado, se ejecuta el *Flight Monitor* que, si se recuerda, se encarga de gestionar la telemetría de los sensores de la marca *Jeti*.
2. Dado que la interfaz del *Flight Monitor* tarda unos segundos en cargar, se espera para ejecutar de forma sincronizada tanto la *Interfaz DPI* como la *Hércules II*, justo en el momento en el que el *Flight Monitor* comience a captar telemetría.
3. Una vez que todos los sistemas se encuentran captando la telemetría de forma sincronizada, es el momento de controlar el motor a través de la emisora. Dado que la mayoría de los experimentos se realizan a un régimen de revoluciones constante (como se detalló en la sección Configuración) este paso conlleva unos segundos, el tiempo de establecer la posición de palanca requerida para el régimen de revoluciones requerido.
4. En el caso de tratarse de un ensayo dinámico en el túnel de viento, se controla la velocidad del aire del mismo mediante el dispositivo de control que se encuentra junto a la puerta (Ilustración 49). Este dispositivo viene marcado de 0 a 100%, correspondiendo cada valor a un nivel determinado de velocidad, el cual se puede ir visualizando en el *DPI 150*.



Ilustración 49. Dispositivo de control de la velocidad

5. Una vez barrido todo el rango de velocidades deseado, se procede a disminuir la velocidad de forma gradual, y una vez alcanzado el ralenti de los ventiladores, se disminuye la potencia del motor a través de la emisora.
6. Por último, se interrumpen los programas de recepción de telemetría, de la forma más sincronizada posible, para que los intervalos de tiempo de ensayos sean similares en todos los sistemas.

Una vez realizados todos los ensayos necesarios, se procede a la desconexión de los dispositivos. El procedimiento utilizado es el siguiente:

1. Desconectar la pila del receptor y apagar la emisora. Como se ha comentado con anterioridad, es sumamente importante hacerlo por este orden, ya que no conviene mantener la emisora apagada estando el motor alimentado, ya que no se posee control alguno.
2. Desconectar las baterías del motor.
3. Guardar las variables tanto del *Flight Monitor* como de la *Hércules II*. Para este último, es importante mencionar que, igual que fue necesario montar la memoria USB en el sistema, es necesario realizar el proceso contrario, para lo cual, hay que introducir el siguiente comando: `umount /dev/sda`.

3.2.5. Entorno de trabajo

En este apartado se detalla el entorno de trabajo empleado, para lo cual, hay que diferenciar entre los ensayos estáticos y dinámicos.

Los ensayos estáticos son mucho más versátiles en cuanto a la zona de trabajo, ya que no requiere el uso del túnel de viento, por lo que a priori, se pueden realizar en cualquier lugar, teniendo siempre presente las oportunas medidas de seguridad.

En este caso, los ensayos estáticos se realizaron en la habitación ubicada dentro del laboratorio del departamento de Ingeniería Aeroespacial (Ilustración 50). Dicha habitación posee un habitáculo cerrado, donde se ubica el sistema propulsivo, el cual puede ser observado a través de un cristal. Como se puede apreciar en la Ilustración 51 a la misma vez que se analiza la telemetría a tiempo real se puede observar el comportamiento de la planta propulsiva durante el ensayo.



Ilustración 50. Entorno de trabajo en ensayos estáticos I

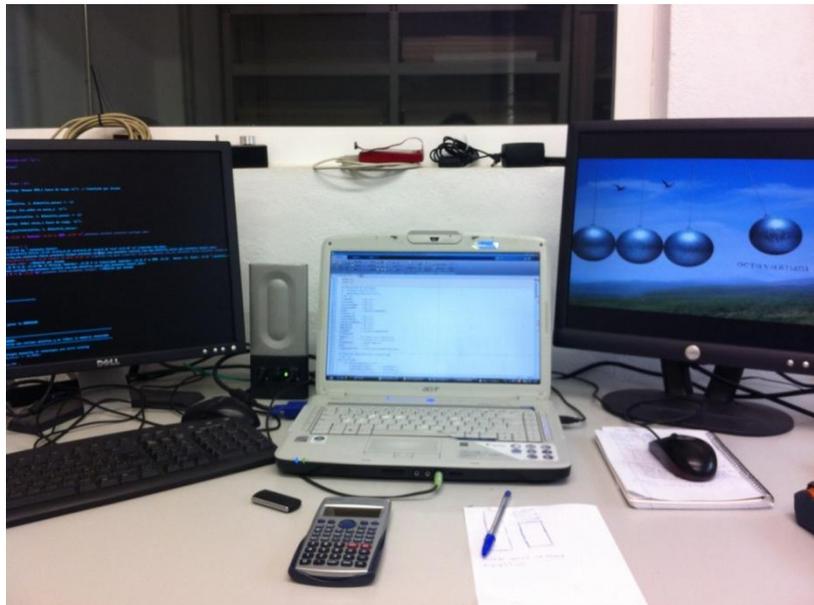


Ilustración 51. Entorno de trabajo en ensayos estáticos II

No obstante, este entorno fue utilizado poco tiempo, ya que la planta propulsiva fue desplazada al túnel de viento cuando este estuvo disponible.

En cuanto a los ensayos dinámicos, el entorno de trabajo se sitúa junto al túnel de viento. Junto a la puerta, se sitúan aquellos dispositivos que se conectan mediante

algún cable a los elementos situados en el interior del túnel, como son la *Hércules II*, los acondicionadores de señal y la pila que alimenta al receptor (Ilustración 52).

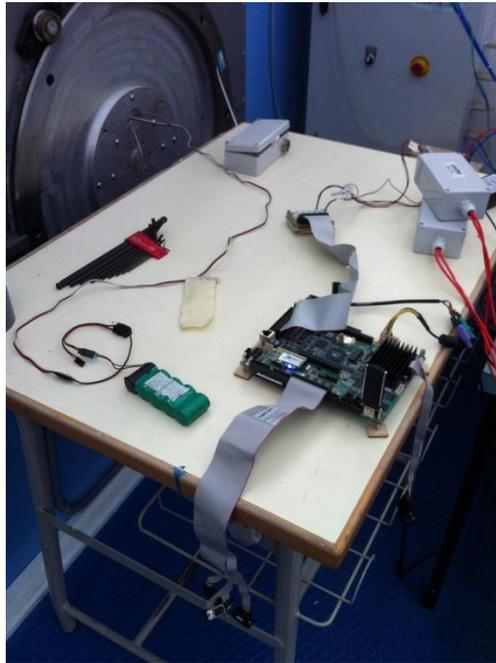


Ilustración 52. Entorno de trabajo en ensayos dinámicos I

Por otro lado se encuentran los dispositivos encargados de recibir y gestionar la telemetría. Como se aprecia en la Ilustración 53, en una mesa contigua a la anterior se sitúa el resto de elementos, y es donde se realiza el control del motor a través de la emisora.

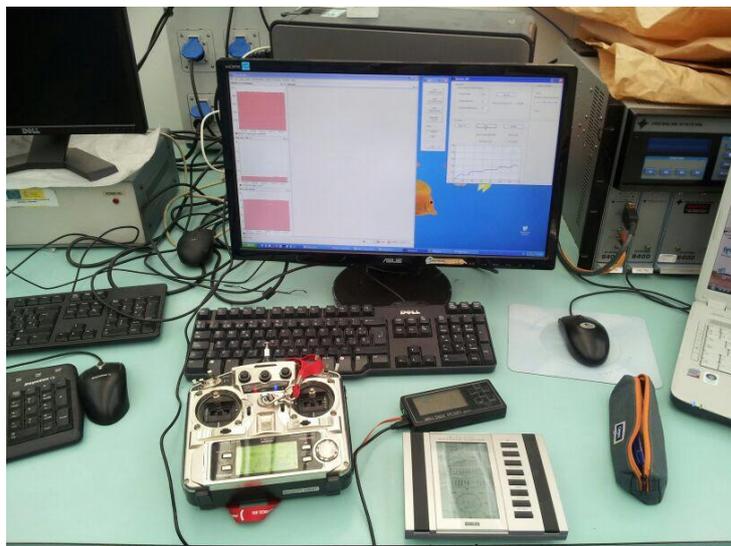


Ilustración 53. Entorno de trabajo en ensayos dinámicos II

En la Ilustración 54 se puede apreciar el entorno de trabajo completo para los ensayos dinámicos.



Ilustración 54. Entorno de trabajo completo en ensayos dinámicos

3.3. Post-procesado

El procesado posterior de los datos obtenidos es uno de los pasos más importantes en cuanto a la caracterización de una planta propulsiva, ya que es donde se unifican todas las variables de estudio, procedentes de distintos sensores, con distintos formatos.

Dada la importancia del proceso, se estableció como uno de los objetivos del proyecto el diseño y elaboración de una serie de herramientas que permitiera realizar cada uno de los procesos necesarios de una forma lo más automática posible. Para cumplir este objetivo, se ha hecho uso del programa *Matlab* para la creación de una serie de rutinas, las cuales se han ido desarrollando conforme se han ido realizando los experimentos, ocupando un gran porcentaje del tiempo empleado en la realización del proyecto, y dedicando un especial esfuerzo en la consecución del mismo.

Como se ha comentado, el post-procesado es de vital importancia por que recoge los datos sin tratar, directamente de los sensores, y trabaja con ellos para obtener los datos finales que serán analizados. Para ello, las rutinas desarrolladas realizan las siguientes acciones sobre las variables:

1. Recepción y unificación de las variables obtenidas, de forma que se encuentren coordinadas en el tiempo.
2. Extracción de los resultados para velocidades del túnel determinadas a partir de un ensayo completo (barrido de velocidad).

3. Filtrado de las señales para que los resultados sean presentados de la forma más clara posible.
4. Presentación y almacenamiento de los resultados en forma tanto cuantitativa como en gráficas y tablas.

Como se puede apreciar, se trata de un proceso complejo que contiene una gran variedad de acciones sobre los datos telemétricos, por lo que, como se puede intuir, se trata de un proceso que se ha ido puliendo a lo largo de todo el proyecto.

Todos los programas se encuentran incluidos en el CD adjunto con el documento, siendo necesario tener instalado el programa *Matlab* para su ejecución.

3.3.1. Descripción de los programas

A continuación, se explica detalladamente el contenido de los distintos programas que realizan el procesado de las variables. Para ello, se va a distinguir entre los ensayos estáticos y dinámicos, ya que el tratamiento de los datos es ligeramente distinto en ambos.

3.3.1.1. Ensayos estáticos

Para este tipo de ensayos, se tienen las siguientes rutinas y sus correspondientes funciones:

1. Programa *principal*:

1. Recoge los datos de las distintas fuentes y los coordina en el tiempo.
2. Interpola las variables para aumentar el número de puntos de la muestra.
3. Introduce nuevas variables a partir de las anteriores como la potencia eléctrica.
4. Filtra las señales para conseguir una representación clara.
5. Guarda las variables obtenidas en un archivo *.m*.

2. Programa *ensayo_completo*:

1. Lee las variables guardadas en el programa *principal*.
2. Representa todas las variables obtenidas frente al tiempo.

3. Programa *autonomía*:

1. Lee las variables guardadas en el programa *principal*.

2. Representa la autonomía del motor para diferentes regímenes de revoluciones.
3. Crea la envolvente de autonomía y la representa.
4. Programa ***variables_vs_RPM***:
 1. Lee las variables guardadas en el programa *principal*.
 2. Representa variables como el empuje o el par en función de las revoluciones del motor, con el fin de caracterizarlo estáticamente.

Es importante resaltar que la primera rutina que hay que ejecutar siempre es el programa *principal*, ya que, como se ha explicado, es la encargada de unificar y filtrar las variables que llegan sin tratar.

El manual de uso de los programas se encuentra debidamente detallado en el apartado Post-procesado de datos del Anexo II: Manuales de uso.

3.3.1.2. Ensayos dinámicos

En cuanto a los ensayos dinámicos, se tienen las siguientes rutinas:

1. Programa ***principal***:
 1. Recoge los datos de las distintas fuentes y los coordina en el tiempo.
 2. Interpola las variables para aumentar el número de puntos de la muestra.
 3. Introduce nuevas variables a partir de las anteriores como la potencia eléctrica.
 4. Filtra las señales para conseguir una representación clara.
 5. Separa el ensayo completo en ensayos a velocidad de túnel constante.
 6. Guarda las variables obtenidas en un archivo *.m*.
2. Programa ***caracterización_RPMcte***:
 1. Lee las variables guardadas en el programa *principal*.
 2. Interpola las variables para aumentar el número de puntos de la muestra.

3. Crea matrices para obtener una caracterización completa para cada hélice ensayada.
4. Calcula polinomios de interpolación para obtener ecuaciones paramétricas.
5. Representa las variables que caracterizan dinámicamente la planta propulsiva.

3. Programa ***caracterización_mach***:

1. Lee las variables guardadas en el programa principal.
2. Interpola las variables para aumentar el número de puntos de la muestra.
3. Crea matrices para obtener una caracterización completa para cada hélice ensayada.
4. Calcula las líneas de nivel de mach y calcula las variables propulsivas adimensionales para cada valor de mach constante.
5. Calcula polinomios de interpolación para obtener ecuaciones paramétricas.
6. Representa las variables calculadas.

Como se observa, prácticamente hacen falta realizar tres pasos, un primer paso donde se unifican las variables y se filtran, un segundo paso donde se tratan de una forma más específica las variables obtenidas y un tercero donde se introducen los valores de mach genérico constante en el problema.

En la Ilustración 55 se puede observar un diagrama que permite visualizar de forma clara y global el funcionamiento de los diversos programas.

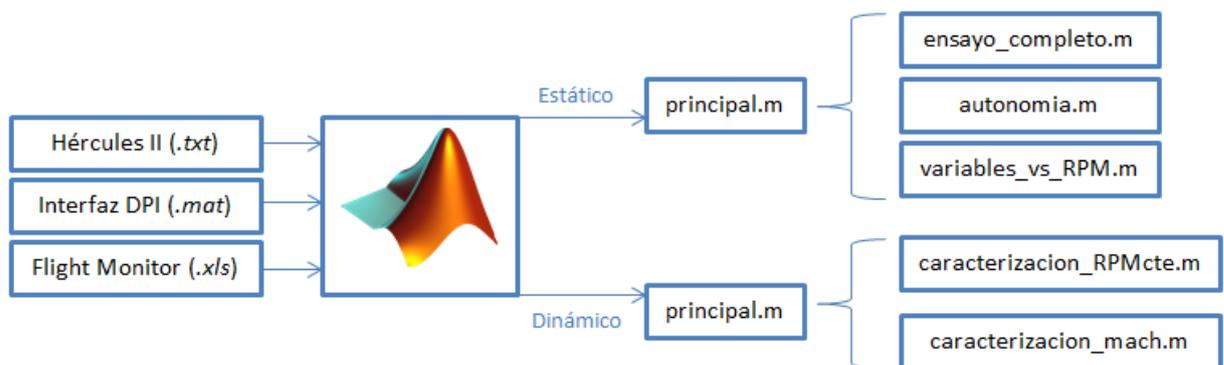


Ilustración 55. Esquema de uso de los programas

3.3.2. Nomenclatura y organización de archivos

Antes de comenzar a explicar cómo se usan los programas detallados en el apartado anterior, es conveniente realizar una breve explicación del sistema de archivos utilizado, así como la nomenclatura utilizada para identificar los archivos correspondientes a cada uno de los ensayos.

3.3.2.1. Nomenclatura

Debido a la gran cantidad de ensayos previstos, fue necesario establecer una nomenclatura para poder clasificarlos de la forma más organizada, evitando posibles confusiones a la hora de tratar los datos.

La nomenclatura utilizada posee la siguiente estructura:

ensayo_hélice_modo_valor_Nºbaterías

En la Tabla 5 se observa a qué se refiere cada elemento de la estructura y la nomenclatura utilizada.

Elemento	Nomenclatura	Descripción
Ensayo	E	Ensayo estático
	D	Ensayo dinámico
Hélice	22x10	Diámetro x paso
Modo	VEL	Velocidad del túnel constante
	RPM	Revoluciones del motor constante
Valor	-	Cantidad de revoluciones o velocidad
Nºbaterías	-	Cantidad de pack's de baterías utilizados

Tabla 5. Nomenclatura de ensayos

Un ejemplo de aclaración es el siguiente: *D_22x10_RPM_3000_2*, siendo un experimento dinámico, realizado con la hélice 22x10, de revoluciones constantes a 5000 rpm y alimentándolo con 2 pack's de baterías.

3.3.2.2. Organización

Los programas anteriormente descritos están diseñados para trabajar con un sistema de carpetas previamente establecido, el cual está formado por tres carpetas, las cuales se detallan a continuación:

1. Carpeta **Sensores**: En ella se guardan todos los archivos que poseen todas las variables sin tratar.
2. Carpeta **Archivos MAT**: En ella se guardan todas las variables que han pasado por el programa *principal*, es decir, todas unificadas y filtradas.

3. Carpeta **Gráficas**: En ella se almacenan todas las gráficas generadas en los distintos programas.

Cada una de las carpetas anteriores se encuentra subdividida en otras correspondientes a las distintas hélices de estudio.

Es importante resaltar el hecho de que los programas ya tienen implementadas las rutas donde tienen que guardas las variables y gráficas, así como las fuentes de donde obtienen los datos que van a tratar.

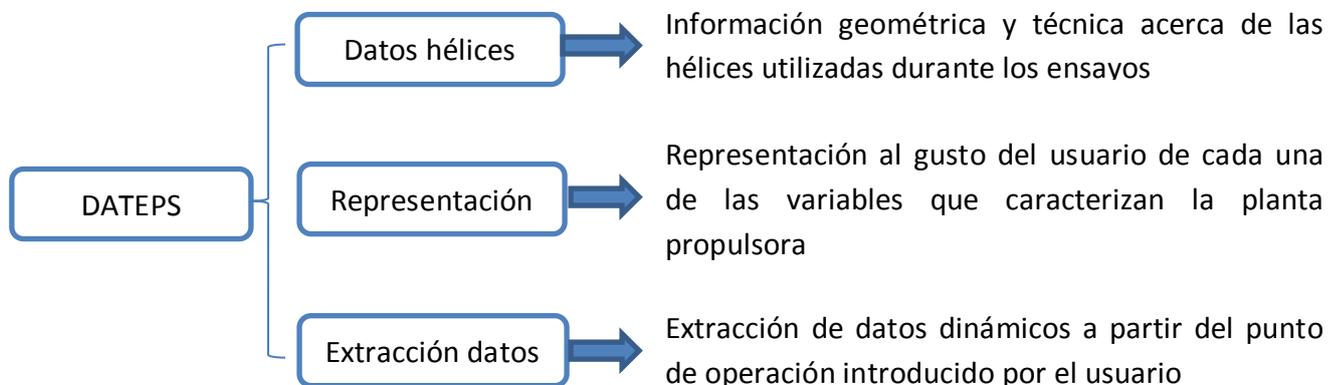
Este sistema permite no tener que ejecutar todos los programas cada vez que se quiera procesar parte de un ensayo, ya que se van guardando las variables conforme se avanza en el proceso.

3.3.3. Presentación de los resultados: Herramienta DATEPS

Junto con el conjunto de programas y herramientas de post-procesado de los datos se planteó la posibilidad de diseñar una aplicación que permitiera al usuario poder visualizar los datos finales de una forma simple y sencilla, sin tener que recurrir a la programación.

Este es el objetivo de la herramienta DATEPS (Data Analysis Tool for Engine-Propeller Systems), cuyo diseño se ha ido realizando a lo largo de los ensayos y que ha sido de gran utilidad en la extracción y el análisis de las diferentes curvas y superficies que caracterizan la planta propulsora.

Como su propio nombre indica, esta herramienta permite al usuario analizar los datos resultantes de los ensayos realizados a la planta propulsora, para cada una de las hélices, proporcionando un amplio abanico de posibilidades, como se puede apreciar en el siguiente esquema:



Como se observa, se trata de una herramienta muy versátil y que sirve de punto de partida para la visualización centralizada de los resultados a lo largo de los futuros proyectos relacionados con esta línea de investigación. La idea es ir introduciendo nuevas hélices y nuevos motores, de tal forma que se obtenga un software de análisis de actuaciones de motores eléctricos propulsados con hélice lo más completo posible.

Aparte de la visualización y el análisis de los resultados obtenidos, la herramienta *DATEPS* tiene otro objetivo fundamental y eje principal de la motivación de realizarla, nutrir de un modelo de planta propulsora eléctrica a la herramienta *PAT* (Performance Analysis Tool), desarrollada por Andrés Doblado (4). Como su propio nombre indica, se trata de una herramienta de análisis de las actuaciones de una aeronave no tripulada propulsada con motor eléctrico, siendo el modelo propulsivo de dicho motor lo que proporciona la herramienta *DATEPS*.

En este apartado se detallan los módulos que componen la herramienta y su funcionalidad, mientras que las instrucciones de uso se detallan en la sección Herramienta *DATEPS* del Anexo II: Manuales de uso.

3.3.3.1. *Módulo principal*

Cuando se ejecuta el programa, aparece en la pantalla el módulo principal (Ilustración 56), donde el usuario puede elegir que acción realizar. Presionando en cualquiera de los botones, se abre una nueva ventana con el módulo seleccionado por el usuario.

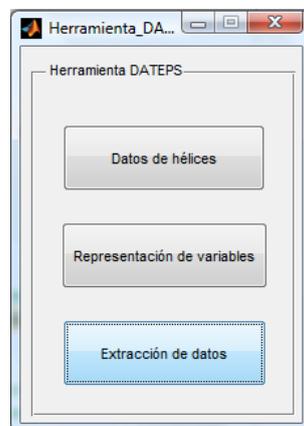


Ilustración 56. Herramienta *DATEPS*: Módulo principal

3.3.3.2. *Módulo de datos de las hélices*

Si se presiona sobre el botón *Datos de hélices*, se abre el módulo que proporciona información acerca de las distintas hélices estudiadas.



Ilustración 57. Herramienta DATEPS: Módulo de datos de las hélices

Los datos proporcionados son:

1. Diámetro de la hélice en centímetros.
2. Paso de la hélice en centímetros.
3. Peso de la hélice en gramos.
4. Revoluciones máximas permitidas por la hélice en revoluciones por minuto.
5. Velocidad de autorotación de la hélice en metros por segundo.
6. Variador con el que se ha ensayado la hélice.

3.3.3.3. *Módulo de representación de las variables*

Al presionar sobre el botón *Representación de variables*, se abre el módulo donde el usuario puede elegir qué variables visualizar. Además, puede elegir ciertas opciones gráficas como el tipo de representación o la vista.

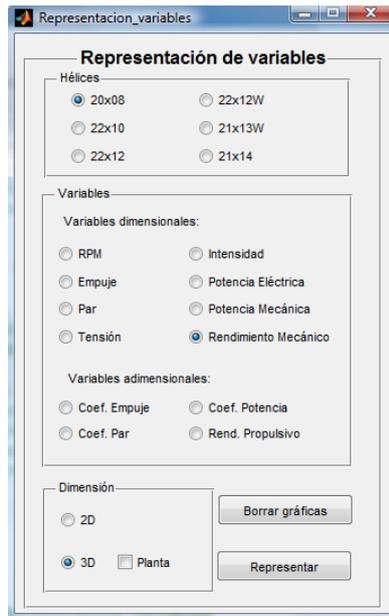


Ilustración 58. Herramienta DATEPS: Módulo de representación de variables

3.3.3.4. Módulo de extracción de los datos

Por último, si el usuario presiona el botón *Extracción de datos*, se abre el módulo donde poder extraer datos dinámicos en función del punto de operación (revoluciones del motor y velocidad del túnel de viento) escogido por el usuario.

Para diseñar este módulo ha sido necesario introducir una serie de complejas ecuaciones que permiten extraer cualquier valor de las distintas variables calculadas. Dichas ecuaciones, así como la explicación del proceso realizado por el programa, se encuentra debidamente explicado en la sección Extracción de datos.

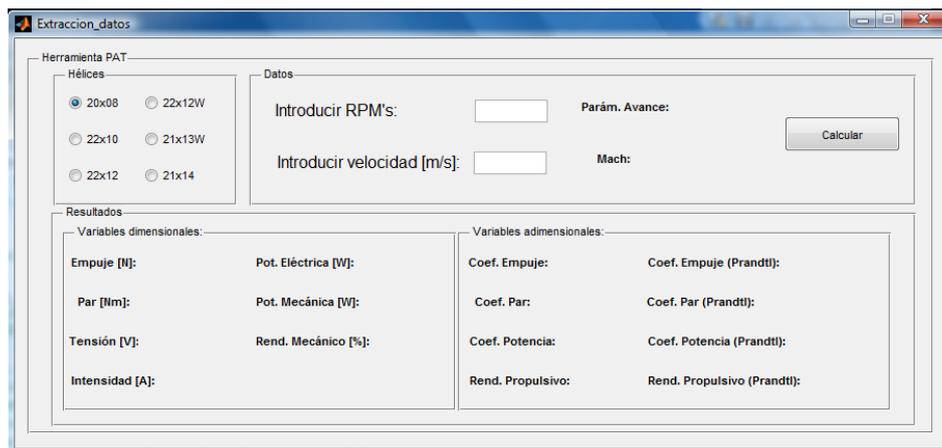


Ilustración 59. Herramienta DATEPS: Módulo de extracción de datos

4. Ensayos estáticos

Para tratar de obtener una caracterización lo más completa posible de la planta propulsiva se plantean dos tipos de ensayos, los estáticos realizados en la bancada diseñada y construida para ello, y los dinámicos, realizados en el túnel de viento.

Este apartado se centra en todo lo relacionado con los ensayos estáticos, tanto en el diseño de los experimentos que lo conforman y su justificación como en el análisis de los resultados obtenidos en cada uno de ellos.

Es importante recordar que en todos los experimentos estáticos realizados, se hará uso del modo RPM constante del variador, ya que queda demostrado en el documento de Elio Carrasco (1) que es el más eficiente para mantener las revoluciones constantes, que es lo que se está buscando para cuando el motor se encuentre embarcado en una aeronave no tripulada.

Este tipo de experimentos tienen una gran importancia ya que supone una toma de contacto en relación al comportamiento del motor, lo cual permite investigar sobre cómo abordar los experimentos dinámicos posteriores.

Es importante mencionar que, dado que estos fueron los primeros ensayos realizados, fue esta etapa donde se desarrollaron mayoritariamente los programas descritos en el apartado anterior, acentuando aún más la importancia de esta fase del proyecto.

El estudio estático de la planta propulsiva consta, básicamente, de tres tipos de ensayos:

1. Evolución de las variables con el tiempo, donde se analiza cómo evolucionan las distintas variables de estudio respecto al tiempo para un ensayo determinado.
2. Estudio de autonomía, donde se analiza el tiempo de operación del motor para todas las hélices, hasta que las baterías se quedan sin energía.
3. Caracterización estática de la planta propulsiva, donde se calculan y representan variables como el empuje o el par frente a las revoluciones del motor.

A continuación, se realiza un análisis detallado de los aspectos que motivaron la realización de los ensayos anteriores.

4.1. Diseño del estudio de la evolución frente al tiempo

La idea es observar y analizar cómo evolucionan las distintas variables que intervienen en el ensayo frente al tiempo a lo largo del experimento. Para ello, se tomará una de las hélices utilizadas a modo representativo, para estudiar la variación de cada variable para cada uno de los regímenes de revolución establecidos.

El objetivo no es otro que tener una idea del comportamiento del motor a lo largo del tiempo hasta que se agota la batería, lo cual puede ser muy útil para prevenir posibles fallos del motor o de aviso para saber que la batería está a punto de agotarse, entre otras cosas. Por ejemplo, cuando esto último está a punto de suceder, la tensión comienza a descender cada vez más rápido, hecho que se podrá verificar en el análisis posterior de los resultados.

Para realizar este análisis, se va a hacer uso de una de las hélices estudiadas en este proyecto, la 22x10. Se podrían representar los resultados para cada una de las hélices, no obstante, el comportamiento de las variables frente al tiempo es similar, por lo que en un análisis cualitativo como este no es necesario.

4.2. Análisis de la evolución frente al tiempo

Como se ha comentado en la sección Diseño del estudio de la evolución frente al tiempo, la realización de este estudio puede resultar interesante ya que el comportamiento de ciertas variables a lo largo del tiempo puede proporcionar información acerca del estado del sistema en ese momento. Para ello, se representan a continuación la evolución a lo largo de un ensayo de cada una de las variables, tomando como hélice de referencia la 22x10, para cada régimen de revolución (200, 300, 400 y 5000 revoluciones por minuto).

4.2.1. Variables cinemáticas

4.2.1.1. *Revoluciones por minuto*

En la Ilustración 60 se puede observar claramente el buen comportamiento del variador en el modo RPM constante, manteniendo el régimen de revoluciones prácticamente constante hasta que se agotan las baterías, donde su valor cae súbitamente.

Aunque este hecho se analizará con más detalle en el apartado Análisis del estudio de autonomía, se puede apreciar cómo, a mayor régimen de revoluciones, menor autonomía, y viceversa. Este hecho es lógico puesto que si el motor demanda más

revoluciones, más potencia requiere de las baterías y, por tanto, más rápido se descargan.

4.2.2. Variables dinámicas

4.2.2.1. Empuje

La Ilustración 61 muestra claramente el comportamiento del empuje durante el ensayo. Por un lado, se aprecia cómo se mantiene prácticamente constante a lo largo del tiempo, lo cual es lógico dado el régimen de revoluciones constante establecido. Por otro lado, se observa cómo, a mayor revoluciones, mayor empuje generado, pasando de los 10 N a 2000 revoluciones o 65 N para 5000 revoluciones por minuto.

4.2.2.2. Par

El comportamiento de esta variable es similar al del empuje, como se observa en la Ilustración 62, pasando de los 0.3 Nm aproximadamente a 2000 revoluciones a los 2.25 Nm para 5000 revoluciones.

4.2.3. Variables de consumo

4.2.3.1. Intensidad

Aunque en la Ilustración 63 apenas se aprecia, la intensidad va aumentando conforme transcurre el ensayo. Esto es así porque el variador ha de entregar la misma potencia eléctrica todo el tiempo, y por otro lado la tensión va disminuyendo conforme las baterías se van agotando, por tanto, la intensidad ha de aumentar para mantener la potencia eléctrica constante.

Es especialmente significativo el ensayo a 2000 revoluciones por minuto, donde el gasto de energía es tan pequeño, que la intensidad se mantiene prácticamente constante hasta que se produce una bajada repentina cuando se agotan las baterías.

Si se observa la intensidad máxima alcanzada a 5000 revoluciones por minuto, se tiene alrededor de 44 A, valor que se encuentra muy lejos de la intensidad máxima permitida por el variador (Véase Tabla 3).

4.2.3.2. Tensión

En la Ilustración 64 se confirma lo detallado en la gráfica anterior, donde se aprecia cómo la tensión va disminuyendo conforme se van agotando las baterías, hasta que disminuye repentinamente cuando se agotan del todo.

En el ensayo a 5000 revoluciones por minuto se observa la alta demanda de tensión en cuanto se lleva el motor a ese régimen de revoluciones. Tras el pico inicial, la tensión trata de recuperarse hasta que la batería se agota completamente. Por otro lado,

cuando el motor gira a 2000 revoluciones por minuto, la tendencia es casi recta, haciéndose más recta conforme se baja el régimen de revoluciones, lo cual indica que el motor consume tan poco, que la batería apenas se entera de que está cediendo potencia.

4.2.3.3. Potencias eléctrica y mecánica

En la Ilustración 65 se encuentran representadas la tanto la potencia eléctrica como la potencia mecánica (véase las ecuaciones (2) y (3)), para cada régimen de revoluciones. Como se puede observar, poseen un comportamiento similar al resto de variables, pasando de los 250 W aproximadamente a los 1125 W. Es interesante observar cómo se produce un aumento significativo de la potencia demandada por el motor conforme se aumenta el régimen de revoluciones solicitado.

El hecho de representar ambas potencias en la misma gráfica es porque la diferencia existente entre ambas curvas da una idea del rendimiento mecánico del motor, parámetro que se detalla de una forma más clara a continuación.

4.2.3.4. Rendimiento mecánico

Como se ha detallado con anterioridad, el rendimiento mecánico (ecuación (4)) proporciona una idea de cuanta de la potencia entregada por las baterías es usada por el motor para mantener el régimen de revoluciones solicitado, es decir, se trata de una medida de la eficiencia mecánica de la planta propulsiva. Como se puede apreciar en la Ilustración 66, el rendimiento es mayor conforme las revoluciones del motor crecen, lo cual indica que el motor trabaja más eficientemente con regímenes de revoluciones altos. Se aprecia un salto significativo de las 2000 revoluciones (50 %) a las 3000 revoluciones (75 %), no obstante, el motor desarrollará gran parte de su vida útil funcionando a valores mayores a 3000 revoluciones, por lo que se puede concluir que el rendimiento del mismo es alto.

Cabe destacar el comportamiento del rendimiento mecánico cuando las baterías se agotan, produciéndose, como en casi todas las variables, una caída brusca. No obstante, tras dicha caída el parámetro se dispara al infinito, debido a que la potencia eléctrica se anula al final del experimento, tendiendo el rendimiento a infinito, atendiendo a la ecuación (4).

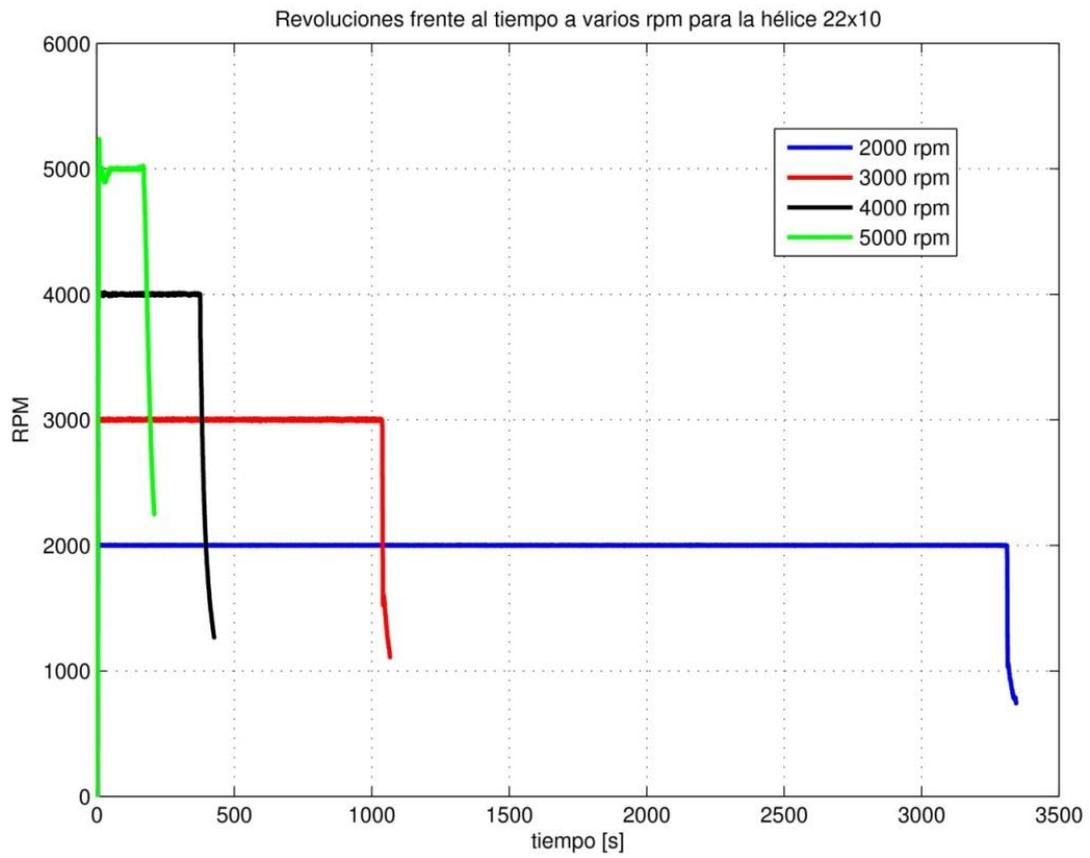


Ilustración 60. Revoluciones frente al tiempo a varios rpm para la hélice 22x10

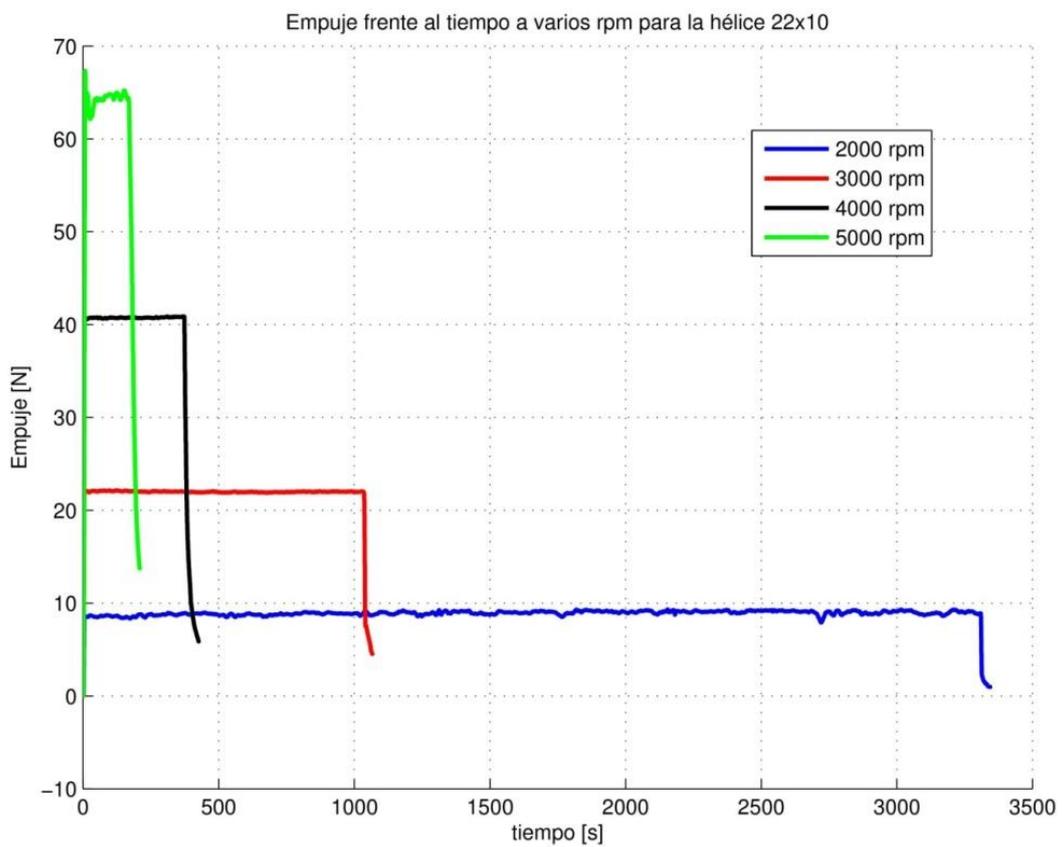


Ilustración 61. Empuje frente al tiempo a varios rpm para la hélice 22x10

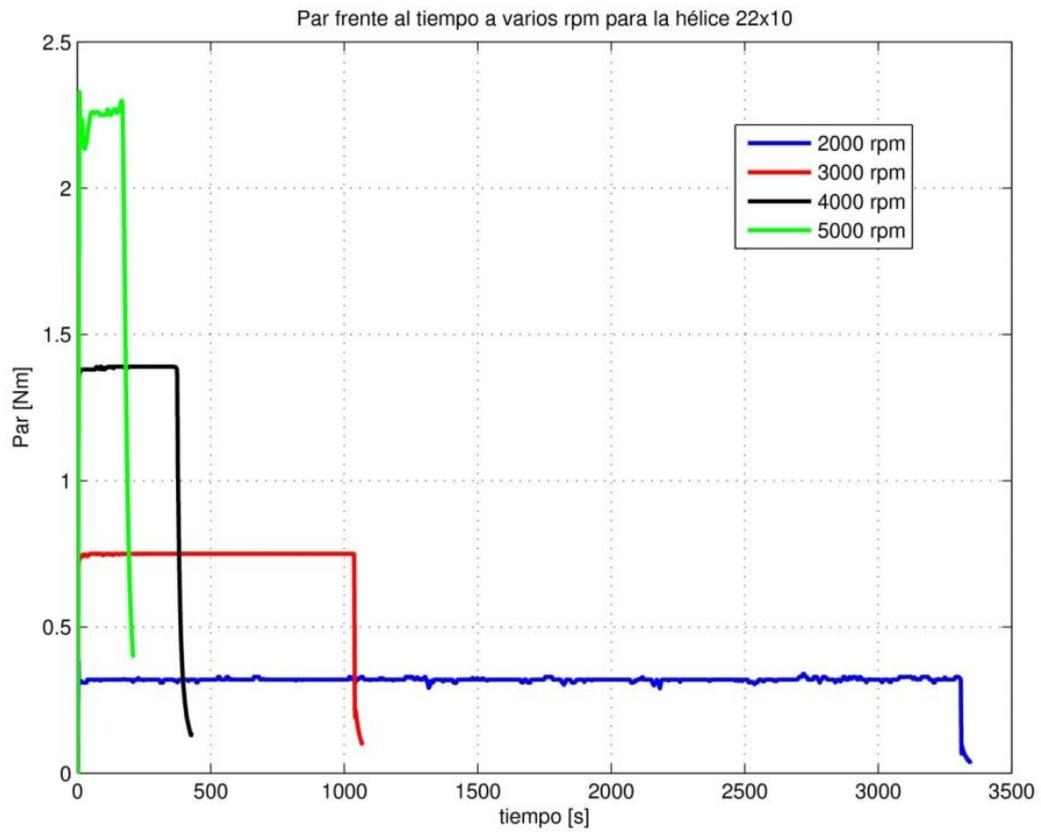


Ilustración 62. Par frente al tiempo a varios rpm para la hélice 22x10

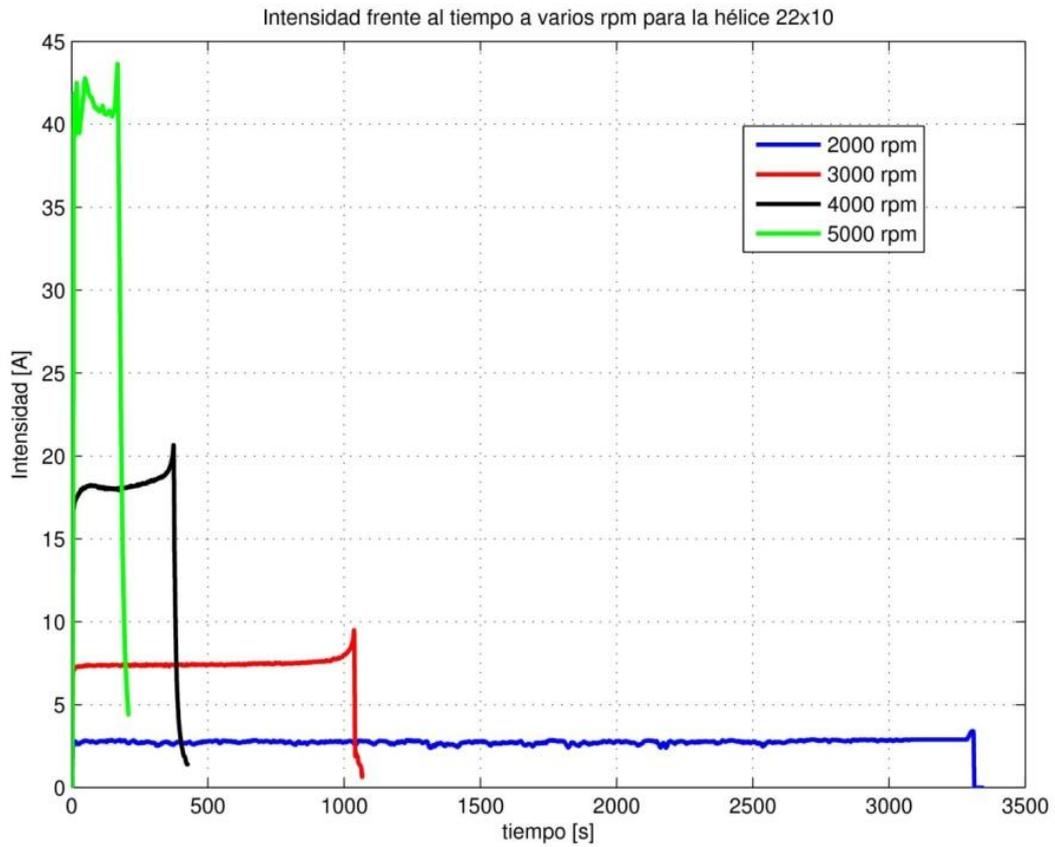


Ilustración 63. Intensidad frente al tiempo a varios rpm para la hélice 22x10

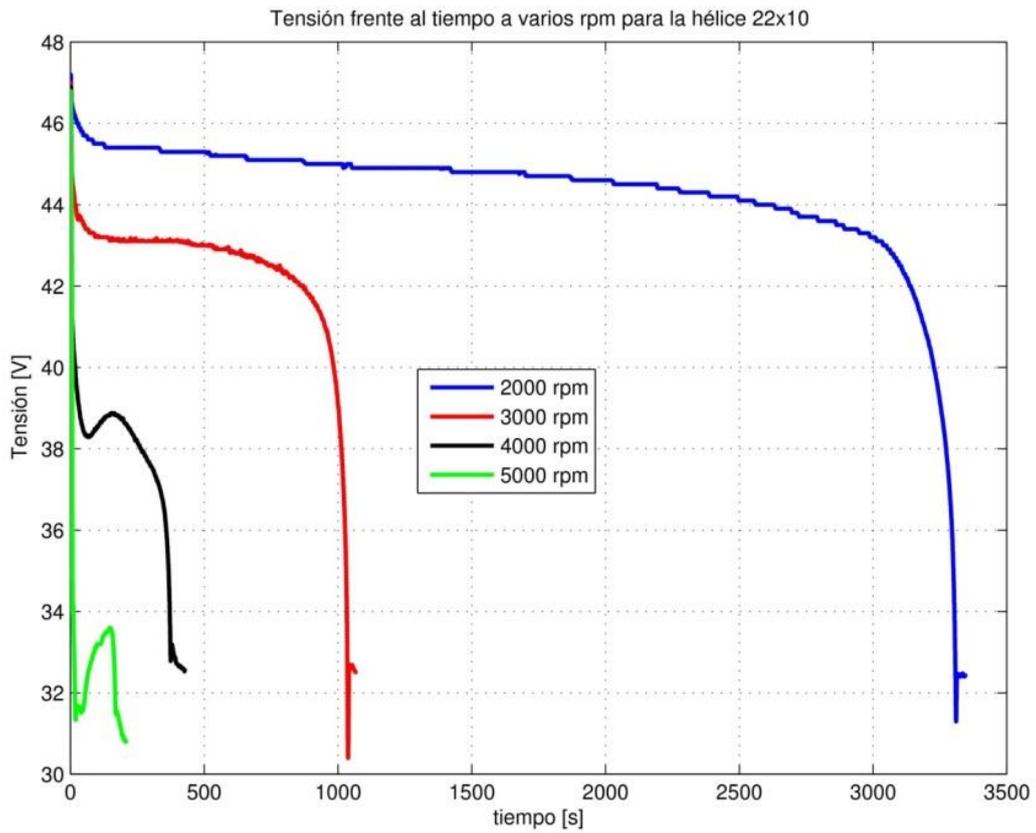


Ilustración 64. Tensión frente al tiempo a varios rpm para la hélice 22x10

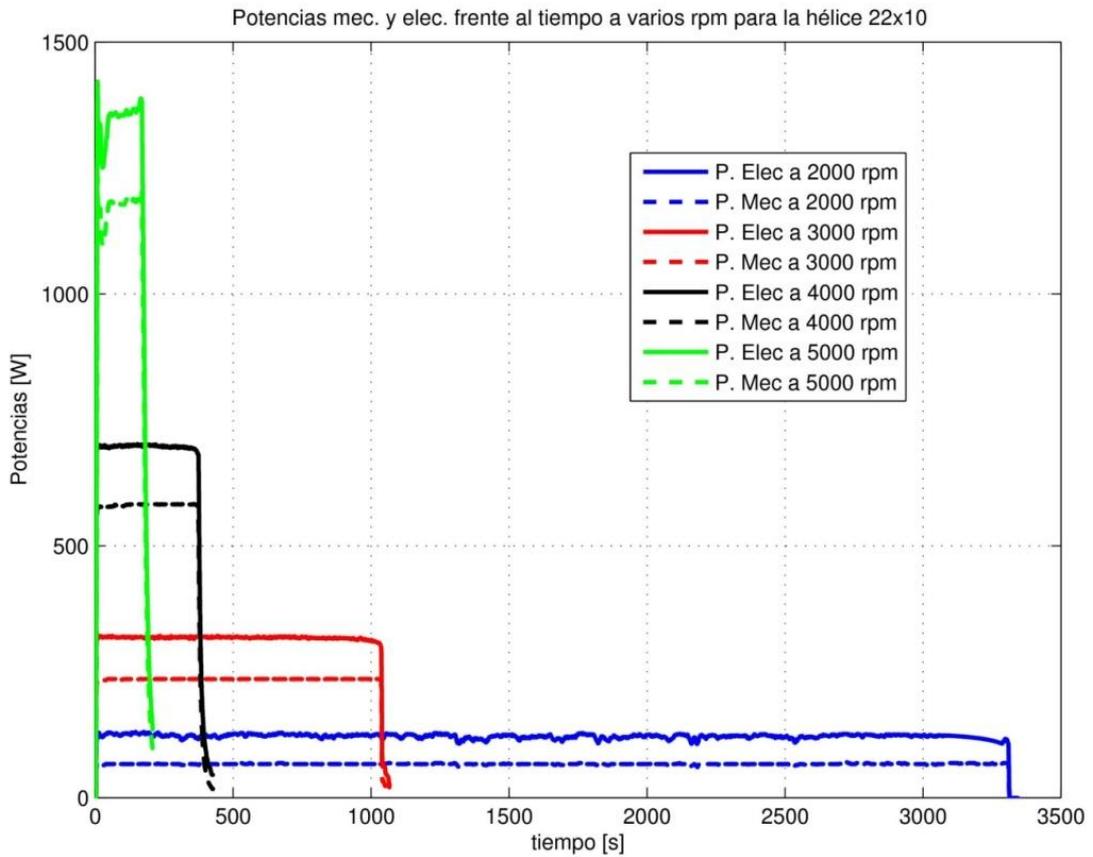


Ilustración 65. Potencias mec. y elec. frente al tiempo a varios rpm para la hélice 22x10

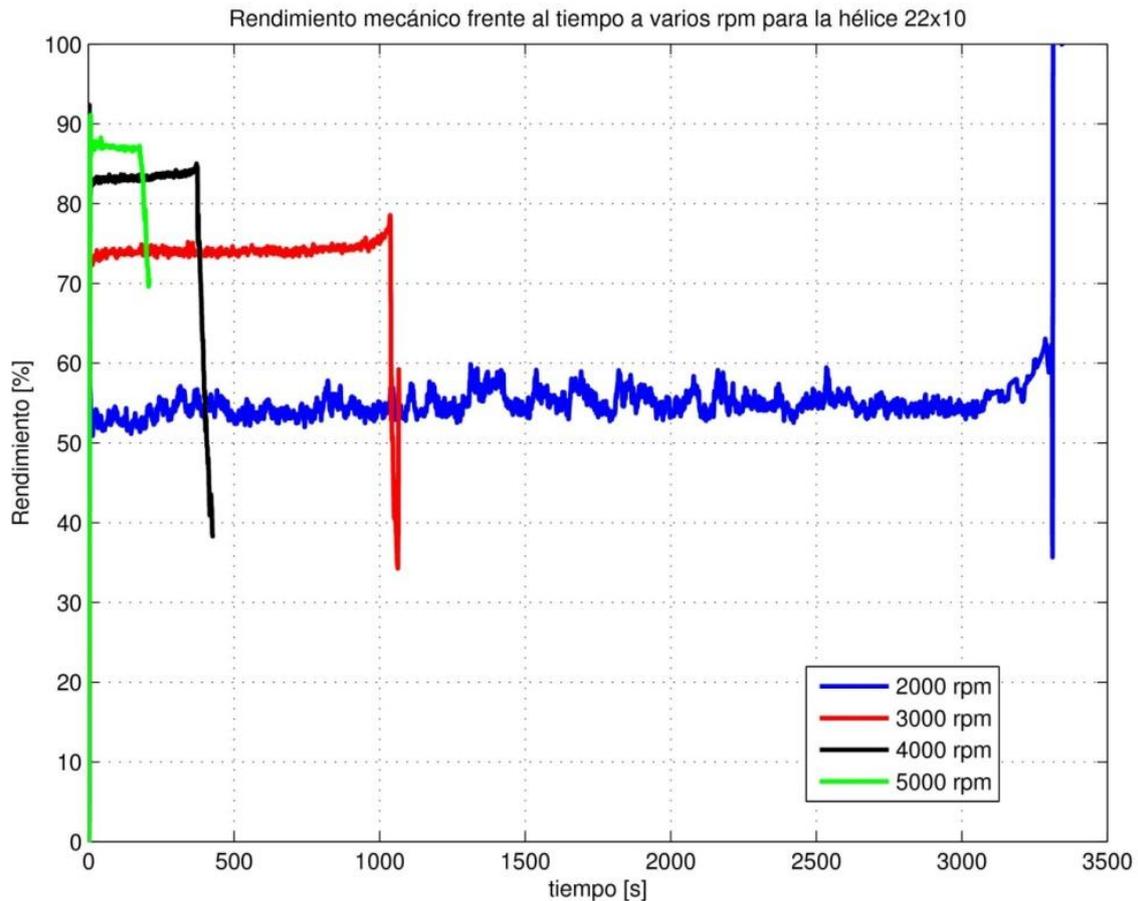


Ilustración 66. Rendimiento mecánico frente al tiempo a varios rpm para la hélice 22x10

4.3. Diseño del estudio de autonomía

Dado que el motor de estudio se embarca en una aeronave no tripulada, es de vital importancia tener constancia de la autonomía del mismo. Para ello, se optó por realizar un ensayo para cada nivel de revoluciones (2000 rpm, 3000 rpm, 4000 rpm, 5000 rpm), haciendo uso de un solo pack de baterías.

Una vez realizados todos los ensayos para una hélice, se calcula la envolvente de autonomía, que se trata de una curva que une todos los puntos donde las baterías se agotan, para cada experimento. Esta curva, si bien no es exacta, proporciona una muy buena estimación de la autonomía del motor en función de las revoluciones del mismo.

Por otro lado, el hecho de realizar los ensayos con solo un pack de batería tiene su explicación en que existe una tendencia prácticamente lineal entre la autonomía y el número de baterías conectadas en paralelo (pack's). Este hecho queda demostrado en el documento de Elio Carrasco (1), donde la explicación es que para un régimen de

revoluciones constante y para una velocidad de vuelo constante (en este caso nula), la potencia eléctrica de entrada al motor es invariable (Ilustración 67).

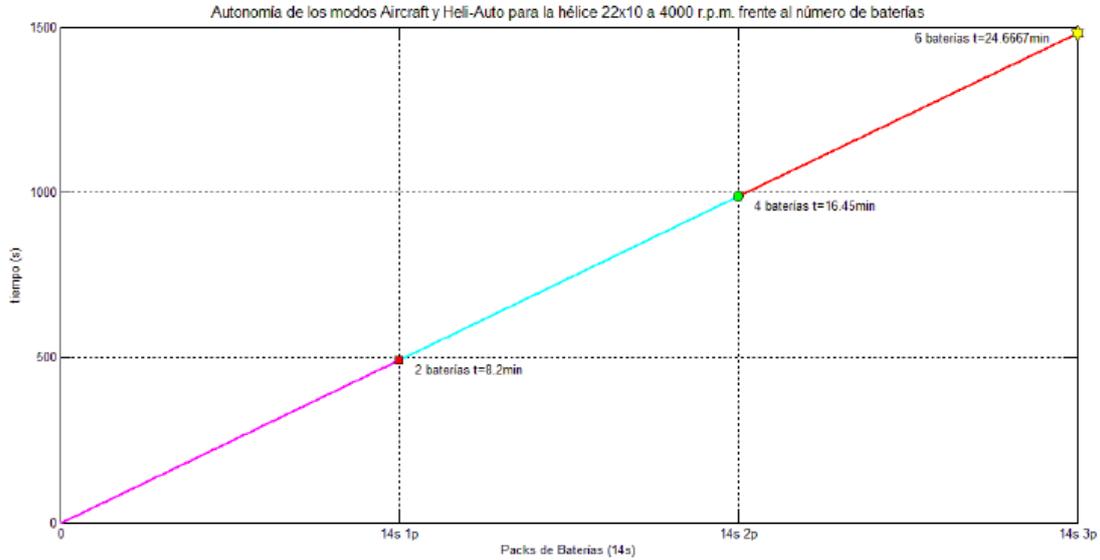


Ilustración 67. Autonomía del sistema moto-propulsivo con la hélice 22x10 a mismo régimen de revoluciones en función del número de baterías

Por lo tanto, para conocer la autonomía del motor con más de un pack de batería, únicamente hay que aplicar la siguiente relación lineal:

$$t_{autonomía}(n^{º} bat) = t_{autonomía}(1 bat) \cdot n^{º} baterías \quad (1)$$

El estudio de autonomía se realiza para todas las hélices incluidas en el análisis, de esta forma, se tiene un estudio amplio que permita elegir que hélice es la adecuada en función del uso que se le vaya a dar al motor.

4.4. Análisis del estudio de autonomía

En este apartado se representan las envolventes de autonomía para cada una de las hélices. Como se ha comentado en la sección Diseño del estudio de autonomía, se trata un estudio muy importante, ya que proporciona una idea de cuánto van a durar las baterías en función del régimen de revoluciones elegido para la operación. La representación se realiza por orden de paso ascendente de las hélices.

Como se puede comprobar en la Ilustración 68, la envolvente de autonomía es bastante similar en todos los casos. Cabe destacar que la mayor autonomía se da para la hélice 22x10 a 2000 revoluciones por minuto, no obstante, ese nivel de revoluciones se dará en pequeños instantes de la operación.

Con el fin de obtener información acerca de qué hélice proporciona más autonomía, se detalla en la el tiempo de agotamiento de las baterías tomando como régimen de revoluciones de referencia el correspondiente a 3000 revoluciones por minuto, siendo este un régimen de revoluciones típicamente alcanzado en la actuación de una aeronave no tripulada:

Hélice	Autonomía a 3000 rpm [s]
20x08	1855,7
22x10	1026,6
22x12	828,9
22x12W	817,5
21x13W	911,5
21x14	987,8

Tabla 6. Autonomía a 3000 rpm para cada hélice

Se observa claramente que la hélice que más autonomía proporciona es la 20x08, no obstante, y tal como se verá en el siguiente apartado, se trata de la hélice que menores prestaciones posee. Por otro lado, la hélice con menos autonomía a 3000 revoluciones por minuto es la 22x12W, siendo esta la que, en términos generales, mayores prestaciones proporciona, lo cual se podrá confirmar en el apartado siguiente.

Como se ha podido comprobar, este apartado puede ser muy útil si se quiere escoger una hélice en función del tiempo que requiere la operación de la aeronave donde va embarcado el motor.

Es importante destacar que las envolventes de autonomía se han generado a partir de cuatro experimentos correspondientes a los cuatro regímenes de revoluciones detallados anteriormente. Es por ello que sería interesante en futuros proyectos la mejora de las curvas anteriores con un mayor número de ensayos.

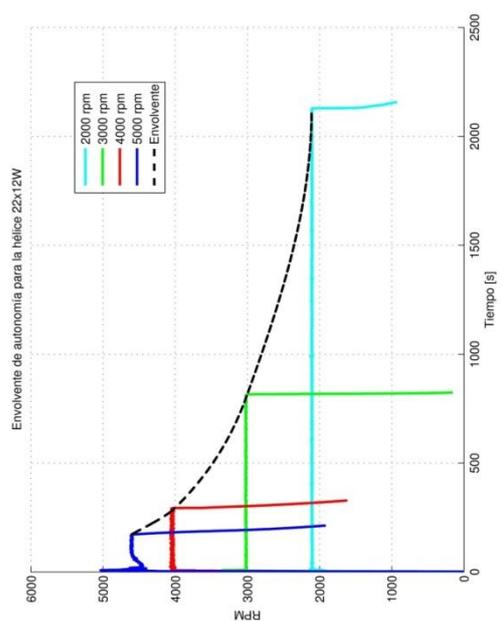
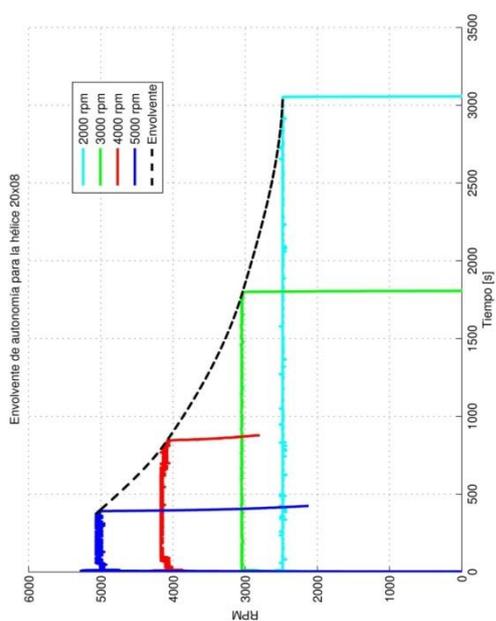
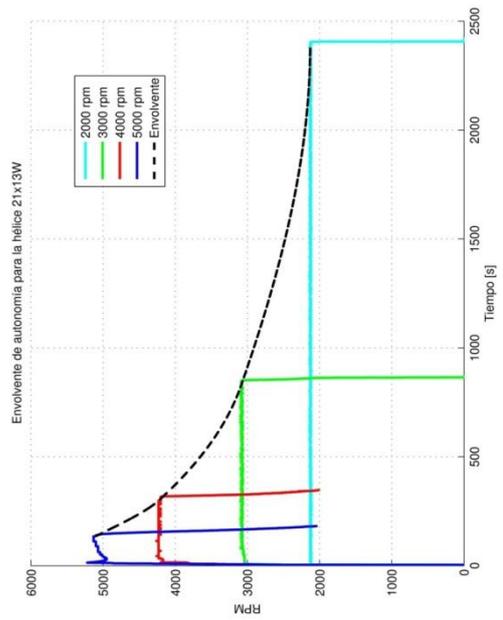
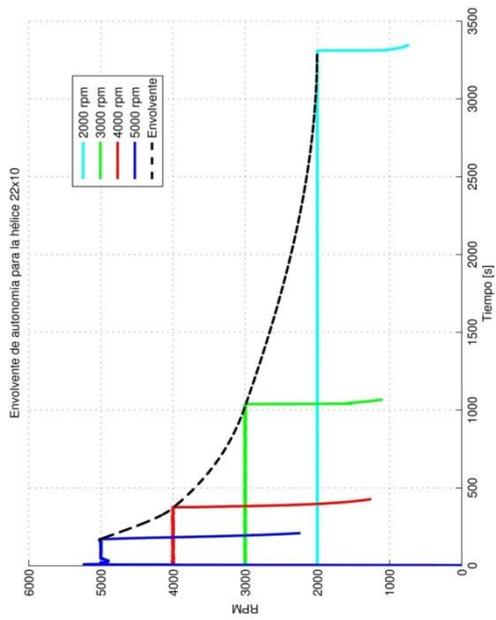
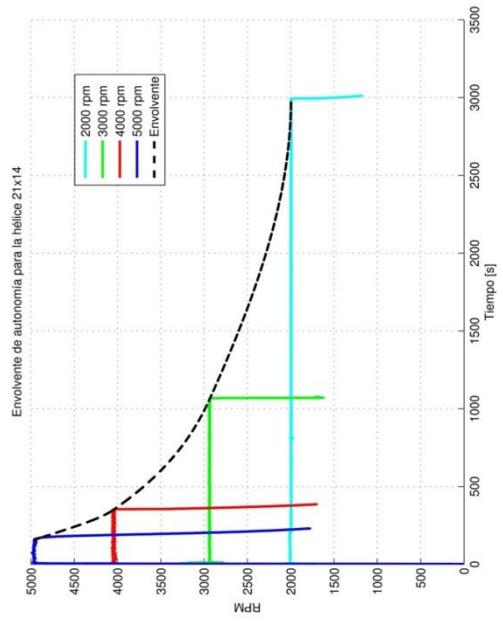
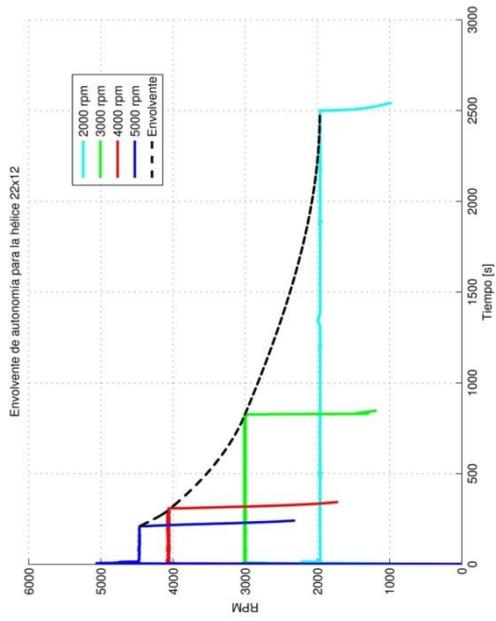


Ilustración 68. Envolvente de autonomía para todas las hélices

4.5. Diseño del estudio de caracterización estática

Como se ha comentado, los ensayos estáticos suponen una primera toma de contacto del comportamiento del motor, por lo que es interesante obtener un mapa de las actuaciones del mismo a velocidad nula.

Para ello, aprovechando los experimentos realizados para realizar el estudio de autonomía, se calcula la variación de variables como el empuje y el par, frente a las revoluciones del motor.

De este modo, las variables analizadas estáticamente son:

1. Variables cinemáticas (RPM): Si se recuerda, este parámetro se mide a través del mismo variador que gestiona y suministra la potencia que llega al motor.
2. Variables dinámicas (empuje y par): Estas variables son sumamente importantes a la hora de caracterizar las actuaciones de un motor.
3. Variables de consumo (tensión, intensidad y potencia eléctrica): Ambas medidas a través de un sensor colocado entre las baterías y el variador. Otra variable de consumo importante es la potencia eléctrica, que es el producto de la tensión por la intensidad de alimentación:

$$P_{eléctrica} = U \cdot I \quad (2)$$

A partir de las variables anteriores surgen otras nuevas como son:

1. Potencia mecánica, como el producto del par generado por la velocidad de giro en rad/s.

$$P_{mecánica} = Q \cdot \Omega \left(\text{rad/s} \right) \quad (3)$$

2. Rendimiento mecánico, como medida de cuanta potencia utiliza el motor de toda la proporcionada por las baterías, es decir, es una medida de la eficiencia mecánica de la planta propulsiva.

$$\eta_{mecánico} = \frac{P_{mecánica}}{P_{eléctrica}} \quad (4)$$

Estas dos últimas variables serán consideradas a lo largo del proyecto como variables de consumo.

Con las variables mencionadas se tiene un mapa completo para caracterizar estáticamente las actuaciones de la planta propulsiva, que permitirá sacar conclusiones relevantes para los posteriores ensayos dinámicos.

4.6. Análisis de la caracterización estática

A continuación, se representan en función de las revoluciones del motor, las variables más interesantes en cuanto a las actuaciones del motor (empuje, par, potencia eléctrica, potencia mecánica y rendimiento mecánico), para todas las hélices. La explicación de la importancia de la realización de este estudio se encuentra detallada en la sección Diseño del estudio de caracterización estática.

4.6.1. Empuje

Como se puede apreciar en la Ilustración 69, el empuje aumenta conforme lo hace el régimen de revoluciones, lo cual es lógico. Por otro lado, se observa cómo la hélice que mayor empuje proporciona en términos generales es la 22x12W, seguido de la 22x12. Estas hélices son las de mayor diámetro, con un paso intermedio, por lo que parece que esta combinación es la más óptima en cuanto a generación de empuje se refiere.

Es significativa la diferencia de empuje de la hélice 20x08 en relación a las demás, fruto de su bajo diámetro y paso.

4.6.2. Par

El comportamiento de esta variable es similar al caso anterior, como se puede apreciar en la Ilustración 70, aumentando conforme lo hacen las revoluciones del motor.

En cuanto a las hélices que más y menos par generan, coinciden con las del empuje, no obstante, se observa una ligera diferencia en las hélices intermedias, siendo la hélice 22x10 la que menos par genera después de la 20x08.

4.6.3. Potencias eléctrica y mecánica

El comportamiento es análogo, aumentando la potencia eléctrica demandada y la potencia mecánica generada conforme las revoluciones a las que gira el motor es mayor. Por otro lado, las hélices que más potencia generan con las 22x12 y 22x12W, habiendo mucha diferencia de la 20x08 respecto las demás.

Como se puede apreciar, la diferencia entre las potencias eléctricas y mecánicas, es similar en cada una de las hélices. Se recuerda que esta diferencia define la potencia

mecánica (ecuación (4)), que es una medida de la eficiencia mecánica del motor, es decir, cuanta de la potencia eléctrica recibida por el variador, es transformada por el motor en potencia mecánica.

4.6.4. Rendimiento mecánico

De la Ilustración 72 se pueden extraer dos conclusiones principalmente. Por un lado, se ve claramente como el motor actúa de una forma mucho más eficiente conforme mayores son las revoluciones del mismo. Por otro lado, las hélices 22x12 y 22x12W son las que mayor rendimiento mecánico poseen, siendo este parámetro una medida de cuanta de la energía recibida es utilizada para generar empuje.

Por otro lado, se confirma lo explicado anteriormente con las potencias eléctrica y mecánica, ya que se observa que los rendimientos mecánicos son similares para todas las hélices, exceptuando el caso de la hélice 20x08 la cual difiere notablemente en todas y cada una de las variables de estudio, como se ha podido comprobar y se confirmará en el análisis dinámico de la sección siguiente.

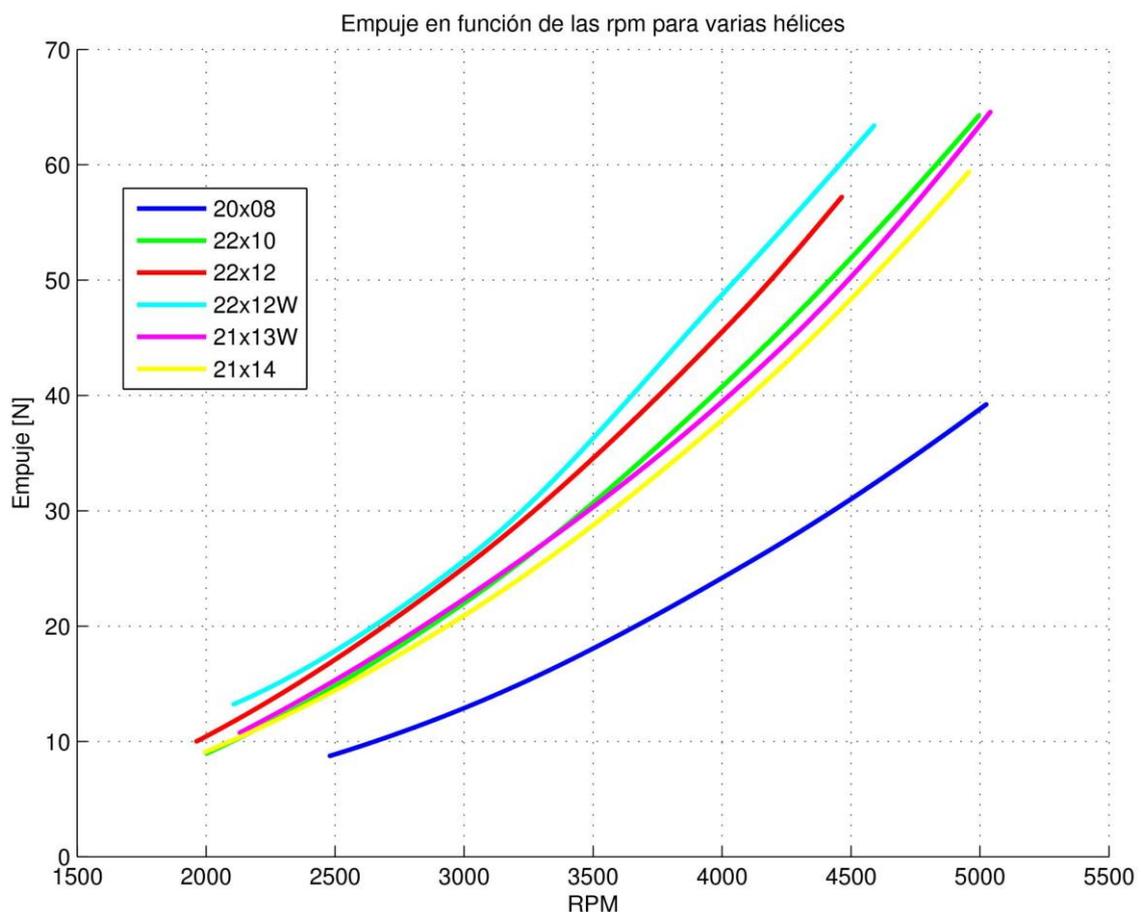


Ilustración 69. Empuje en función de las rpm para varias hélices

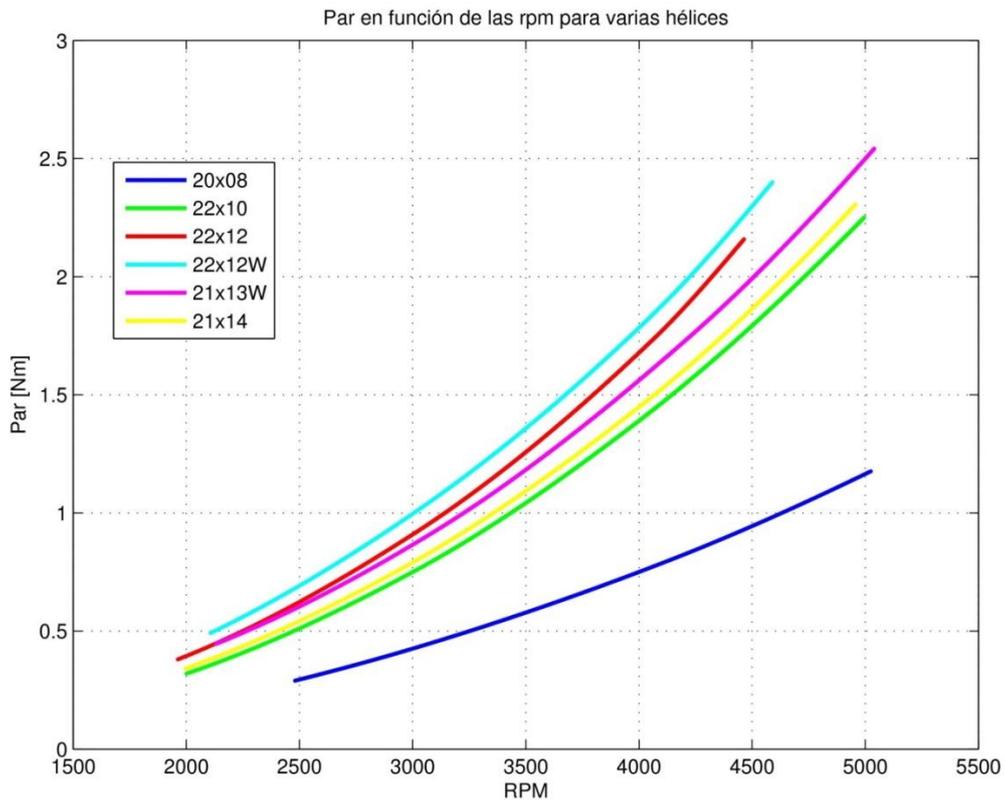


Ilustración 70. Par en función de las rpm para varias hélices

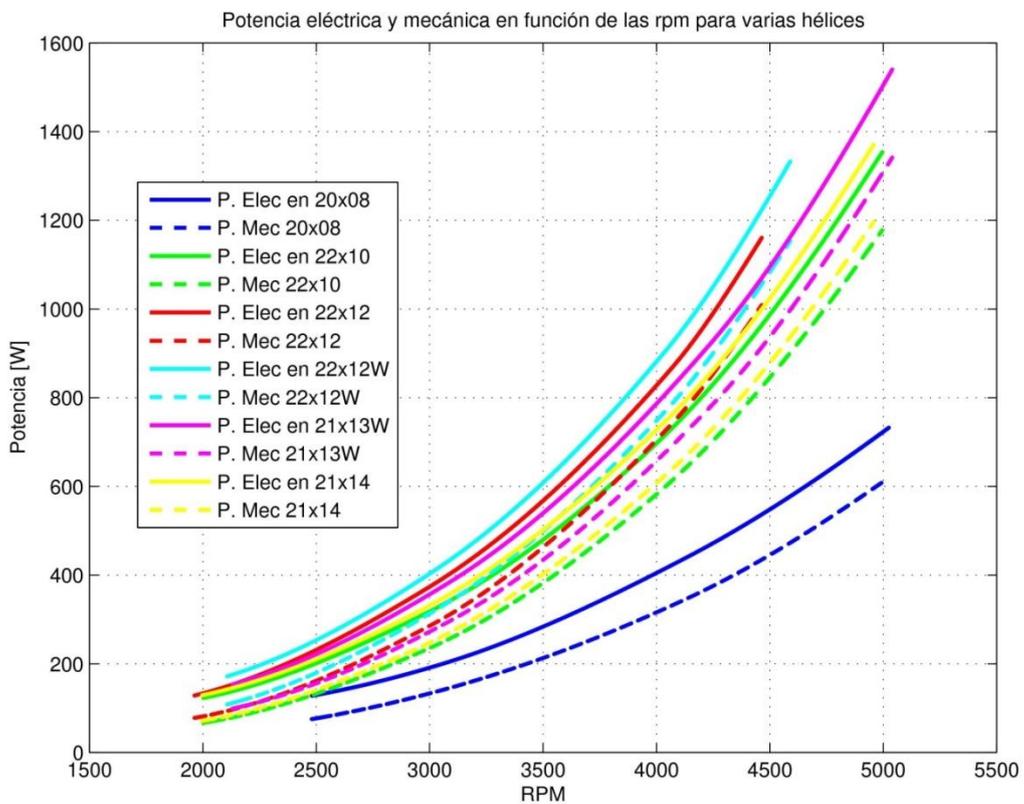


Ilustración 71. Potencia eléctrica y mecánica en función de las rpm para varias hélices

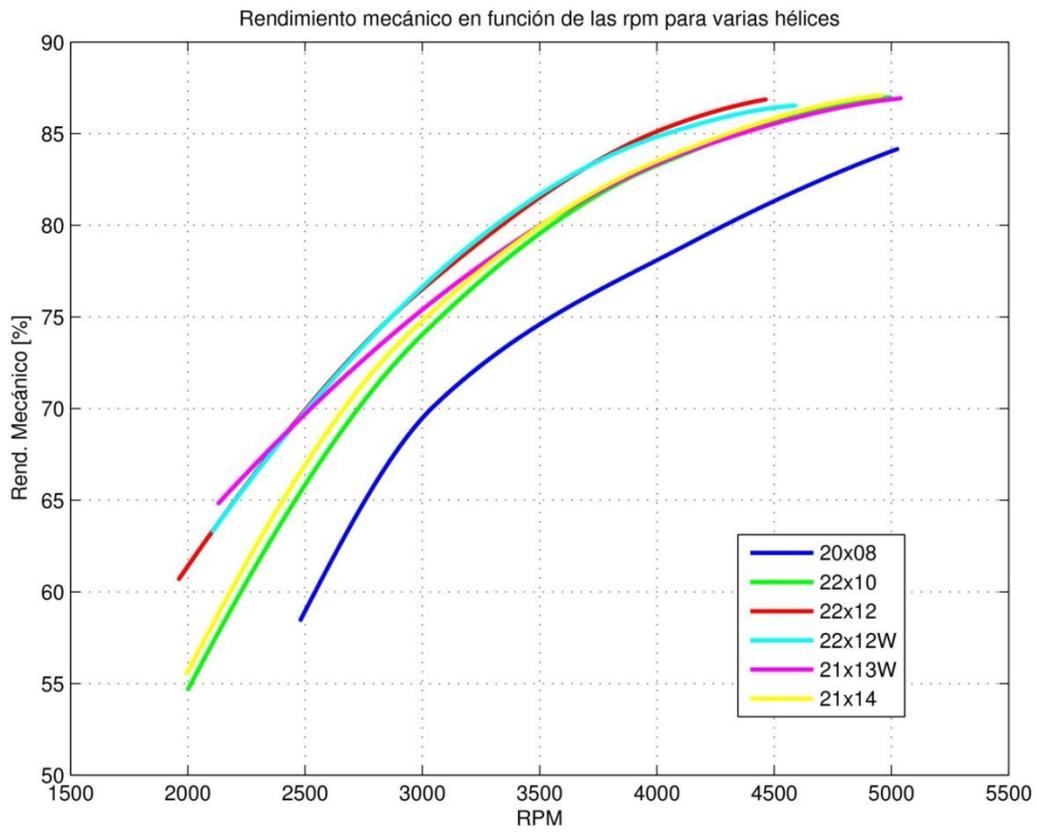


Ilustración 72. Rendimiento mecánico en función de las rpm para varias hélices

5. Ensayos dinámicos

Como se ha comentado con anterioridad, para tratar de obtener una caracterización lo más completa posible de la planta propulsiva se plantean dos tipos de ensayos, los estáticos realizados en la bancada diseñada y construida para ello, y los dinámicos, realizados en el túnel de viento.

Este apartado se centra en todo lo relacionado con los ensayos dinámicos, tanto en el diseño de los experimentos que lo conforman y su justificación como en el análisis de los resultados obtenidos en cada uno de ellos.

Al igual que ocurría con los experimentos estáticos, se hará uso del modo RPM constante del variador, ya que queda demostrado en el documento de Elio Carrasco (1) que es el más eficiente para mantener las revoluciones constantes, que es lo que se está buscando para cuando el motor se encuentre embarcado en una aeronave no tripulada.

Los experimentos dinámicos suponen el núcleo central de los ensayos de la planta propulsiva, ya que el motor va a ser embarcado en aviones no tripulados, por lo que el análisis de su comportamiento en vuelo es de vital importancia para predecir sus actuaciones y anticiparse a posibles situaciones inesperadas.

Como se ha comentado, la totalidad de los ensayos dinámicos se ha realizado en el túnel de viento, el cual permite introducir al sistema la velocidad de vuelo como una nueva variable para caracterizar la planta propulsiva.

El estudio dinámico del motor consta de cuatro tipos de ensayos:

1. Estudio de resistencia, donde se analiza la resistencia inducida por la bancada donde se encuentra instalado el motor.
2. Estudio de autorotación, donde se investiga para qué valor de la velocidad del túnel el motor entra en autorotación. Como se podrá comprobar a lo largo del proyecto, este fenómeno estará presente en casi todos los resultados.
3. Caracterización dinámica de la planta propulsiva, donde se calculan y representan variables dinámicas, cinemáticas, de consumo y adimensionales, para cada valor de la velocidad del túnel de viento.
4. Estudio de la influencia del mach, donde se representa el comportamiento de ciertas variables adimensionales una vez introducido el mach de vuelo como variable en el estudio.

Como se aprecia, el estudio dinámico es amplio, lo cual es necesario ya que es donde el comportamiento del motor se asemeja al comportamiento real que tendrá cuando se encuentre embarcado en una aeronave.

5.1. Diseño del estudio de la resistencia de la bancada

El estudio de la resistencia producida por la bancada es necesario ya que debido a la misma el empuje medido por el sensor no corresponde con el empuje real ejercido por el motor. Por tanto, es necesario realizar un ensayo para medir la fuerza ejercida sobre la bancada del motor, sin estar éste en funcionamiento.

El ensayo consiste en un barrido de velocidades del túnel de viento, con el objetivo de obtener una relación entre la resistencia de la bancada y la velocidad del túnel $D = D(V_\infty)$. Una vez obtenida esta relación, se extrae una ecuación polinómica de segundo grado que se ajuste a la curva anterior, de tal forma que la resistencia viene dada por una relación del tipo:

$$D(V_\infty) = P_2 \cdot V_\infty^2 + P_1 \cdot V_\infty + P_0 \quad (5)$$

Una vez obtenida esta ecuación, para cada valor de la velocidad del túnel hay que restar la resistencia de la bancada al empuje medido por el sensor, de tal forma que:

$$E_{neto} = E_{medido} - D(V_\infty) \quad (6)$$

Es importante resaltar que este experimento se ha realizado de forma redundante, con el fin de obtener los resultados más realistas posibles. De este modo, se ha medido la resistencia generada por la bancada en cuatro ocasiones:

1. Velocidad del túnel ascendente siguiendo la siguiente serie: 0%, 10%, 20%, ..., 90%.
2. Velocidad del túnel ascendente siguiendo la siguiente serie: 5%, 15%, 25%, ..., 85%.
3. Velocidad del túnel descendente siguiendo una serie similar al caso 1.
4. Velocidad del túnel descendente siguiendo una serie similar al caso 2.

De esta forma, se realizarán las siguientes comparaciones:

1. Velocidades ascendentes entre sí.
2. Velocidades descendentes entre sí.
3. Velocidades ascendentes y descendentes.

El objetivo es demostrar que los resultados son similares para todos los casos y en el caso contrario, establecer cuál de los experimentos se corresponde más con la realidad para extraer la información necesaria.

Este estudio permite tarar las medidas de empuje sustrayendo la componente correspondiente a la resistencia de la bancada, de tal forma que el empuje resultante sea el empuje neto producido por la planta propulsiva, y así poder caracterizar dinámicamente las actuaciones del motor.

5.2. Análisis de la resistencia de la bancada

Como se ha comentado en el apartado Diseño del estudio de la resistencia de la bancada, el estudio de la resistencia generada por la bancada es de vital importancia para calcular el empuje neto generado por la planta propulsiva.

Antes de nada, es necesario comparar y analizar los ensayos realizados de forma redundante, para establecer cuál de ellos es el idóneo para extraer el modelo de resistencia de la bancada de ensayos. A continuación, se representan los resultados extraídos de los distintos ensayos de resistencia realizados.

5.2.1. Comparación de los resultados a velocidad del túnel ascendente

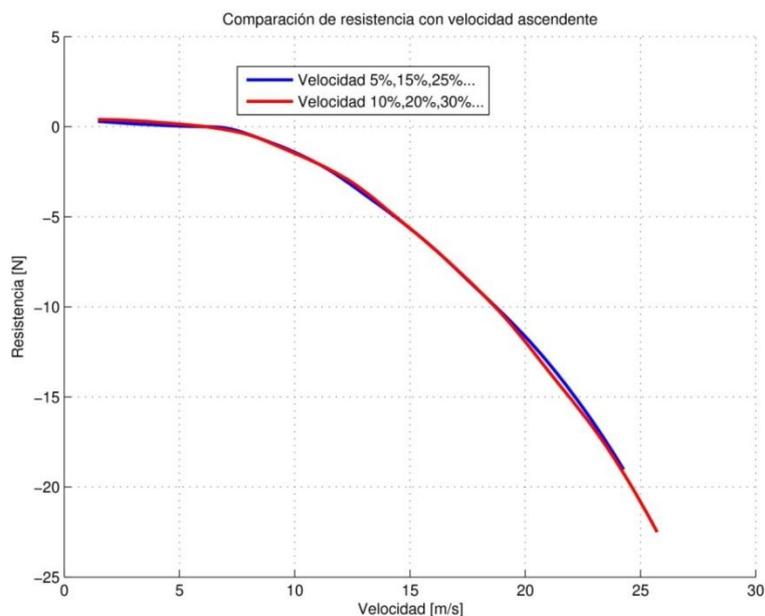


Ilustración 73. Comparación de resistencia de la bancada a velocidad del túnel ascendente

Como se aprecia en la Ilustración 73, apenas hay diferencia entre los resultados obtenidos para ambos casos.

5.2.2. Comparación de los resultados a velocidad del túnel descendente

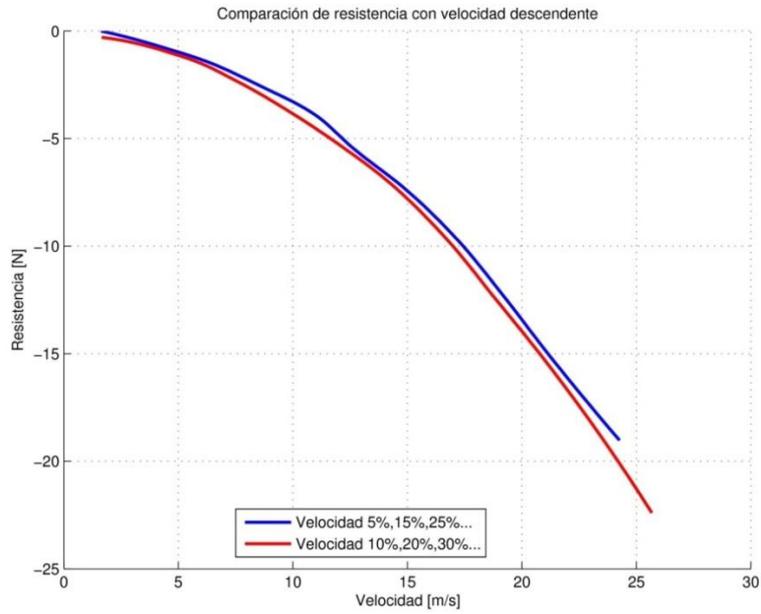


Ilustración 74. Comparación de resistencia de la bancada a velocidad de túnel descendente

De forma análoga al caso anterior, los resultados son similares para los dos ensayos.

5.2.3. Comparación de los resultados a velocidad del túnel ascendente y descendente

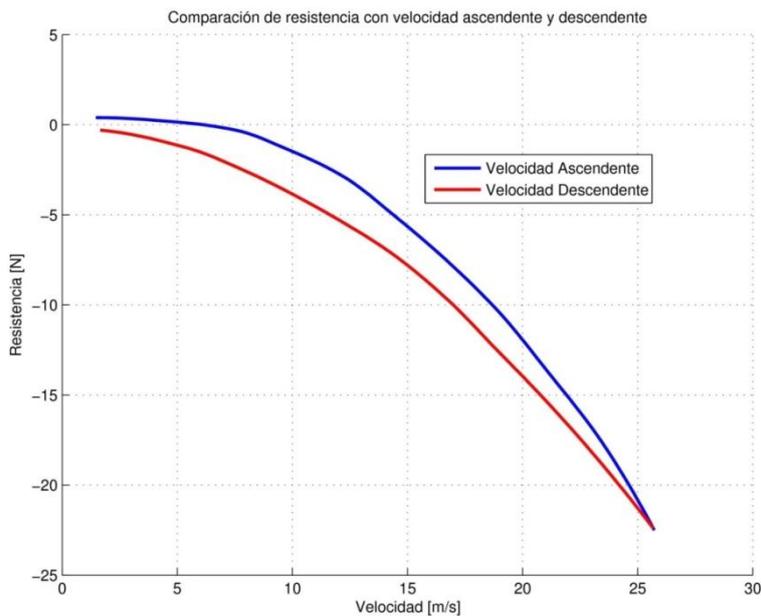


Ilustración 75. Comparación de resistencia de la bancada a velocidad ascendente y descendente

En la Ilustración 75 se aprecia una ligera diferencia entre los ensayos a velocidad ascendente y los ensayos a velocidad descendente cuyo valor máximo ronda los 2.5 N, lo cual se debe a la resistencia residual que permanece cuando la velocidad del túnel pasa de tener velocidad ascendente a tener velocidad descendente.

Con el fin de obtener los resultados más realistas posibles, se va a tomar como ensayo válido el realizado con velocidad del túnel ascendente. Además, aunque los resultados revelan que la serie de puntos de velocidad utilizado es indiferente, se va a tomar como puntos para el ensayo los correspondiente al 10%, 20%, 30%, ... de la velocidad del túnel, ya que ha sido la sucesión utilizada para todos los ensayos.

Finalmente, una vez estudiado cuál de los ensayo es el idóneo, se representa a continuación (Ilustración 76) la resistencia de la bancada en función de la velocidad del túnel.

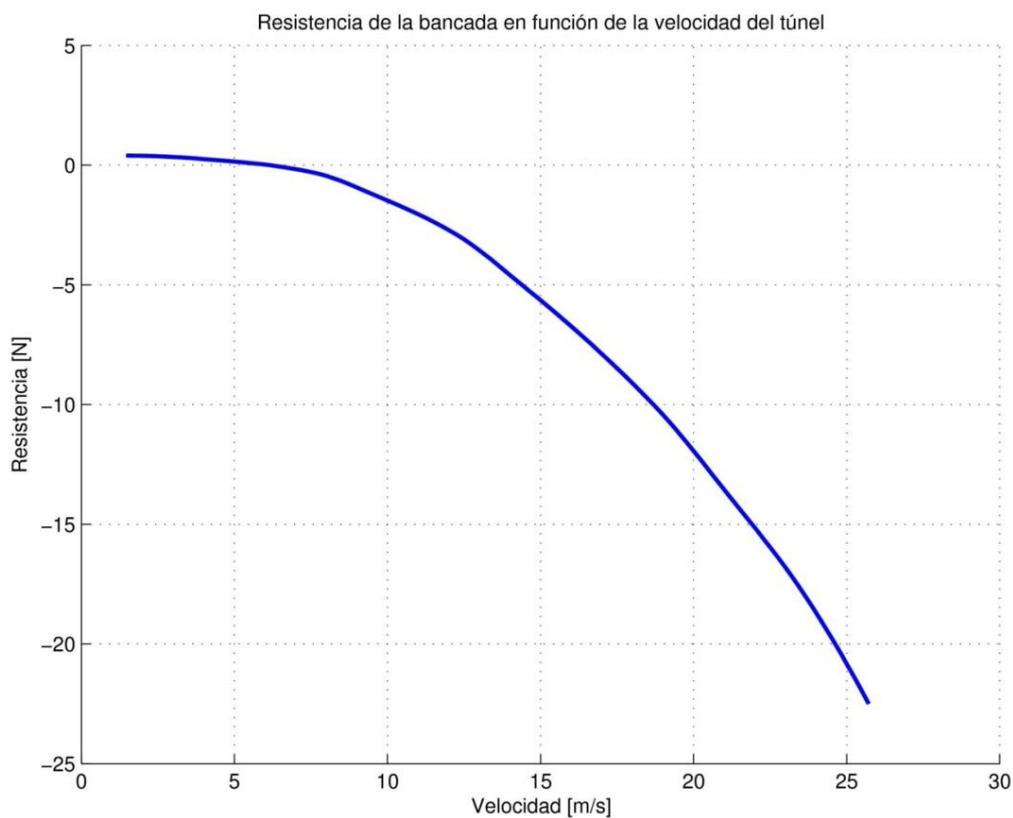


Ilustración 76. Resistencia de la bancada en función de la velocidad del túnel

Como se puede apreciar, la resistencia de la bancada aumenta conforme lo hace la velocidad del túnel, lo cual es lógico, puesto que la corriente de aire ejerce más fuerza sobre la estructura de la bancada.

Para poder usar de forma analítica la curva anterior, se realiza un ajuste polinómico de orden dos, haciendo uso del comando *polyfit* de Matlab. De esta forma, se obtienen los coeficientes de dicho polinomio y se automatiza el proceso de ajuste del empuje para obtener el empuje neto generado por el motor.

Realizando dicho ajuste, se obtienen los siguientes coeficientes:

$$\begin{aligned}P_0 &= -0.3199 \\P_1 &= 0.3530 \\P_2 &= -0.0468\end{aligned}$$

De modo que el polinomio que se ajusta a la curva anterior y representa a la resistencia de la bancada viene dado por:

$$D(V_\infty) = -0.0468 \cdot V_\infty^2 + 0.3530 \cdot V_\infty - 0.3199$$

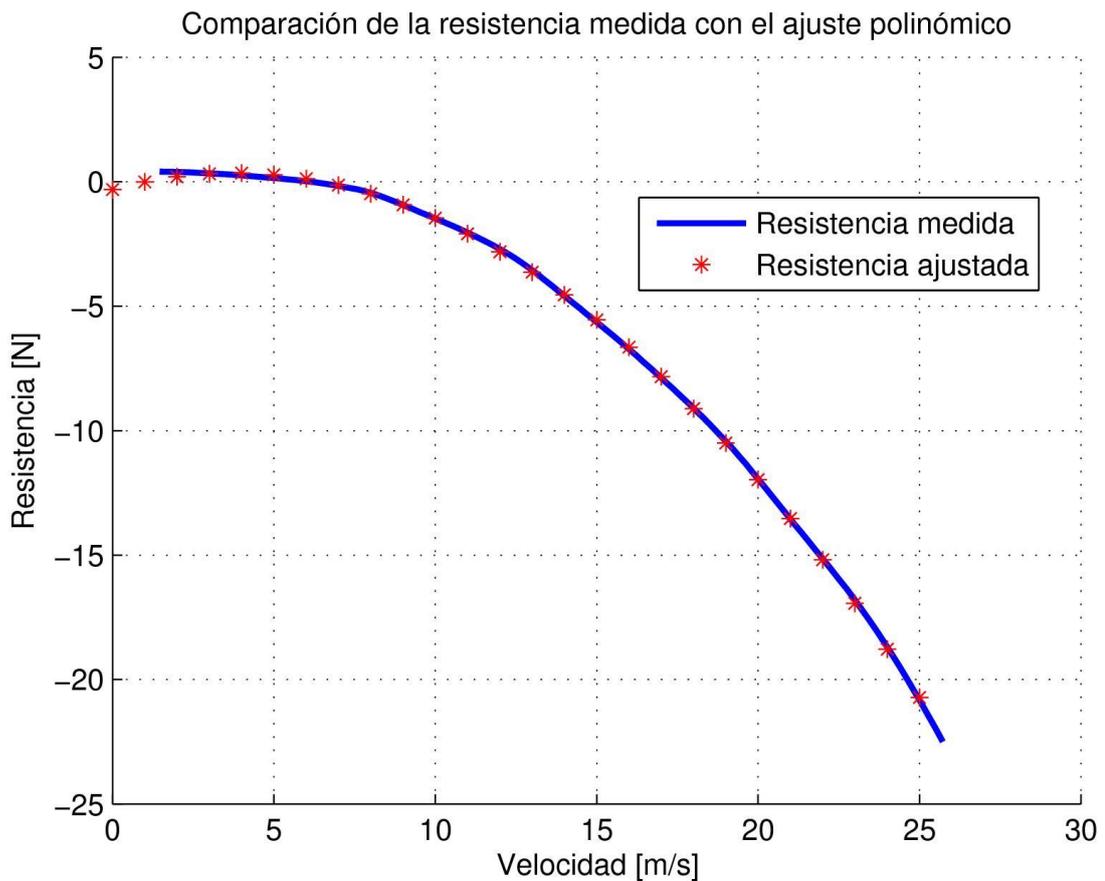


Ilustración 77. Comparación de resistencia de la bancada medida con el ajuste

En la Ilustración 77 se puede confirmar la precisión del ajuste realizado, haciendo uso únicamente de tres coeficientes.

Como se ha comentado con anterioridad, el último paso es hacer uso de la relación anterior para restarle la resistencia de la bancada al empuje medido, para obtener en el empuje neto generado por el motor.

5.3. Diseño del estudio de autorotación

Como es sabido, el fenómeno de autorotación se produce cuando la rotación de la hélice es producida por la velocidad del viento incidente, en vez de ser producida por la potencia suministrada.

El ensayo consiste en realizar un barrido de velocidad para cada una de las hélices, encontrándose el motor en ralentí. De esta forma, se va aumentando la velocidad hasta que la hélice del motor comienza a girar libremente. A partir del punto donde comienza la autorotación, se puede establecer una relación entre la velocidad del túnel de viento y la velocidad de giro de la hélice.

Este estudio es importante ya que cuando el motor entra en autorotación, los datos obtenidos comienzan a ser erróneos, ya que la resistencia de la bancada cobra importancia frente al empuje real ejercido por el motor. Este hecho se verá con claridad en las gráficas resultantes de los experimentos.

5.4. Análisis de la autorotación

El objetivo de este apartado es analizar a qué velocidad del túnel de viento entra en autorotación cada una de las hélices, así como verificar que tras la aparición del fenómeno, las revoluciones del motor aumentan de forma lineal respecto a la velocidad del túnel. Para ello, se representa la evolución de las revoluciones del motor frente a la velocidad del túnel haciendo uso de cuatro de las hélices: 22x10, 22x12, 22x12W y 21x14 (no se poseen datos para las dos hélices restantes).

Como se puede apreciar en la Ilustración 78, las hélices permanecen en el estado de ralentí hasta que comienzan a aumentar sus revoluciones, ese cambio de tendencia de la gráfica implica la aparición del fenómeno de autorotación, la cual varía en función de la hélice. Como se observa, este fenómeno se produce antes en la hélice 22x12W respecto al resto de hélices, siendo la que más tarda la hélice 21x14.

Por otro lado, se observa cómo, tras la aparición del fenómeno de autorotación, se sigue una tendencia lineal, más clara conforme más alta es la velocidad del túnel de viento, lo cual es lógico puesto que el motor deja de actuar, siendo el aire la única fuerza que provoca el movimiento de la hélice.

En cuanto a la velocidad a la que se produce la autorotación en cada caso, se observa una gran variación de la hélice 22x12W respecto de las demás, debido al grosor de la misma, que hace que la superficie expuesta sea mayor. En la Tabla 7 se detalla cuantitativamente los resultados obtenidos.

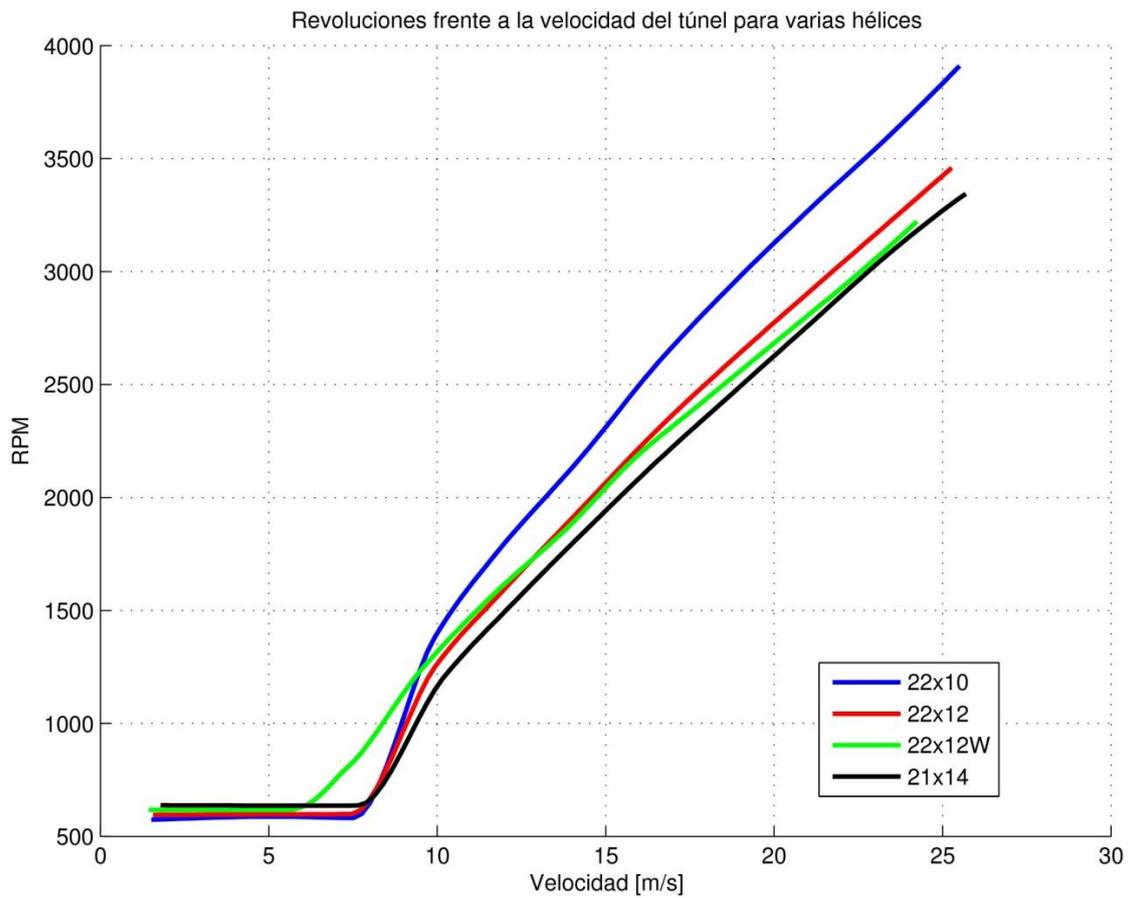


Ilustración 78. Revoluciones en función de la velocidad en análisis de autorotación para varias hélices

Hélice	Velocidad de autorotación [m/s]
22x10	7.51
22x12	7.49
22x12W	5.75
21x14	7.67

Tabla 7. Velocidad de autorotación para varias hélices

5.5. Diseño del estudio de caracterización dinámica

Esta parte es una de las más importantes del proyecto, ya que es donde se analiza el comportamiento de la planta propulsiva ante una corriente de aire incidente, por tanto, de este estudio se extraen las distintas conclusiones relacionadas con los siguientes aspectos:

- Qué tipo de hélice utilizar en función del uso del motor.
- Qué régimen de revoluciones establecer para cada fase del vuelo.
- Qué márgenes tanto de velocidad de vuelo como de revoluciones del motor son admisibles para un uso eficiente de la planta propulsiva.

Para estudiar el comportamiento dinámico del motor, es necesario elaborar un mapa completo de las actuaciones del motor, para lo cual, se estudia el comportamiento del motor para cada régimen de revoluciones, para cada hélice y realizando un barrido de la velocidad del túnel de viento. El proceso seguido es el siguiente:

1. Se escoge una hélice y se instala en el motor.
2. Se escoge un régimen de revoluciones, por ejemplo 2000 revoluciones por minuto, y se lleva al motor a dicho régimen.
3. Se realiza un barrido de velocidades del túnel, manteniendo el motor a 2000 revoluciones por minuto.
4. Una vez terminado el ensayo, se repite a 3000 revoluciones, y así sucesivamente.

De esta forma, para cada hélice, se tiene una matriz de cada una de las variables respecto a las revoluciones del motor y la velocidad del túnel de viento.

Como se observa, los parámetros de los que dependen las distintas variables son la velocidad del túnel de viento y las revoluciones por minuto a los que se encuentra sometido el motor. A continuación, se detallan y justifican la cantidad de puntos utilizados para cada parámetro.

- Para las revoluciones se ha optado por tomar cuatro valores para los ensayos (2000 rpm, 3000 rpm, 4000 rpm, 5000 rpm), que abarcan prácticamente la totalidad del margen de revoluciones al que estará sometido el motor en su operación.

- Para la velocidad del túnel de viento se ha optado por tomar un total de 11 puntos, correspondientes a los distintos marcadores del dispositivo de control de la velocidad (Ilustración 49), más los estados de ralentí de los ventiladores y velocidad nula.

De este modo se obtiene una matriz de 11x4 puntos, la cual es interpolada en el procesado posterior para obtener una representación más clara y continua.

En cuanto a las variables de estudio, a las ya detalladas en el caso estático hay que sumarles otras que caracterizan dinámicamente al motor.

- Variables cinemáticas (RPM y velocidad del túnel de viento): A las revoluciones se le suma la velocidad del túnel (V_{∞}), la cual se mide mediante el tubo de pitot colocado en el interior del mismo.
- Variables dinámicas (empuje y par).
- Variables de consumo (tensión, intensidad, potencia eléctrica, potencia mecánica y rendimiento mecánico).
- Variables propulsivas adimensionales (coeficientes de empuje, par, potencia y rendimiento propulsivo, las cuales se definen mediante las siguientes expresiones:

$$C_T = \frac{T}{\rho_{\infty} n^2 D^4} \quad (7)$$

$$C_Q = \frac{Q}{\rho_{\infty} n^2 D^5} \quad (8)$$

$$C_P = \frac{P}{\rho_{\infty} n^3 D^5} \quad (9)$$

A las variables anteriores, se le añaden las siguientes que caracterizan dinámicamente al motor:

- Parámetro de avance

$$J = \frac{V_{\infty}}{nD} \quad (10)$$

- Rendimiento propulsivo

$$\eta_P = \frac{C_T}{C_P} J \quad (11)$$

Siendo D el diámetro de la hélice en metros y n la velocidad de rotación de la hélice en rad/s.

Estas variables adimensionales permiten analizar de forma aislada el comportamiento de las diferentes hélices, ya que supone una independencia lógica del motor respecto a las variables de control del sistema.

De este modo, con la idea de caracterizar de la forma más completa posible las actuaciones dinámicas del motor, se van a analizar los siguientes casos:

- Variación de variables cinemáticas, dinámicas y de consumo frente a la velocidad del túnel de viento:

$$f = f(V_\infty) \quad (12)$$

- Variación de variables cinemáticas, dinámicas y de consumo frente a la velocidad del túnel de viento y las revoluciones.

$$f = f(V_\infty, rpm) \quad (13)$$

- Variación de variables adimensionales frente al parámetro de avance:

$$f = f(J) \quad (14)$$

Siendo f cada una de las variables implicadas en el estudio dinámico de la planta propulsiva.

De esta forma se obtiene un mapa completo del comportamiento dinámico de la planta propulsiva, que permite analizar las actuaciones del mismo y elegir que hélice y régimen de revoluciones es el adecuado en función de la misión a realizar.

Como se ha podido observar, en las ecuaciones que definen las variables propulsivas adimensionales se encuentra la densidad ambiental durante el ensayo. Dado que no es

posible medirla de forma continua, se establece la hipótesis de que el tiempo característico de variación de la densidad durante el ensayo es mucho mayor al tiempo de realización de los mismos. Por tanto, la única medida a tener en cuenta es la realizada al comienzo del ensayo.

Para calcular la densidad, se ha de medir la humedad relativa, la presión y la temperatura, haciendo uso de la estación meteorológica (Ilustración 13). Con esos parámetros, se hace uso de la ecuación de los gases ideales, pero ha de ser corregida con la humedad relativa, debido a la situación geográfica donde se realizan los ensayos (Sevilla). De este modo, la ecuación utilizada es la siguiente:

$$\rho = \frac{p}{TR_g} \left(1 - w \frac{1 - M_{va}}{w + M_{va}} \right) \quad (15)$$

Donde ρ es la densidad del aire, p la presión atmosférica, T la temperatura, R_g la constante universal de los gases ideales, $M_{va} = \frac{M_v}{M_a} = \frac{0.018}{0.029} = 0.622$ la relación de masas molares entre el vapor y el aire, y w la humedad absoluta, la cual se relaciona con la humedad relativa mediante la expresión:

$$w = \theta \frac{p^*(T)}{p} \quad (16)$$

Donde θ es la humedad relativa del aire y $p^*(T)$ la presión de equilibrio bifásico del agua a temperatura T cuya relación se encuentra representada en la Ilustración 79.

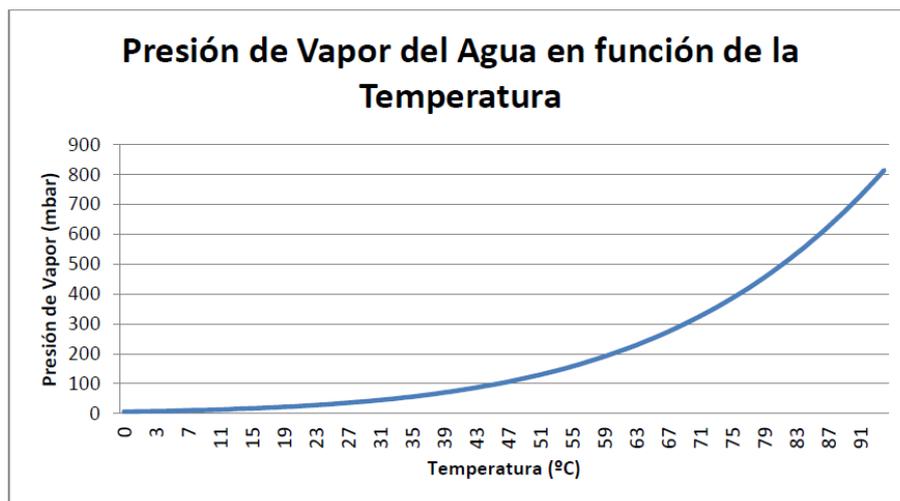


Ilustración 79. Presión de equilibrio bifásico del vapor de agua en función de la temperatura

Dichas ecuaciones se encuentran implementadas en la aplicación *Interfaz DPI*, donde uno de sus módulos se encarga de realizar el cálculo de la densidad (como queda

detallado en la sección Interfaz DPI) a partir de los datos extraídos de la estación meteorológica.

5.6. Análisis de la caracterización dinámica

El objetivo de este apartado es caracterizar dinámicamente la planta propulsiva mediante el análisis de las distintas variables que forman el mapa de actuaciones del motor, como se encuentra detallado en el apartado Diseño del estudio de caracterización dinámica. Este análisis se realizará para todas y cada una de las hélices estudiadas, en orden de paso ascendente, como se ha hecho en todo el documento.

5.6.1. Variables cinemáticas

Puesto que el ensayo consiste en realizar un barrido de velocidad del túnel de viento, la única variable que se va a analizar en esta sección son las revoluciones por minuto del motor. Dado que dichos regímenes son elegidos con anterioridad, a priori, el análisis de los mismos no reflejan resultados relevantes, no obstante, es útil para verificar el buen funcionamiento del variador en su función de mantener el régimen de revoluciones establecido a lo largo del ensayo.

5.6.1.1. *Revoluciones por minuto*

Como se puede apreciar en la Ilustración 82, el régimen de revoluciones se mantiene prácticamente constante hasta que se alcanza la autorotación de la hélice, donde las revoluciones aumentan de forma lineal con la velocidad del túnel de viento. Para regímenes altos de revoluciones no se presenta este fenómeno, debido a la alta velocidad de giro de la hélice.

Si se analizan los resultados obtenidos para las hélices 20x08 y 21x13W, se observa una cierta desviación del valor de revoluciones establecido. Esto es así porque, debido a problemas con el nuevo variador (Mezon 115), se hizo uso del antiguo (Spin 99), obteniendo unos resultados ligeramente peores pero muy buenos no obstante.

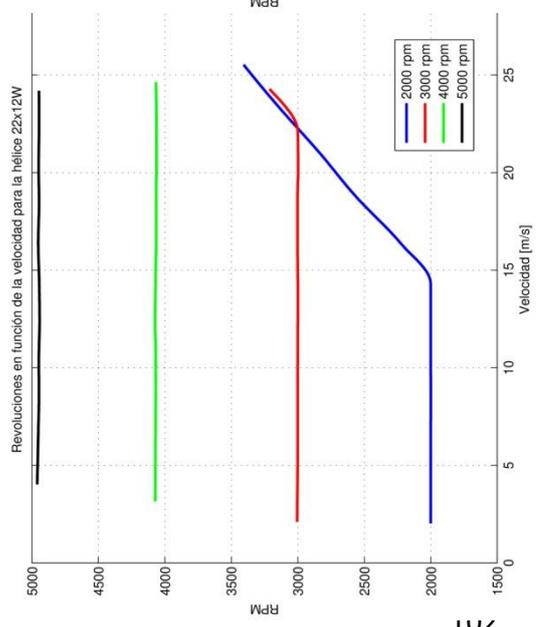
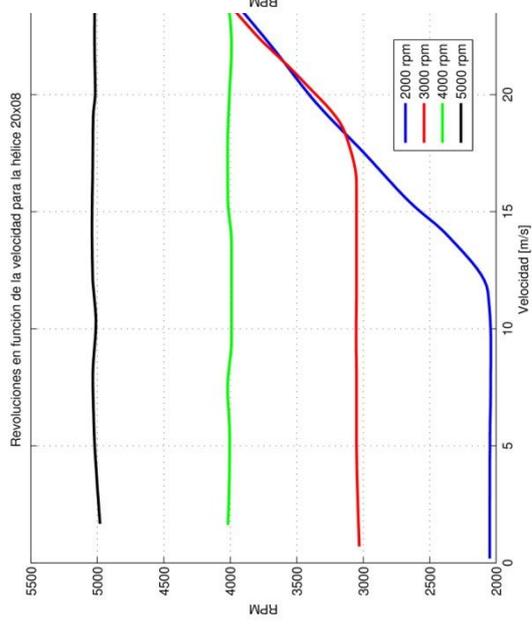
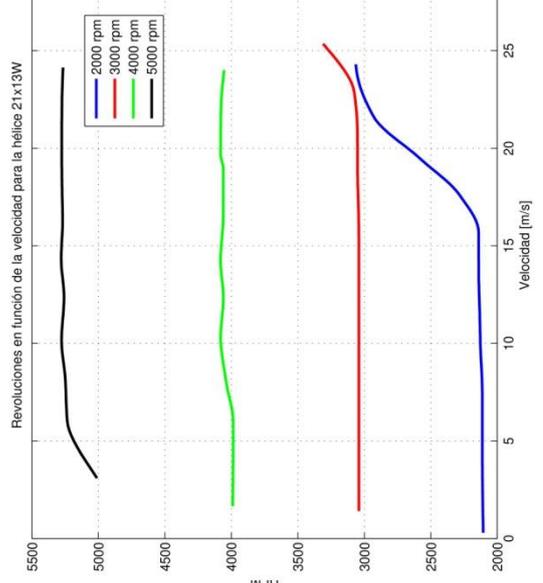
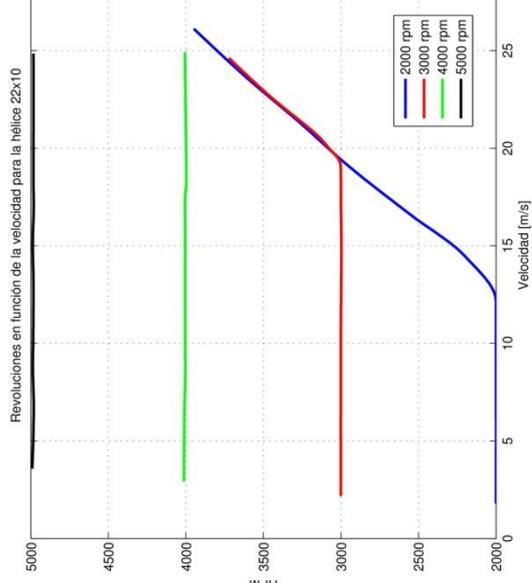
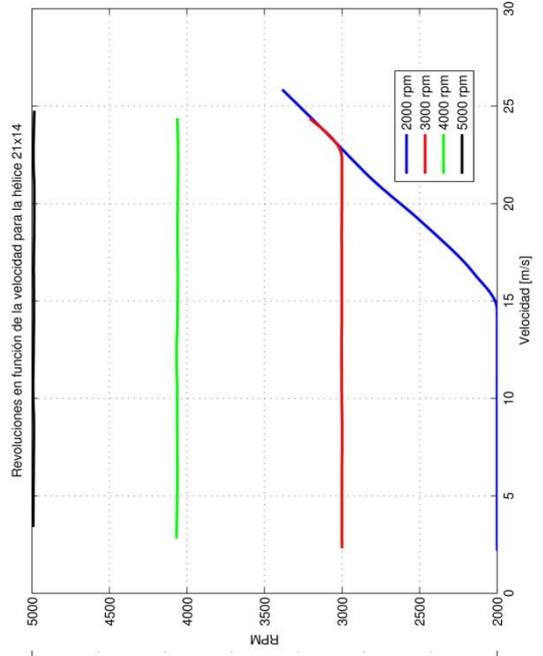
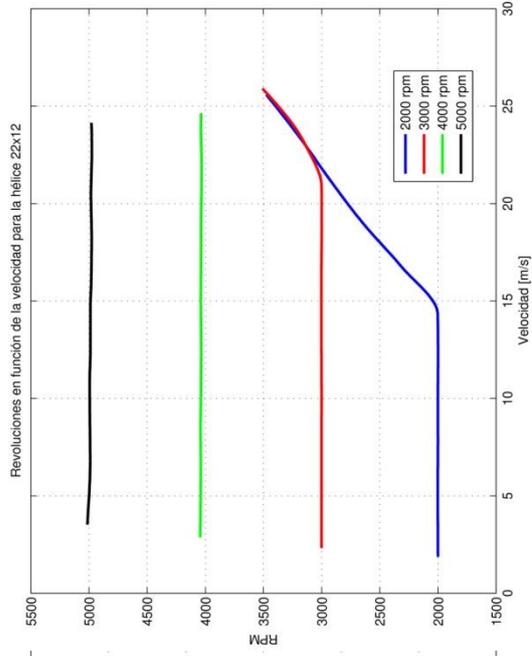


Ilustración 80. Revoluciones en función de la velocidad para todas las hélices

5.6.2. Variables dinámicas

5.6.2.1. Empuje

Analizando los resultados obtenidos, se puede comprobar fácilmente que siguen dos tendencias principales. Por un lado se observa en la Ilustración 84 que el empuje aumenta conforme lo hace el régimen de revoluciones establecido. Por otro lado, el empuje disminuye conforme aumenta la velocidad del túnel de viento. La explicación a esto último es que conforme mayor es la velocidad del túnel, mayor es la resistencia generada por la bancada, por lo que el empuje neto generado por la planta propulsiva es menor.

El fenómeno de autorotación se ve reflejado en valores negativos del empuje, lo cual se concentra sobre todo a altas velocidades del túnel de viento y a bajas revoluciones del motor.

En la Ilustración 81 se observa una representación tridimensional del empuje en función de las revoluciones del motor y la velocidad del túnel para la hélice 22x10. En él se observa la tendencia detallada anteriormente, reflejando que el mayor nivel de empuje se da para velocidades del túnel bajas y revoluciones del motor altas.

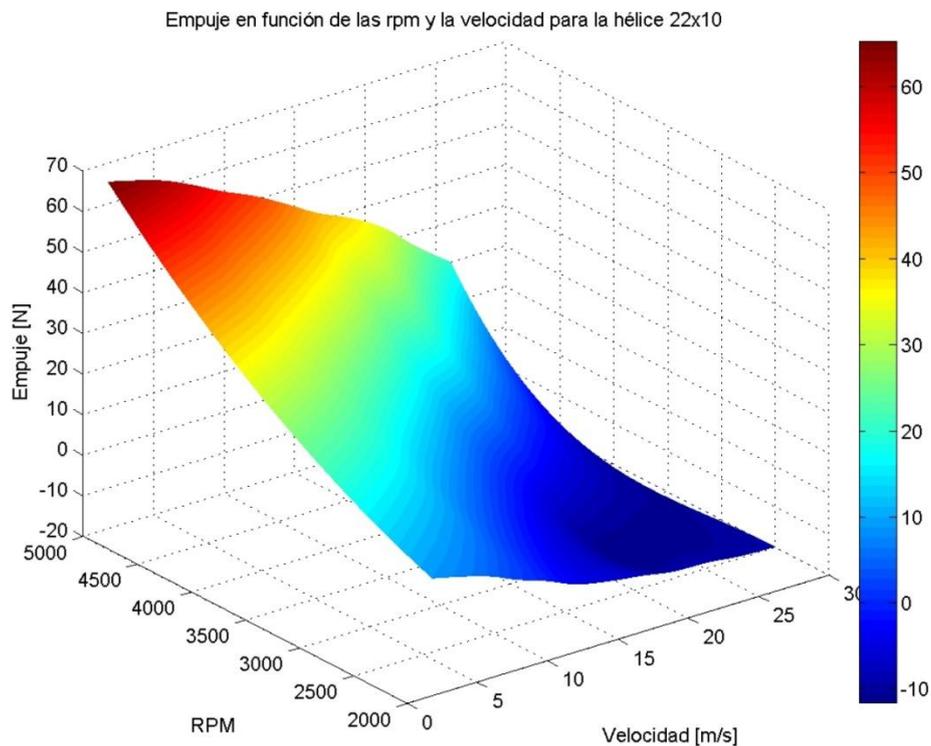


Ilustración 81. Empuje en función de la velocidad y las rpm para la hélice 22x10

El aspecto de esta gráfica es similar para cada una de las hélices, y no aporta más información que el hecho de saber la tendencia general de la variable. No obstante, a la hora de extraer información de las gráficas, como por ejemplo a qué revoluciones y velocidad hay que volar para obtener un empuje determinado, es necesario hacer uso

de una vista en planta de la superficie, donde se aprecian claramente las líneas de nivel. Es por ello que en este documento sólo se incluyen las gráficas tridimensionales con vista en planta.

En la Ilustración 85 se puede observar el empuje en función de las revoluciones y la velocidad del túnel para cada una de las hélices. Como se puede apreciar, las tendencias son similares, difiriendo únicamente en el nivel de empuje generado por cada una de ellas.

Se observa claramente que la hélice que más empuje genera es la 22x12W, mientras que la que menos genera es la 20x08. Este valor máximo del empuje se da, como es lógico, para velocidades del túnel de viento bajas y revoluciones del motor altas, siendo del orden de 75 N para la primera y de 40 N para la segunda.

La Tabla 8 recoge los empujes máximos obtenidos con cada una de las hélices:

Hélice	Empuje [N]
20x08	38,95
22x10	65,16
22x12	71,59
22x12W	74,86
21x13W	58,44
21x14	67,24

Tabla 8. Empuje máximo para cada hélice

En virtud de los resultados reflejados en la tabla, se puede llegar a la conclusión de que el diámetro de la hélice es un factor determinante en cuanto a la generación de empuje se refiere, siendo los de mayor diámetro los que más empuje generan.

Gracias a las líneas de nivel que se pueden apreciar en la Ilustración 85, se observa que para mantener un empuje constante, hay que aumentar las revoluciones del motor conforme aumenta la velocidad del túnel

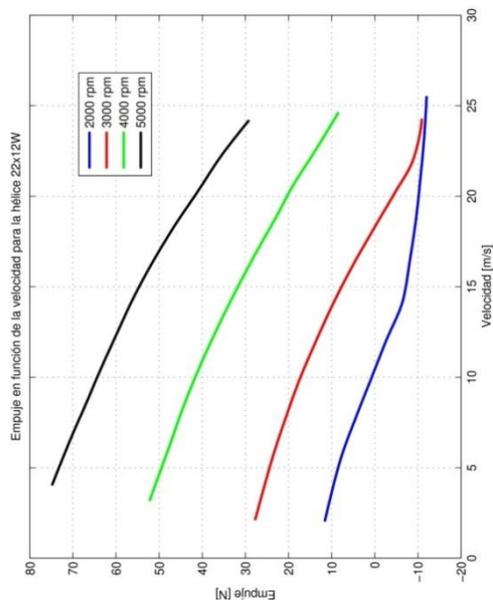
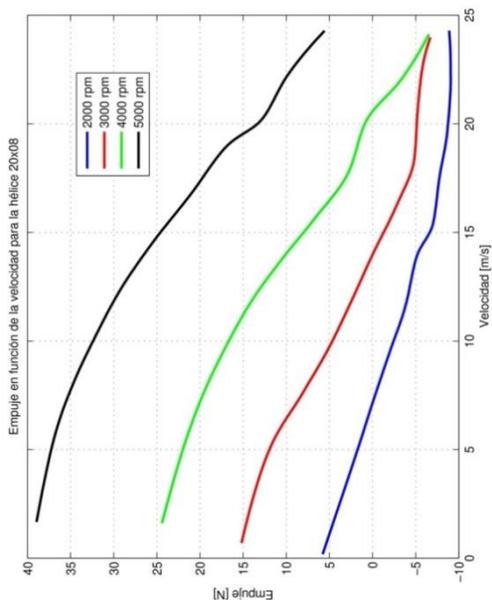
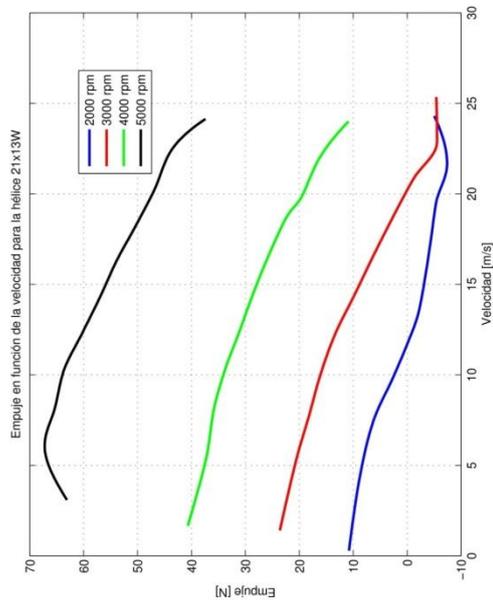
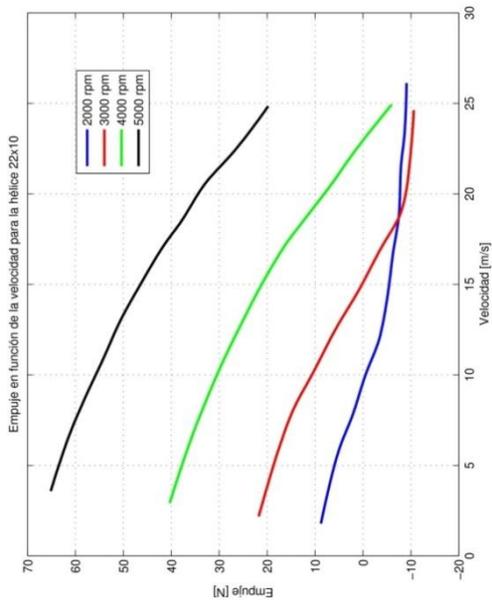
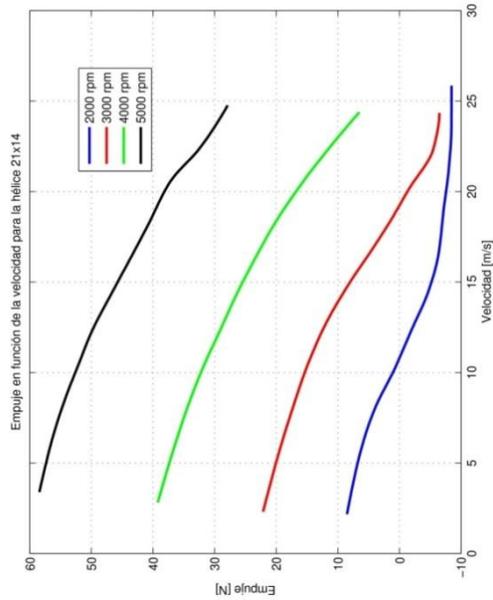
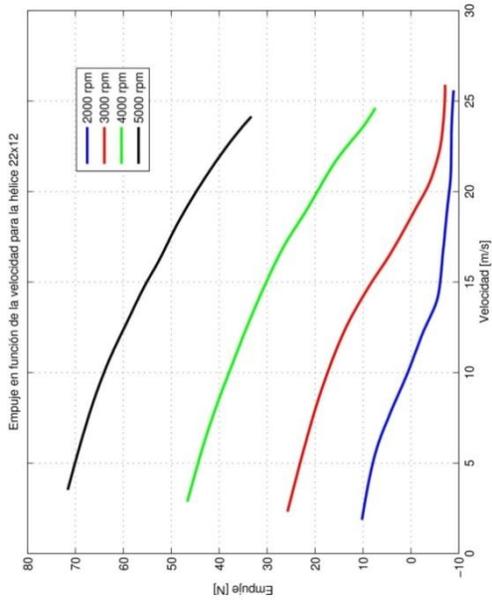


Ilustración 82. Empuje en función de la velocidad para todas las hélices

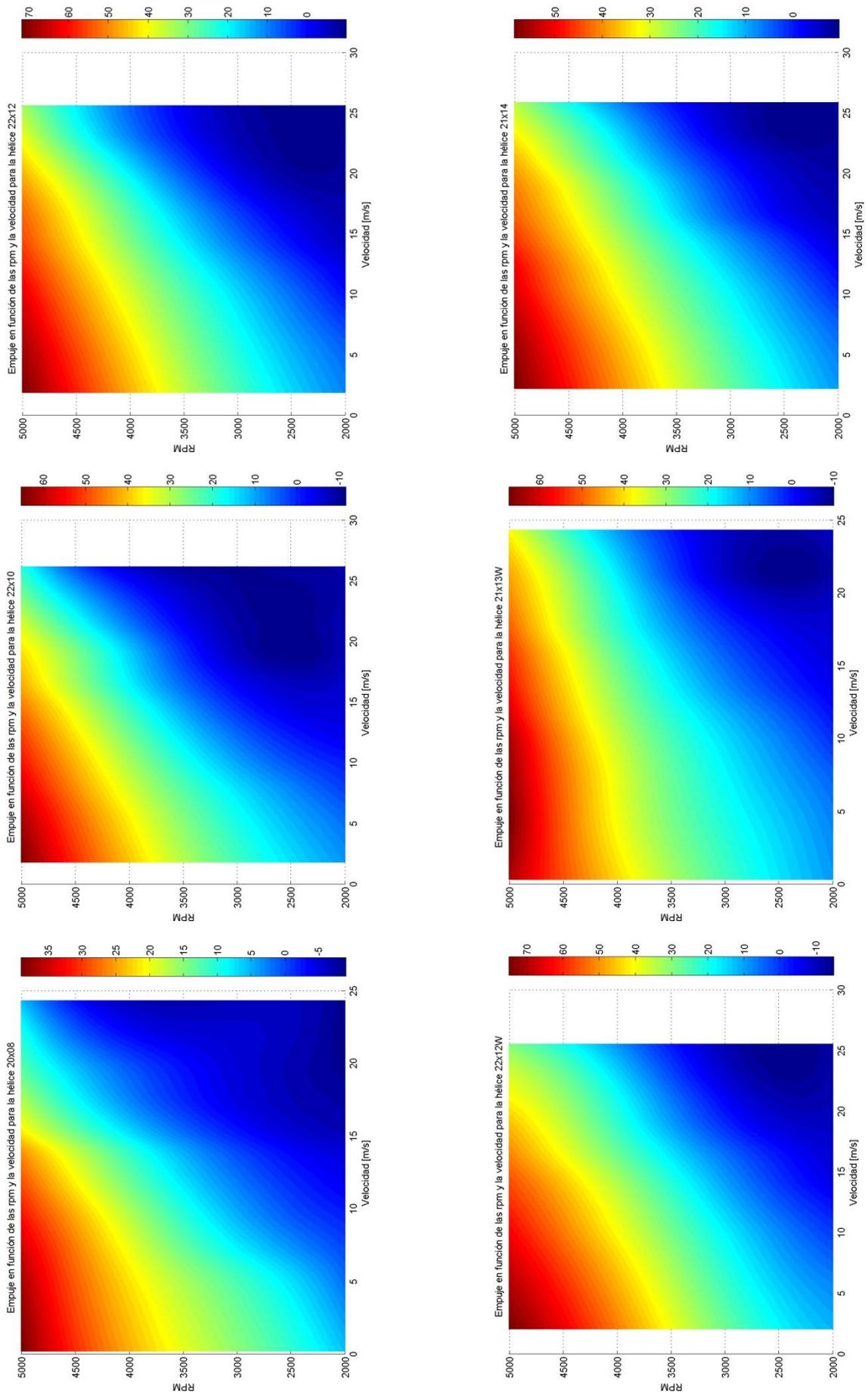


Ilustración 83. Empuje en función de la velocidad y las rpm para todas las hélices (planta)

5.6.2.2. Par

En cuanto al par generado por el motor, de forma análoga al caso del empuje, se observan dos tendencias principales. Por un lado, el par generado aumenta conforme lo hace el régimen de revoluciones establecido, como se puede apreciar en la Ilustración 86. Por otro lado, en cuanto a la variación con la velocidad del túnel de viento, el comportamiento es ligeramente distinto al empuje, ya que presenta un máximo en la zona intermedia del rango de velocidades. Una vez alcanzado el máximo, decae suavemente debido a la influencia de la velocidad del túnel de viento.

El fenómeno de autorotación se puede apreciar claramente en valores nulos del par sobre todo a regímenes de revoluciones bajos, donde la influencia de la velocidad del túnel es alta.

En la Tabla 9 se recogen los valores máximos de par para cada una de las hélices:

Hélice	Par [Nm]
20x08	1,36
22x10	2,35
22x12	2,92
22x12W	2,86
21x13W	2,51
21x14	2,93

Tabla 9. Par máximo para cada hélice

Como se observa, la tendencia es algo diferente al caso del empuje, situándose el par máximo en la hélice 21x14 y la hélice 22x12. No obstante, el par mínimo se da en la hélice 20x08, de forma análoga al empuje.

Desde el punto de vista de las actuaciones del motor, esta variable carece de relevancia, no obstante, es importante desde el punto de vista estructural, ya que el motor debe estar anclado a una estructura que soporte el par generado por el mismo.

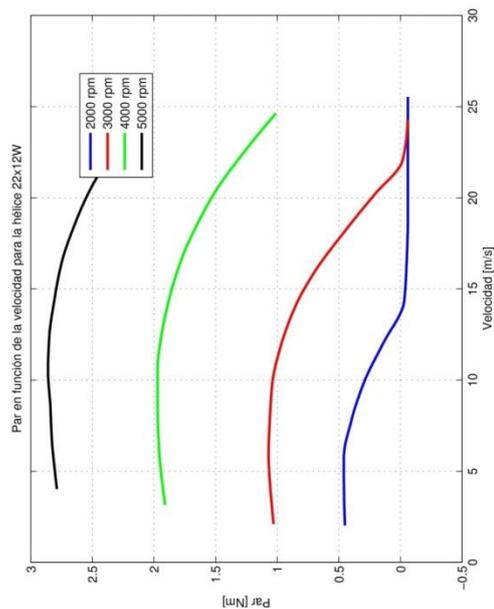
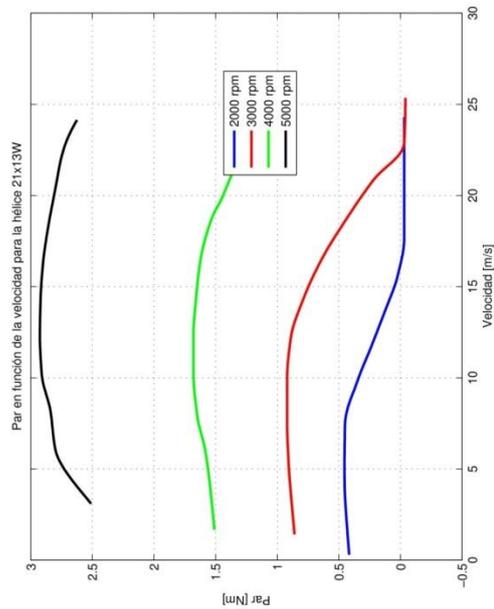
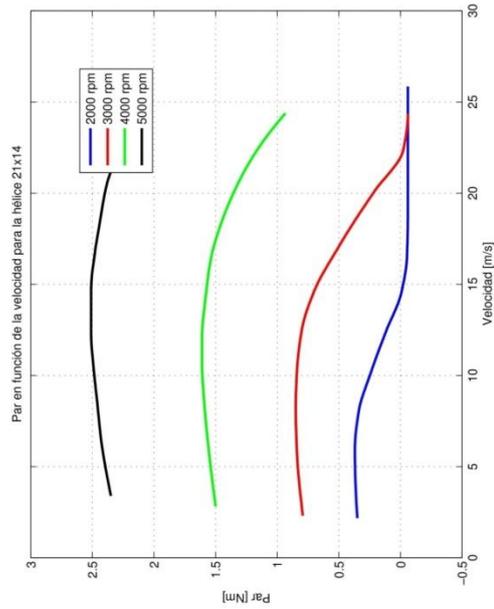
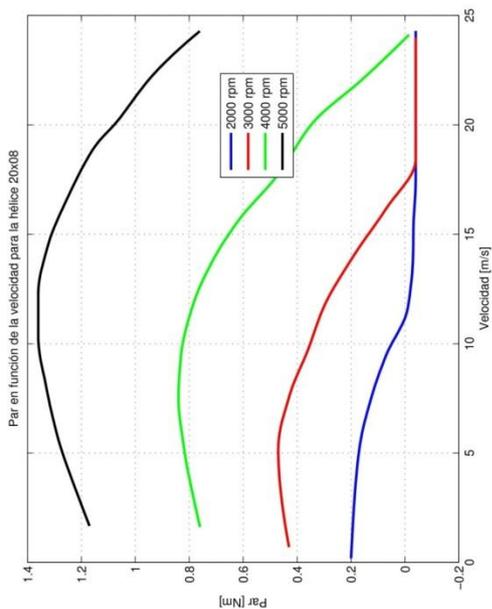
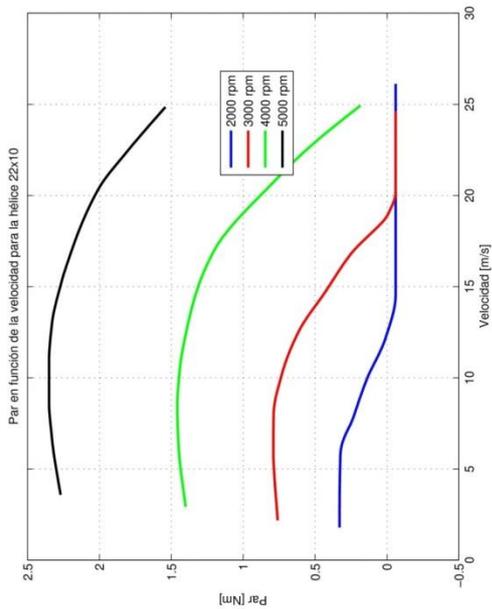
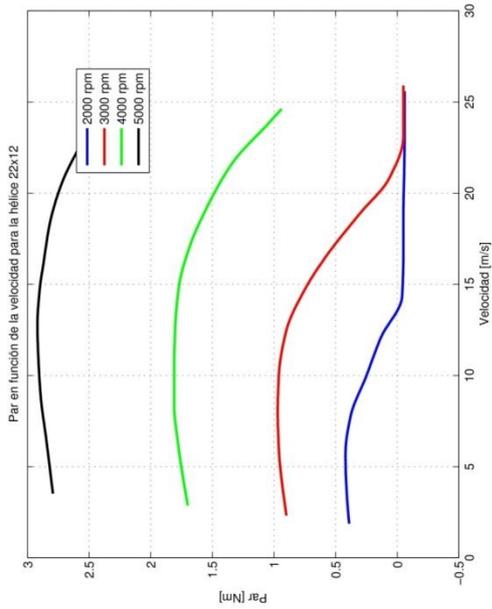


Ilustración 84. Par en función de la velocidad para todas las hélices

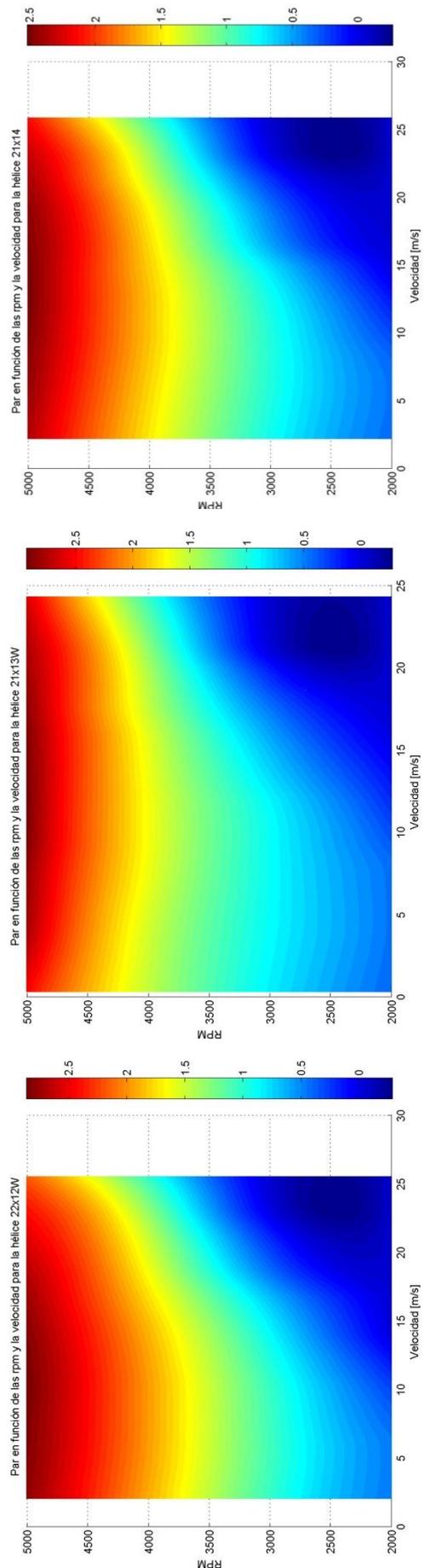
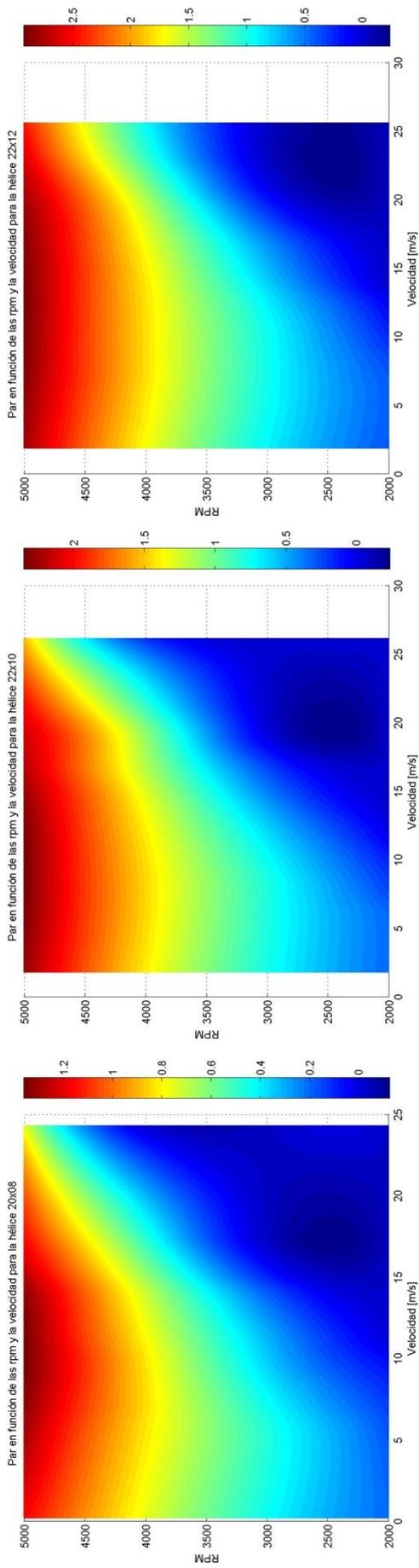


Ilustración 85. Par en función de la velocidad y las rpm para todas las hélices (planta)

5.6.3. Variables de consumo

5.6.3.1. Tensión

El estudio de la dependencia de la tensión respecto a la velocidad del túnel de viento y las revoluciones del motor carecen de relevancia, ya que es una variable cuyo valor máximo depende de la carga de las baterías en el comienzo del experimento, y que va disminuyendo conforme avanza el mismo, hasta el agotamiento completo o hasta el fin del ensayo.

No obstante, es interesante observar su comportamiento por dos razones:

- En relación al fenómeno de autorotación, se puede observar en la Ilustración 88 que la tensión que alimenta al motor aumenta conforme lo hace la velocidad del túnel de viento. Esto es así porque a mayor velocidad del aire incidente, menos potencia tiene que recibir el motor para mantener el régimen de revoluciones establecido, hasta que llega a autorotación, donde la tensión vuelve a los valores máximos.
- Por otro lado, en relación a la autonomía del motor en función de las revoluciones y la velocidad del túnel. En concreto, las zonas donde la tensión es mínima son las que, a priori, menos autonomía proporcionan a la planta propulsiva. Se observa en la Ilustración 90 que los valores mínimos se dan, de forma general, a altas revoluciones y velocidades del túnel intermedias.

Como se ha comentado, esta variable depende de la carga máxima de las baterías y del tiempo que dura el ensayo, de modo que para que el tiempo del ensayo no afecte a la variación de esta variable, sería necesario hacer uso de una fuente de alimentación que proporcione un voltaje constante, de tal forma que se estudie cuanto voltaje demanda la planta propulsora independientemente de la duración del ensayo y el nivel de carga de las baterías.

Gracias a la adquisición de un nuevo sensor de tensión e intensidad con capacidad para gestionar la telemetría, se obtienen unos resultados muy buenos, a diferencia de los obtenidos hasta ahora, los cuales tenían que ser filtrados para obtener una tendencia nítida y entendible.

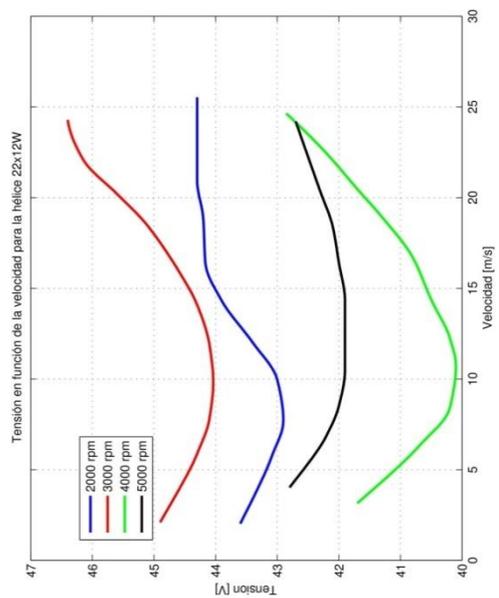
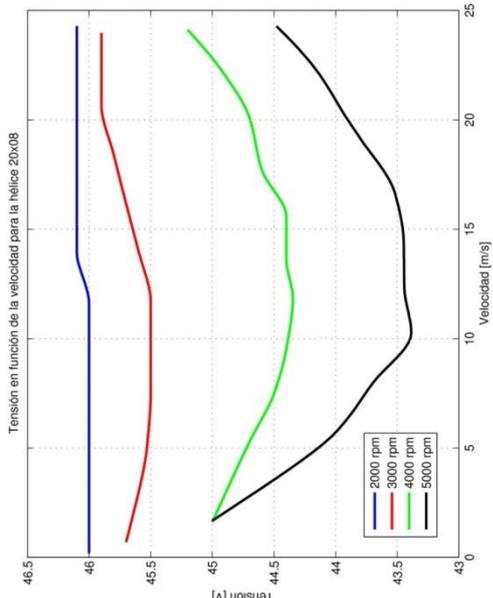
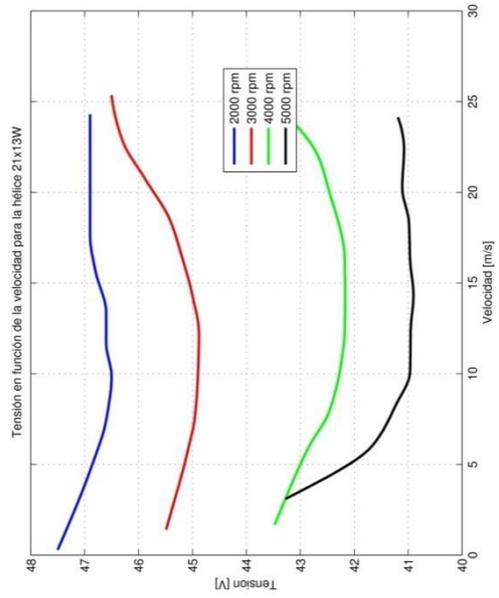
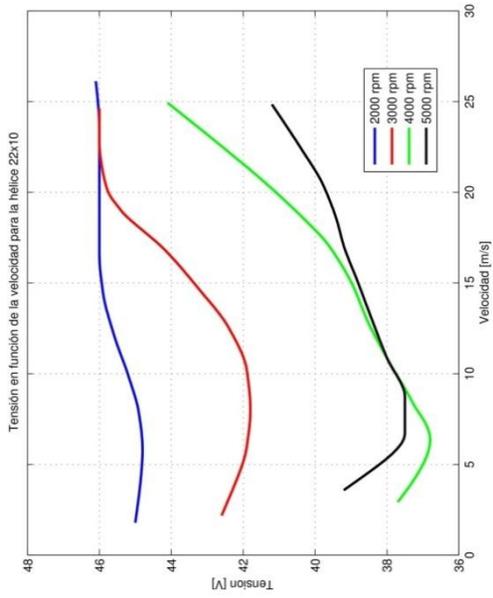
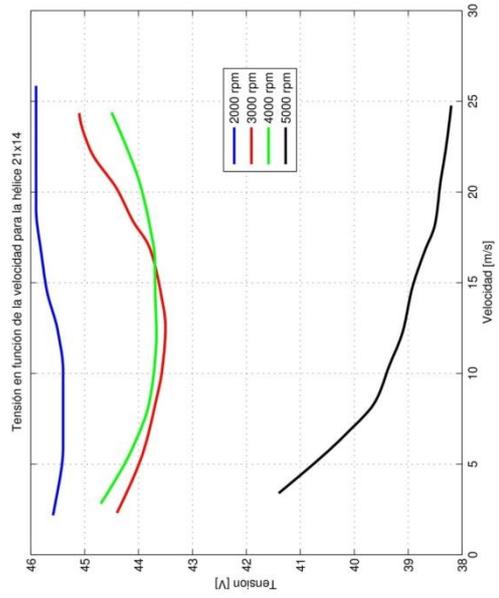
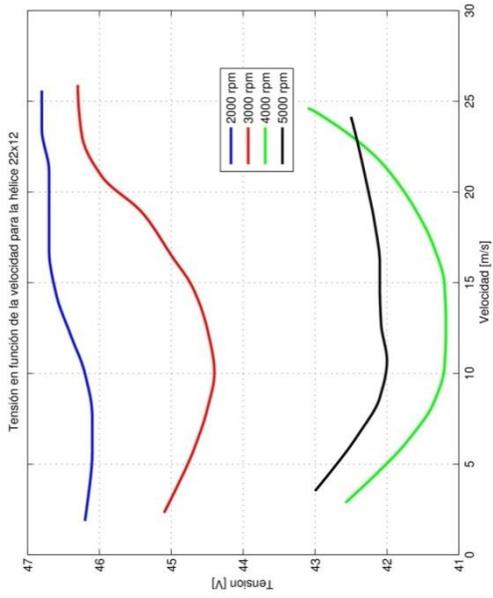


Ilustración 87. Tensión en función de la velocidad y las rpm para todas las hélices

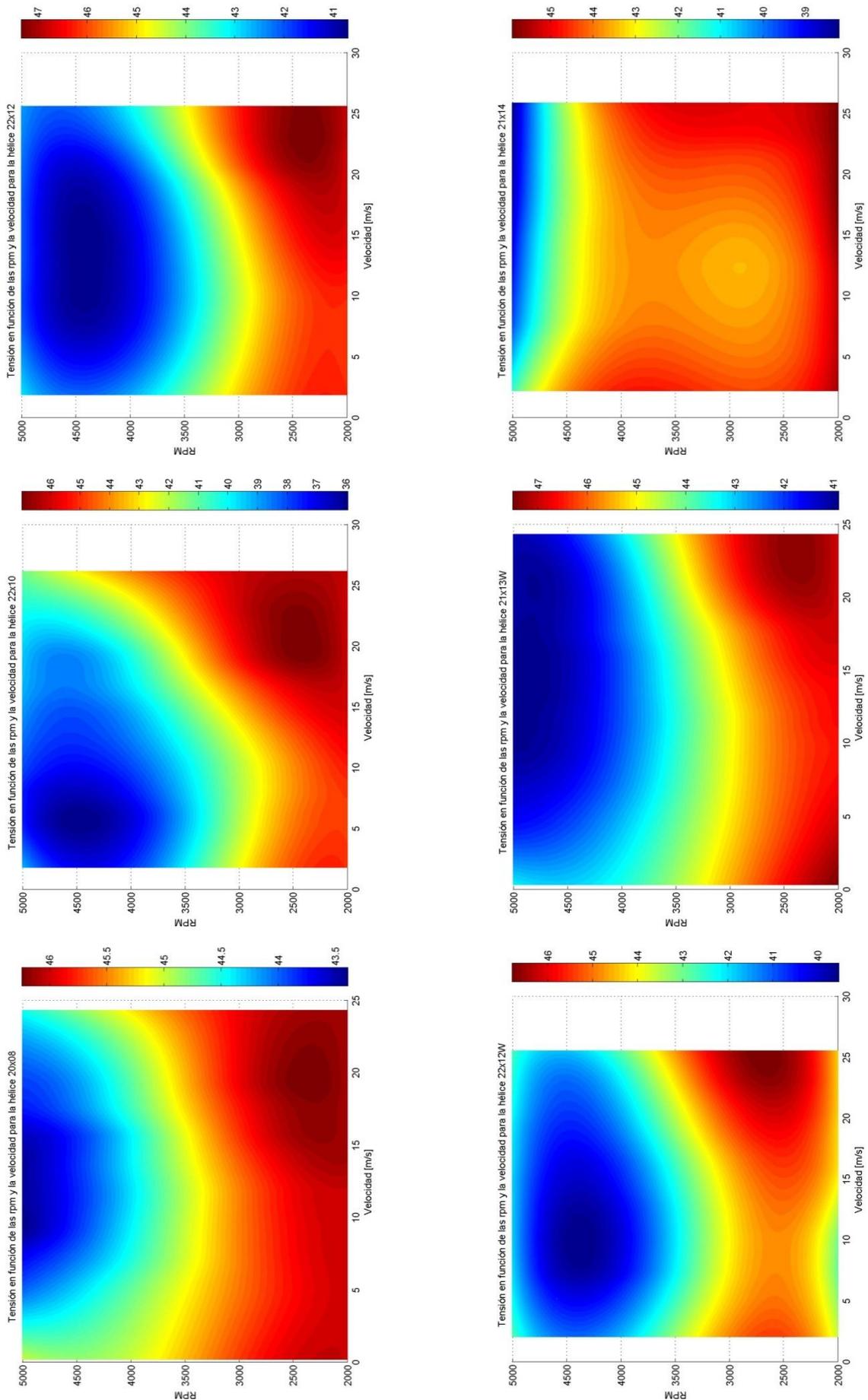


Ilustración 88. Tensión en función de la velocidad y las rpm para todas las hélices (planta)

5.6.3.2. Intensidad

El comportamiento de la intensidad respecto a la velocidad del túnel de viento y las revoluciones del motor es opuesto a la tensión. Esto es así porque la potencia eléctrica suministrada al motor debe ser constante para mantener un régimen de revoluciones fijo en todo el experimento.

De este modo, y tal como se puede apreciar en la Ilustración 91, la intensidad aumenta conforme lo hace la velocidad del túnel, hasta que la velocidad es tan alta que se llega al fenómeno de autorotación, y la potencia demandada por el motor es cada vez menor.

Si se observa la Ilustración 92 que las zonas donde el motor demanda más intensidad son las correspondientes a revoluciones altas y velocidades del túnel bajas e intermedias, justo las zonas donde el nivel de tensión se mantiene en sus valores más altos.

En la Tabla 10 se recogen los valores máximos de intensidad para cada una de las hélices:

Hélice	Intensidad [A]
20x08	19,76
22x10	37,9
22x12	42,5
22x12W	41,54
21x13W	39,05
21x14	47,07

Tabla 10. Intensidad máxima para cada hélice

De la tabla se puede extraer una relación de la intensidad demandada por el motor con el paso de la hélice. La intensidad máxima se da para la hélice 21x14, la cual posee el mayor paso de todas, mientras que la intensidad mínima se da para la hélice 20x08, correspondiente a la de menor paso.

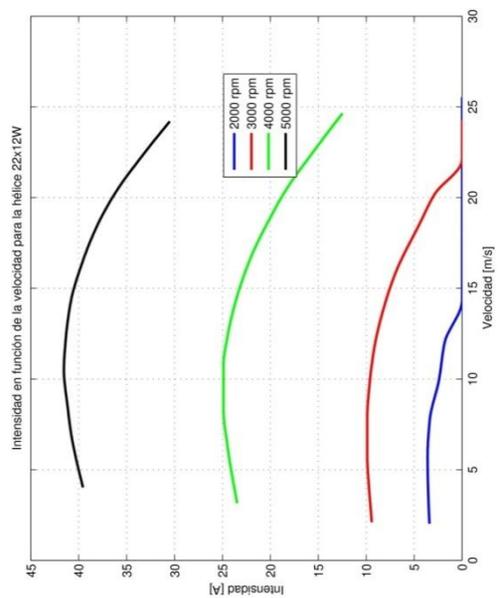
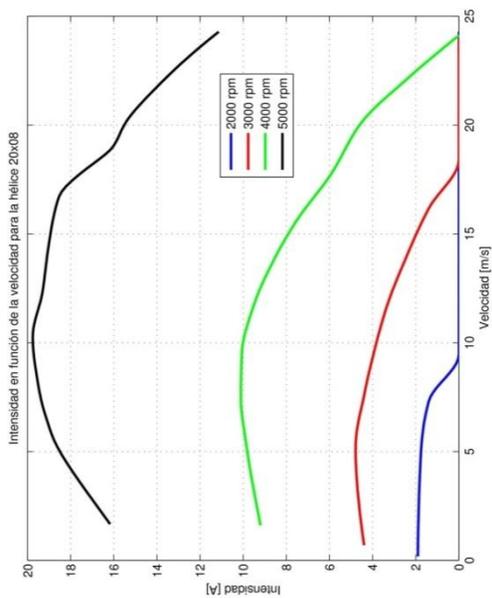
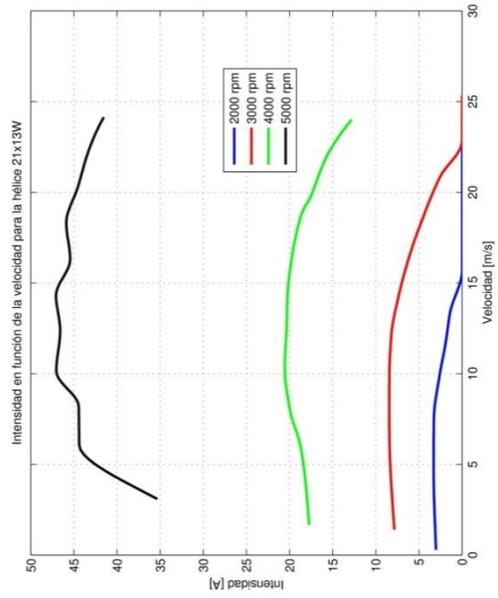
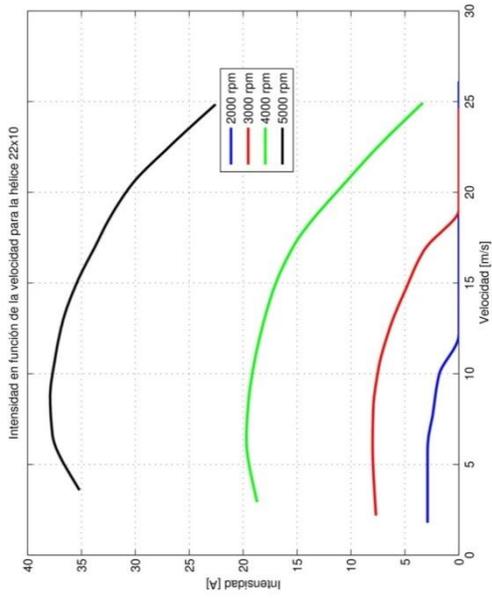
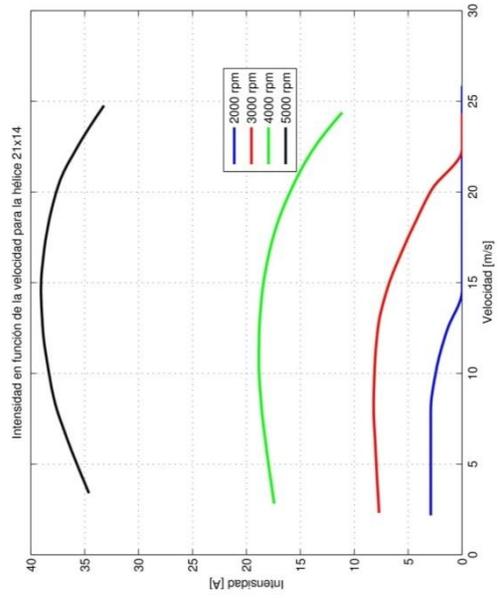
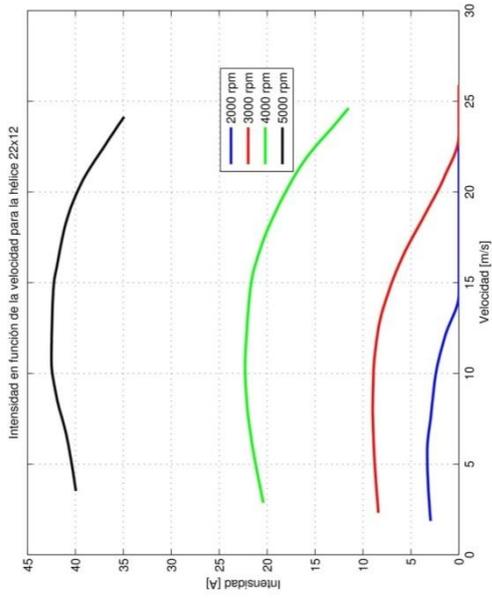


Ilustración 89. Intensidad en función de la velocidad para todas las hélices

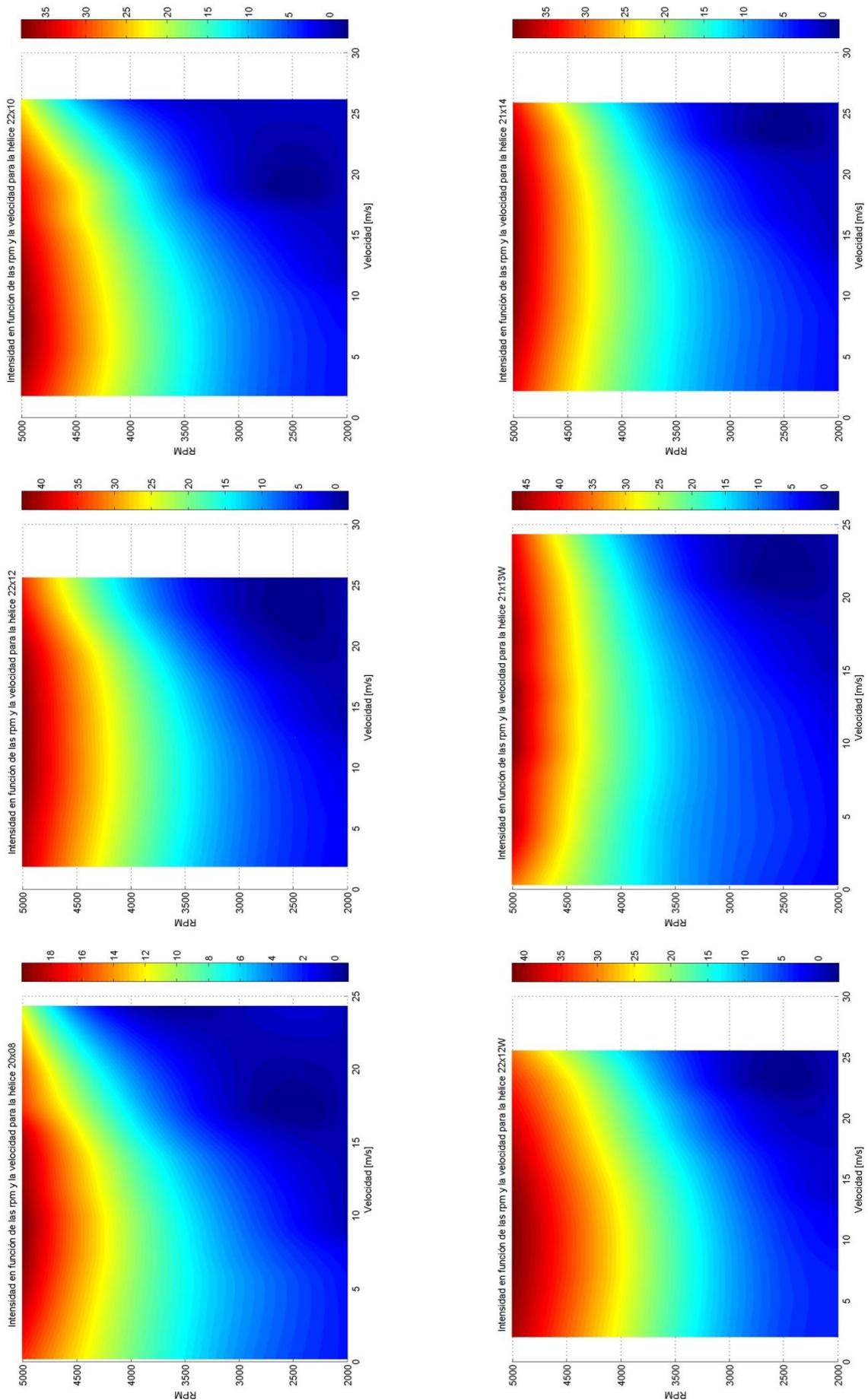


Ilustración 90. Intensidad en función de la velocidad y las rpm para todas las hélices (planta)

5.6.3.3. Potencia eléctrica

Dado que para mantener el régimen de revoluciones constante, el motor recibe un valor constante de potencia eléctrica, dicho parámetro ha de variar únicamente con las revoluciones del motor. No obstante, conforme aumenta la velocidad del túnel de viento, la potencia requerida es cada vez menor, ya que el aire incidente influye cada vez más.

Por tanto, tal y como se observa en la Ilustración 93, la potencia eléctrica se mantiene prácticamente constante hasta que llega un momento en el que comienza a disminuir suavemente. Este descenso se produce antes en regímenes bajos de revoluciones, ya que la influencia del aire incidente es mucho mayor y el fenómeno de autorotación se produce antes. En estas zonas se observan valores nulos de la potencia eléctrica suministrada al motor.

Por otro lado, en la Ilustración 94 se observa que los valores máximos de potencia eléctrica se dan, como se ha ido viendo hasta ahora, en altas revoluciones del motor y bajas velocidades del túnel de viento, donde apenas existe influencia del aire incidente.

En la Tabla 11 se recogen los valores máximos de potencia eléctrica suministrada para cada una de las hélices:

Hélice	Potencia eléctrica [W]
20x08	856,12
22x10	1421,13
22x12	1785,2
22x12W	1743
21x13W	1521
21x14	1930,6

Tabla 11. Potencia eléctrica máxima para cada hélice

Los valores máximos se dan en las hélices de mayor paso, como la 21x14, mientras que la potencia eléctrica mínima se da para la hélice de menor paso, 20x08.

Si se observa la Ilustración 93, se observan fluctuaciones en las hélices 20x08 y 21x13W, cuando la potencia eléctrica debería permanecer constante. Esto ocurre por la necesidad de usar el variador antiguo (Spin 99) por problemas con el nuevo (Mezon 115), por lo que el régimen de revoluciones constante se lleva a cabo con ciertos errores aunque no relevantes.

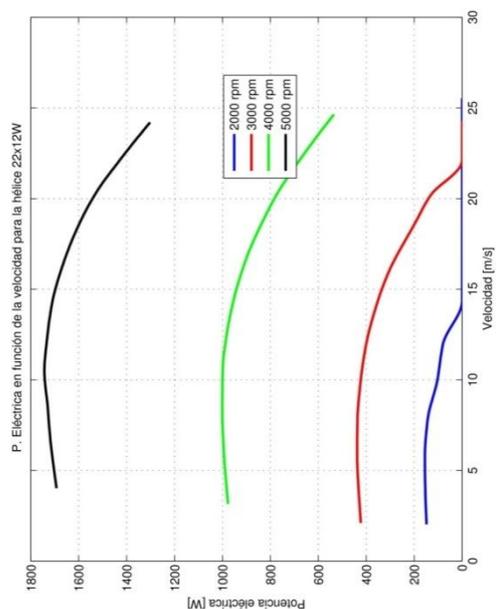
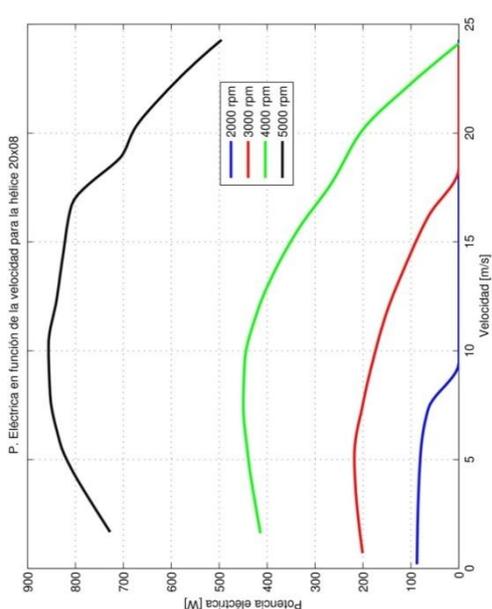
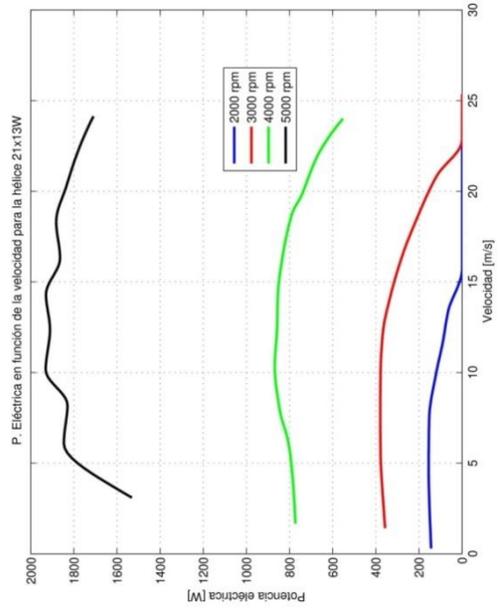
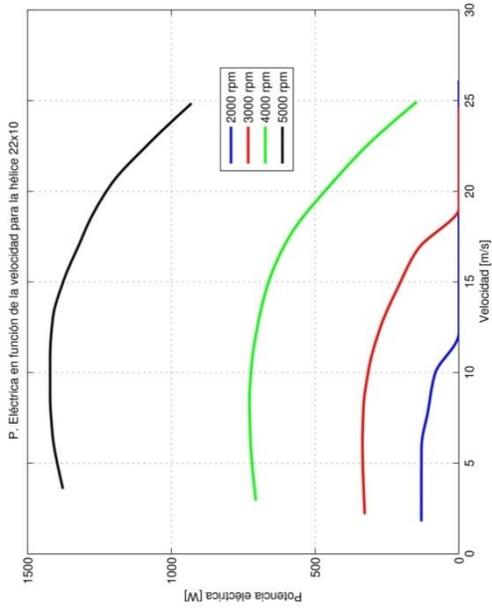
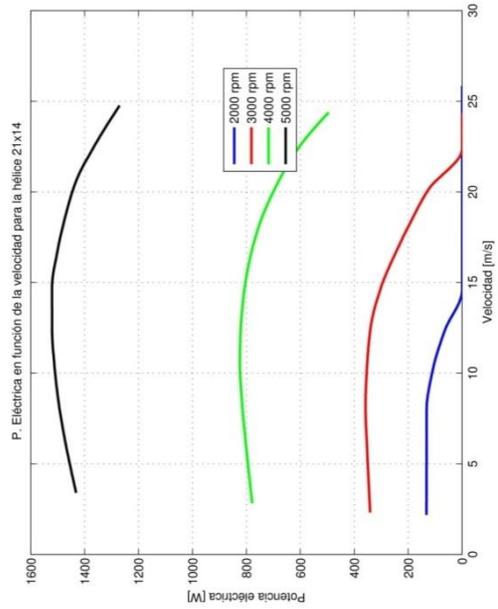
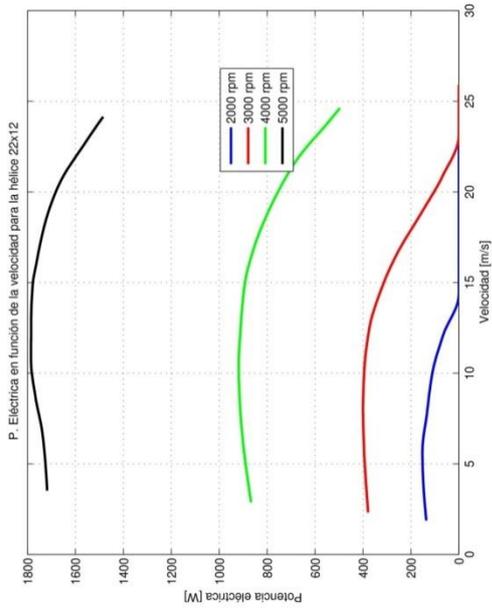


Ilustración 91. Pot. Eléctrica en función de la velocidad para todas las hélices

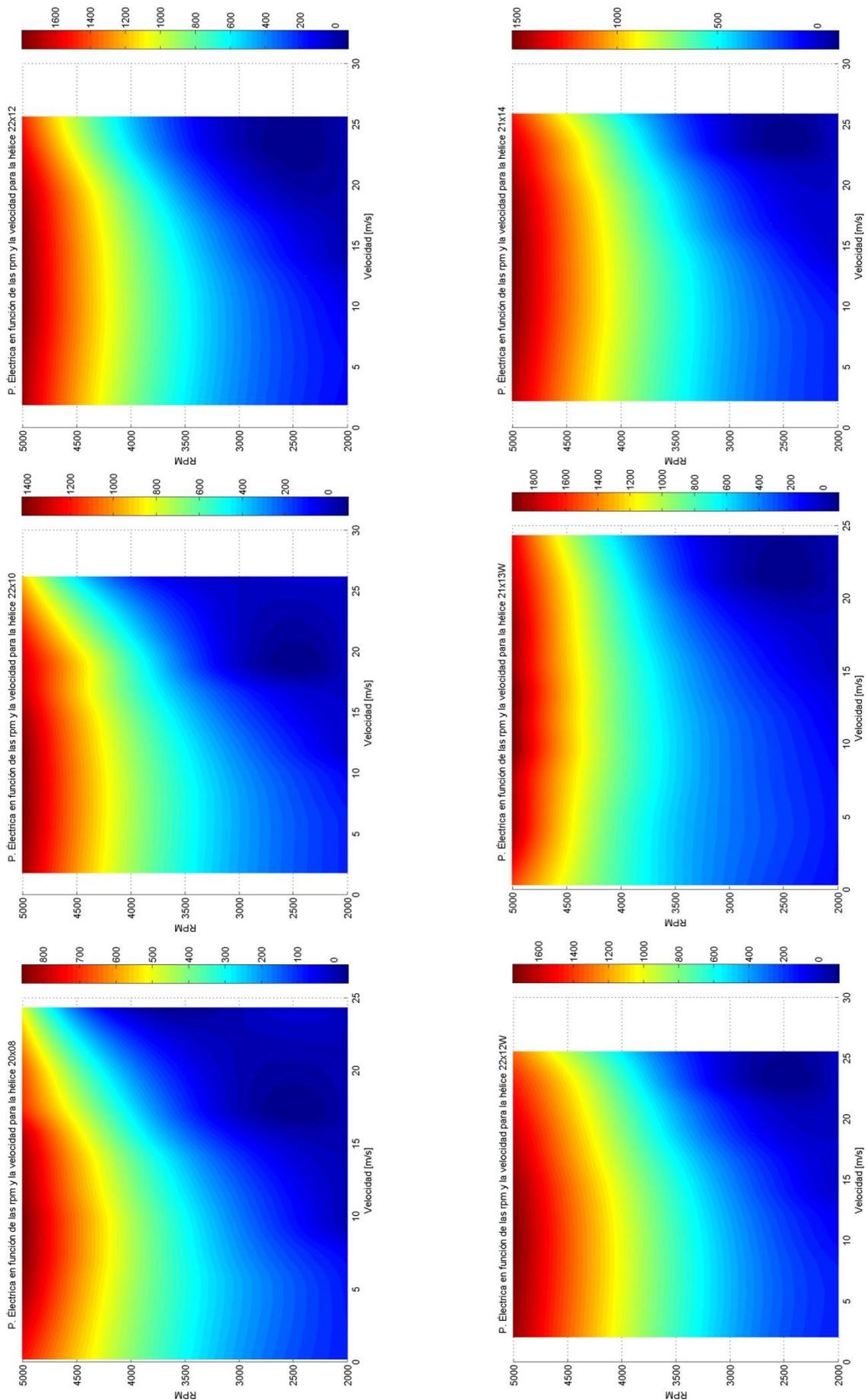


Ilustración 92. Pot. Eléctrica en función de la velocidad y las rpm para todas las hélices (planta)

5.6.3.4. *Potencia mecánica*

La potencia mecánica presenta un comportamiento completamente similar al de la potencia eléctrica, presentando valores algo inferiores (Ilustración 95). Esto es así porque de toda la potencia eléctrica suministrada, no toda se transforma en potencia mecánica en el motor, ya que se producen pérdidas debidas a factores mecánicos del motor y al efecto Joule del circuito eléctrico predominantemente.

En la Tabla 12 se recogen la potencia mecánica máxima generada con cada una de las hélices:

Hélice	Potencia mecánica [W]
20x08	716,13
22x10	1227,3
22x12	1523,3
22x12W	1481,5
21x13W	1311,4
21x14	1613,8

Tabla 12. Potencia mecánica máxima para cada hélice

Como se puede apreciar, de forma análoga al resto de variables de consumo, los valores máximos y mínimos se dan en las mismas hélices que en el caso de la potencia eléctrica.

En la Ilustración 96 que para mantener constante la potencia mecánica, en general, hay que aumentar las revoluciones del motor conforme aumenta la velocidad de vuelo, siendo este aumento más acusado conforme menor es el paso de la hélice. Para altas revoluciones, la velocidad del túnel apenas influye en la potencia mecánica producida por el motor.

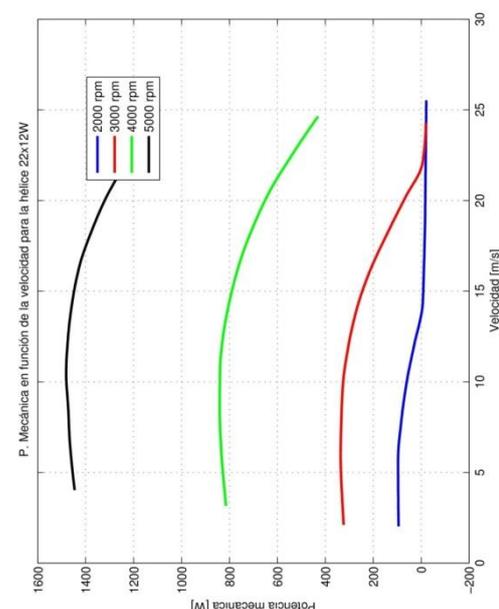
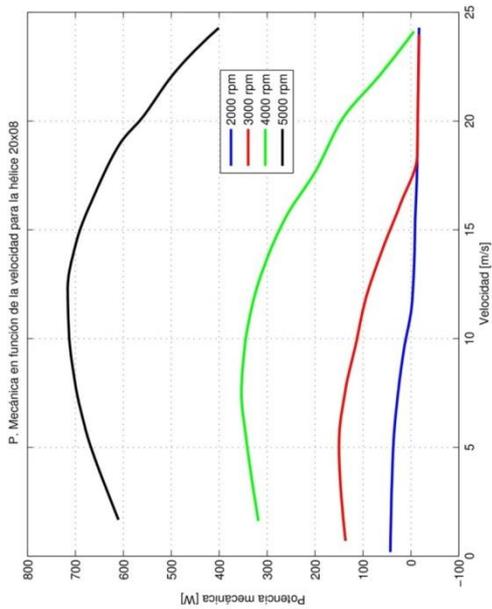
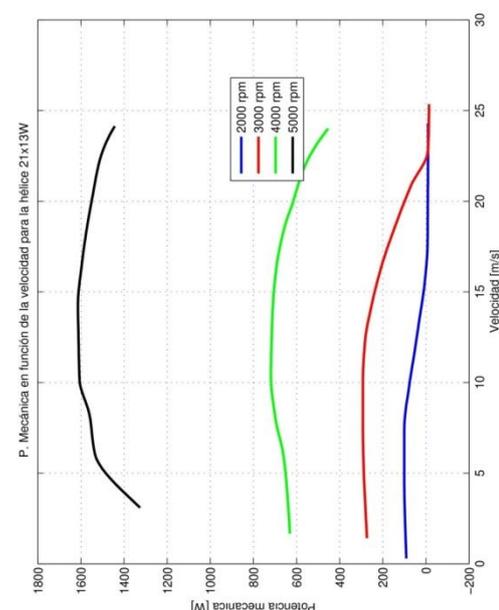
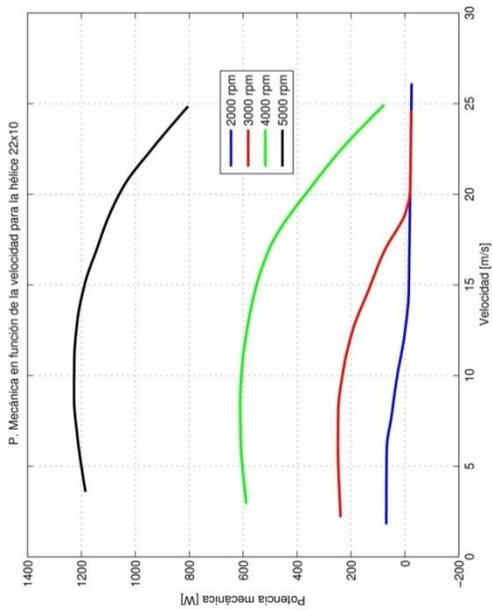
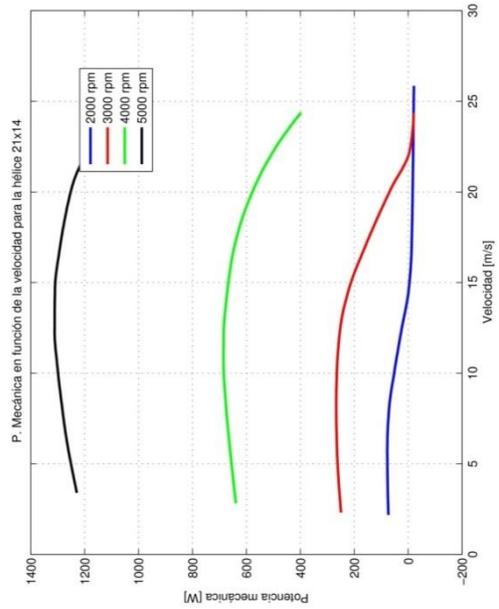
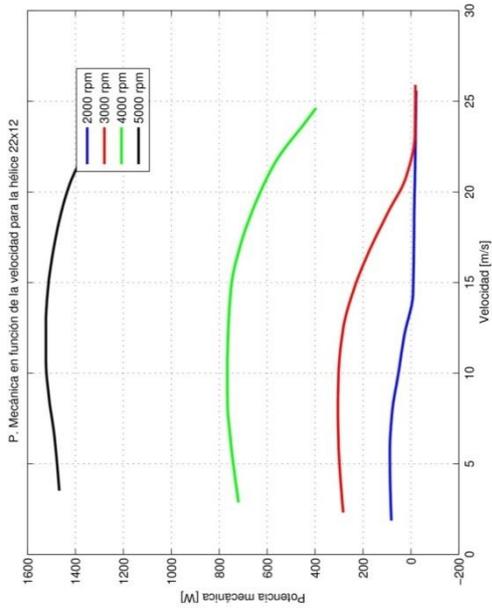


Ilustración 93. Pot. Mecánica en función de la velocidad para todas las hélices

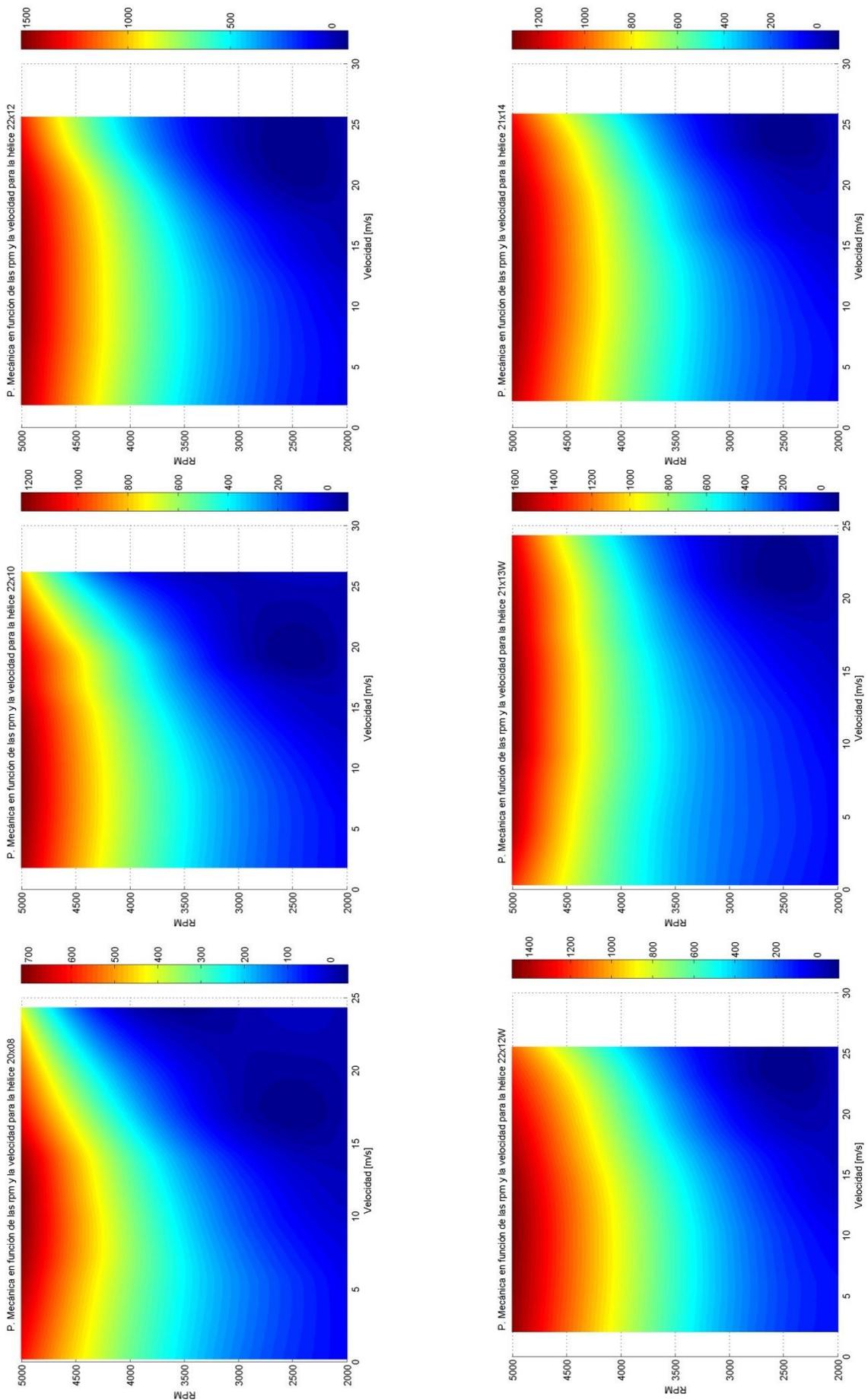


Ilustración 94. Pot. Mecánica en función de la velocidad y las rpm para todas las hélices (planta)

5.6.3.5. Rendimiento mecánico

El rendimiento mecánico es quizás la variable de consumo que más información proporciona ya que se trata de una medida de cuanta de la potencia suministrada es realmente usada por el motor para generar empuje (ecuación (4)).

Dadas las características del variador, y tal y como se ha podido comprobar en el apartado Análisis de la caracterización estática, el rendimiento mecánico será mayor conforme mayores son las revoluciones del motor, lo cual quiere decir que funcionará de una forma más eficiente mayores regímenes de revoluciones. No obstante, no es recomendable desde el punto de vista de la autonomía mantener un régimen de revoluciones alto durante todo el vuelo, por lo que hay que asumir que no se tendrá un rendimiento mecánico alto, y hay que optar por una solución de compromiso, para lo cual es de gran utilidad el análisis de esta variable.

Si se observa la Ilustración 97, el rendimiento mecánico posee un comportamiento similar a las potencias eléctrica y mecánica, manteniéndose prácticamente constante respecto a la velocidad del túnel hasta que aparece el fenómeno de autorotación, donde se produce un descenso brusco.

Por otro lado, dado que esta variable mide la eficiencia del motor en el sentido de cuánta potencia es capaz de aprovechar de toda la recibida, es lógico pensar que sea prácticamente independiente de la hélice usada. Si se aprecia la Tabla 13, los rendimientos máximos son similares en cada hélice, lo cual confirma este hecho.

Hélice	Rendimiento mecánico [%]
20x08	86,48
22x10	86,55
22x12	85,88
22x12W	86,3
21x13W	86,77
21x14	85,82

Tabla 13. Rendimiento mecánico máximo para cada hélice

En la Ilustración 98 se observa la variación del rendimiento mecánico respecto a las revoluciones y la velocidad del túnel. Estas gráficas son de gran utilidad si se quiere volar manteniendo un rendimiento determinado, mostrando la combinación de revoluciones y velocidad de vuelo que lo cumple. De este modo, se observa que para altas revoluciones, el rendimiento prácticamente se mantiene en su máximo valor para cualquier velocidad de vuelo. Para altas velocidades de vuelo y altas revoluciones, se observan zonas donde el rendimiento mecánico supera el 100 %, lo cual no es posible ya que el motor no puede hacer uso de más potencia de la recibida. Este fenómeno surge de la interpolación realizada en el post-procesado de los datos, por lo que a efectos prácticos, dicha zona no es válida.

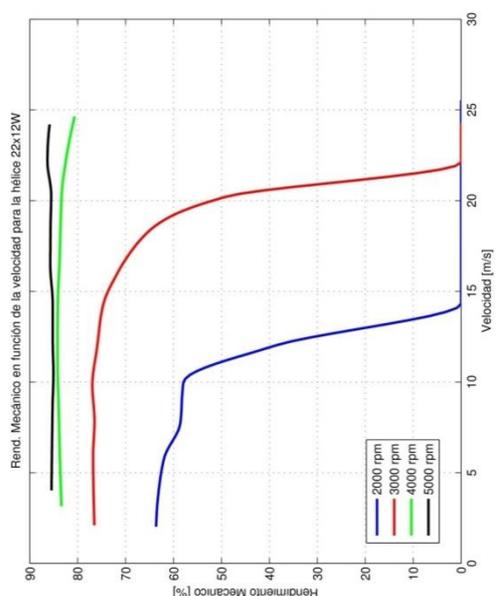
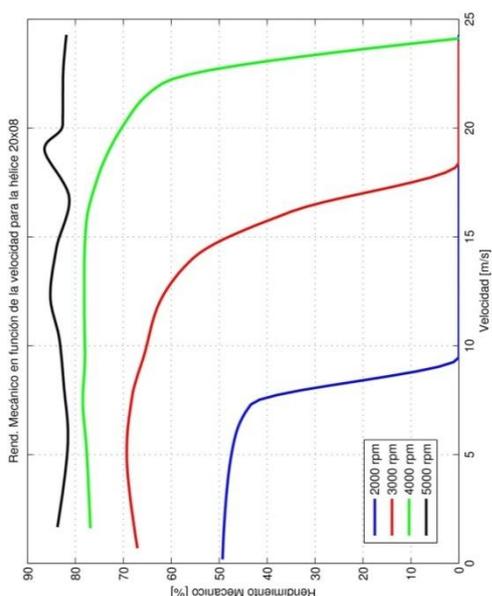
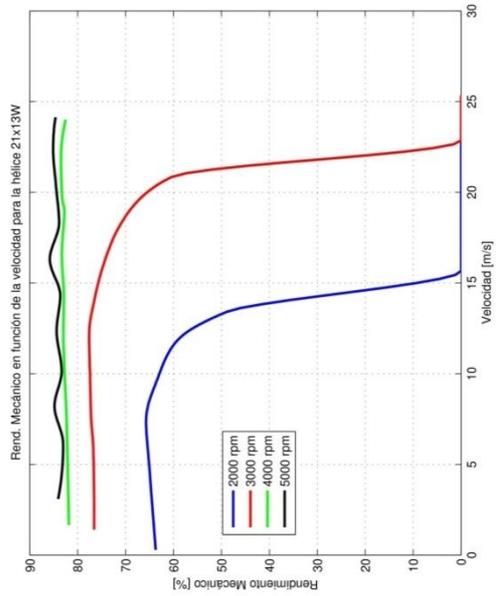
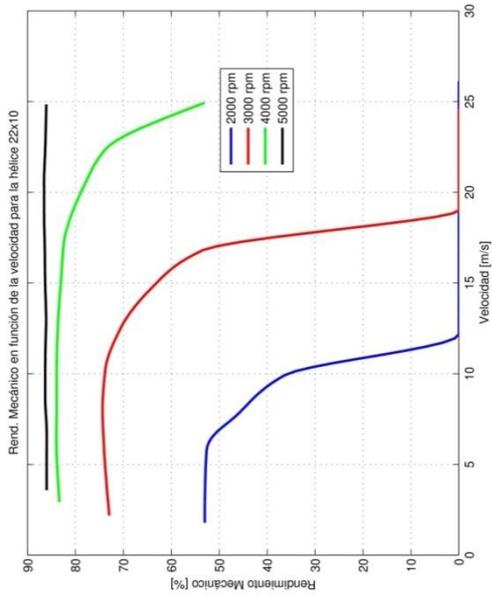
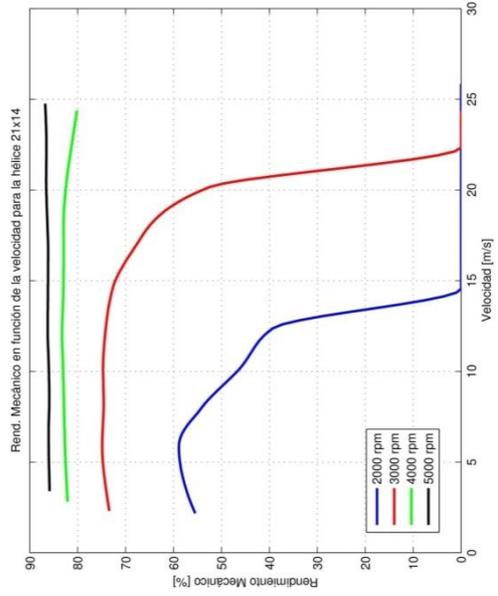
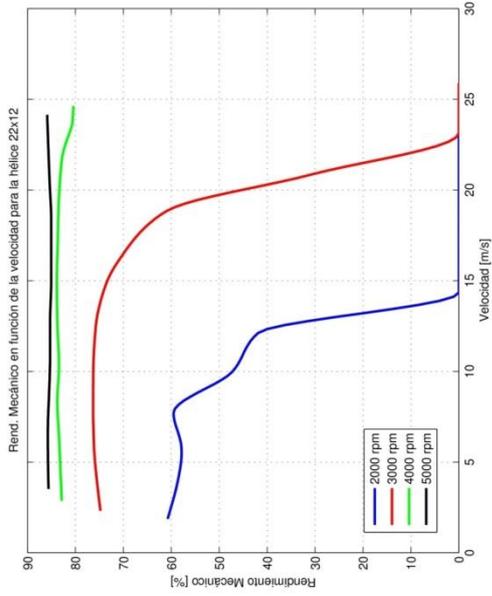


Ilustración 95. Rend. Mecánico en función de la velocidad para todas las hélices

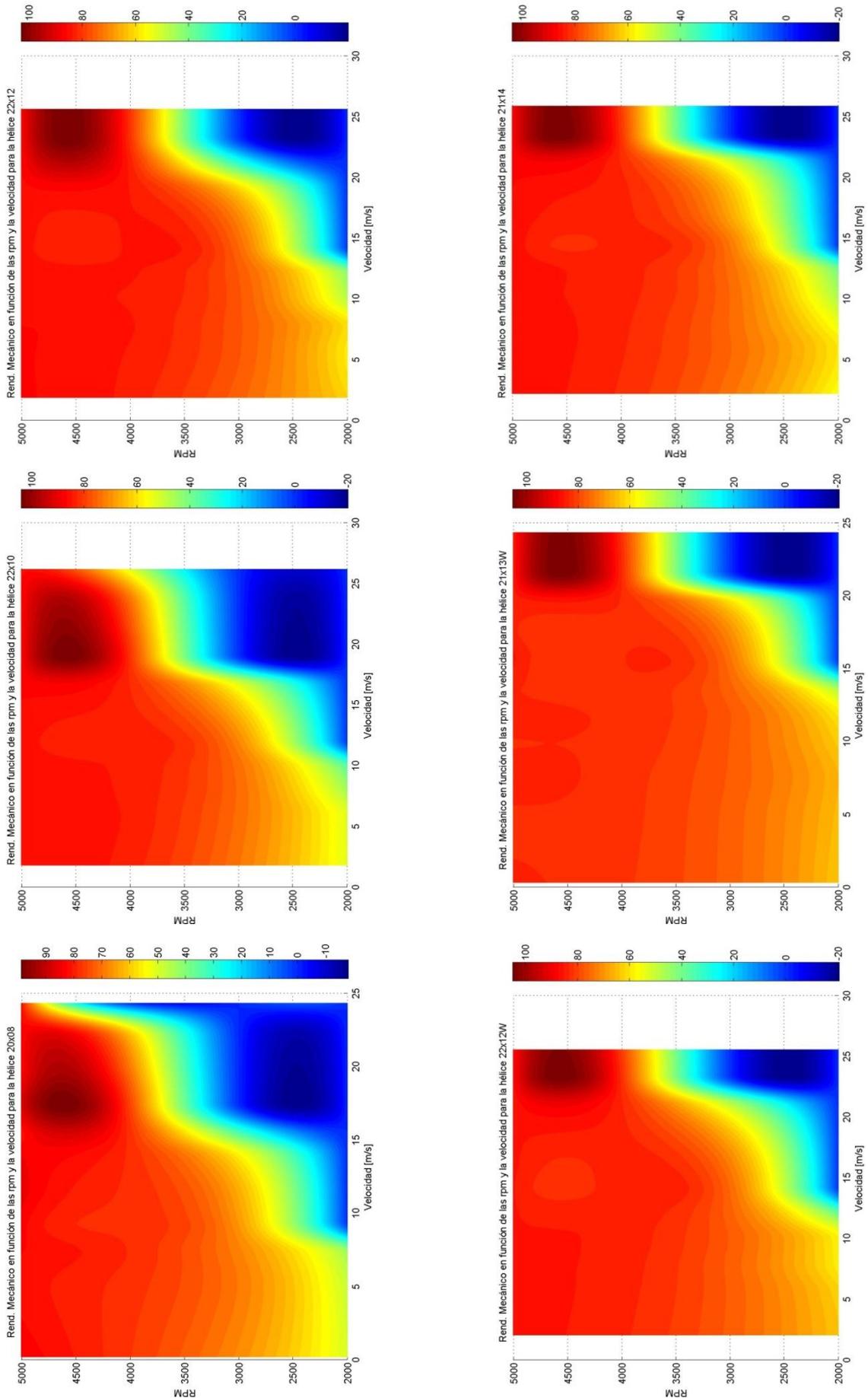


Ilustración 96. Rend. Mecánico en función de la velocidad y las rpm para todas las hélices (planta)

5.6.4. Variables propulsivas adimensionales

5.6.4.1. Coeficiente de empuje

Como se ha comentado en el apartado **¡Error! La autoreferencia al marcador no es válida.**, la introducción de variables adimensionales es tremendamente importante para analizar el comportamiento del motor teniendo como única variable la hélice utilizada.

Uno de los más importantes es el coeficiente de empuje, ya que el empuje es una de las variables que mejor caracteriza las actuaciones dinámicas de una planta propulsora.

Para ilustrar el comportamiento de las variables adimensionales se va a representar cada una de ellas respecto al parámetro de avance, que si se recuerda, relaciona la velocidad del túnel con las revoluciones del motor mediante la ecuación (10). Dado que el parámetro de avance incluye ambos parámetros, no tiene sentido representar de forma tridimensional los coeficientes adimensionales, ya que un valor del parámetro de avance a una velocidad del túnel y a un régimen de revoluciones determinado.

Si se observa la Ilustración 99, su comportamiento es similar al de su homólogo dimensional, disminuyendo conforme aumenta la velocidad del túnel de viento y aumentando con las revoluciones del motor.

Debido al carácter adimensional de las curvas, estas deberían superponerse para cada hélice, ya que las revoluciones del motor dejan de ser un parámetro a tener en cuenta en un análisis adimensional. Sin embargo, se observa que no ocurre así, habiendo una ligera diferencia en función del régimen de revoluciones. La explicación es la aparición de una nueva variable adimensional, el mach, habiendo una relación biunívoca de esta con las distintas variables adimensionales estudiadas. La influencia de esta variable será analizada en el apartado Análisis de la influencia del mach.

Si se observa, a altos valores del parámetro de avance se produce un aumento súbito del coeficiente de empuje a ciertos regímenes de revoluciones. Dicho cambio brusco de tendencia es debido a la disminución rápida de las revoluciones del motor en la finalización del ensayo. Dado que en la definición del coeficiente de empuje las revoluciones se encuentran en el denominador (ecuación (7)), una disminución de este provoca un aumento del coeficiente de empuje.

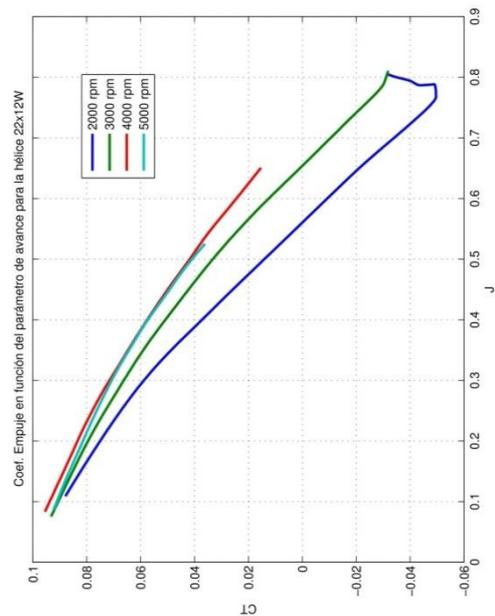
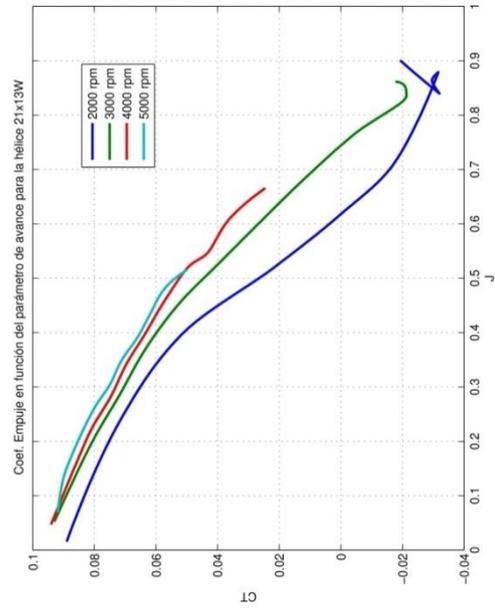
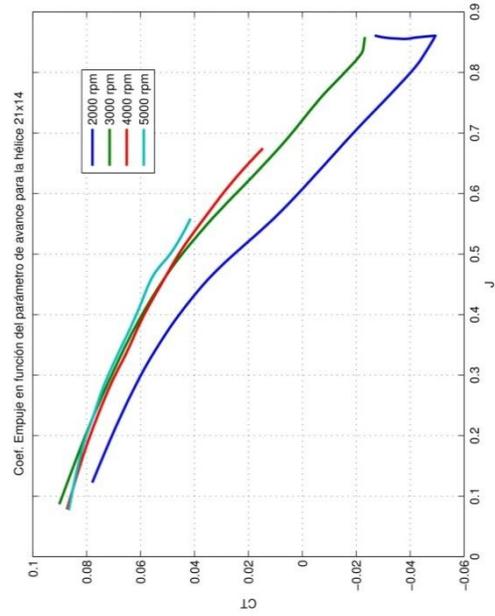
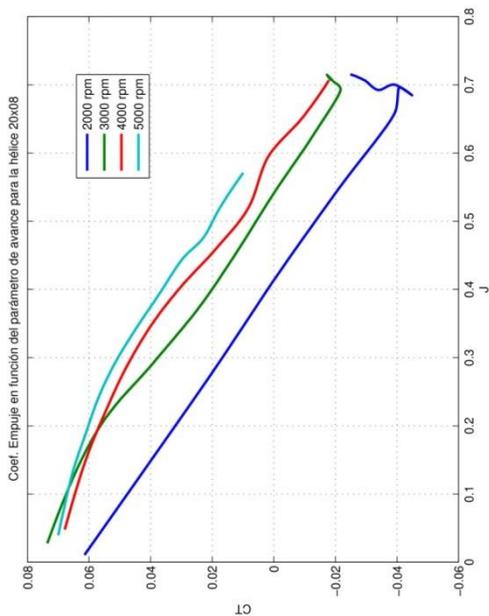
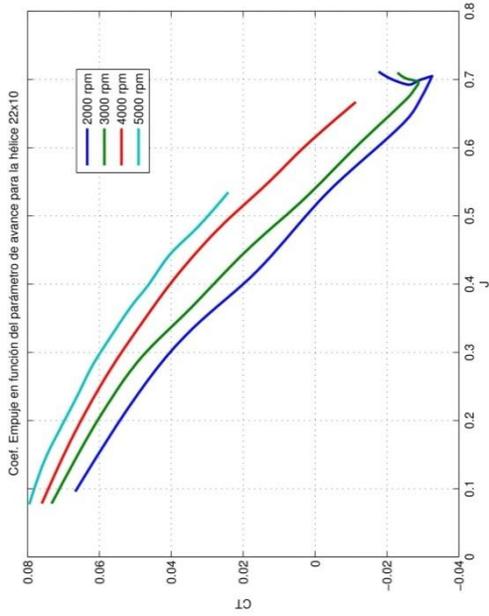
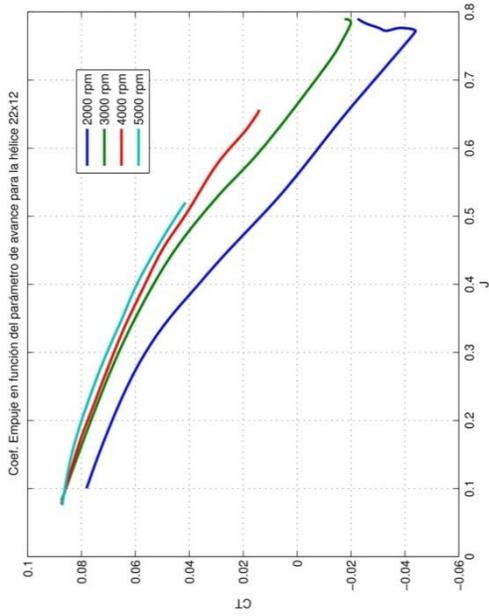


Ilustración 97. Coef. Empuje en función del param. de avance para todas las hélices

Se ha comentado que los coeficientes adimensionales permiten, a priori, caracterizar la planta propulsora en función únicamente de la hélice estudiada, por tanto, sería interesante analizar la tendencia de cada una de las variables para cada hélice estudiada.

Esta tendencia se puede apreciar en la Ilustración 100, donde se encuentra representado el coeficiente de empuje para cada una de las hélices y para los distintos regímenes de revoluciones.

Lo primero que llama la atención es que en todos los casos la hélice que mayor coeficiente de empuje genera es la 22x12W (exceptuando para valores muy bajos del parámetro de avance), mientras que la que menos la 20x08, seguida de la 22x10. El resto de hélices toman valores intermedios, tomando mayores valores unas u otras dependiendo del valor de parámetro de avance y revoluciones del motor.

Es especialmente significativo el hecho de que para bajas revoluciones se obtienen valores del coeficiente de empuje negativos para altos valores del parámetro de avance, lo cual indica que la velocidad del túnel es tan elevada que la resistencia generada por la bancada es mayor que el empuje neto generado por la planta propulsora.

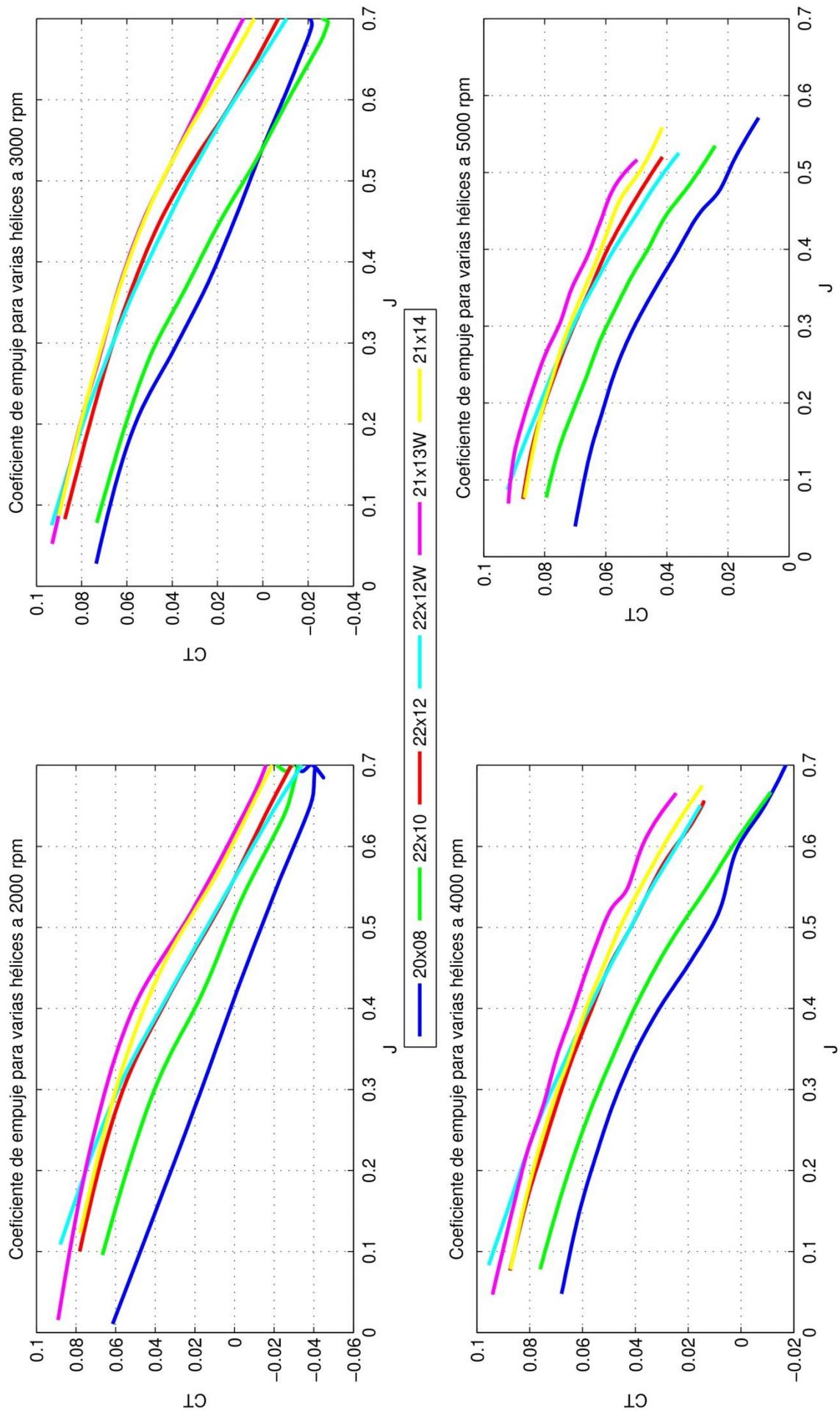


Ilustración 98. Coef. Empuje en función de J para cada hélice y cada régimen de revoluciones

5.6.4.2. *Coefficiente de par*

Desde el punto de vista de las actuaciones del motor, el análisis del coeficiente de par no tiene gran interés, no obstante, como se ha comentado con anterioridad, puede resultar de interés ya que parte de la estructura de la bancada que soporta al motor debe soportar el par generado por el mismo.

Como se puede apreciar en la Ilustración 101, la tendencia es bastante similar a la del par frente a la velocidad del túnel, presentando un máximo para parámetros de avance en torno a 0,25. Como ocurre con la mayoría de las variables, llega un momento en el que la velocidad del aire incidente es tan alta que la planta propulsora no genera par, ya que la hélice es movida por el propio aire, por lo que se produce una disminución del coeficiente de par generado.

Dada la falta de información importante arrojada por esta variable, sólo se representa la variación de la misma frente al parámetro de avance para cada una de las hélices (Ilustración 101), de tal forma que se pueda obtener información de qué hélice conviene utilizar para un coeficiente de par dado.

Se puede apreciar claramente que existe una relación del coeficiente de par generado con el paso de la hélice, siendo, en general, las de mayor paso las que mayor coeficiente de par producen. No obstante, se observa que las hélices de mayor grosor (22x12W y 21x13W), arrojan valores más altos que sus homólogas menos gruesas, lo que da a entender que esta característica geométrica es importante desde el punto de vista del coeficiente del par. De este modo, las hélices de mayor coeficiente de par son la 21x13W y 21x14.

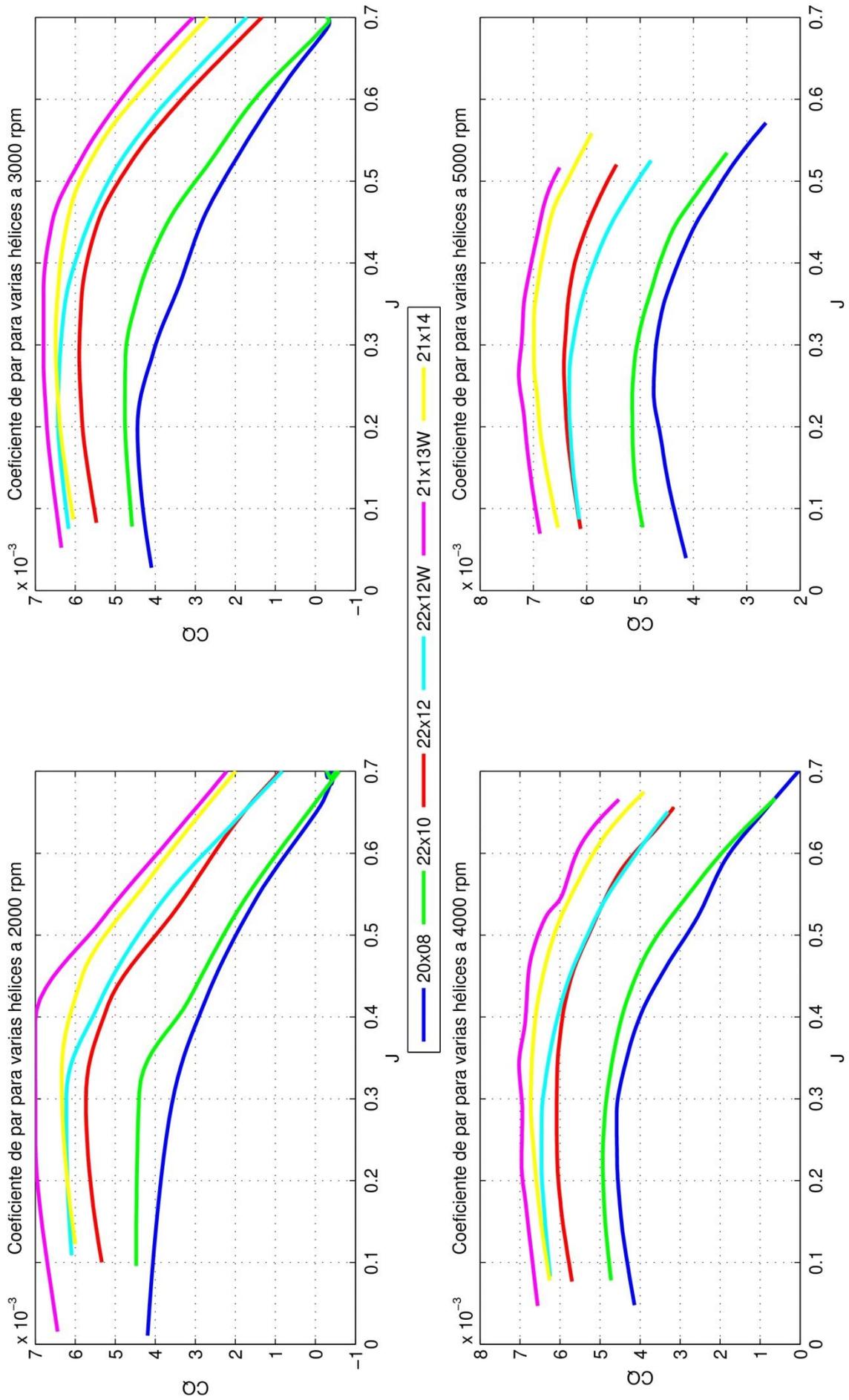


Ilustración 99. Coef. Par en función de J para cada hélice y cada régimen de revoluciones

5.6.4.3. *Coefficiente de potencia*

Desde el punto de vista del análisis adimensional, el coeficiente de potencia posee una gran relevancia junto con el coeficiente de empuje, ya que permite analizar qué hélice genera más potencia, independientemente del resto de variables.

El comportamiento de esta variable respecto al parámetro de avance para cada una de las revoluciones del motor se puede observar en la Ilustración 102, donde se mantiene prácticamente constante hasta que alcanza un máximo que se encuentra en torno a $J = 0,3$, para descender bruscamente para valores mayores del parámetro de avance.

Como se ha comentado, el coeficiente de potencia es, junto al coeficiente de empuje, uno de los parámetros que mejor caracteriza las actuaciones de la planta propulsora, por lo que es interesante analizar la tendencia de esta variable en función de cada una de las hélices. Este enfoque se encuentra plasmado en la Ilustración 103, de donde se pueden extraer dos conclusiones principalmente:

- Existe una relación entre el coeficiente de potencia generado y el paso de la hélice, siendo la que más genera la 21x13W debido a su mayor grosor respecto a la 21x14.
- El valor del parámetro de avance donde se produce el máximo es mayor conforma mayor es el coeficiente de potencia que genera la hélice.

De forma análoga al coeficiente de empuje, y en general, a todas las variables propulsivas adimensionales, las curvas correspondientes a distintos regímenes de revoluciones no se solapan cuando deberían hacerlo, lo que confirma la necesidad de incluir el mach como variable adimensional en este estudio. Las hélices 22x12W y 21x13W son una excepción en este sentido, ya que las curvas casi se solapan unas con otras, siendo una posible causa el hecho de que posean un grosor más alto de lo normal.

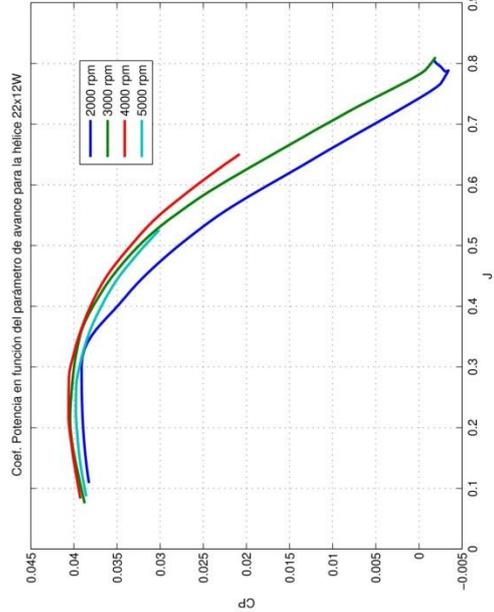
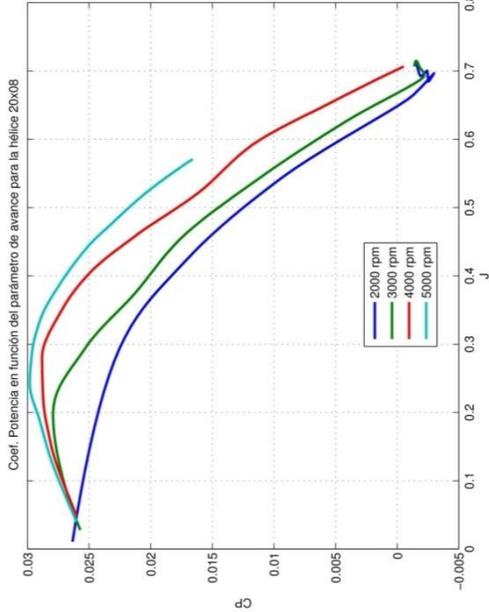
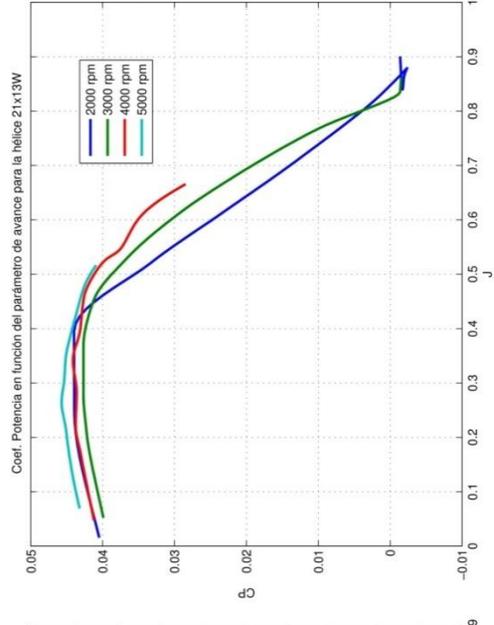
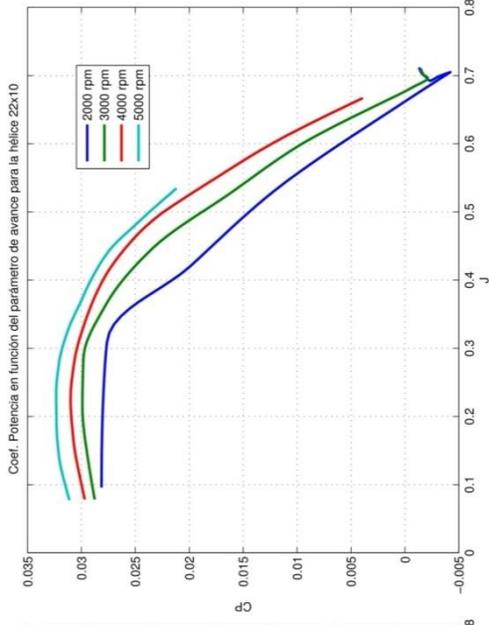
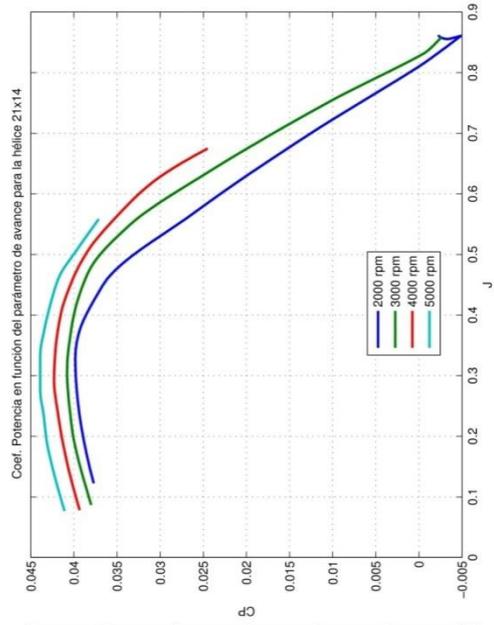
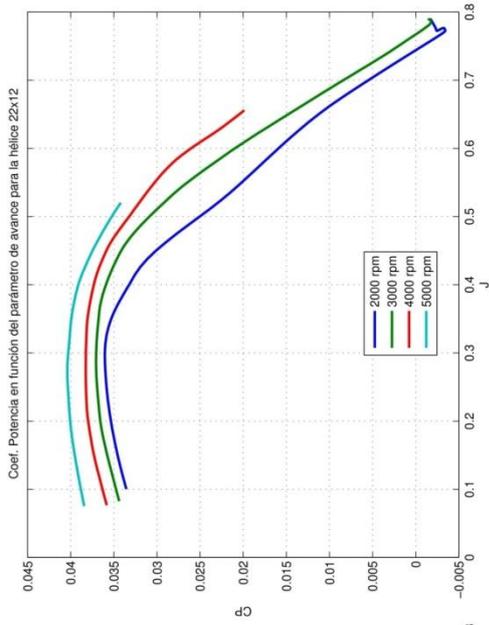


Ilustración 100. Coef. Potencia en función del param. de avance para todas las hélices

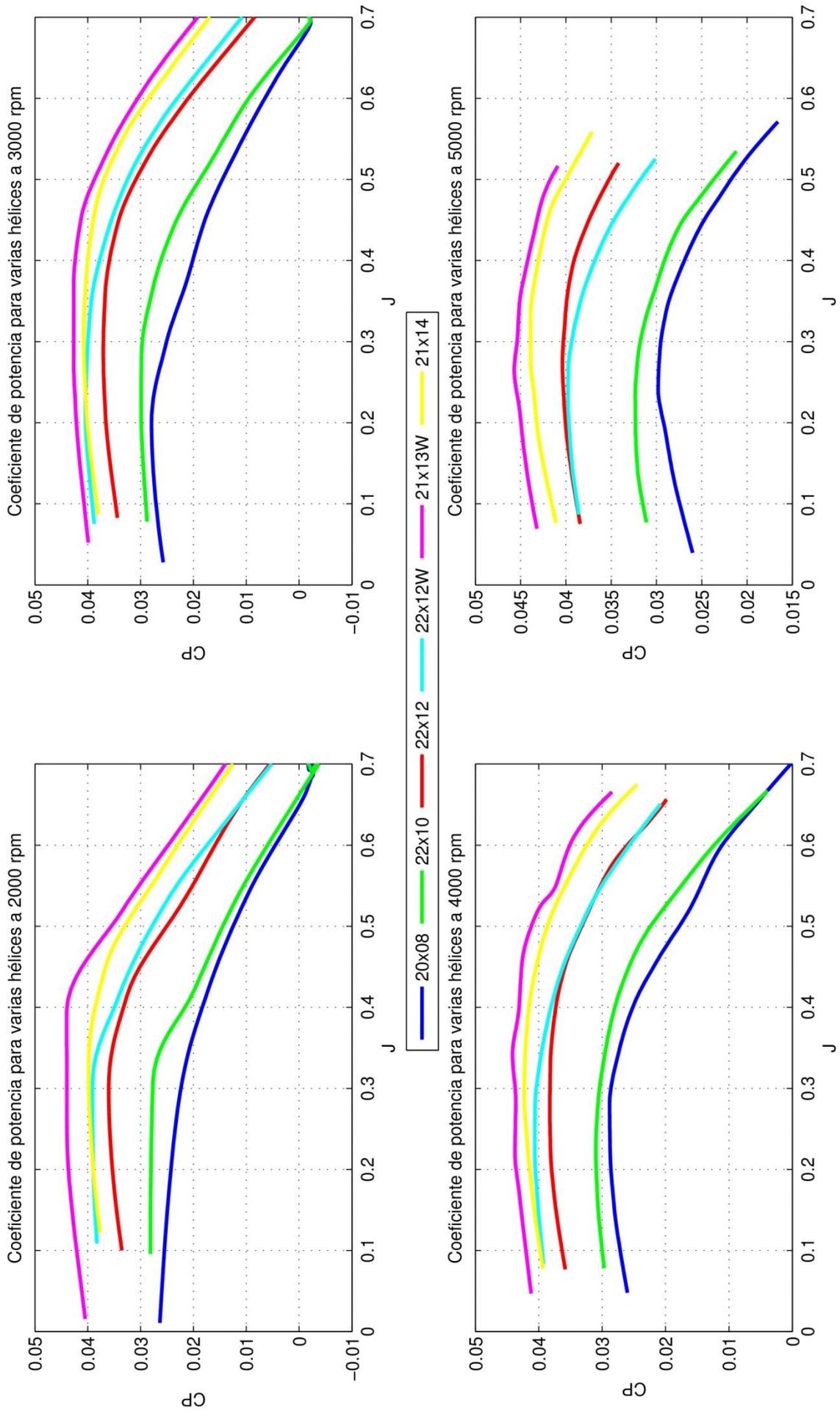


Ilustración 101. Coef. Potencia en función de J para cada hélice y para cada régimen de revoluciones

5.6.4.4. *Rendimiento propulsivo*

Esta variable es la más significativa de todos los parámetros propulsivos adimensionales, ya que relaciona la potencia generada por el motor con el empuje neto producido (ecuación (11)).

En la Ilustración 104 se observa la relación del rendimiento propulsivo con el parámetro de avance, para cada una de las hélices. Como se puede apreciar, la tendencia general es un aumento del rendimiento respecto al parámetro de avance, hasta alcanzar un máximo. Se pueden extraer dos conclusiones:

- El rendimiento propulsivo es bastante similar en todas las hélices para todo el rango de parámetros de avance, a excepción de la hélice 20x08, donde el pequeño diámetro y paso respecto a las demás se ve claramente reflejado.
- Existe una relación entre el punto donde se produce el máximo y el paso de la hélice, resultando valores más altos del parámetro de avance que produce el máximo en las hélices de mayor paso. Dicho máximo se encuentra en torno a $J = 0,4$, reflejando que es el punto óptimo para volar.

En la figura se han omitido valores del parámetro de avance mayores a 0,5 debido a que el rendimiento propulsivo se dispara al infinito. Esto es debido a que el coeficiente de potencia se anula cuando aparece el fenómeno de autorotación, siendo ésta una zona no deseable desde el punto de vista de las actuaciones del motor.

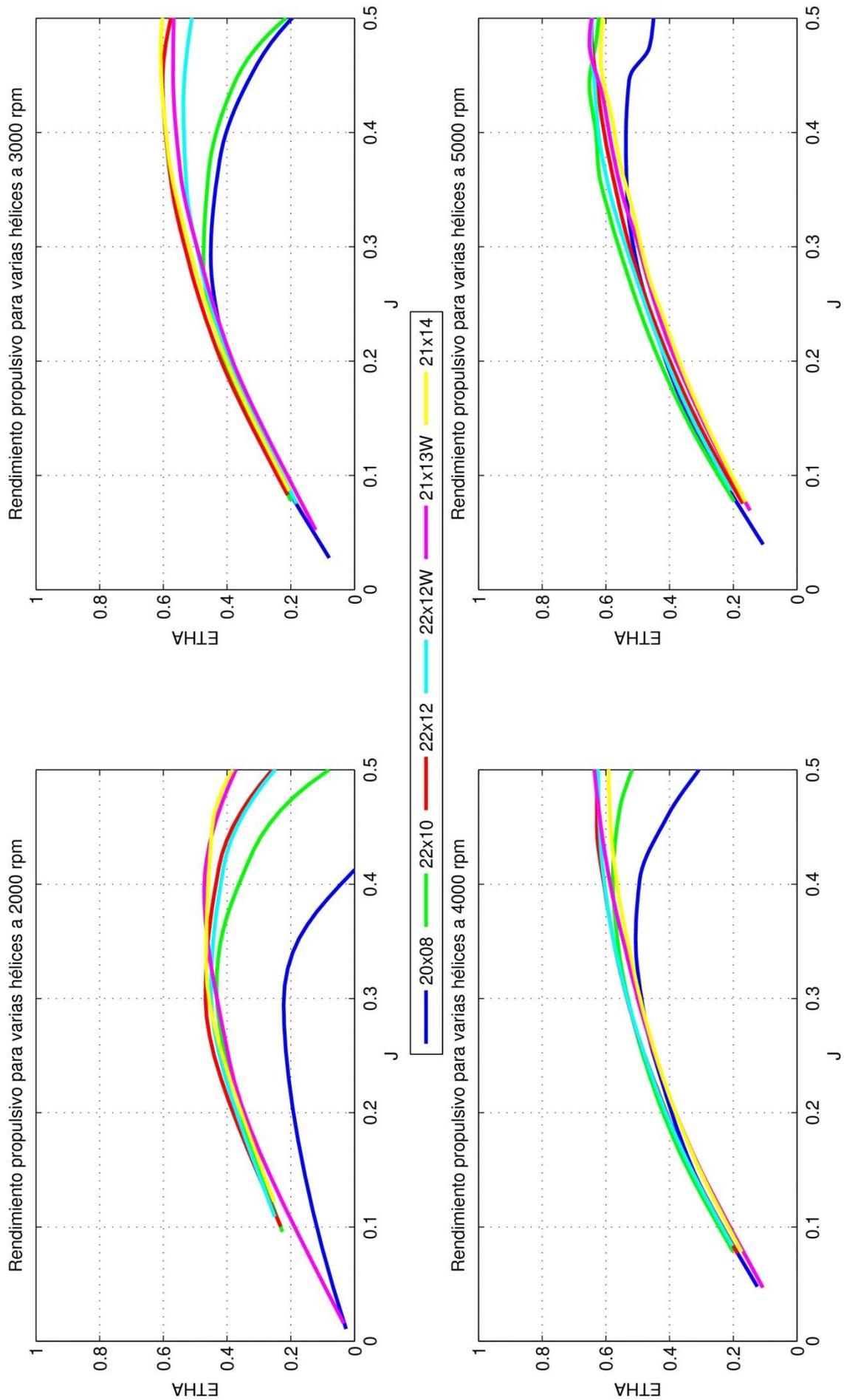


Ilustración 102. Rend. Propulsivo en función de J para cada hélice y cada régimen de revoluciones

5.7. Diseño del estudio de la influencia del mach

Como se ha explicado con anterioridad en el apartado Diseño del estudio de caracterización dinámica, la introducción de las variables propulsivas adimensionales supone una independencia lógica con las distintas variables, de tal forma que se pueden analizar de forma aislada las actuaciones de cada hélice.

No obstante, los resultados no son los esperados, como se detallará posteriormente en el apartado Variables propulsivas adimensionales, ya que las curvas correspondientes a los distintos regímenes de revoluciones difieren, cuando deberían solaparse.

La explicación a este fenómeno es que no se han tenido en cuenta los efectos de compresibilidad de la pala, de tal forma que para cada valor de la velocidad del túnel, las variables difieren en función de las revoluciones, cosa que no debería ocurrir.

Por tanto, para incluir los efectos de compresibilidad en el problema, hay que introducir el mach de vuelo, con el fin de tratar de que los resultados obtenidos dependan única y exclusivamente de la geometría de la pala. Para ello, se van a analizar dos enfoques distintos:

- Un enfoque experimental donde se tiene en cuenta el mach que ve la pala en el 75% de la cuerda contando desde la raíz.
- Un enfoque teórico haciendo uso de la analogía de Prandtl-Glauert para tener en cuenta los efectos de compresibilidad en hélices y rotores.

A continuación, se explican con detalles en qué consisten ambos enfoques y que ecuaciones usan cada uno de ellos.

5.7.1. Enfoque experimental

Como se ha comentado, el objetivo es obtener un modelo genérico completo de cada una de las hélices incluidas en el estudio. Para ello, se define el mach genérico como el que ve la pala al 75% de la raíz, cuya expresión viene dada por:

$$M = \frac{\sqrt{\left(\frac{3}{8} D \Omega\right)^2 + V_{\infty}^2}}{\sqrt{\gamma R_g T}} \quad (17)$$

Donde D es el diámetro en metros, Ω es la velocidad de rotación en rad/s, V_{∞} es la velocidad del túnel de viento y $\sqrt{\gamma R_g T}$ la velocidad del sonido para las características del ensayo. Además, $\left(\frac{3}{8} D \Omega\right)$ es la velocidad tangencial relativa del aire incidente y V_{∞} la

velocidad transversal sobre el punto de la pala correspondiente al 75% de la cuerda. En el proyecto de Elio Carrasco (1) se encuentra demostrado que la contribución del giro de la pala es mayor que la correspondiente a la velocidad del aire incidente, por lo que esto explica el hecho de que para una velocidad del aire incidente se tengan distintos valores de las variables adimensionales para distintos regímenes de revoluciones.

Para realizar este enfoque, se introduce la ecuación anterior, para cada una de las hélices, y se calculan cada una de las variables propulsivas adimensionales para diversos valores del mach genérico definido anteriormente constante, lo que permite extraer representaciones tridimensionales de estas variables respecto el parámetro de avance y el mach.

Uno de los avances de este proyecto respecto al proceso utilizado hasta la fecha es la automatización del proceso de cálculo de las distintas variables introduciendo el mach. La dificultad reside principalmente en la extracción de los valores de coeficiente de empuje, par, potencia y rendimiento propulsivo correspondientes a valores de mach constante, lo cual supone un proceso especialmente engorroso.

Como se ha comentado en la sección Post-procesado, y gracias a un complejo proceso de diseño, se ha desarrollado una rutina capaz de automatizar dicha operación, siendo necesario utilizar únicamente la hélices que se desea analizar en este sentido. El uso de dicha rutina se encuentra debidamente detallado en el Anexo II: Manuales de uso.

En cuanto al proceso de extracción de las distintas variables para valores constantes del mach genérico, consta de las siguientes partes:

1. Se calcula el mach como función de la velocidad del túnel y de las revoluciones del motor, atendiendo a la expresión detallada anteriormente.
2. Se calculan las líneas de nivel de mach constante para cada una de las hélices, de tal forma que se extraen los valores de RPM y V_{∞} que mantienen el mach constante para cada valor. En la se encuentra representada el valor del mach en función de RPM y V_{∞} , así como las líneas de nivel resultantes para la hélice 22x10.

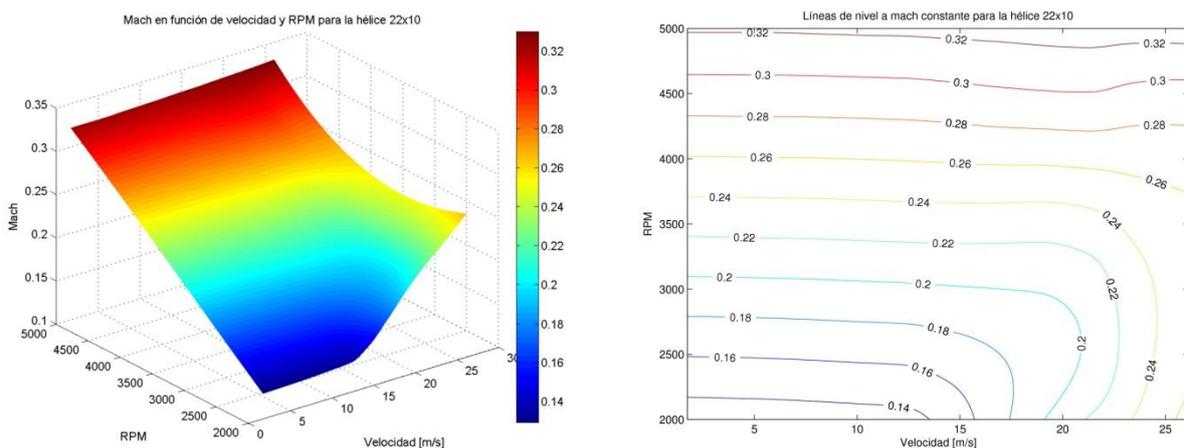


Ilustración 103. Mach en función de la rpm y la velocidad; líneas de nivel para la hélice 22x10

3. Con estos valores de RPM y V_∞ , se calculan los valores del parámetro de avance haciendo uso de la ecuación (10).
De esta forma, para cada valor de mach constante se tiene un vector de RPM, un vector de V_∞ y un vector de J.
4. Para cada par de valores de RPM y V_∞ se obtiene el valor de C_T, C_Q, C_P y η correspondiente.

En la Ilustración 104 se puede apreciar un esquema del proceso de extracción de curvas a mach constante.

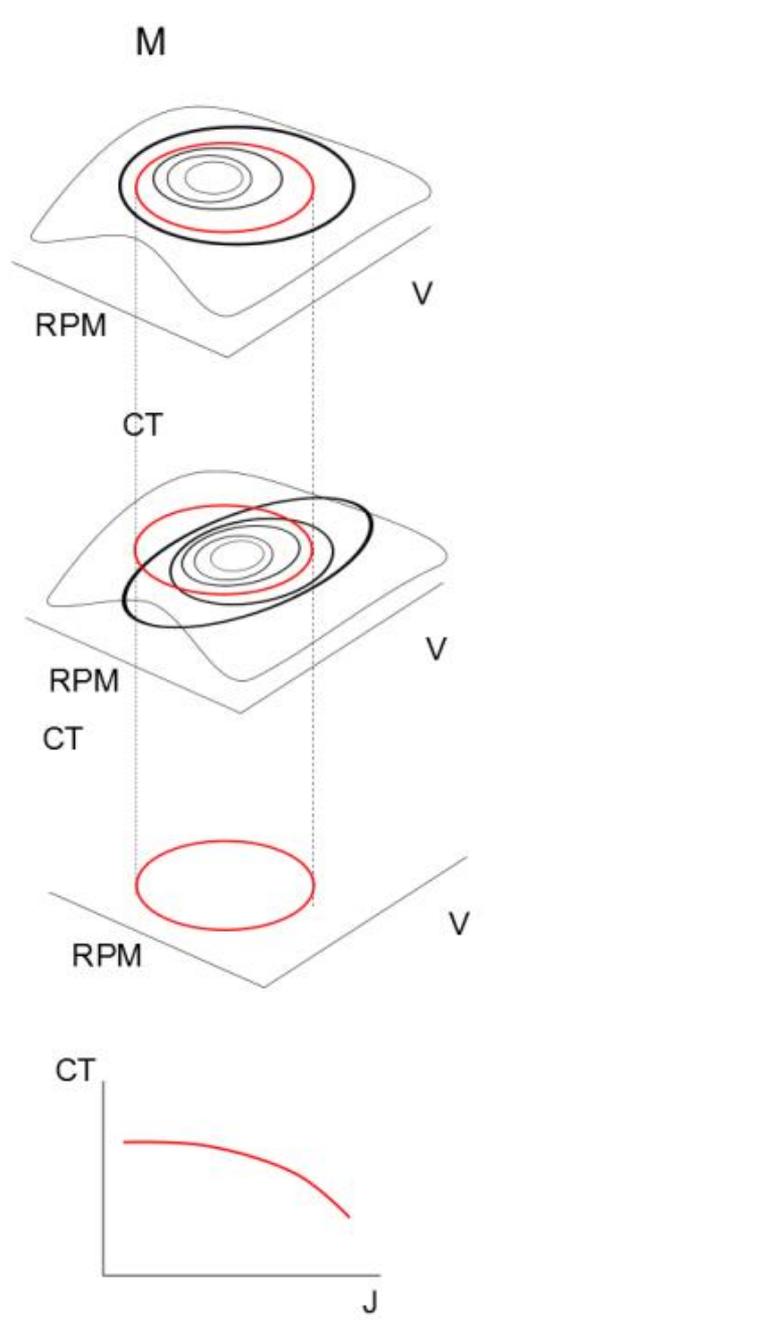


Ilustración 104. Proceso de extracción de curvas a mach constante

Una vez realizado este proceso, se obtiene la variación de cada una de las variables propulsivas adimensionales respecto al parámetro de avance y el mach para cada una de las hélices, para varios valores de mach constante.

5.7.2. Enfoque teórico: Analogía de Prandtl-Glauert

Para tratar de analizar de la forma más completa posible los efectos de compresibilidad existentes en la hélice durante los ensayos, se suma al enfoque experimental explicado anteriormente un enfoque más teórico, correspondiente a la analogía de Prandtl_Glauert.

La analogía de Prandtl-Glauert para perfiles y alas supone que existe una relación entre el coeficiente de presiones del perfil y el de sustentación del ala para valores del mach de vuelo mayores a 0.3 con los calculados para régimen incompresible (véase (5)). Así, para alas el coeficiente de sustentación se obtiene por:

$$C_L = \frac{C_L^i(\Lambda\sqrt{1 - M_\infty^2}, b\sqrt{1 - M_\infty^2}, S\sqrt{1 - M_\infty^2})}{\sqrt{1 - M_\infty^2}} \quad (18)$$

Donde C_L es el coeficiente de sustentación real y C_L^i es el coeficiente de sustentación obtenido para régimen incompresible obtenido al multiplicar los valores del alargamiento del ala, Λ , de superficie, S , y de envergadura, b , por el factor dependiente del mach de vuelo, $\sqrt{1 - M_\infty^2}$.

Partiendo de esta idea, si se considera un ala giratoria como un ala convencional, tomando como sección característica el perfil de la pala al 75% de la raíz de la hélice, se puede asumir que el coeficiente de tracción y el de potencia mecánica viene caracterizado por las unas expresiones (19) y (20) que los relacionan con sus valores calculados para el caso de régimen incompresible ($M_\infty < 0.3$).

$$C_T = \frac{C_T^i(D\sqrt{1 - M_\infty^2})}{\sqrt{1 - M_\infty^2}} \quad (19)$$

$$C_P = \frac{C_P^i(D\sqrt{1 - M_\infty^2})}{\sqrt{1 - M_\infty^2}} \quad (20)$$

Donde $C_T^i(D\sqrt{1-M_\infty^2})$ y $C_P^i(D\sqrt{1-M_\infty^2})$ son los valores de los coeficientes adimensionales de tracción y potencia mecánica obtenidos para una hélice de diámetro $\sqrt{1-M_\infty^2}$ veces menor que la original. Y el Mach vendrá dado por la resultante vectorial de la velocidad tangencial y la transversal del aire en la pala al 75% de la raíz de la hélice (expresión

(21)).

$$M_\infty = \frac{\sqrt{\left(\frac{3}{8}D\Omega\right)^2 + V_\infty^2}}{a} \quad (21)$$

Donde Ω será la velocidad de giro en radianes por segundo, V_∞ la velocidad transversal a la hélice del flujo de aire y a la velocidad del sonido correspondiente a los parámetros ambientales tales como presión, temperatura y densidad.

$$C_T = \frac{T}{\rho_\infty n^2 D^4} \quad (22)$$

$$C_P = \frac{P}{\rho_\infty n^3 D^5} \quad (23)$$

Partiendo de la definición de estos coeficientes (ecuaciones (22) y

(23)), donde n es la velocidad de rotación de la hélice en revoluciones por segundo y ρ_∞ la densidad del flujo de aire incidente, pueden obtenerse las expresiones (24) y (25) que relacionan estos parámetros con sus valores para el caso de régimen incompresible.

$$C_T = \frac{\frac{T^i}{\rho_\infty n^2 D^4 (1-M_\infty^2)^2}}{\sqrt{1-M_\infty^2}} = \frac{\frac{T^i}{\rho_\infty n^2 D^4}}{(1-M_\infty^2)^{5/2}} \quad (24)$$

$$C_P = \frac{\frac{P^i}{\rho_\infty n^3 D^5 (1-M_\infty^2)^{5/2}}}{\sqrt{1-M_\infty^2}} = \frac{\frac{P^i}{\rho_\infty n^3 D^5}}{(1-M_\infty^2)^3} \quad (25)$$

Hay que tener en cuenta que dichas expresiones son sólo validas si se tiene en cuenta que el parámetro de avance, J , para el caso incompresible viene determinado por la relación (26).

$$J^i = \frac{V}{nD\sqrt{1 - M_\infty^2}} = \frac{J}{\sqrt{1 - M_\infty^2}} \quad (26)$$

Así dado un punto (C_T, J) , y otro (C_P, J) , previo a su representación, se obtiene que en régimen incompresible las relaciones anteriores vienen dadas por las expresiones (27) y (28).

$$J^i = \frac{J}{\sqrt{1 - M_\infty^2}}; \quad C_T^i = \left(\sqrt{1 - M_\infty^2}\right)^5 C_T \quad (27)$$

$$J^i = \frac{J}{\sqrt{1 - M_\infty^2}}; \quad C_P^i = \left(\sqrt{1 - M_\infty^2}\right)^6 C_P \quad (28)$$

5.8. Análisis de la influencia del mach

Como se ha podido comprobar en el análisis dinámico de la planta propulsora, para obtener una caracterización completa en relación a las variables propulsivas adimensionales hay que introducir una variable adimensional adicional, el mach, ya que se ha demostrado que existe una clara dependencia. El objetivo es, como se ha comentado con anterioridad, obtener una independencia lógica de los resultados respecto a las variables, de tal forma que se puede caracterizar las actuaciones del motor teniendo como único parámetro variable el tipo de hélice utilizado.

Para ello, tal y como se detalla en el apartado Diseño del estudio de la influencia del mach, se va a hacer uso de dos enfoques distintos:

- Un enfoque experimental donde se introduce el mach de vuelo en el 75 % de la pala de la hélice.
- Un enfoque teórico basado en la analogía de Prandtl_Glauert.

Dado que el coeficiente de par no arroja resultados relevantes en cuanto a las actuaciones del motor, no se va a incluir en este apartado. Además, el comportamiento de esta variable no difiere del comportamiento del coeficiente de

empuje, difiriendo únicamente en los órdenes de magnitud de los resultados obtenidos.

A continuación se analizan los resultados obtenidos para cada uno de los enfoques propuestos:

5.8.1. Enfoque experimental

Para realizar este enfoque, hay que realizar un complejo proceso de extracción de datos a través de las curvas de nivel del mach. Dicho proceso se encuentra debidamente explicado en el apartado Enfoque experimental.

En este apartado se van a analizar dos tipos de representaciones de las distintas variables propulsivas adimensionales:

- Representación bidimensional respecto al parámetro de avance, para varios valores representativos del mach.
- Proyección tridimensional de las anteriores respecto al parámetro de avance y el mach, cuya forma en planta permite visualizar y extraer de forma inmediata los datos requeridos.

Este último tipo de representación resulta de gran utilidad para los valores de parámetro de avance y mach que produce un valor determinado de cierta variable adimensional, por lo que una gran parte de la complejidad de este proceso se ha basado en conseguir representaciones lo más claras y suaves posibles, de tal forma que se observe la tendencia sin ningún tipo de confusión.

Una de las medidas que ha sido necesario tomar ha sido eliminar de la representación tridimensional los valores negativos de cada una de las variables. La razón es que en las zonas donde se da se produce una elevada sobre oscilación de la variable, y esto provoca errores en la imagen cuando se post-procesa. En la Ilustración 105 se observa una gráfica correspondiente al coeficiente de empuje para la hélice 22x10, antes y después de eliminar las componentes nulas y negativas del mismo.

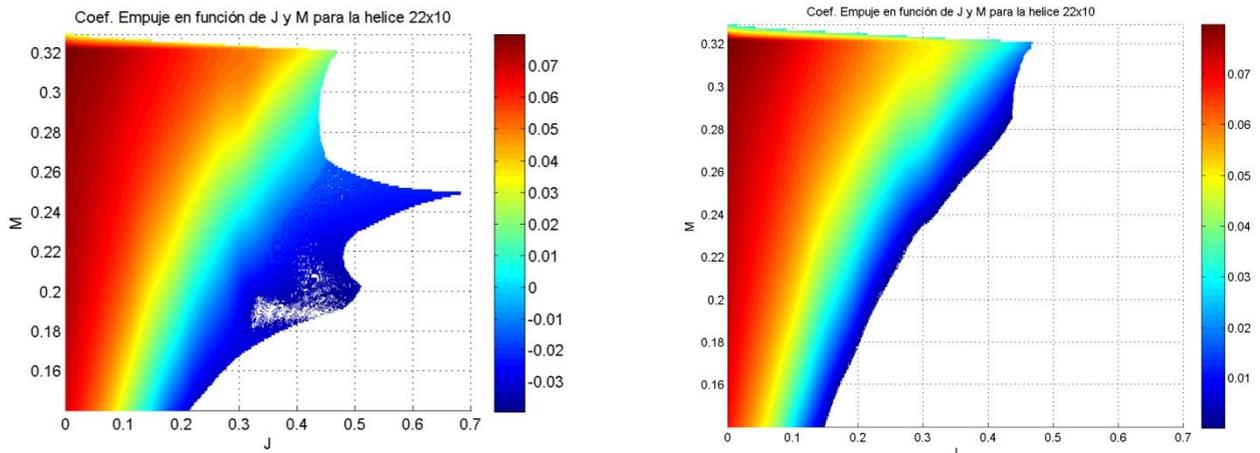


Ilustración 105. Figura de muestra de fallo al procesar imagen

En la figura izquierda se observa claramente como hay zonas donde se producen manchas en la representación, mientras que en la figura de la derecha dichos fallos no se encuentran. Por tanto, a pesar de que los valores negativos de estas variables pueden ser importantes para caracterizar la planta propulsora, se asume que la función principal de estas gráficas será la de extraer valores de interés buscando el buen funcionamiento del motor, es decir, valores positivos.

A continuación, se analizan los resultados obtenidos para cada una de las variables propulsivas adimensionales:

5.8.1.1. Coeficiente de empuje

En la Ilustración 106 se puede observar el coeficiente de empuje en función del parámetro de avance para cada una de las hélices, después de haber introducido el mach genérico al 75 % de la pala. Como se aprecia, el comportamiento de las curvas es similar que antes de introducir el mach como variable adimensional, donde el coeficiente de empuje desciende conforme aumenta el parámetro de avance.

Por otro lado, se observa que para valores mayores del mach, se produce un mayor coeficiente de empuje. No obstante, el mach depende de las revoluciones del motor y de la velocidad del túnel, y un aumento de este último provoca una disminución del empuje. La explicación de que ocurra lo contrario es que la componente correspondiente a las revoluciones del motor contribuye más al mach que la velocidad del túnel de viento.

Para valores bajos del parámetro de avance, el valor del coeficiente de empuje es prácticamente independiente del mach genérico que ve la pala al 75 % de la raíz.

En la Ilustración 107 se puede observar superficie tridimensional que muestra la variación del coeficiente de empuje respecto al parámetro de avance y el mach para cada hélice. Se aprecia claramente que los mayores valores del coeficiente de empuje se dan para valores altos de mach y valores bajos del parámetro de avance, lo que corresponde a volar con altas revoluciones y a una baja velocidad del túnel.

Si se observan las líneas de nivel, para mantener un valor del coeficiente de empuje constante, conforme se aumenta el mach, hay que aumentar el parámetro de avance, acentuándose este hecho para coeficientes de empuje bajos. Sin embargo, para valores altos, se observa que las líneas de nivel prácticamente no varían respecto del mach.

Se ha comentado que desde el punto de vista del coeficiente de empuje, conviene volar con parámetros de avance bajos y valores de mach altos, no obstante, hay que tener cuidado, puesto que para valores muy altos del mach (del orden de 0,32) se produce un descenso brusco del coeficiente de empuje.

Como se puede comprobar, estas gráficas resultan de gran interés para establecer zonas de vuelo fiables donde asegurar un buen rendimiento del motor para cumplir los requisitos establecidos.

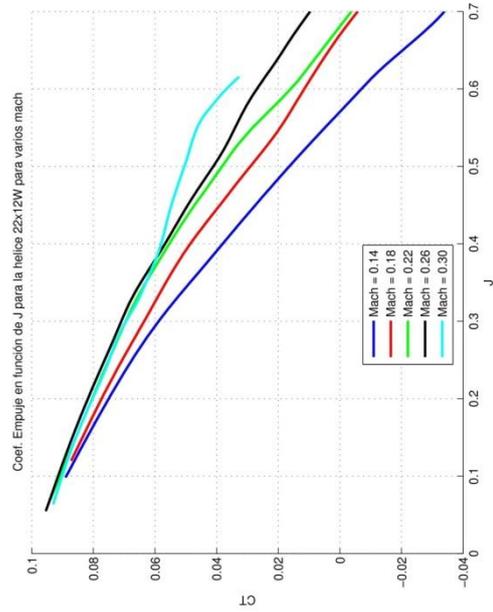
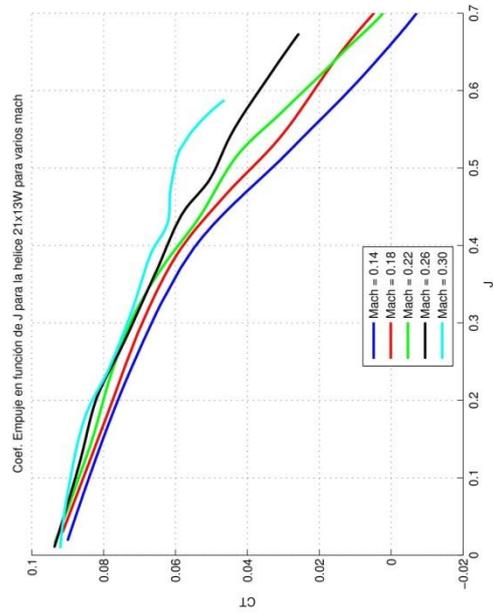
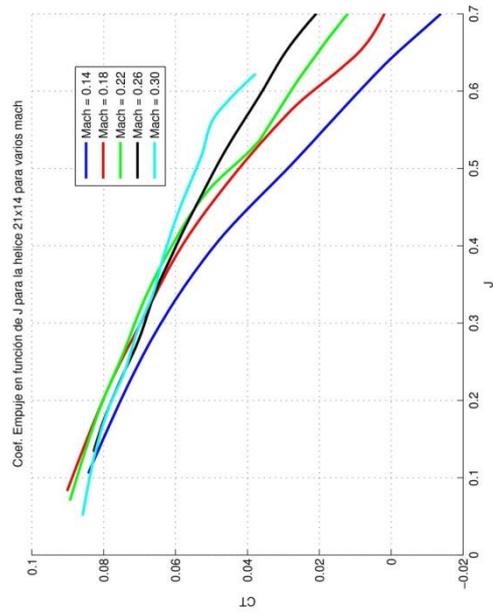
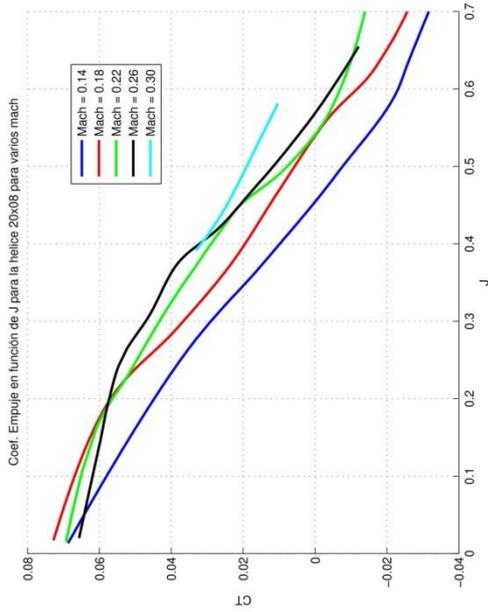
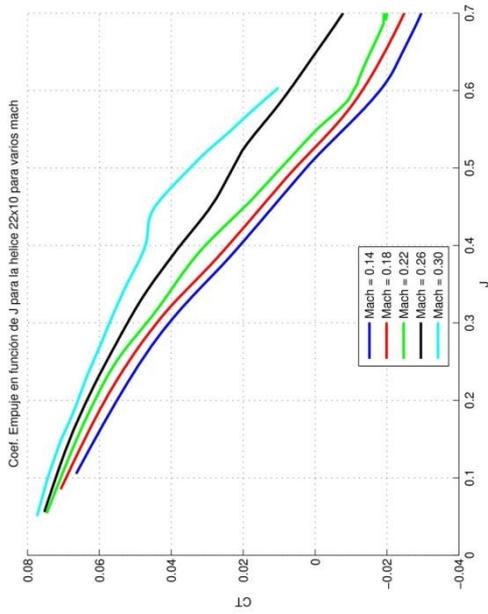
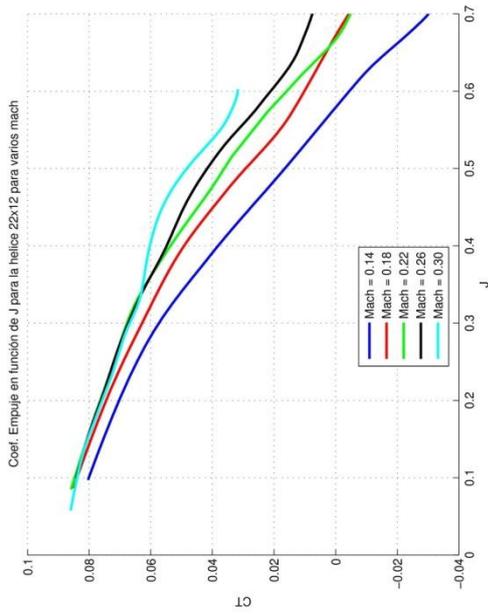


Ilustración 106. Coef. Empuje en función de J a mach constante para todas las hélices

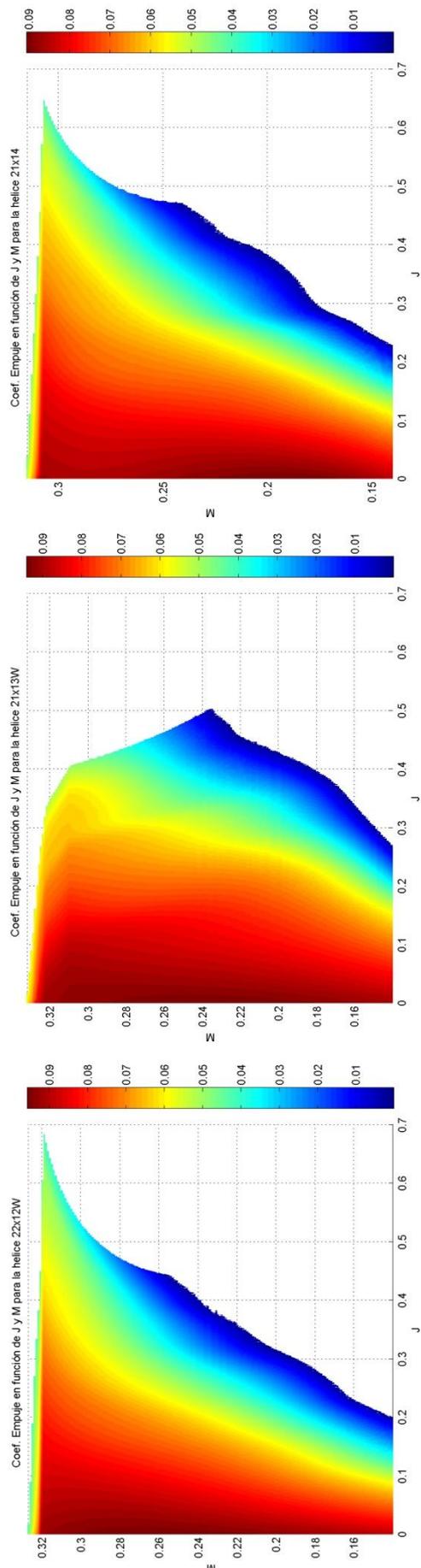
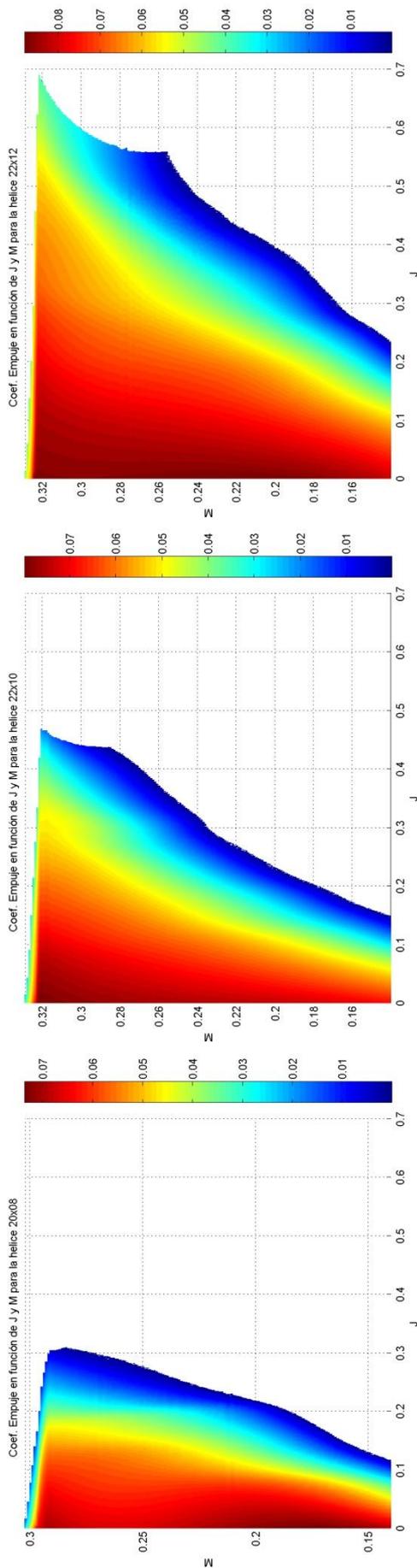


Ilustración 107. Coef. Empuje en función de J y mach para cada hélice

5.8.1.2. Coeficiente de potencia

De una forma similar al caso del coeficiente de empuje, las zonas donde se dan los mayores valores de coeficiente de potencia son las correspondientes a altos valores del mach y bajos valores del parámetro de avance (Ilustración 109). Esto no es una coincidencia ya que, como se ha visto durante todo el estudio dinámico, un empuje alto requiere altas revoluciones, y por tanto altas potencias demandadas por el motor para satisfacerlo.

En cuanto a la variación respecto del parámetro de avance, la tendencia es similar a la estudiada antes de introducir el mach como variable como se puede observar en la Ilustración 108, manteniéndose constante hasta que la velocidad del túnel es tan alta que el motor no demanda tanta potencia para mantener el nivel de revoluciones establecido.

Por otro lado, se produce un aumento del coeficiente de potencia con el aumento del mach, lo cual es lógico ya que un aumento del mach se traduce prácticamente en un aumento de las revoluciones del motor, al ser este la contribución predominante. Como ocurría antes de introducir el mach como variable, la variación con el mach es prácticamente nula para valores bajos del parámetro de avance, aumentando conforme aumenta J , es decir, la velocidad del túnel de viento.

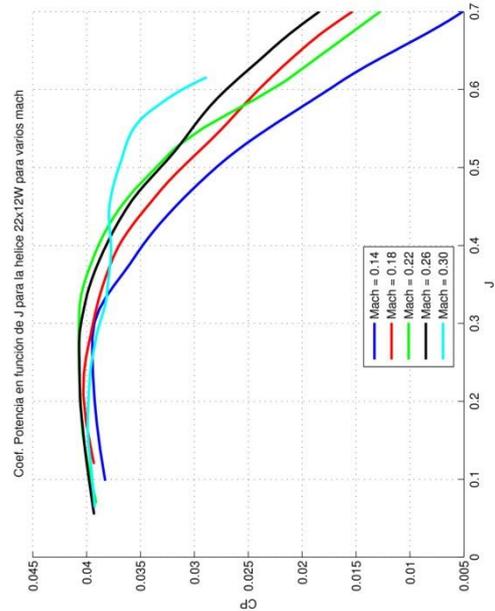
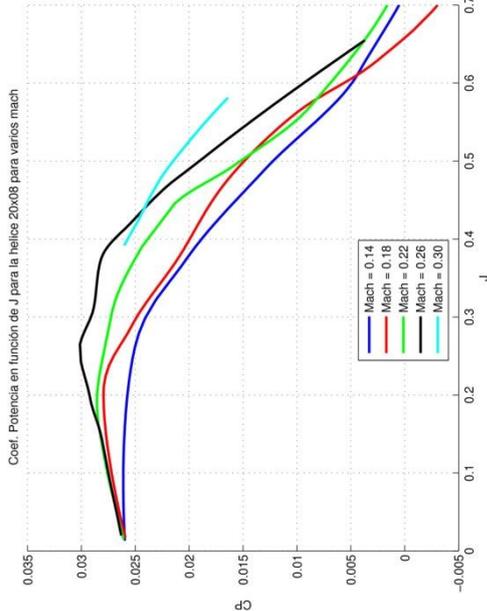
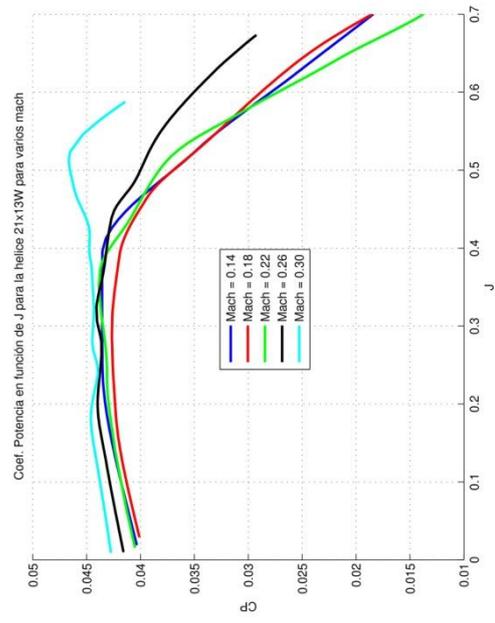
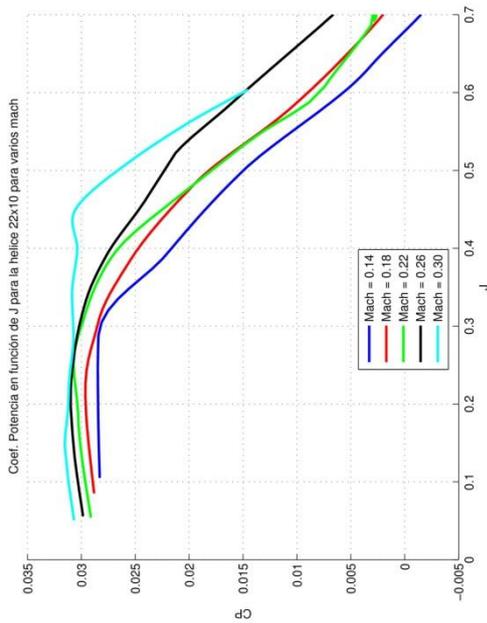
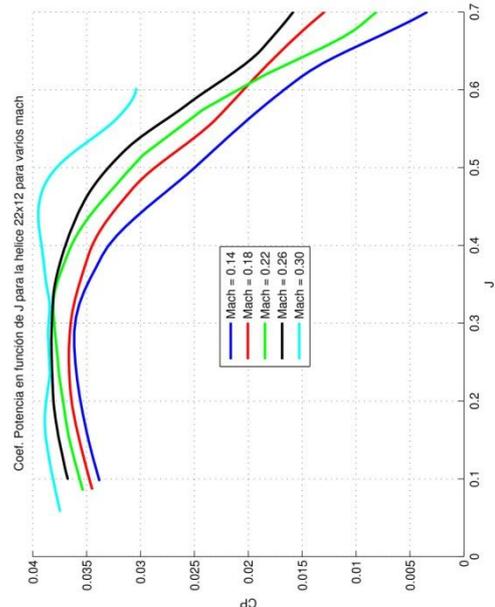
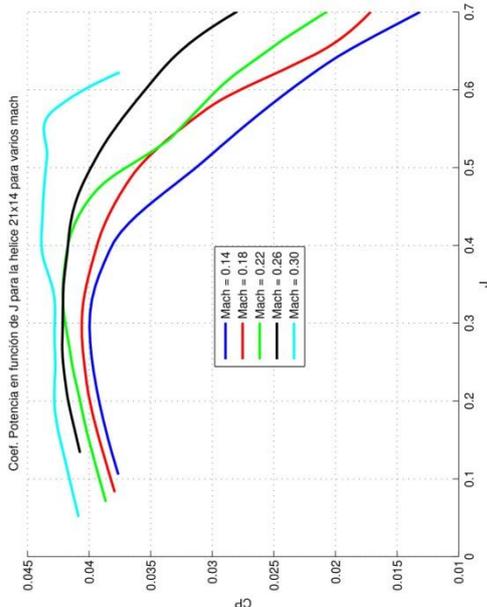


Ilustración 108. Coef. Potencia en función de J a mach constante para todas las hélices

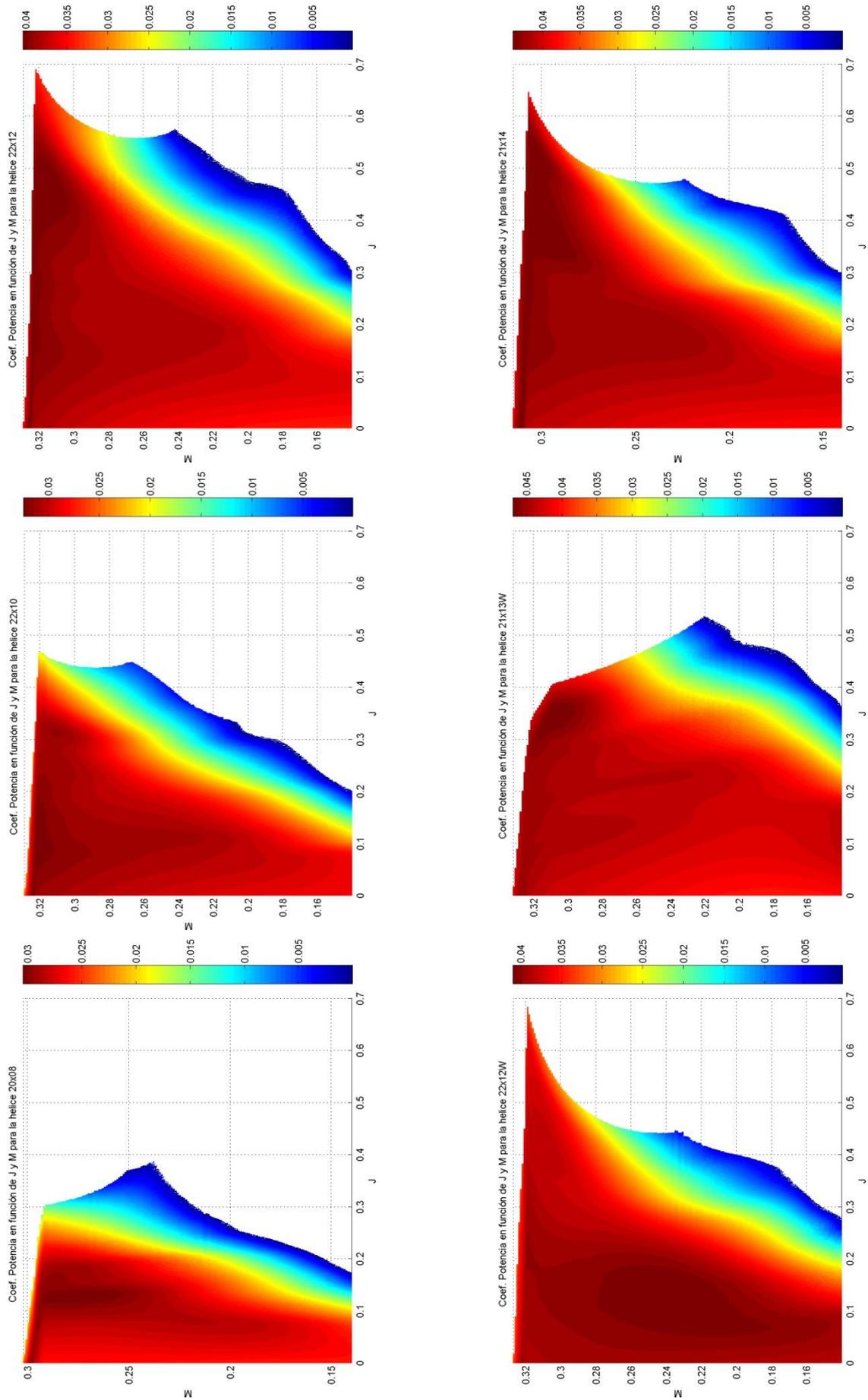


Ilustración 109. Coef. Potencia en función de J y mach para cada hélice

5.8.1.3. *Rendimiento propulsivo*

Como se puede observar en la Ilustración 110, el rendimiento propulsivo presenta una tendencia parabólica respecto al parámetro de avance, cuyo máximo se encuentra en torno a $J = 0,4$. Para valores más altos, el rendimiento propulsivo se dispara al infinito, debido a que el coeficiente de potencia (situado en el denominador de la ecuación que define el rendimiento propulsivo) tiende a cero cuando el motor va entrando en autorotación.

En la representación tridimensional (Ilustración 111), la superficie que representa el rendimiento propulsivo en función del parámetro de avance y el mach presenta una forma tubular, fruto de la proyección para cada valor del mach de las curvas parabólicas mencionadas anteriormente. El máximo se sitúa, como se puede apreciar, en las zonas correspondientes a valores altos del mach y valores del parámetro de avance en torno a $0,4$, disminuyendo considerablemente fuera de estas zonas.

En las figuras tridimensionales hay un detalle que puede dar lugar a confusión, y es la presencia de una zona donde el rendimiento propulsivo se dispara. Esta zona no corresponde con los resultados reales obtenidos, sino a los aumentos repentinos que se pueden vislumbrar en la Ilustración 110 para valores de J altos, y que se han comentado anteriormente. De este modo, los mayores valores de rendimiento propulsivo se sitúan en torno a $0,6$ para todas las hélices.

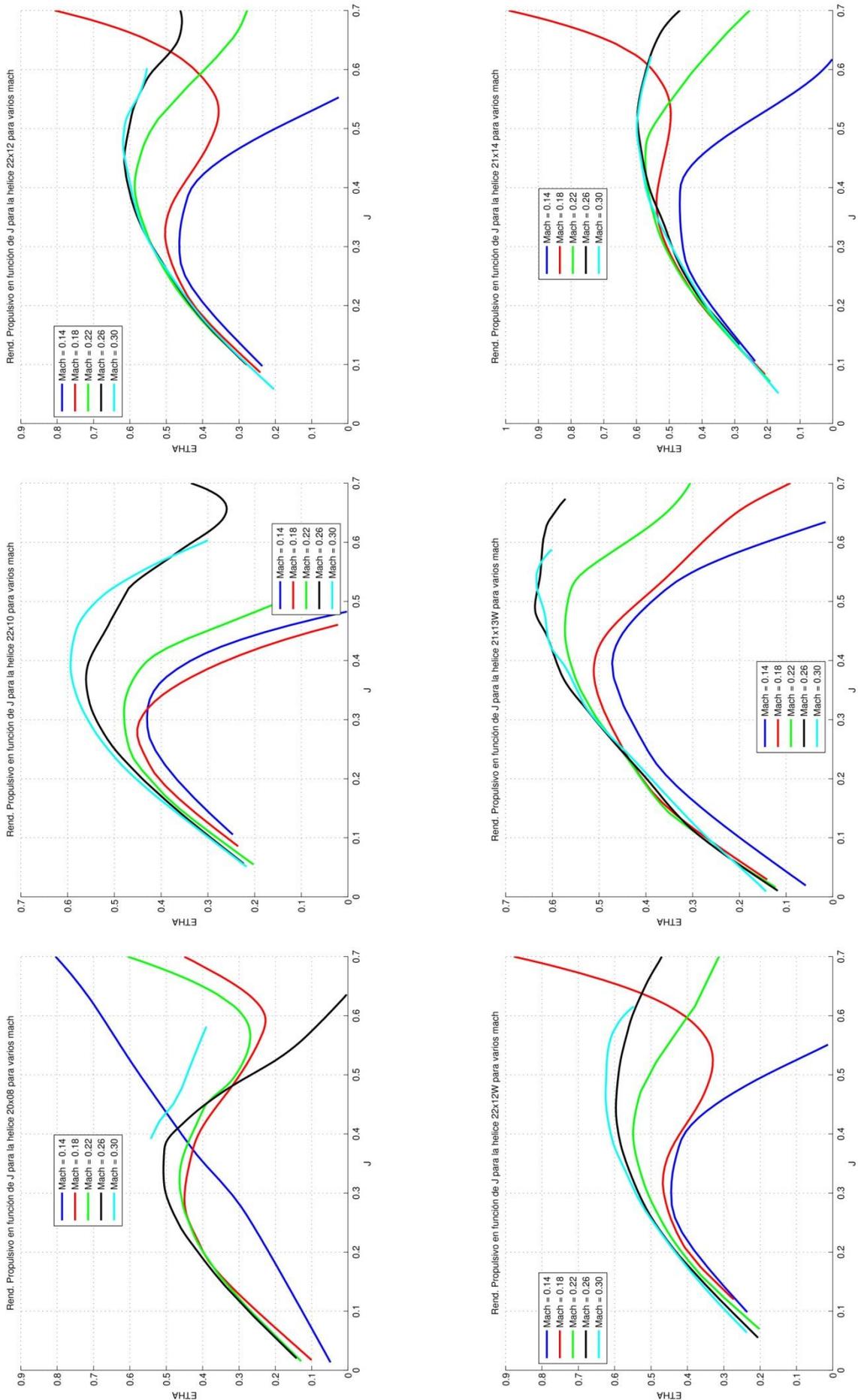


Ilustración 110. Rend. Propulsivo en función de J a mach constante para todas las hélices

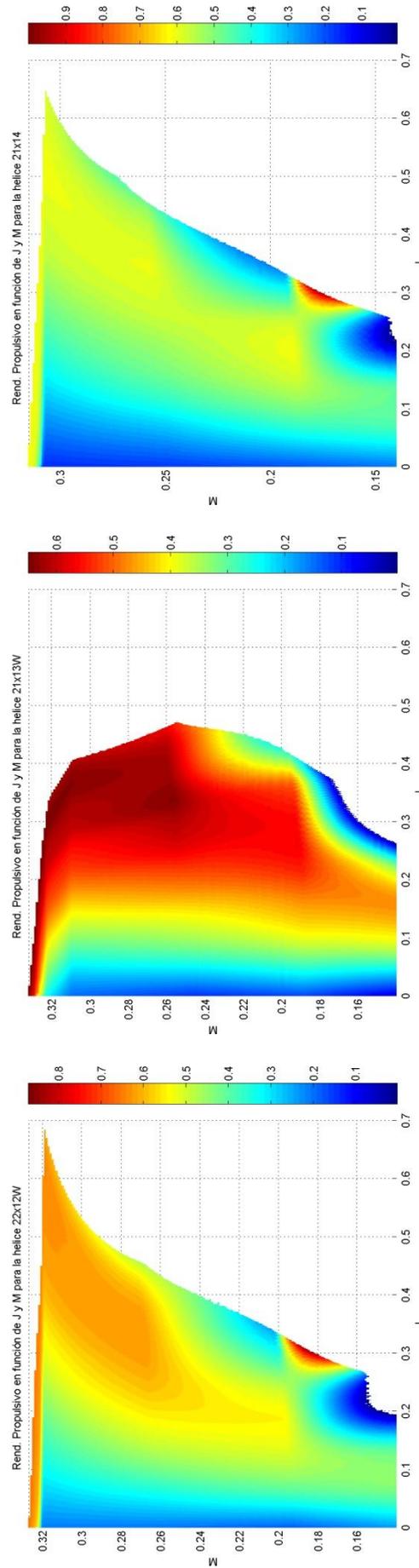
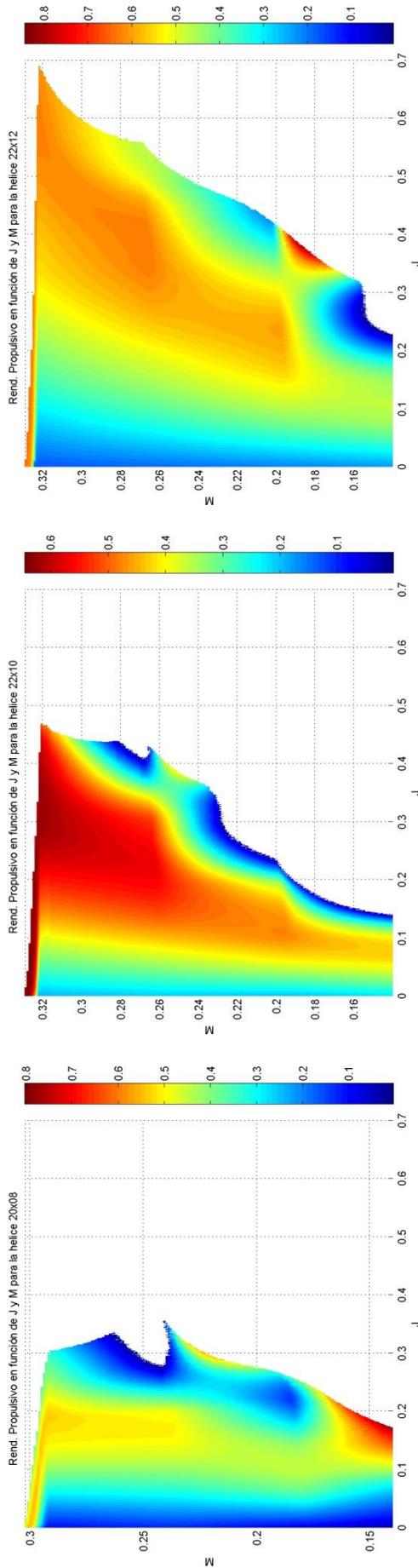


Ilustración 111. Rend. propulsivo en función de J y M a mach constante para todas las hélices (planta)

5.8.2. Enfoque teórico: Analogía de Prandtl-Glauert

En este apartado se analizan los resultados obtenidos aplicando un enfoque más teórico basado en la analogía de Prandtl_Glauert, el cual se encuentra debidamente explicado en el apartado Enfoque teórico: Analogía de Prandtl-Glauert.

Para ello, se representan el coeficiente de empuje, coeficiente de potencia y el rendimiento propulsivo frente al parámetro de avance, para varios regímenes de revoluciones, antes y después de realizar el ajuste. El objetivo es analizar los resultados obtenidos y las diferencias existentes entre los resultados sin tratar y los resultantes de la introducción del ajuste del mach.

Como se puede observar en las figuras de la Ilustración 112 a la Ilustración 117 correspondientes al coeficiente de empuje, de forma general las curvas se acoplan mucho más tras el ajuste de Prandtl que en las curvas correspondientes a los casos reales, lo cual es el reflejo de la independencia que se produce respecto a las variables de control cuando se trabaja con variables adimensionales.

Como se puede observar, dicho solapamiento no se produce en todo el rango de parámetros de avance, sólo en valores menores a 0,4. No obstante, el análisis del rendimiento propulsivo obtenido reflejó que es en esa zona donde se producen los mayores rendimientos, por lo que es la zona interesante en cuanto a las actuaciones del motor.

En cuanto al coeficiente de potencia (Ilustración 118 a Ilustración 123), casi todas las hélices presentan una buena aproximación tras el ajuste de Prandtl, exceptuando la 22x12W y la 21x13W, donde el solapamiento es más bueno en el caso real que tras el ajuste de Prandtl. Ambas hélices son más gruesas de lo normal, siendo esta una posible causa de este hecho.

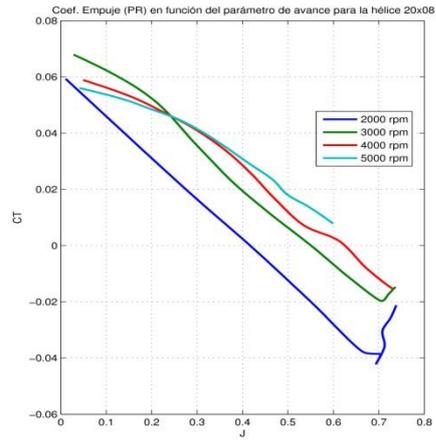
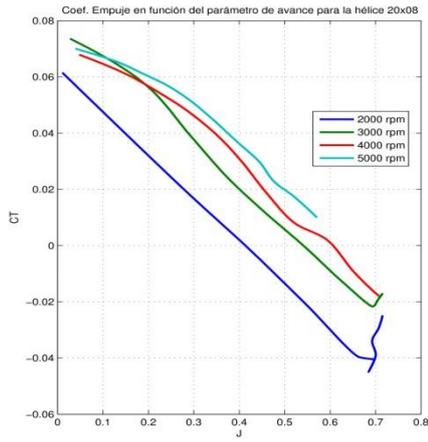


Ilustración 112. CT en función de J antes y después del ajuste de Prandtl para la hélice 20x08

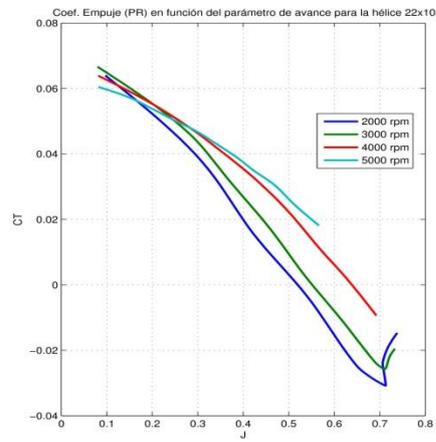
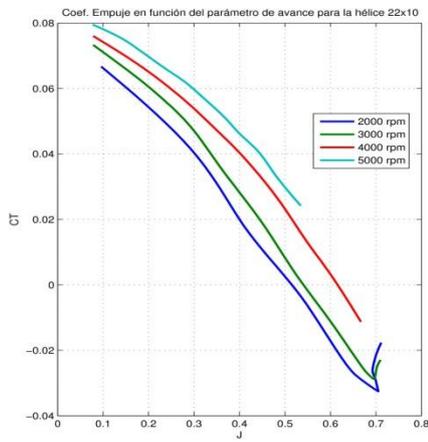


Ilustración 113. CT en función de J antes y después del ajuste de Prandtl para la hélice 22x10

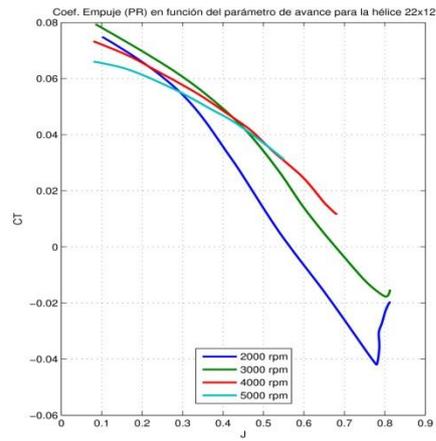
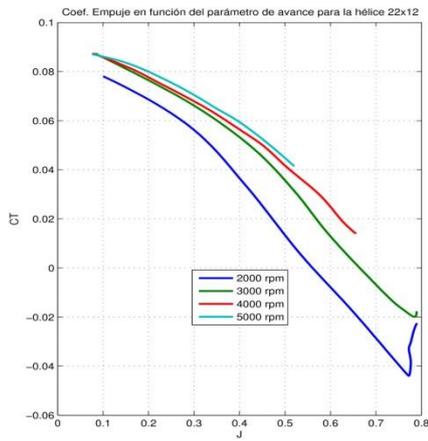


Ilustración 114. CT en función de J antes y después del ajuste de Prandtl para la hélice 22x12

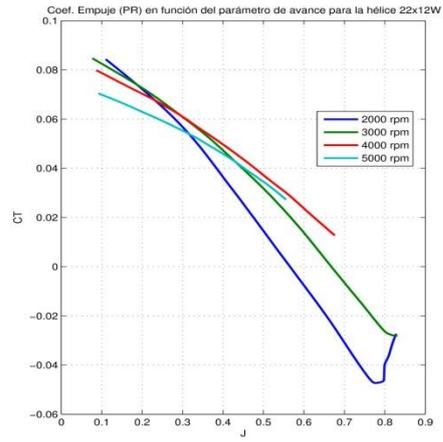
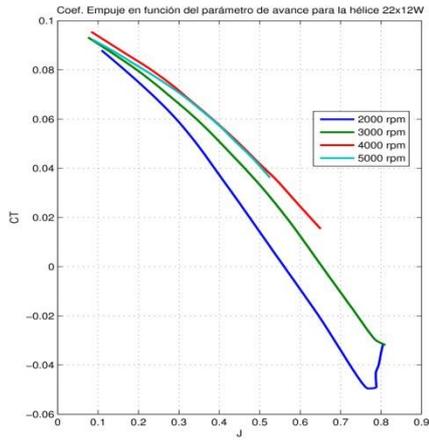


Ilustración 115. C_T en función de J antes y después del ajuste de Prandtl para la hélice 22x12W

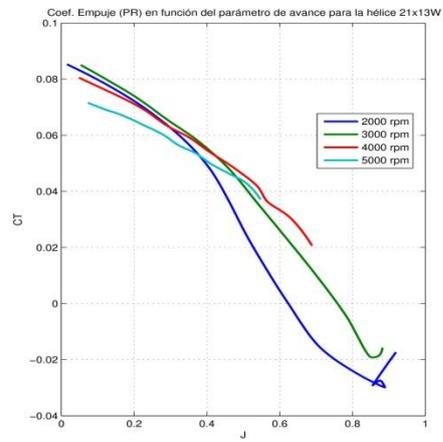
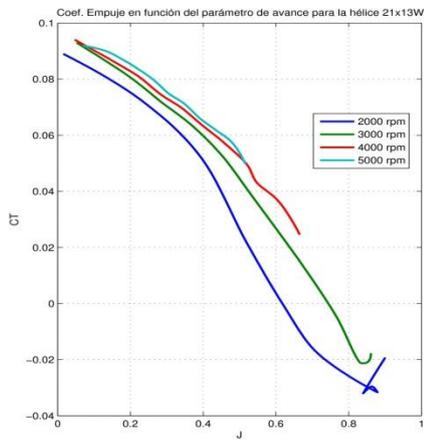


Ilustración 116. C_T en función de J antes y después del ajuste de Prandtl para la hélice 21x13W

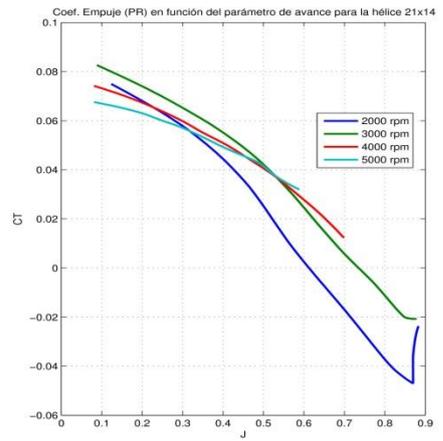
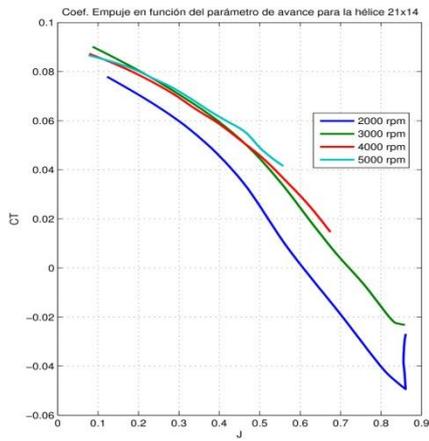


Ilustración 117. C_T en función de J antes y después del ajuste de Prandtl para la hélice 21x14

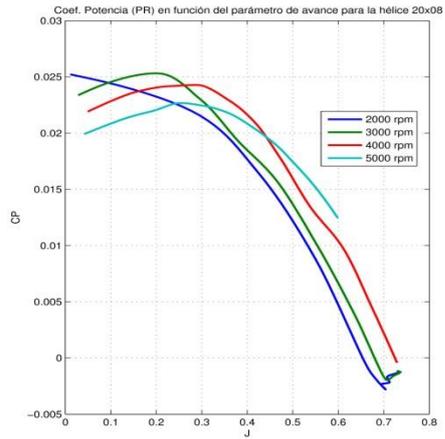
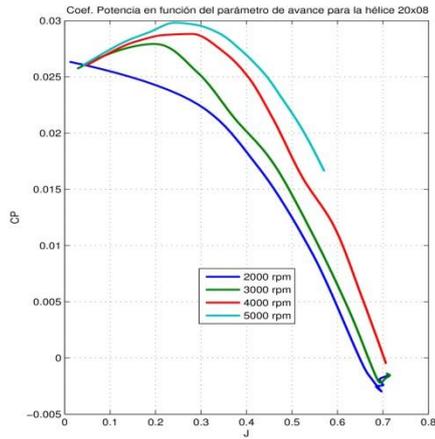


Ilustración 118. CP en función de J antes y después del ajuste de Prandtl para la hélice 20x08

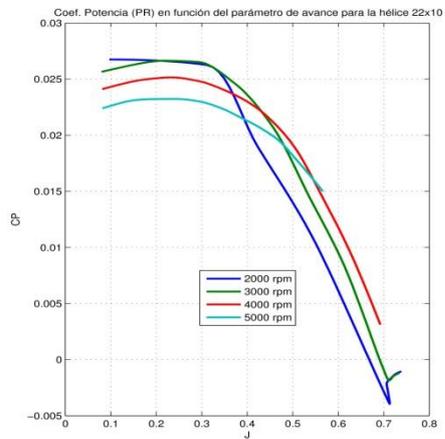
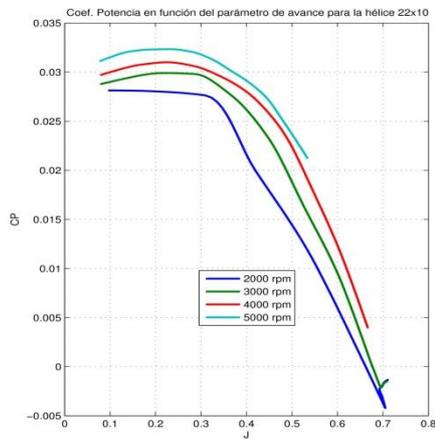


Ilustración 119. CP en función de J antes y después del ajuste de Prandtl para la hélice 22x10

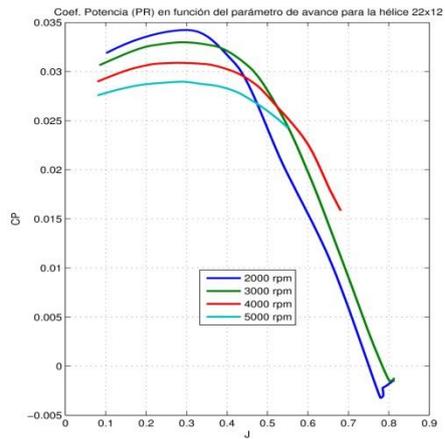
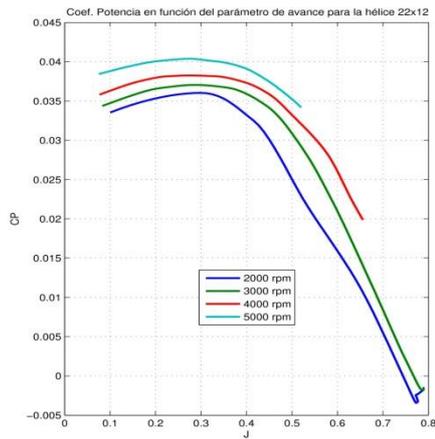


Ilustración 120. CP en función de J antes y después del ajuste de Prandtl para la hélice 22x12

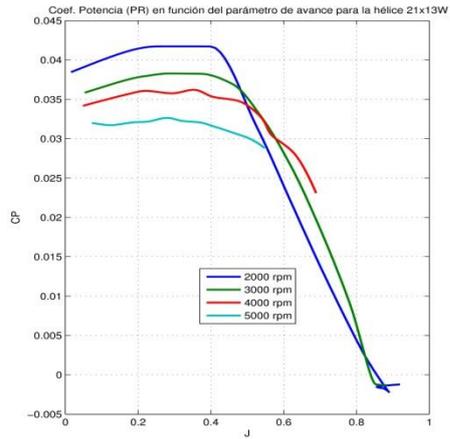
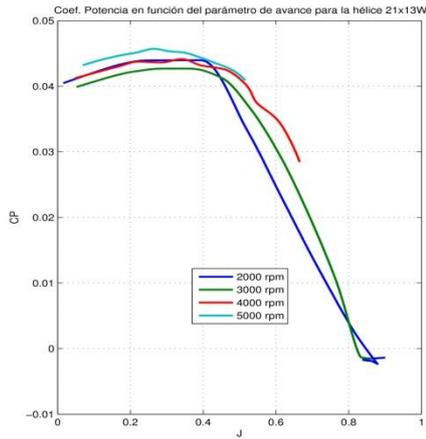


Ilustración 121. C_p en función de J antes y después del ajuste de Prandtl para la hélice 22x12W

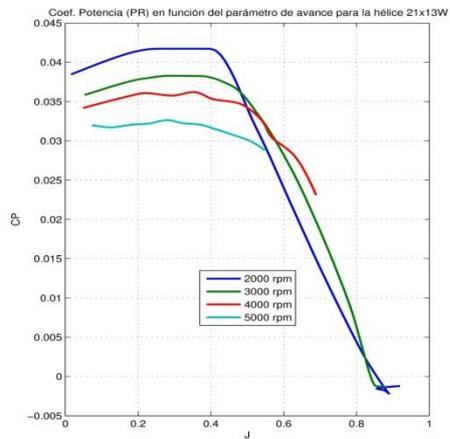
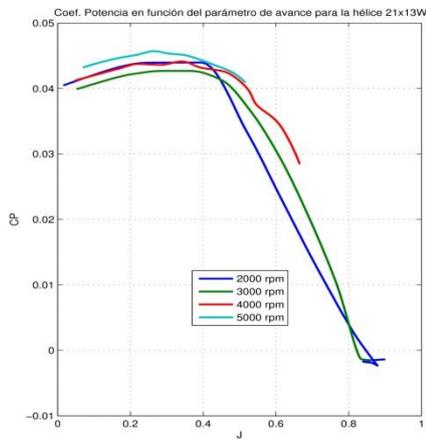


Ilustración 122. C_p en función de J antes y después del ajuste de Prandtl para la hélice 21x13W

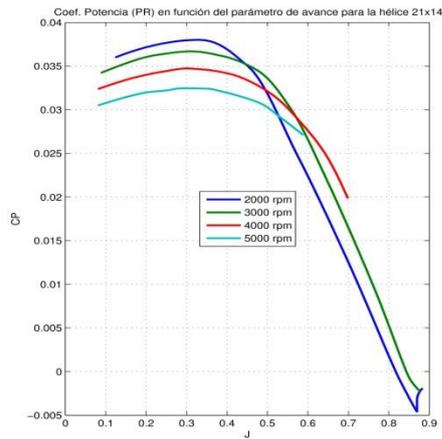
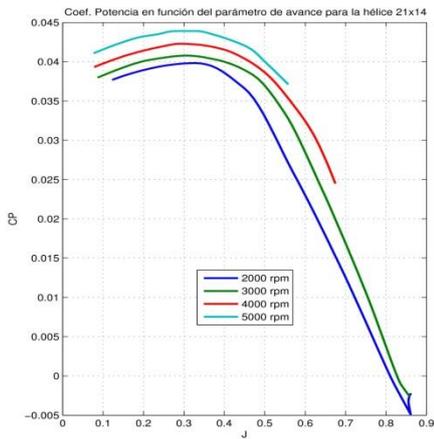


Ilustración 123. C_p en función de J antes y después del ajuste de Prandtl para la hélice 21x14

6. Extracción de datos

Tras la caracterización completa de la planta propulsora se plantea la posibilidad de poder extraer datos concretos en función del punto de operación del motor. De este modo, el objetivo es obtener el valor de cualquier variable correspondiente a un valor determinado del régimen de revoluciones del motor y de la velocidad del túnel de viento.

6.1. Objetivo

La idea es obtener un modelo de ecuaciones que relacione cualquier variable con los dos parámetros de control (RPM y V_∞), de tal forma que se pueda generar un modelo propulsivo completo de la planta propulsora.

El problema se puede modelar como una caja negra al que se le introduce como entrada las revoluciones del motor y la velocidad de vuelo y que proporciona tanto las variables dimensionales como las adimensionales (fruto de la introducción del mach genérico al 75 % de la raíz de la pala) correspondientes a ese punto de operación.

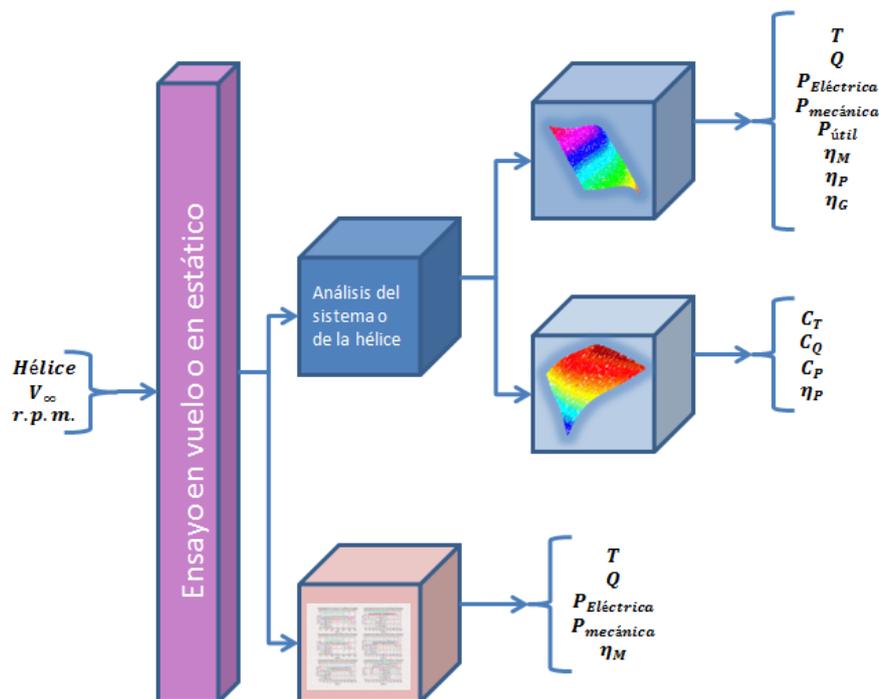


Ilustración 124. Esquema de operación de la herramienta de extracción de datos

Como se aprecia en la figura anterior, la herramienta proporciona el valor de todas y cada una de las variables, pudiendo extraer las que el usuario considere necesarias. La

rama de abajo corresponde a las variables que forman el modelo propulsivo de la herramienta *PAT* desarrollada por Andrés Doblado (4).

6.2. Fundamento teórico

Como se ha comentado, el objetivo es extraer datos concretos de los resultados obtenidos en el conjunto de los ensayos. Como se ha podido comprobar en los análisis de los resultados realizados, tras el procesado de los datos se han obtenido matrices correspondientes a cada una de las variables, de las cuales se han representado y extraído curvas bidimensionales para distintos regímenes de revoluciones. A continuación se presentan las distintas variables obtenidas:

1. $T(RPM, V_{\infty})$
2. $Q(RPM, V_{\infty})$
3. $P(RPM, V_{\infty})$
4. $P_{elec}(RPM, V_{\infty})$
5. $P_{mec}(RPM, V_{\infty})$
6. $\eta_{mec}(RPM, V_{\infty})$
7. $C_T(RPM, V_{\infty}) \rightarrow C_T(M_{\infty}, J)$
8. $C_Q(RPM, V_{\infty}) \rightarrow C_Q(M_{\infty}, J)$
9. $C_P(RPM, V_{\infty}) \rightarrow C_P(M_{\infty}, J)$
10. $\eta_p(RPM, V_{\infty}) \rightarrow \eta_p(M_{\infty}, J)$

De tal forma que, tomando por ejemplo el empuje, las matrices tienen la siguiente forma:

$$T(RPM, V_{\infty}) = \begin{pmatrix} T_{2000,1} & \cdots & T_{2000,27} \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ T_{5000,1} & \cdots & T_{5000,27} \end{pmatrix}$$

Siendo el primer subíndice el valor de las revoluciones del motor y el segundo subíndice el valor de la velocidad de vuelo.

Para poder obtener ecuaciones que relacionen las variables con los parámetros de control, se han interpolado las matrices por filas, es decir, para cada valor de las revoluciones del motor, se han obtenido ecuaciones interpoladas en función de la velocidad del túnel. De esta forma, se obtiene un sistema de N ecuaciones interpoladas, donde N son las revoluciones del motor desde 2000 a 5000.

$$T(2000, V_{\infty}) \approx P_{2000,1} \cdot V_{\infty}^3 + P_{2000,2} \cdot V_{\infty}^2 + P_{2000,3} \cdot V_{\infty} + P_{2000,4}$$

$$T(2001, V_{\infty}) \approx P_{2001,1} \cdot V_{\infty}^3 + P_{2001,2} \cdot V_{\infty}^2 + P_{2001,3} \cdot V_{\infty} + P_{2001,4}$$

⋮

$$T(5000, V_{\infty}) \approx P_{5000,1} \cdot V_{\infty}^3 + P_{5000,2} \cdot V_{\infty}^2 + P_{5000,3} \cdot V_{\infty} + P_{5000,4}$$

Se ha optado por usar polinomios de interpolación de orden 3, con el que se obtienen unos muy buenos resultados. Aplicando el mismo procedimiento al resto de variables, se obtiene una muy buena aproximación a los valores reales obtenidos.

Sin embargo, como se ha podido comprobar, sólo se obtienen ecuaciones en función de la velocidad del túnel, habiendo que identificar que ecuación utilizar en función de las revoluciones del motor. Para ello, se ha diseñado una rutina de Matlab que lee las revoluciones introducidas por el usuario y se encarga de encontrar la ecuación interpolada correspondiente y aplicarla, de esta forma, para un valor de revoluciones y otro de velocidad de vuelo, se obtiene el valor de cada una de las variables en ese punto de operación.

Dicha rutina se encuentra implementada en la herramienta *DATEPS* en el módulo de extracción de datos, como se encuentra detallado en el apartado Presentación de los resultados: Herramienta *DATEPS*.

Para verificar que los resultados obtenidos tras el ajuste polinómico son buenos, se representa en la Ilustración 125 el empuje en función de la velocidad para varias revoluciones del motor, antes (línea continua) y después del ajuste (línea de puntos).

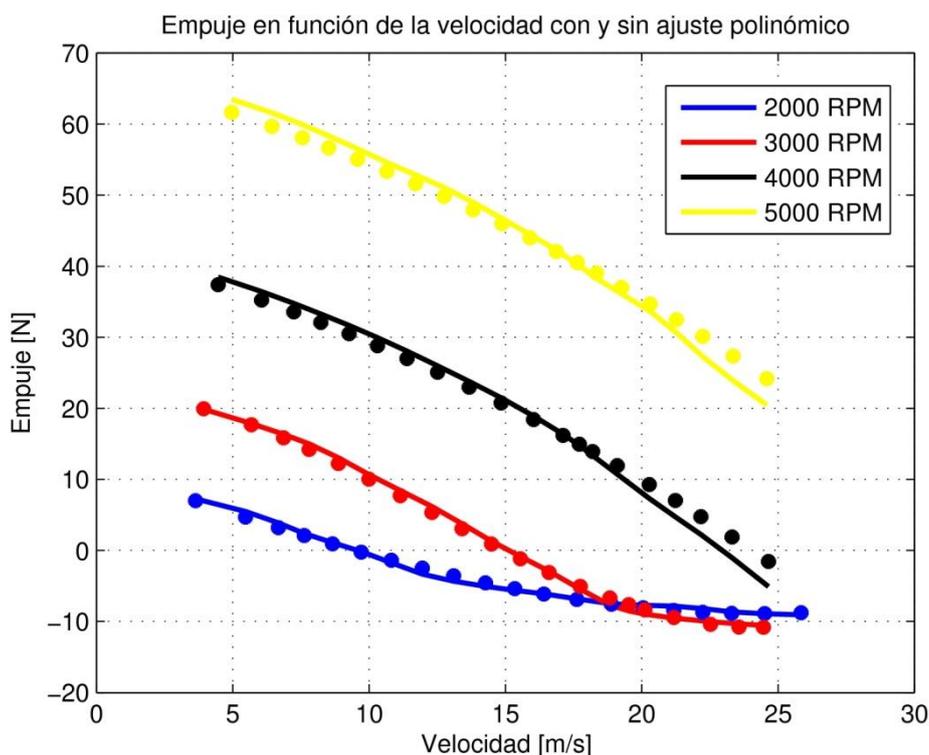


Ilustración 125. Comparación del empuje antes y después del ajuste polinómico

Como se puede apreciar, los resultados obtenidos son muy buenos, aunque se puede perfeccionar aún más aumentando el orden de los polinomios de interpolación.

6.3. Coeficientes paramétricos

Como se ha comentado, se han obtenido ecuaciones paramétricas para cada valor de revoluciones, desde 2000 hasta 5000 revoluciones por minuto, abarcando de esta forma todo el intervalo de revoluciones ensayadas. Con el fin de obtener un modelo paramétrico simplificado, se tabulan a continuación los valores de los coeficientes de los polinomios interpoladores para cada hélice, tomando como régimen de revoluciones los valores ensayados, es decir, 2000, 3000, 4000 y 5000 revoluciones por minuto. Para las variables propulsivas adimensionales se presentan los resultados correspondientes a valores de mach de 0'18, 0'22, 0'26 y 0'30, abarcando de nuevo todo el intervalo de valores de mach estudiados.

Los coeficientes tabulados corresponden a las siguientes variables:

- Empuje generado en función de la velocidad de vuelo para varios valores del régimen de revoluciones.
- Potencia eléctrica demandada por el motor en función de la velocidad de vuelo para varios valores del régimen de revoluciones.
- Potencia mecánica generada por el motor en función de la velocidad de vuelo para varios valores del régimen de revoluciones.
- Coeficiente de empuje en función del parámetro de avance para varios valores del mach.
- Coeficiente de potencia en función del parámetro de avance para varios valores del mach.
- Rendimiento propulsivo en función del parámetro de avance para varios valores del mach.

Estas variables son las más representativas dinámicamente desde el punto de vista de las actuaciones del motor, de modo que se obtiene de forma tabulada un modelo paramétrico completo de las características propulsivas del motor.

Como se ha comentado, estos resultados son de tremenda utilidad para la herramienta *PAT* de análisis de actuaciones, ya que lo provee de un modelo propulsivo completo de un motor concreto.

6.3.1. Empuje

20x08	P_1	P_2	P_3	P_4
2000 RPM	0,0014	-0,0344	-0,5923	5,5001
3000 RPM	0,0016	-0,0361	-1,0359	17,0013
4000 RPM	0,0027	-0,1306	0,3338	23,3055
5000 RPM	0,0022	-0,1228	0,3344	38,0466

22x10	P_1	P_2	P_3	P_4
2000 RPM	0,0006	0,0062	-1,3610	11,8368
3000 RPM	0,0048	-0,1742	0,0559	22,1099
4000 RPM	-0,0002	-0,0239	-1,0752	42,6785
5000 RPM	-0,0004	-0,0178	-1,1150	67,6883

22x12	P_1	P_2	P_3	P_4
2000 RPM	0,0017	-0,0362	-1,0495	13,0994
3000 RPM	0,0044	-0,1866	0,6813	24,3302
4000 RPM	0,0016	-0,0998	-0,0527	46,4871
5000 RPM	-0,0003	-0,0230	-0,8030	73,3575

22x12W	P_1	P_2	P_3	P_4
2000 RPM	0,0019	-0,0414	-1,1873	14,7100
3000 RPM	0,0029	-0,1345	0,0169	27,6907
4000 RPM	0,0003	-0,0346	-1,0913	54,6489
5000 RPM	-0,0007	-0,0050	-1,2954	77,5701

21x13W	P_1	P_2	P_3	P_4
2000 RPM	0,0041	-0,1324	0,1526	10,3192
3000 RPM	0,0048	-0,2078	1,1515	19,9670
4000 RPM	0,003	-0,0479	-0,1881	39,4385
5000 RPM	0,0020	-0,1339	0,9555	64,6419

21x14	P_1	P_2	P_3	P_4
2000 RPM	0,0023	-0,0679	-0,4610	10,2060
3000 RPM	0,0027	-0,1226	0,2832	21,8149
4000 RPM	-0,0005	-0,0077	-0,7778	41,0894
5000 RPM	0,0001	-0,0321	-0,4334	59,6570

Tabla 14. Coeficientes polinómicos del empuje para todas las hélices

6.3.2. Potencia eléctrica

20x08	P_1	P_2	P_3	P_4
2000 RPM	-0,004	0,5203	-15,261	126,9164
3000 RPM	0,0751	-3,054	22,1677	176,2587
4000 RPM	-0,002	-1,367	18,5179	389,3221
5000 RPM	0,0046	-1,762	30,6114	719,0979

22x10	P_1	P_2	P_3	P_4
2000 RPM	0,0270	-0,751	-4,2506	155,5066
3000 RPM	0,1160	-5,195	47,3788	235,9833
4000 RPM	-0,041	0,0867	4,9267	699,8152
5000 RPM	-0,034	-0,153	10,529	1361,88

22x12	P_1	P_2	P_3	P_4
2000 RPM	0,0525	-1,940	10,3390	134,1569
3000 RPM	0,0716	-4,014	43,8641	287,3190
4000 RPM	0,0018	-1,468	26,3406	810,8296
5000 RPM	0,0407	0,3649	9,1911	1692,36

22x12W	P_1	P_2	P_3	P_4
2000 RPM	0,0511	-1,857	8,616	147,2193
3000 RPM	0,0524	-3,298	35,7802	348,5142
4000 RPM	-0,025	0,4528	11,0206	955,1242
5000 RPM	-0,034	-0,152	11,8790	1667,17

21x13W	P_1	P_2	P_3	P_4
2000 RPM	0,0576	-2,226	14,221	133,996
3000 RPM	0,0814	-4,346	46,5677	267,781
4000 RPM	-0,026	-0,479	19,6643	736,138
5000 RPM	0,03958	-3,209	59,41	1596,55

21x14	P_1	P_2	P_3	P_4
2000 RPM	0,0505	-1,909	11,3207	120,6745
3000 RPM	0,0315	-2,333	27,5820	281,1105
4000 RPM	-0,042	0,4941	4,7954	766,0882
5000 RPM	-0,036	0,2950	10,9244	1407,96

Tabla 15. Coeficientes polinómicos de la potencia eléctrica para todas las hélices

6.3.3. Potencia mecánica

20x08	P_1	P_2	P_3	P_4
2000 RPM	0,0048	-0,077	-3,9164	53,3927
3000 RPM	0,0552	-2,218	15,2588	122,4682
4000 RPM	0,0191	-1,906	23,1582	281,9029
5000 RPM	-0,005	-1,226	25,1824	588,2685

22x10	P_1	P_2	P_3	P_4
2000 RPM	0,0154	-0,451	-2,6376	83,4039
3000 RPM	0,0907	-4,051	36,4210	171,5279
4000 RPM	-0,037	0,0096	5,6072	581,0169
5000 RPM	-0,029	-0,126	9,4447	1170,18

22x12	P_1	P_2	P_3	P_4
2000 RPM	0,0298	-1,093	4,5022	84,2155
3000 RPM	0,0699	-3,719	40,2354	200,877
4000 RPM	-0,004	-1,236	23,0964	670,8921
5000 RPM	-0,029	0,1180	9,1131	1445,61

22x12W	P_1	P_2	P_3	P_4
2000 RPM	0,0312	-1,117	3,7032	97,6564
3000 RPM	0,0545	-3,111	32,7954	256,1561
4000 RPM	-0,022	-0,413	10,6428	793,9601
5000 RPM	-0,034	0,1184	6,9359	1431,41

21x13W	P_1	P_2	P_3	P_4
2000 RPM	0,0391	-1,529	9,9276	85,3307
3000 RPM	0,0716	-3,731	39,7491	196,6030
4000 RPM	-0,027	-0,234	15,7690	604,1222
5000 RPM	0,0208	-2,223	45,5738	1350,49

21x14	P_1	P_2	P_3	P_4
2000 RPM	0,0302	-1,162	6,5818	68,2930
3000 RPM	0,0363	-2,293	26,3384	194,1900
4000 RPM	-0,035	0,3417	5,9208	624,3672
5000 RPM	-0,029	0,2021	10,2517	1206,89

Tabla 16. Coeficientes polinómicos de la potencia mecánica para todas las hélices

6.3.4. Coeficiente de empuje

20x08	P_1	P_2	P_3	P_4
$M = 0,18$	5,4743	-2,2693	-0,1879	0,0748
$M = 0,22$	4,0115	-2,2006	-0,0031	0,0699
$M = 0,26$	0,6774	-0,2890	-0,2241	0,0757
$M = 0,30$	1,9156	-1,5816	0,0915	0,0639

22x10	P_1	P_2	P_3	P_4
$M = 0,18$	4,6276	-2,2250	-0,0818	0,0710
$M = 0,22$	2,2093	-1,4042	-0,0458	0,0731
$M = 0,26$	0,9333	-0,7971	-0,0255	0,0741
$M = 0,30$	-0,8389	0,3155	-0,1366	0,0796

22x12	P_1	P_2	P_3	P_4
$M = 0,18$	1,4370	-1,1248	-0,0214	0,0836
$M = 0,22$	0,9303	-0,9457	0,0515	0,0826
$M = 0,26$	0,0331	-0,2236	-0,0409	0,0861
$M = 0,30$	-0,2767	0,1552	-0,0962	0,0887

22x12W	P_1	P_2	P_3	P_4
$M = 0,18$	2,2179	-1,4171	-0,0935	0,0890
$M = 0,22$	1,0494	-0,9641	-0,0421	0,0910
$M = 0,26$	0,0196	-0,2314	-0,1006	0,0950
$M = 0,30$	-0,0602	0,0162	-0,1057	0,0957

21x13W	P_1	P_2	P_3	P_4
$M = 0,18$	1,5044	-1,4320	0,1213	0,0841
$M = 0,22$	0,3377	-0,5787	0,0095	0,0899
$M = 0,26$	0,0724	-0,2265	-0,0568	0,0932
$M = 0,30$	0,3460	-0,2631	-0,0512	0,0933

21x14	P_1	P_2	P_3	P_4
$M = 0,18$	1,8070	-1,2973	-0,0419	0,0880
$M = 0,22$	0,6841	-0,7379	-0,0268	0,0877
$M = 0,26$	-0,2308	-0,0545	-0,0879	0,0878
$M = 0,30$	-0,2641	0,1400	-0,0973	0,0876

Tabla 17. Coeficientes polinómicos del coef. empuje para todas las hélices

6.3.5. Coeficiente de potencia

20x08	P_1	P_2	P_3	P_4
$M = 0,18$	3,9969	-2,1748	0,1941	0,0236
$M = 0,22$	2,8440	-1,8601	0,2265	0,0222
$M = 0,26$	0,6935	-0,6024	0,0655	0,0271
$M = 0,30$	-1,2176	0,0700	0,0445	0,0255

22x10	P_1	P_2	P_3	P_4
$M = 0,18$	2,4342	-1,5699	0,1663	0,0260
$M = 0,22$	1,3840	-1,1278	0,1590	0,0259
$M = 0,26$	0,2817	-0,4177	0,0749	0,0281
$M = 0,30$	-0,7674	0,3294	-0,0370	0,0319

22x12	P_1	P_2	P_3	P_4
$M = 0,18$	0,8465	-0,8419	0,1449	0,0311
$M = 0,22$	0,5682	-0,7063	0,1610	0,0299
$M = 0,26$	-0,1742	-0,0367	0,0306	0,0354
$M = 0,30$	-0,2225	0,1364	-0,0178	0,0385

22x12W	P_1	P_2	P_3	P_4
$M = 0,18$	1,5181	-1,2308	0,1635	0,056
$M = 0,22$	0,6874	-0,7898	0,1381	0,0358
$M = 0,26$	-0,2398	-0,0716	0,0282	0,0389
$M = 0,30$	-0,1600	0,0715	-0,0104	0,0399

21x13W	P_1	P_2	P_3	P_4
$M = 0,18$	0,9569	-1,0787	0,2347	0,0322
$M = 0,22$	-0,2051	-0,1550	0,0651	0,0387
$M = 0,26$	-0,3196	0,0651	0,0111	0,0419
$M = 0,30$	-0,1889	0,0927	-0,0043	0,0434

21x14	P_1	P_2	P_3	P_4
$M = 0,18$	1,2485	-1,1205	0,1741	0,0345
$M = 0,22$	0,2755	-0,5246	0,1155	0,0359
$M = 0,26$	-0,3590	0,0463	0,0195	0,0394
$M = 0,30$	-0,2342	0,1376	-0,0141	0,0416

Tabla 18. Coeficientes polinómicos del coef. potencia para todas las hélices

6.3.6. Rendimiento propulsivo

20x08	P_1	P_2	P_3	P_4
$M = 0,18$	143,7679	-66,1921	9,2764	0,0198
$M = 0,22$	116,7986	-59,9653	8,8368	0,0301
$M = 0,26$	-86,8888	13,4848	2,3958	0,1308
$M = 0,30$	-3,9013	-13,6401	4,8872	0,0724

22x10	P_1	P_2	P_3	P_4
$M = 0,18$	-184,215	5,7461	3,6885	0,2019
$M = 0,22$	-45,4174	-3,4494	3,4096	0,1985
$M = 0,26$	3,0065	-10,3012	3,7862	0,1739
$M = 0,30$	-12,1176	1,1827	2,0265	0,2009

22x12	P_1	P_2	P_3	P_4
$M = 0,18$	80,7560	-45,0623	7,2192	0,1392
$M = 0,22$	-0,4480	-6,6162	3,2244	0,1857
$M = 0,26$	-3,4460	-1,2866	2,0623	0,1927
$M = 0,30$	-1,5165	-0,8600	1,6553	0,1791

22x12W	P_1	P_2	P_3	P_4
$M = 0,18$	171,3772	-74,9693	9,3035	0,1076
$M = 0,22$	5,2168	-12,2468	4,0464	0,1748
$M = 0,26$	-0,9893	-4,4320	2,7356	0,1951
$M = 0,30$	-3,1414	0,0021	1,5306	0,2126

21x13W	P_1	P_2	P_3	P_4
$M = 0,18$	-5,4172	-7,2041	3,6157	0,1066
$M = 0,22$	-11,1445	1,0026	2,1432	0,1343
$M = 0,26$	-4,9103	-0,2787	2,1366	0,1272
$M = 0,30$	-5,8262	0,6212	1,8912	0,1384

21x14	P_1	P_2	P_3	P_4
$M = 0,18$	130,6178	-59,0628	8,2846	0,1258
$M = 0,22$	-11,4560	-4,1057	3,2277	0,1816
$M = 0,26$	-5,4028	-1,4396	2,2748	0,1710
$M = 0,30$	-2,8694	-0,2606	1,6180	0,1682

Tabla 19. Coeficientes polinómicos del rend. propulsivo para todas las hélices

7. Conclusiones

7.1. Renovación y simplificación del sistema de telemetría y monitorización

El primer objetivo realizado fue la aplicación de una amplia renovación del sistema de telemetría, siendo ahora mucho más simple y robusto, obteniéndose unos resultados muy buenos, como se ha comprobado en cada una de las gráficas que caracterizan la planta propulsora estudiada. Por otro lado, gracias a la robustez y limpieza del nuevo sistema, se ha aumentado la seguridad en relación a la realización de los ensayos, lo cual es de vital importancia dado el uso a nivel académico de cada uno de los dispositivos.

Dada la importancia del desarrollo de la propulsión eléctrica en la aeronáutica, es muy importante mantenerse actualizado en el estado del arte de los sensores telemétricos de este tipo, siendo esta renovación un avance importante en este sentido y un punto de partida óptimo para su posterior evolución en sistemas más robustos y simples.

7.2. Diseño de herramientas de post-procesado automatizado

Otro de los objetivos del proyecto era diseñar y elaborar las herramientas necesarias para caracterizar mediante ensayos en túnel de viento una planta propulsora eléctrica con hélices, de la forma más simple y centralizada posible. Para ello, se han desarrollado aplicaciones de monitorización a tiempo real de variables, procesado de datos de forma centralizada y visualización de resultados mediante una interfaz sencilla para el usuario.

La elaboración de estas herramientas ha sido de vital importancia para la realización de los ensayos, ya que gracias a su modularidad y centralización, ha permitido realizar una gran cantidad de experimentos con una amplia gama de hélices, realizando el procesado de los datos de una forma simultánea. Esto permitirá en el futuro avanzar rápidamente en la obtención de un amplio abanico de modelos propulsivos eléctricos por parte del departamento de Ingeniería Aeroespacial

Todas las herramientas y aplicaciones desarrolladas en el presente proyecto son sólo una primer versión de lo que puede ser un completo software de gestión y análisis de modelos de plantas propulsoras eléctricas con hélice, por lo que se irán desarrollando y evolucionando en futuros proyectos, incluyendo nuevos motores y nuevas hélices, y optimizando y centralizando los programas.

7.3. Caracterización completa de las actuaciones de una planta propulsora

Todas las herramientas desarrolladas han sido aplicadas a la realización de ensayos para caracterizar las actuaciones de un motor eléctrico propulsado por hélice. Dicho motor ya fue analizado con anterioridad, no obstante, la renovación del sistema de telemetría y la creación de aplicaciones que permiten realizar más ensayos en menos tiempo, ha permitido realizar un nuevo estudio del motor, duplicando el número de hélices estudiadas.

Los resultados obtenidos han sido muy buenos, mejorando notablemente los obtenidos en proyectos anteriores, lo cual se nota sobre todo en dos aspectos:

- El cambio del variador ha permitido aumentar el rango de revoluciones al que puede operar el motor, siendo esta una de las dificultades presentes hasta ahora, sobre todo a bajas revoluciones. Además, el nuevo variador mantiene las revoluciones constantes de una forma muy eficaz y durante todo el ensayo.
- La introducción de sensores que permiten gestionar la telemetría se traduce en una disminución del número de sensores, haciendo el sistema mucho más limpio y robusto. Uno de los avances más importantes está relacionado con los sensores de tensión e intensidad, donde los datos se obtienen de una forma muy limpia, sin tener que recurrir al filtrado de la señal como se hacía anteriormente.

Todo esto ha permitido caracterizar la planta propulsora lo más completamente posible, obteniendo las siguientes conclusiones:

- En cuanto a generación de empuje, la hélice que alcanza el empuje máximo más alto es la 22x12W, además, posee un rendimiento propulsivo de los más altos. No obstante, posee la autonomía más baja de todas las hélices, por lo que puede no ser la solución idónea.
- La hélice que más autonomía posee es la 20x08, pero unos valores de empuje y rendimiento propulsivo excesivamente bajos respecto a las demás, lo cual es una consecuencia inmediata de su bajo diámetro y paso.
- Las hélices 22x10 y 21x14 poseen valores intermedios de empuje y autonomía, no obstante, en cuanto a rendimiento propulsivo la 22x10 se ve superada ampliamente por la 21x14.

Como se puede apreciar, dada la amplia gama de hélices analizadas, y a la cantidad de variables, son muchas las combinaciones posibles que determinen qué hélice es la

adecuada. Sin embargo, esto depende casi en su totalidad de la aeronave donde va a ir embarcado el motor, y a la misión de la misma.

7.4. Extracción de datos del modelo propulsivo

Por último, se ha diseñado y creado la herramienta *DATEPS*, que permite visualizar y analizar los resultados obtenidos en los ensayos para cada una de las hélices. Esto permite al usuario tener acceso rápido a los datos de actuaciones del motor, obteniendo los resultados de una forma sencilla, con una interfaz muy intuitiva.

Gracias a su diseño modular e intuitivo, la herramienta *DATEPS* puede ser mejorada y aumentada, añadiendo nuevas hélices y nuevas plantas propulsoras eléctricas, por lo que la elaboración de la misma supone un punto de partida por parte del Departamento de Ingeniería Aeroespacial de tener una herramienta potente que incluya una amplia base de datos de datos de actuaciones de motores eléctricos.

7.5. Propuestas de mejora

Como se ha comentado, este proyecto supone un punto de partida en el desarrollo de herramientas que permitan ensayar motores eléctricos, procesar los datos y gestionar los resultados obtenidos, de una forma simple y centralizada. Por tanto, dichas herramientas se irán desarrollando conforme se vayan realizando proyectos relacionados.

Además, la renovación del sistema de telemetría introduciendo la tecnología inalámbrica ha abierto una puerta hacia la independencia física total entre la planta propulsora y el usuario que realizar los ensayos, la cual no se ha conseguido aún, pero que será posible dado el avance de este tipo de tecnología.

A continuación, se detallan diversas propuestas de mejora relacionadas con la realización de los ensayos, el estudio de nuevos sensores presentes en el mercado y una mayor centralización de las herramientas de visualización y procesado de datos:

- Investigar la implicación de la ganancia en la configuración del variador en el modo RPM constante. Dicho parámetro no ha sido modificado en el presente proyecto y puede ser útil para modelar de una forma más real el comportamiento del motor en vuelo.
- Investigar el estado del arte en cuanto a los sensores de empuje y par se refiere, con el fin de introducir la tecnología inalámbrica en estos dispositivos, hecho que no era posible en el momento de la realización de los ensayos.

- Centralizar los datos telemétricos correspondientes al empuje y al par en una misma herramienta junto al resto de variables, sin tener que hacer uso de un dispositivo independiente como es la Hércules II.
- Añadir sistema de desconexión de las baterías a distancia, de forma inalámbrica, de tal forma que el usuario no tenga que acercarse a la planta propulsora para desconectarlas, evitando posible accidentes y aumentando considerablemente la seguridad tanto del usuario como de los dispositivos implicados.
- Realización de un mayor número de ensayos, barriendo más valores del régimen de revoluciones para obtener unos resultados más realistas, y que curvas como la envolvente de autonomía se ajusten mucho más a la realidad.

8. Bibliografía

1. **Carrasco Guerrero, Elio.** *Caracterización y estudio de las actuaciones experimentales de un sistema de propulsión por hélice con motor eléctrico.*
2. **López Pérez, Hugo.** *Diseño y construcción de una bancada para caracterización de plantas propulsoras por hélice con motor eléctrico.*
3. **Jeti Model.** <http://www.jetimodel.com/en/katalog/>. [En línea]
4. **Agüera, Juan Andrés Doblado.** *Análisis detallado de las actuaciones de vuelo para UAV propulsado con motor eléctrico.*
5. **Meseguer Ruiz, José.** *Aerodinámica básica.* Madrid : Garceta Grupo, 2010.

9. Anexo I: Calibración de los acondicionadores de señal

Como bien se ha comentado en el apartado Calibración de los sensores del presente proyecto, antes de comenzar una nueva campaña de ensayos, ya sea por el comienzo de un nuevo proyecto o por el transcurso de un periodo de tiempo largo entre ensayos, es necesario realizar una correcta calibración de cada uno de los sensores, en el caso de ser requerida.

Dos de estos sensores son los encargados de medir el empuje y el par generado por la planta propulsora (Ilustración 126), los cuales, poseen un proceso de calibración algo más complejo y extenso que el resto de sensores.



Ilustración 126. Sensores de empuje y par, respectivamente

La complejidad de la calibración de ambos sensores reside en el hecho de que, para su correcto funcionamiento, deben ir acompañados de sendos acondicionadores de señal, los cuales se encargan de amplificar y filtrar los datos provenientes de los sensores con el fin de adaptarlos para su posterior procesado. Por tanto, no sólo hay que verificar y calibrar los datos obtenidos por los sensores, sino que también hay que comprobar que los acondicionadores de señal se encuentran debidamente configurados y calibrados. Este anexo se va a centrar en la calibración de los acondicionadores de señal, siendo la calibración de los propios sensores objeto de explicación en el apartado Sensores de fuerza y par.

El proceso de calibración de los acondicionadores de señal hay que tenerlo en cuenta en el caso de que los datos obtenidos de par y empuje difieran considerablemente de los valores reales. Es importante verificar que la comprobación de los sensores se realice de forma correcta antes de plantear el calibrado de los acondicionadores de señal.

Antes de detallar el proceso a seguir, se explica brevemente el funcionamiento de estos dispositivos.

Cuando la planta propulsiva genera una fuerza o un par, se generan unas pequeñas deformaciones en unas galgas situadas en el interior de cada uno de los sensores. A su vez, a través de estas galgas discurre una corriente eléctrica, que varía cuando se deforman. Esta variación de corriente eléctrica, del orden de milivoltios, es la que se transporta por el cable hacia los acondicionadores de señal, el cual realiza un procesamiento de la señal, amplificándola antes de su entrada en el ordenador donde se va a visualizar. Además, sirve de alimentación a los propios sensores, conectándolo a una fuente de alimentación.

En cuanto a la amplificación de la señal, el acondicionador tiene implementado una recta de calibración que transforma los milivoltios que entran en voltios. Dicha recta de calibración puede ser configurada haciendo uso de los distintos interruptores ubicados en el interior.

La amplificación de la señal es necesaria debido a que la Hércules II no es capaz de procesar con la precisión suficiente las variaciones en ese orden de magnitud, por lo que la tarjeta de adquisición de datos ha de recibir las señales debidamente amplificadas.

Una vez la señal ha llegado a la Hércules II, hay que introducir la ecuación que relaciona la tensión de entrada con el valor de fuerza o par resultante (ecuación (29)). En la Ilustración 127 se puede observar dicha ley implementada en la Hércules II para cada sensor. Esta ley se encuentra tabulada, fruto de la calibración por parte de la empresa fabricante de los sensores (*Interface*) antes de su adquisición por parte del departamento de Ingeniería Aeroespacial.

$$\text{fuerza, par} = f(mV) \quad (29)$$

```
//03= pot1 (alpha)
//04= pot2 (beta)
//05= termistor

//printf( " %5.3lfV \n", voltajes[0]);

double mU_U_par;

sensores.torque_raw = voltajes[0];

mU_U_par = 0.9565 * voltajes[0] -2.3861; // Recta
sensores.torque = mU_U_par * 7.5816 / 1.45150 ;

double mU_U_fuerza;

sensores.force_raw = voltajes[3];
mU_U_fuerza = -0.8359 * voltajes[3] + 2.0711; // Recta
sensores.force = mU_U_fuerza * 250 / 1.571635 ;

sensores.voltage_raw = voltajes[1];
sensores.voltage = voltajes[1]; // Incluir mapeo
```

Ilustración 127. Detalle de implementación de la ley tabulada de fuerza y par

Como se puede observar, el dato que se necesita son los milivoltios de entrada, no obstante, se ha comentado que la señal fue amplificada antes de su llegada, por lo que hay que implementar otra ley que se encargue de volver a transformar a milivoltios la señal previamente amplificada. Para ello, se hace uso de la misma recta de calibración implementada en el acondicionador de señal.

Que un acondicionador de señal necesite ser calibrado quiere decir que su recta de calibración se ha visto modificada desde su último uso, por lo que la clave es medir los milivoltios de entrada y los voltios de salida para varios valores de fuerza o par, con el fin de obtener una nueva recta de calibración para que sea implementada en la Hércules II.

Es importante destacar que el acondicionador de señal posee una gran cantidad de configuraciones y filtrado posibles, dependiendo la misma del tipo de sensor para el que trabaja.

Una vez explicado de forma general el funcionamiento de los acondicionadores de señal en sus usos para este proyecto, se procede a detallar el proceso de calibración de los mismos. Los pasos a seguir son los siguientes:

1. Cerciorarse de que el acondicionador de señal se encuentra desconectado de la fuente de alimentación, para evitar daños.
2. Con un destornillador de pala, abrir el acondicionador. En la Ilustración 128 se observa una imagen del interior del dispositivo. Los cables más gruesos que entran por la izquierda son los de alimentación, mientras que los de la derecha son los de entrada y salida.

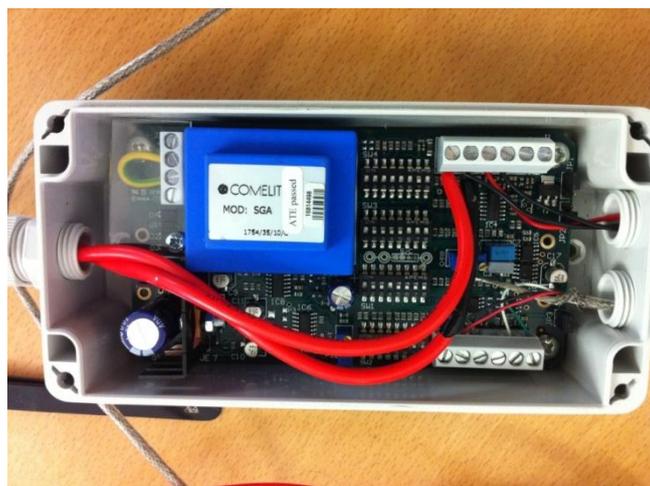


Ilustración 128. Interior del acondicionador de señal

3. Dado que el voltaje de entrada es del orden de milivoltios, es necesario hacer uso de un polímetro de precisión (Ilustración 129), ya que los convencionales por norma general no poseen la precisión suficiente.



Ilustración 129. Polímetro de precisión

4. Aplicar una fuerza o un par (en función del acondicionador de señal que se esté calibrando) y medir milivoltios de entrada y voltios de salida. En la Ilustración 130 se observa qué cables corresponden a cada uno de ellos. En el manual adjuntado con el documento se encuentra detallada la función de cada una de las entradas.

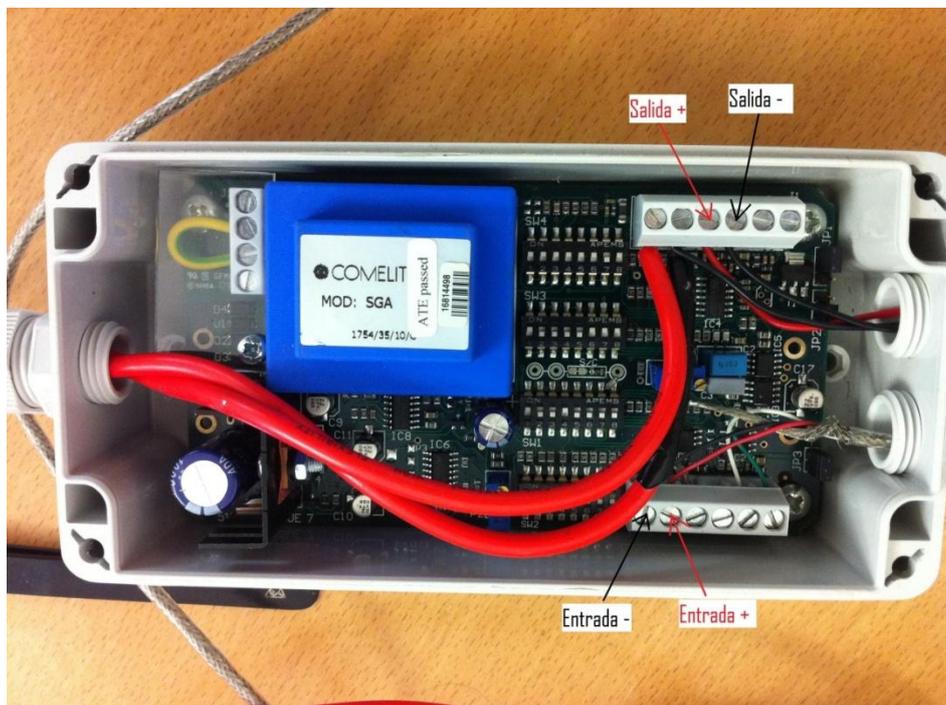


Ilustración 130. Puntos de medida en la calibración

5. Anotar valores de entrada y salida y repetir varias veces. Con dos puntos se puede obtener la recta de calibración, no obstante, es recomendable obtener alguno más.
6. Una vez obtenidos todos los puntos, obtener la recta de calibración.
7. Implementar la recta obtenida en la Hércules II, como se puede apreciar en la Ilustración 131.

```

//U3= pot1 (alpha)
//U4= pot2 (beta)
//U5= termistor

//printf( " %5.31fV \n", voltajes[0]);

double mV_U_par;

sensores.torque_raw = voltajes[0];

mV_U_par = 0.9565 * voltajes[0] -2.3861; // Recta
sensores.torque = mV_U_par * 7.5816 / 1.45150 ;

double mV_U_fuerza;

sensores.force_raw = voltajes[3];
mV_U_fuerza = -0.8359 * voltajes[3] + 2.0711; // Recta d
sensores.force = mV_U_fuerza * 250 / 1.571635 ;

sensores.voltage_raw = voltajes[1];
sensores.voltage = voltajes[1]; // Incluir mapeo

```

Ilustración 131. Detalle de implementación de la recta de calibración

8. Por último, realizar mediciones para verificar que la calibración realizada ha sido correcta.

Como se ha podido comprobar, es un procedimiento algo tedioso pero muy importante, ya que la correcta medición del empuje es de vital importancia a la hora de caracterizar una planta propulsiva.

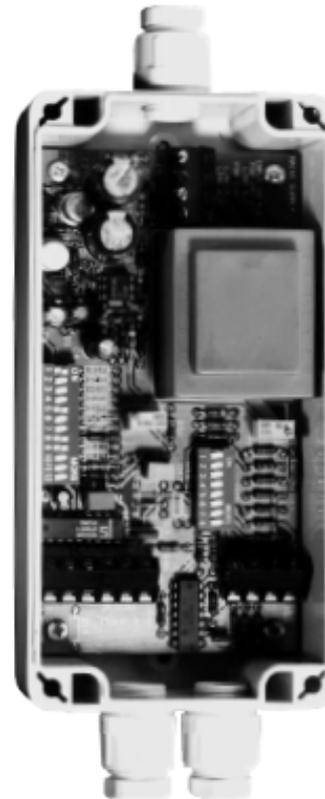
En la Ilustración 132 se adjunta el data sheet de los acondicionadores de señal, donde se puede encontrar las principales características de los mismos.

Para la obtener información completa acerca de la configuración y operación de los acondicionadores de señal, se recomienda consultar el manual incluido en el CD adjuntado con el documento.

Model SGA AC/DC Powered Signal Conditioner



- User selectable analog output $\pm 10V$, $\pm 5V$, 0-10V, 0-5V, 0-20 mA, 4-20 mA
- 110 VAC, 220 VAC OR 18-24 VDC power
- Switch selectable filtering 1 Hz to 5 kHz
- Single channel powers up to 4 transducers
- Selectable full scale input range 0.06 to 30 mV/V
- Switch selectable offset $\pm 70\%$ FS
- Sealed ABS enclosure



SPECIFICATIONS

POWER

AC 110 VAC 60 Hz
 or 220 VAC 50 Hz
 DC 18-24 VDC

EXCITATION

Voltage 10 VDC $\pm 5\%$
 Current 118 mA

PERFORMANCE

Output $\pm 10V$, $\pm 5V$ Bipolar
 0-5V, 0-10V Unipolar
 0-20 mA, 4-20 mA Unipolar
 Input Range ± 0.06 to ± 30 mV/V
 Switch selectable
 Max Bandwidth 6 kHz
 Filter 1 Hz to 5 kHz
 Switch selectable
 Offset $\pm 70\%$ FS
 Course and fine adjust
 Nonlinearity 0.03% FS
 Span Temp. Coefficient 0.004%/°F Max
 Zero Temp. Coefficient 0.5 μV /°F Max

ENVIRONMENTAL

Operating Temp. $+32^\circ F$ to $+122^\circ F$
 Dimensions 6.3 in X 3.1 in X 2.2 in
 Enclosure Sealed ABS case,
 Compression cable seals

ACCESSORIES

AC Power Cord (PWRCRD-SGA-110)

10. Anexo II: Manuales de uso

Gran parte del presente proyecto consiste en el desarrollo y creación de una serie de herramientas para la monitorización y procesado de los datos en ensayos de túnel de viento, lo cual supone un punto de partida para simplificar la realización de los mismos. Es por ello que es necesario establecer una metodología que permite a los futuros usuarios realizar los experimentos de una forma sencilla y rápida.

A lo largo del proyecto se ha ido explicando de forma general en qué consiste cada herramienta y la funcionalidad de las mismas, siendo objeto de este anexo la elaboración de un manual de uso que abarca desde la preparación de los programas para el comienzo de los ensayos hasta el procesado final y representación de los datos obtenidos.

Es importante mencionar que esta metodología ha ido desarrollándose a lo largo de lo largo de los ensayos del presente proyecto, si bien es susceptible de ser mejorado en futuros proyectos relacionados, haciéndolo aún más simple y centralizado.

A continuación, se detalla el manual de uso de los entornos gráficos que sirven para monitorizar las variables durante el ensayo, así como las herramientas y aplicaciones diseñadas encargadas de procesar los resultados obtenidos en los experimentos.

10.1. Monitorización de variables

10.1.1. Flight Monitor

Como se ha comentado, el *Flight Monitor* es un software libre proporcionado por el fabricante de los sensores (*Jeti*) y permite al usuario monitorizar las variables a tiempo real en su ordenador personal, además de guardarlas para su posterior procesado, de una forma muy simple y sencilla.

A continuación, se detallan los pasos que hay que seguir para preparar y ejecutar el programa cuando se vaya a realizar un ensayo.

1. Ejecutar el programa *JBP_Read*, incluido en el paquete de software proporcionado por el fabricante. Como se aprecia en la Ilustración 133, se tienen varias opciones:
 - a. Start RealTime mode: Ejecuta el modo tiempo real, abriendo automáticamente el *Flight Monitor* para su visualización.

- b. Read SD Card Records: Lectura de grabaciones guardadas anteriormente en tarjeta SD.
- c. Start Flight Monitor: Abre el *Flight Monitor*.
- d. Read data from file: Lectura de grabaciones guardadas anteriormente en el Jetibox.

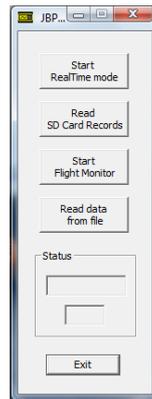


Ilustración 133. Interfaz JBP_Read

- 2. Para la realización de los ensayos, se ejecuta la primera opción, que abre, tras un breve tiempo de carga, la interfaz del *Flight Monitor*, y comienza a captar telemetría a tiempo real.
- 3. Una vez finalizado el ensayo, se para la grabación de los datos y se exporta, como se aprecia en la Ilustración 134.

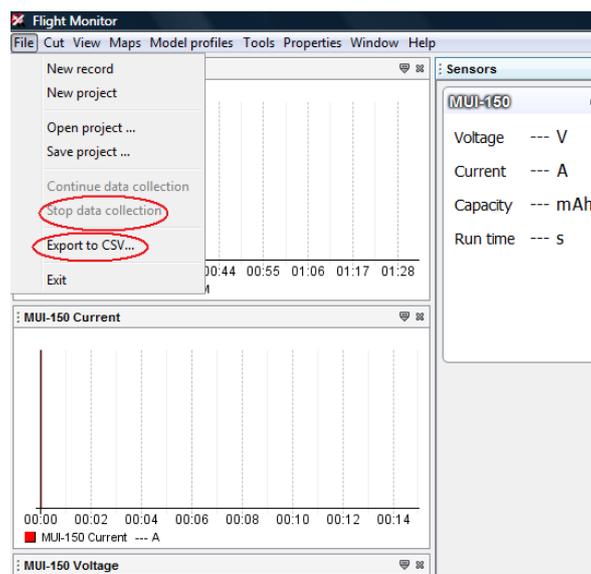


Ilustración 134. Grabación de datos en el Flight Monitor

4. Existe la posibilidad de guardar el proyecto de tal forma que se pueda visualizar posteriormente las ventanas del *Flight Monitor* y observar la variación de los datos a lo largo del ensayo. Para ello, hay que pulsar el botón *Save Project*.

El usuario puede configurar la ventana para visualizar la variable que se requiera, en forma de gráfica o como tabla de datos. Para añadir o eliminar ventanas, hay que pulsar el segundo botón secundario del ratón sobre la interfaz del *Flight Monitor* y pulsar sobre *Add/Remove sensors*.

El manual completo del programa se puede consultar en la web del fabricante (3), no obstante, dicho manual se encuentra incluido en el CD adjuntado con el presente documento.

10.1.2. Hércules II

El entorno gráfico implementado en la Hércules II fue desarrollado por el departamento de Ingeniería Aeroespacial, siendo uno de sus objetivos monitorizar los datos provenientes de los sensores de par y empuje, entre otras cosas. Dicho entorno gráfico se encuentra programado en Linux, no obstante, los comandos a utilizar son muy básicos, como se podrá comprobar a continuación.

Antes de detallar los comandos utilizados para monitorizar y guardar las variables, se van a añadir en la Tabla 20 los comandos básicos que ha de conocerse para trabajar con este entorno gráfico:

Comando	Función	Ejemplo
<code>./</code>	Ejecutar un archivo	<code>./nombre_archivo argumentos(si los hay)</code>
<code>:wq</code>	Salir guardando	-
<code>:q!</code>	Salir sin guardar	-
<code>vim</code>	Acceder al archivo	<code>vim nombre_archivo.c</code>
<code>mount</code>	Montar memoria en el sistema	-
<code>fdisk -l</code>	Listar unidades de almacenamiento	-
<code>ls</code>	Nos muestra el contenido de una carpeta	<code>ls / nombre_carpeta</code>
<code>cd</code>	Cambiar directorio	<code>cd carpeta_donde_queremos_ir</code>
<code>mkdir</code>	Añade un directorio nuevo	<code>mkdir / nombre_directorio</code>
<code>rm</code>	Borra archivo o carpeta	<code>rm nombre_archivo_a_borrar</code>
<code>cp</code>	Copiar archivos	<code>cp archivo/origen/destino</code>
<code>mv</code>	Mover archivos	<code>mv archivo/origen/destino</code>
<code>find</code>	Buscar archivos	<code>find nombre_archivo</code>
<code>clear</code>	Limpia la pantalla completamente	-

Tabla 20. Tabla de comandos básicos de Linux

El proceso de montar una memoria USB para poder guardar las variables es algo más complejo. El procedimiento a seguir es el siguiente:

1. Comprobar el nombre de la unidad. Ejecutar "fdisk -l" para listar todas las unidades de almacenamiento (Lo normal es que la memoria USB se denomine /dev/sda1)
2. Montar la memoria en una carpeta: `mount -t vfat /dev/sda1 nombre_carpeta`
3. A partir de ahora se puede acceder a la memoria USB en la carpeta nombre_carpeta
4. Para finalizar, desmontar la unidad: `umount /dev/sda1`

Una vez explicados los comandos básicos que han de conocerse para trabajar en el entorno gráfico implementado en la Hércules II, se procede a detallar los pasos a seguir para su correcta ejecución y monitorización de las variables.

De todas las rutinas implementadas, sólo hay dos con las que el usuario debe saber trabajar. Dichas rutinas son:

- *Sensores.c*: Donde se encuentran configuradas las entradas de la tarjeta de adquisición de datos y se produce la transformación de voltaje de entrada a valor concreto de la variable. En este espacio, hay que introducir el canal de entrada en función del sensor conectado en la tarjeta de adquisición de datos. Si por alguna razón hay que cambiar de canal en uno de los sensores, si no se introduce el cambio aquí, no se obtendrán medidas de dicho sensor
- *Main.c*: Donde se encuentran implementadas la monitorización y el guardado de las variables. En este espacio el usuario ha de introducir el nombre del archivo donde se van a guardar las variables

Esto es todo lo que hay que saber acerca de la configuración de las rutinas que intervienen en la monitorización de las variables. La secuencia de comandos que hay que introducir en un ensayo se encuentra debidamente detallado en la sección Ejecución del ensayo y desconexión.

10.1.3. Interfaz DPI

Esta interfaz gráfica se encarga de, aparte de calcular la densidad a partir de los datos meteorológicos, monitorizar y guardar la variable correspondiente a la velocidad del túnel de viento.

Como se ha comentado con anterioridad, la *Interfaz DPI* posee un diseño modular, teniendo cada uno de sus módulos una función diferente. Dichas funciones se detallan a continuación:

10.1.3.1. Módulo de cálculo de la densidad

La función de este módulo es calcular la densidad atmosférica a partir de los datos obtenidos de la estación meteorológica. El procedimiento de uso es muy sencillo:

1. Visualizar los datos de temperatura, presión y humedad relativa medidos en la estación meteorológica (Ilustración 135).

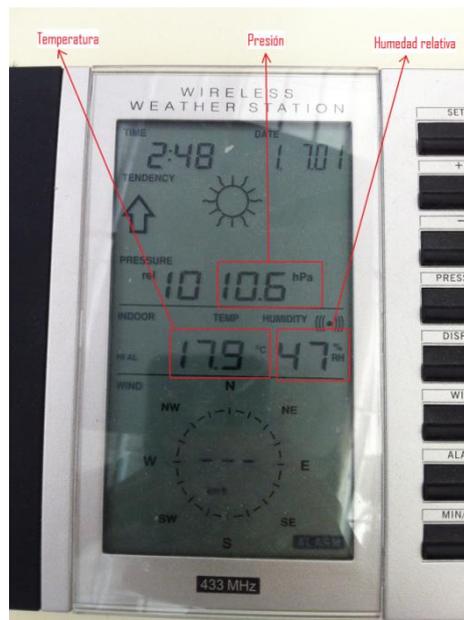


Ilustración 135. Visualización de datos en la estación meteorológica

2. Introducir los datos manualmente en las casillas correspondientes de la *Interfaz DPI*.
3. Presionar el botón *calcular*.

Las ecuaciones encargadas de realizar el cálculo a partir de los datos introducidos se encuentran explicadas en la sección Diseño del estudio de caracterización dinámica

10.1.3.2. Módulo de gestión de variables

En este módulo se introduce la ruta donde se van a guardar las variables, en el caso de que esa sea la intención del usuario. El procedimiento es muy sencillo:

- Si el usuario no quiere guardar las variables tras el ensayo, pulsar el botón *no*.

- Si por el contrario si quiere hacerlo, pulsar el botón *si*, e introducir el nombre de la ruta donde se va a guardar. Si sólo se introduce el nombre del archivo, se guardará en la ruta donde se encuentra el programa *Interfaz DPI*.

Es importante mencionar que si se presiona el botón *si* y no se introduce ninguna ruta donde guardar las variables, aparecerá un mensaje de error recordándolo, como se puede apreciar en la Ilustración 136.

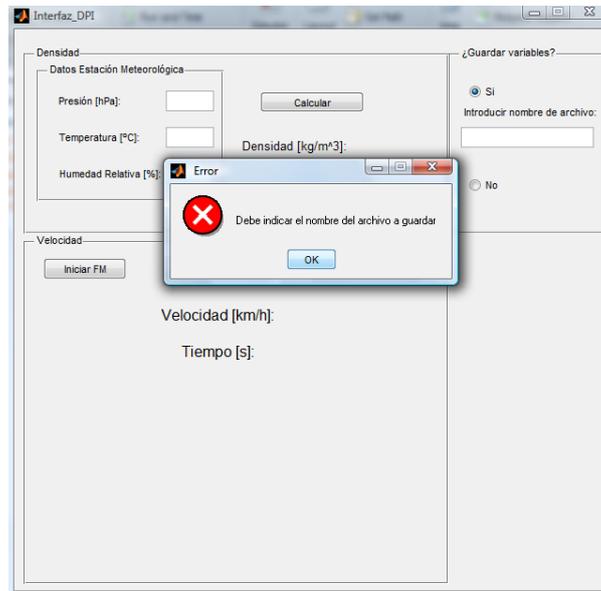


Ilustración 136. Mensaje de error Interfaz DPI

10.1.3.3. Módulo de monitorización de la velocidad

Este módulo es el último que hay que ejecutar, ya que es el que monitoriza la velocidad del túnel de viento a tiempo real, y guarda las variables en la ruta introducida en el módulo de gestión de las variables.

Como se puede apreciar en la Ilustración 137, aparte de la gráfica donde se representa la velocidad, hay tres botones más, cuya función es:

1. *Iniciar FM*: Se trata de un enlace directo a la *Interfaz JBP_Read*, para poder ejecutar el *Flight Monitor*, junto con esta interfaz, y captar todas las variables a tiempo real. Es importante recordar que el *Flight Monitor* monitoriza variables como las revoluciones, la tensión, la intensidad y la capacidad de las baterías empleadas.
2. *Inicio*: Al ejecutarlo comienza a tomar datos de la velocidad y a mostrarlos en la pantalla. Además, va guardando las variables conforme las va captando, en la ruta establecida anteriormente (en el caso de haber optado por hacerlo).

3. *Parada*: Interrumpe el programa y por tanto la recepción de datos procedentes del túnel de viento. Es importante resaltar que dicho botón, aparte de interrumpir el programa, cierra Matlab. Esto es así porque la interrupción puede darse con el puerto serie abierto, lo que provoca problemas a la hora de realizar otro ensayo. Esto se soluciona reiniciando Matlab.

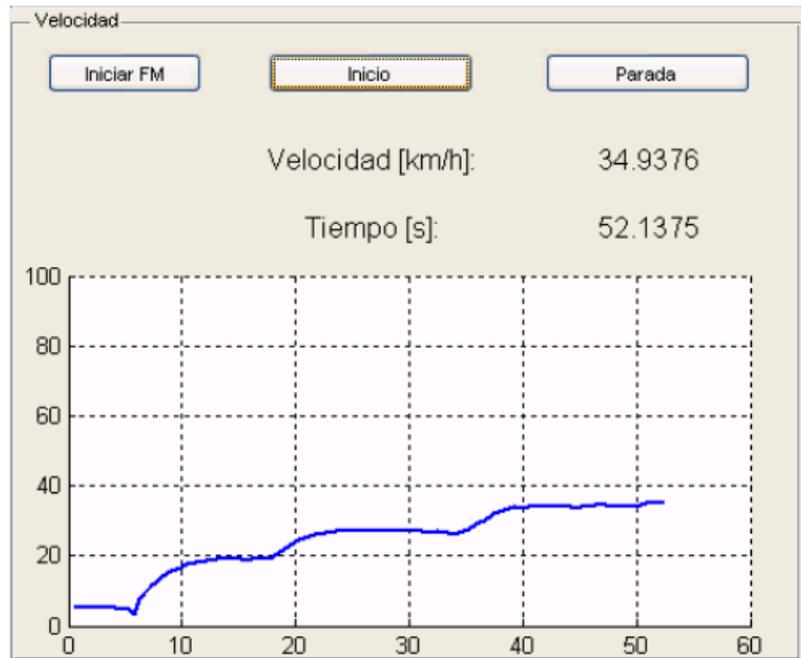


Ilustración 137. Módulo de monitorización de la velocidad de la Interfaz DPI

10.2. Post-procesado de datos

Como se ha comentado a lo largo del proyecto, gran parte del mismo se basa en el desarrollo de una serie de herramientas de post-procesado de datos, de tal forma que se consiga una automatización y simplificación del proceso.

La función de cada una de las herramientas se encuentra debidamente detallada en el apartado Descripción de los programas.Post-procesado

10.2.1. Ensayos estáticos

Para realizar el procesado de los datos procedentes de un ensayo estático, hay que realizar los siguientes pasos:

1. Programa *principal*:
 1. Abrir el programa *principal.m* e insertar el nombre del experimento a procesar, como se observa en la Ilustración 138.

```
7
8 %% Definición de variables
9 % Nombre del archivo a guardar
10 nombre = 'E_21x14_RPM_5000_1';
11
```

Ilustración 138. Insertar nombre de ensayo

2. Una vez introducido el nombre, se ejecuta, y las variables se guardarán.

2. Programa **autonomía**:

1. Abrir el programa *autonomia.m* e insertar el tipo de hélice a estudiar, como se observa en la Ilustración 139.

```
3
4 %% Definimos la hélice
5 helice = '22x10';
6
```

Ilustración 139. Insertar tipo de hélice

2. Al ejecutar, el programa representará automáticamente los ensayos de autonomía correspondiente a los 4 regímenes de revoluciones ensayadas (Ilustración 140) y cargará un puntero donde el usuario deberá señalar los puntos donde termina cada ensayo. Mientras tanto, el programa se mantendrá en pausa.

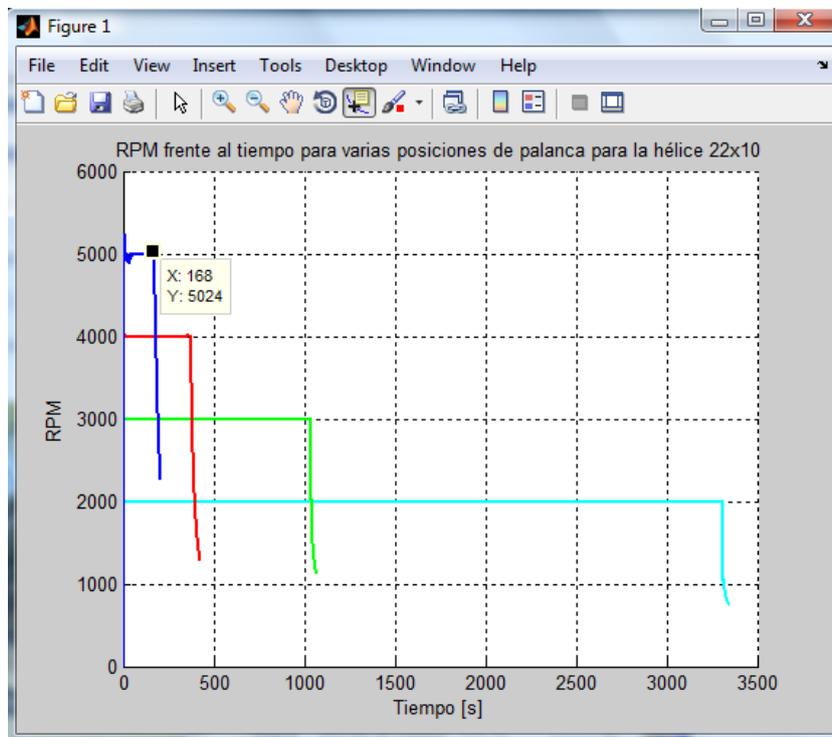


Ilustración 140. Selección puntos de autonomía

3. Mantener pulsado el botón *Alt* del teclado mientras se señalan los puntos. Una vez señalados todos, pulsar el segundo botón del ratón y seleccionar *Export Cursor Data to Workspace...* y dejar el nombre que viene por defecto (*cursor_info*).
 4. Escribir el comando *return* en la ventana de comandos para que el programa siga ejecutándose y el programa calculará y representará la envolvente de autonomía, a partir de los puntos indicados en el apartado anterior.
3. Programa ***variables_vs_RPM***:
1. Abrir el programa *variables_vs_RPM.m* e insertar el tipo de hélice a observar, como se observa en la Ilustración 139.
 2. Una vez introducida la hélice, se ejecuta el programa, que representará y guardará los resultados.
4. Programa ***ensayo_completo***:
1. Abrir el programa *ensayo_completo.m* e insertar el nombre del experimento a procesar, como se observa en la Ilustración 138.
 2. Una vez introducido el nombre del ensayo, se ejecuta el programa, que representará y guardará todas las variables frente al tiempo.

Es importante recordar que el primer programa que hay que ejecutar es el *principal*, antes que cualquiera de los demás.

10.2.2. Ensayos dinámicos

Para realizar el procesado de los datos procedentes de un ensayo estático, hay que realizar los siguientes pasos:

1. Programa ***principal***:
 1. Abrir el programa *principal.m* e insertar el nombre del experimento a procesar, como se observa en la Ilustración 138.
 2. Al ejecutar, el programa representa automáticamente la evolución de la velocidad frente al tiempo (Ilustración 141). De forma similar a lo explicado en el ensayo de autonomía, hay que señalar los puntos finales de cada velocidad de túnel. Esta es la forma que tiene el programa de dividir el ensayo completo en ensayos a velocidad del túnel constante.

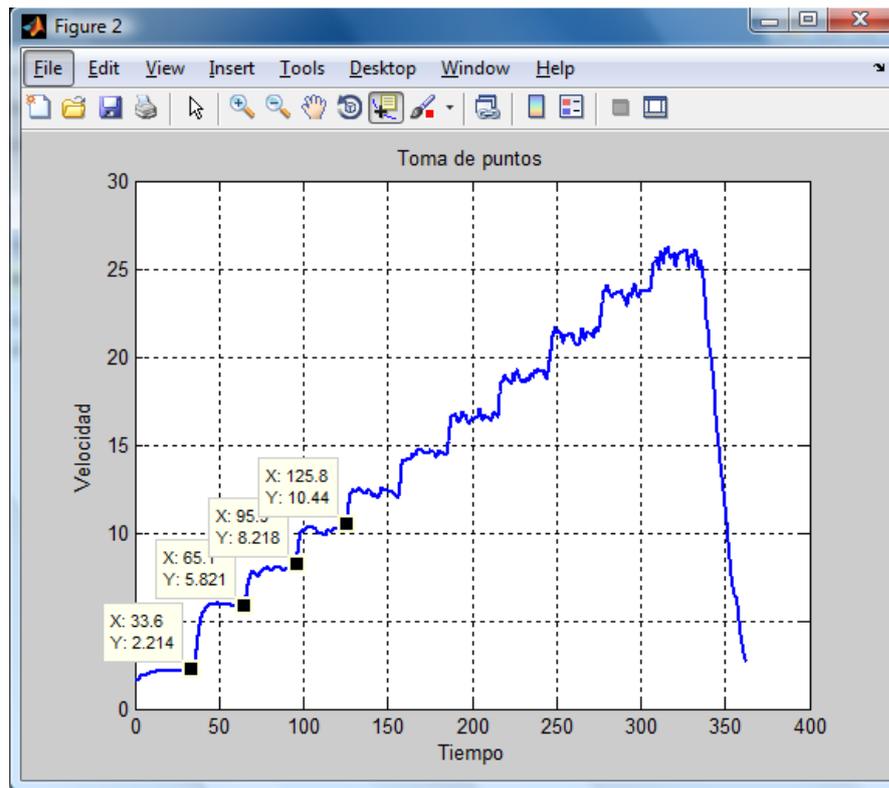


Ilustración 141. Selección de puntos de velocidad constante

3. Escribir el comando *return* en la ventana de comandos para que el programa siga ejecutándose y el programa guardará todas las variables unificadas y filtradas.
2. Programa *caracterizacion_RPMcte* y *caracterizacion_mach*:
 1. Abrir el programa *caracterizacion_RPMcte.m* o *caracterizacion_mach* e insertar el nombre del experimento para todos los niveles de revoluciones del motor, como se aprecia en la Ilustración 142.

```

3
4 %% Cargamos las variables
5 nombre = ['D_22x10_RPM_2000_1' 'D_22x10_RPM_3000_1' 'D_22x10_RPM_4000_1' 'D_22x10_RPM_5000_2'];
6

```

Ilustración 142. Insertar nombre de archivo para todos los niveles de revoluciones

2. Al ejecutar el programa, se representan todas las variables que caracterizan dinámicamente las actuaciones del motor. Además, las gráficas se guardan en diferentes formatos para su posterior visualización.

Una vez ejecutados los programas, automáticamente irán apareciendo las gráficas en la pantalla, pudiendo realizar diversas acciones con ellas (zoom, giros, guardado en diversos formatos, etc).

10.3. Herramienta DATEPS

En este apartado se incluye el manual de uso de la herramienta de visualización de datos DATEPS, el cual, posee un diseño modular que permite al usuario utilizarlo de una forma simple y sin tener que recurrir a la programación.

10.3.1. Módulo de datos de las hélices

Este módulo es el más sencillo de todos, ya que el usuario sólo tiene que elegir de qué hélice quiere obtener la información. La elección de la hélice se produce en el sub-módulo superior, como se observa en la Ilustración 143.

Una vez presionado el botón, los resultados aparecen automáticamente en el sub-módulo inferior. En el caso de que no se tenga algún dato de alguna de las variables, el programa presentará el mensaje *no hay datos*.

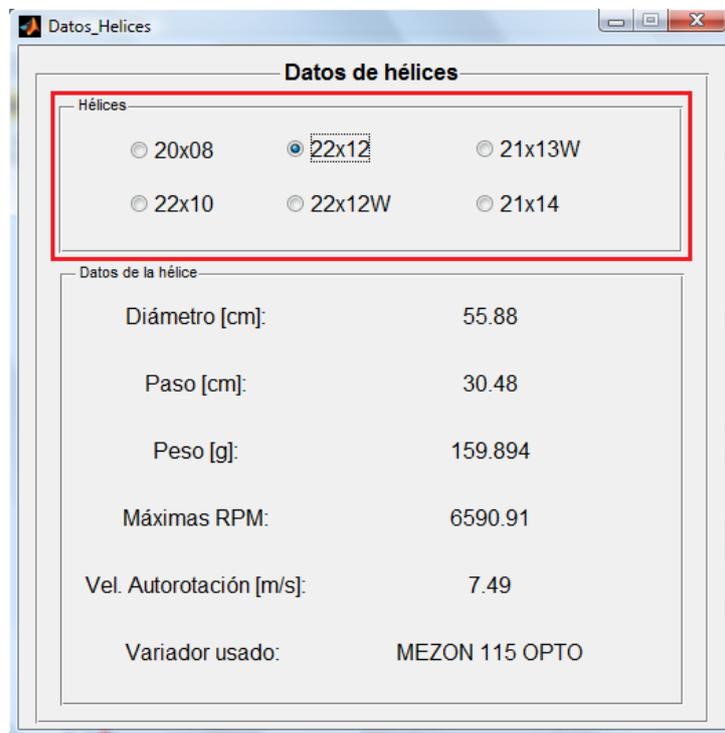


Ilustración 143. Uso del módulo de datos de las hélices

10.3.2. Módulo de representación de las variables

Este módulo está formado por tres sub-módulos, siendo la secuencia de uso la siguiente:

1. El usuario debe escoger una hélice del sub-módulo situado en la parte superior (línea roja de la Ilustración 144), con el mismo sistema que el explicado en el módulo de datos de las hélices.

2. Tras elegir hélice, se procede a escoger la variable que se quiere representar (línea azul de la Ilustración 144).
3. El último paso antes de representar las figuras es elegir entre representaciones bidimensionales (respecto a la velocidad del túnel de viento) o tridimensionales (respecto a las revoluciones del motor y la velocidad del túnel de viento). Además, para el caso de optar por una representación en 3D, está la opción de visualizar la gráfica vista en planta, para que el usuario pueda extraer sin problema datos de forma visual (línea verde de la Ilustración 144).

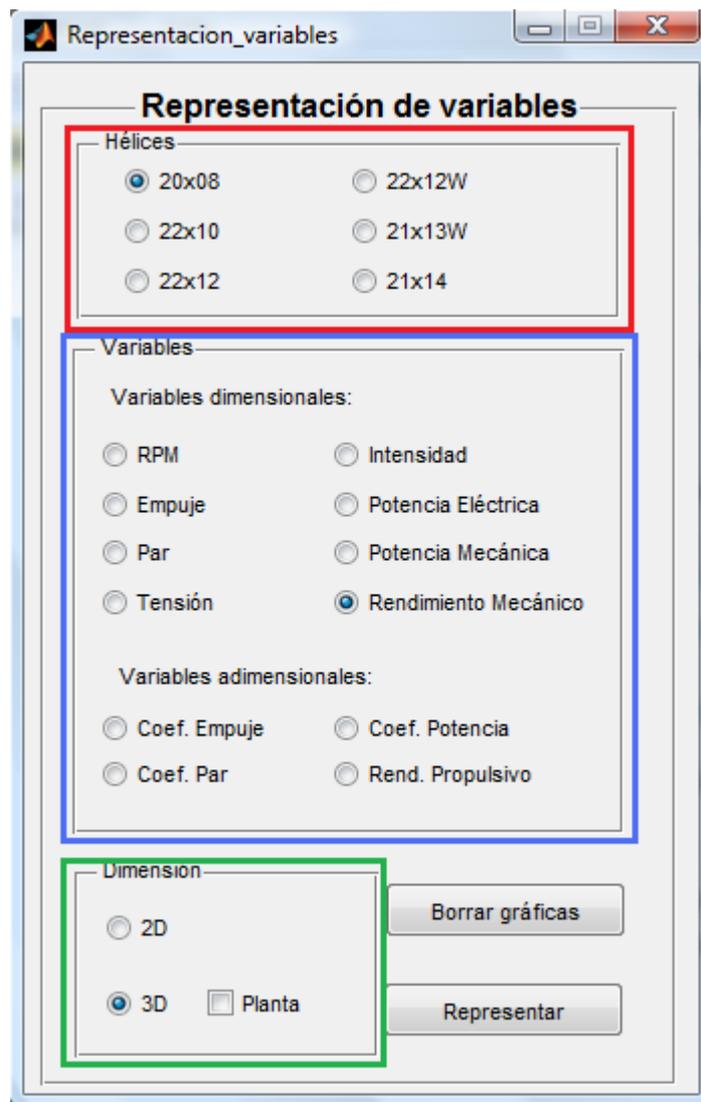


Ilustración 144. Uso del módulo de representación de las variables

4. Por último, se presiona sobre el botón *Representar*, y la figura aparecerá en una nueva ventana. Una vez representada la primera figura, se puede realizar el mismo proceso tantas veces como el usuario desee, e irán apareciendo las gráficas sin borrarse la anterior, lo que permite realizar comparaciones o análisis conjuntos.

El botón *Borrar gráficas* elimina todas las figuras que se encuentra activas en ese momento, lo cual puede ser de utilidad cuando el número de representaciones realizadas sea excesiva.

10.3.3. Módulo de extracción de los datos

Este módulo posee tres sub-módulos, con una secuencia de uso bastante similar al módulo de representación de las variables.

1. El primer paso es presionar el botón correspondiente a la hélice que se quiere estudiar, haciendo uso del sub-módulo situado en la parte superior izquierda (línea roja de la Ilustración 145).
2. El siguiente paso es introducir el punto de operación del que el usuario quiere extraer los datos dinámicos. Los datos que hay que introducir son las revoluciones por minuto a la que gira el motor y la velocidad de vuelo en metros por segundo. Si los datos introducidos se encuentra fuera del rango permitido, aparecerá un mensaje de error avisando de ello. El rango admisible es:

$$RPM \in [2000,5000]$$

$$V_{\infty} \in [1,27]$$

3. Por último, el usuario ha de presionar el botón *Calcular*, apareciendo los resultados en el sub-módulo situado en la parte inferior (línea verde de la Ilustración 145). Si algunos de los resultados no existe, aparecerá como resultado el mensaje *no hay datos*.

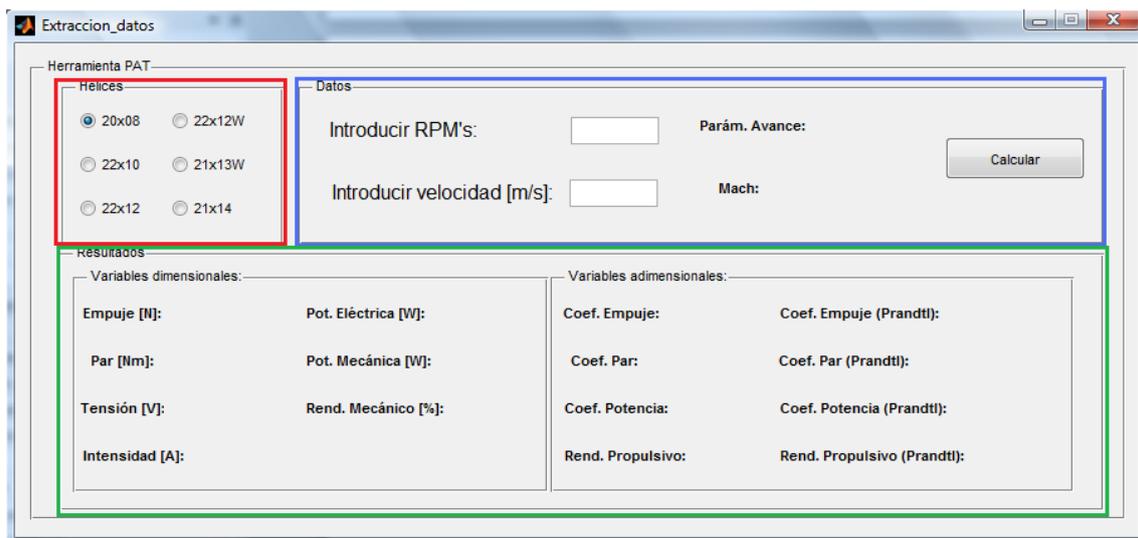


Ilustración 145. Uso del módulo de extracción de datos

11. Anexo III: Manual de uso y carga de las baterías

Dada la idea del departamento de Ingeniería Aeroespacial de seguir esta línea de investigación para futuros proyectos es necesario establecer una metodología a la hora de hacer uso de las baterías. El objetivo principal es alargar la vida útil de las baterías, de tal forma que puedan funcionar eficientemente a lo largo de los distintos proyectos a realizar donde se vayan a usar.

La función de este anexo es establecer unas pautas relacionadas con el uso y la carga de las baterías, de tal forma que en los experimentos futuros el usuario posea un procedimiento que permite hacer uso de las baterías de la forma más eficiente posible. De esta forma, se detalla por un lado las medidas tomadas para ello y por otro lado una descripción del procedimiento a seguir para el uso y la carga de las baterías.

11.1. Historial de carga y descarga de las baterías

El principal avance en este sentido es la elaboración de un documento de carga y descarga de las baterías, el cual contiene:

5. Información relacionada con los componentes, funcionamiento y seguridad de las baterías utilizadas.
6. Tabla donde rellenar datos relacionados con la carga y descarga de las baterías conforme se van realizando ensayos.

El objetivo de este documento, el cual se puede ver en la Ilustración 146 es tener un historial de carga y descarga de las baterías, el cual puede ser de utilidad para predecir posibles fallos o averiguar las razones por las que cierta batería ha actuado de forma errónea.

En la Tabla 21 se puede observar un extracto de dicha tabla, con algunos valores de ejemplo:

Exp.	Pack	Baterías	Fecha	V_{bat}	V_{pack}	Tiempo	V_{bat}	V_{pack}	Conexión
E1	2	9	27/01/14	23.3	46.7	8:19	22	40.1	Pos: 10
		10		23.4			18.1		Neg: 9

Tabla 21. Extracto de tabla de carga/descarga de las baterías

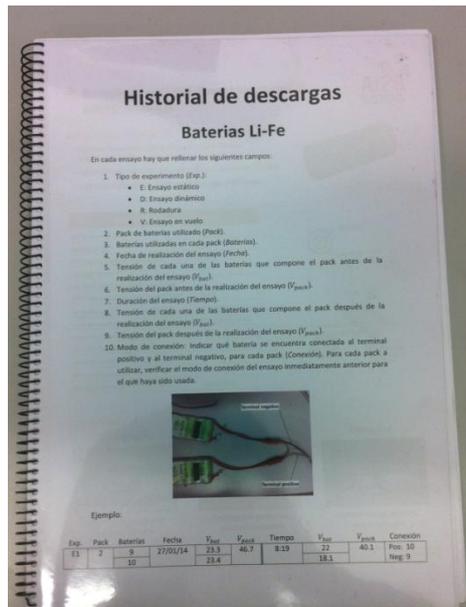


Ilustración 146. Historial de cargas y descargas de las baterías

Dicha tabla ha de ser rellenada en cada ensayo a:

1. Tipo de experimento (*Exp.*):
 - E: Ensayo estático
 - D: Ensayo dinámico
 - R: Rodadura
 - V: Ensayo en vuelo
2. Pack de baterías utilizado (*Pack*).
3. Baterías utilizadas en cada pack (*Baterías*).
4. Fecha de realización del ensayo (*Fecha*).
5. Tensión de cada una de las baterías que compone el pack antes de la realización del ensayo (V_{bat}).
6. Tensión del pack antes de la realización del ensayo (V_{pack}).
7. Duración del ensayo (*Tiempo*).
8. Tensión de cada una de las baterías que compone el pack después de la realización del ensayo (V_{bat}).
9. Tensión del pack después de la realización del ensayo (V_{pack}).
10. Modo de conexión: Indicar qué batería se encuentra conectada al terminal positivo y al terminal negativo, para cada pack (*Conexión*). Para cada pack a utilizar, verificar el modo de conexión del ensayo inmediatamente anterior para el que haya sido usada.

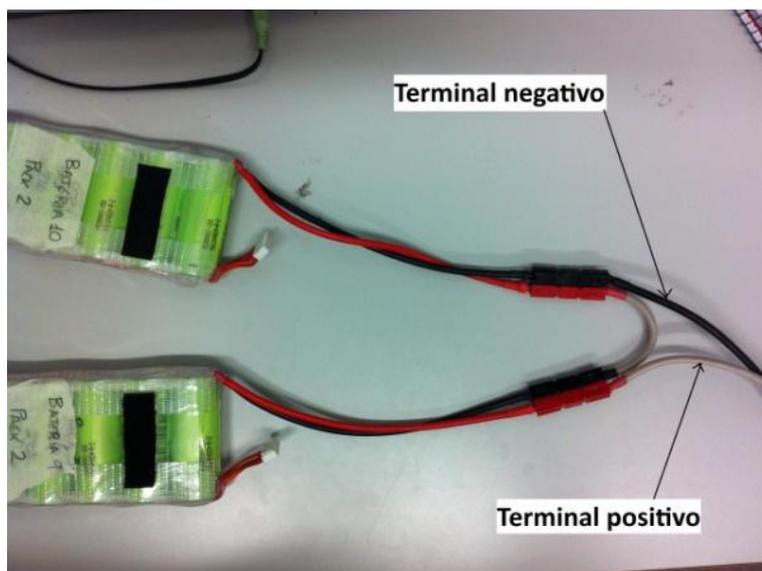


Ilustración 147. Modo de conexión de terminales

Como se ha comentado, en el mismo documento puede encontrarse información completa acerca de las baterías. Todos los documentos se encuentran incluidos en el CD adjunto con el presente documento, no obstante, a continuación se detalla la información básica de las baterías usadas en los experimentos.

11.2. Procedimiento de uso de las baterías

Una vez explicado en qué consiste y como se completa el historial de carga y descarga, se procede a detallar su aplicación, explicando el procedimiento usado para utilizar las baterías en cada uno de los ensayos.

Los pasos a seguir son los siguientes:

1. Coger el pack de baterías que se vaya a utilizar en el ensayo y medir su nivel de voltaje con el polímetro. Dicho valor debe ser apuntado en la columna correspondiente del historial de carga y descarga de las baterías.
2. Conectar la batería a la planta propulsiva.
3. Tras la realización del ensayo, desconectar la batería. Si el experimento ha supuesto una descarga rápida de la batería la temperatura de la misma será alta, por lo que hay que tener cuidado al cogerla.
4. Medir con el polímetro el nivel de voltaje y apuntar el valor en el historial, así como el tiempo de realización del ensayo.

5. Conectar la batería al cargador (Ilustración 149), buscar el pack en la base de datos y comenzar la carga. Si la temperatura de la batería es alta tras el ensayo, se recomienda dejarla enfriar antes de proceder a la carga. Aparte de conectar los cables de alimentación, hay que conectar los cables mediante los cuales se produce el balanceado de la batería (Ilustración 148). Es importante verificar que el cargador detecta las 7 celdas que contiene cada batería, pues que si no es así, dicha batería ha de ser reparada.



Ilustración 148. Conexión de cables de balanceado de las baterías



Ilustración 149. Cargador universal de baterías

+ Nanophosphate® High Power Lithium Ion Cell ANR266507M1-B

A123
SYSTEMS

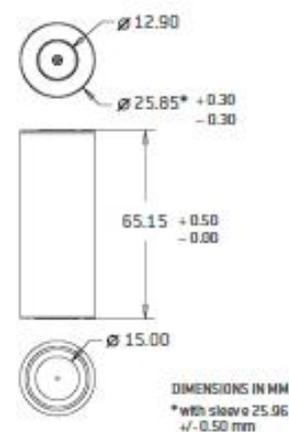
KEY FEATURES AND BENEFITS

- ✦ Excellent abuse tolerance and superior cycle life from A123's patented Nanophosphate® lithium ion chemistry
- ✦ High power with over 2,600W/kg and 5,800 W/L, 10 seconds, 50% SOC
- ✦ High usable energy over a wide state of charge (SOC) range



ANR266507M1-B Cell Specifications

Cell Dimensions (mm)	∅26 x 65
Cell Weight (g)	76
Cell Capacity (nominal/minimum, Ah)	2.5/2.4
Voltage (nominal, V)	3.3
Internal Impedance (1kHz AC typical, mΩ)	6
HPPC 10 Sec Discharge Pulse Power 50% SOC	200 W
Recommended Standard Charge Method	1C to 3.6V CCCV, 45 min
Recommended Fast Charge Method to 80% SOC	4C to 3.6V CC, 12 min
Maximum Continuous Discharge (A)	70
Maximum Pulse Discharge (10 seconds, A)	120
Cycle Life at 10C Discharge, 100% DOD	>1,000 cycles
Operating Temperature	-30°C to 55°C
Storage Temperature	-40°C to 60°C



APPLICATIONS

Transportation



Advanced energy storage for
electric drive vehicles

Commercial



Enabling next-generation
commercial products

Electric Grid



Dynamic energy solutions
for a smarter grid

www.a123systems.com

© 2011 A123 Systems, Inc. All rights reserved.
MD100113-01

Ilustración 150. Datos de las baterías