



Caracterización y estudio de las actuaciones experimentales de un sistema de propulsión por hélice con motor eléctrico

Elio Carrasco Guerrero
Proyecto fin de carrera

Departamento de Ingeniería Aeroespacial y Mecánica de Fluidos
Escuela Técnica Superior de Ingenieros

Agradecimientos

Este informe significa el final de una de las etapas que siempre recordaré con mucho cariño por haber sido una de las más importantes de mi vida. Ha sido un periodo lleno de innumerables experiencias, que me han hecho desarrollar mis conocimientos, pero sobre todo me han hecho crecer y desarrollarme como persona. Durante todo este tiempo he aprendido a valorar mucho más a mis seres queridos, amigos y todas aquellas personas que han sido un gran apoyo para llegar al final, por esto, es a ellos a quienes indiscutiblemente dedico este símbolo de esfuerzo tan importante para mí.

En primer lugar, quisiera agradecer a mi tutor, Sergio Esteban, la oportunidad que me ha brindado para realizar este proyecto y aprender de él, gracias a su ayuda, su dedicación y su constante confianza he sido capaz de llevar a cabo este proyecto. Cómo no acordarme también de Fran Gavilán, pues sin su apoyo durante mis dudas y sus conocimientos nunca hubiese sido capaz de avanzar en la consecución del proyecto. A Antonio Franco, por ser la persona que con su paciencia y disposición me guio para comprender como debía plantear el análisis de los resultados. A Javier Galnares, por socorrerme en los temas de electrónica y por amenizar mis horas pasadas en el laboratorio. Y a Manuel González, José Tejada y Benjamin Elliot porque sin ellos no hubiesen sido posibles los experimentos en el túnel de viento.

A todos mis compañeros y amigos de la facultad, Alberto, Cristina, Elia, Fran, José Carlos, Ricardo, Roberto y muchísimos más, por las innumerables horas que me han aguantado y por haberme ayudado a no perder nunca la fe durante todo este tiempo. Al apoyo recibido por los amigos de siempre que nunca me han fallado, Eloy, Ignacio y Jesús y a los que conocí en Sevilla, Manuel, Juan Antonio, Víctor y muchos más, por estar desde entonces a mi lado.

Para acabar dejo a las personas más importantes de mi vida. Se lo dedico a mis padres, por ser mis padres, por ser las personas con las que he contado, cuento y contaré incondicionalmente durante toda mi vida, porque ha sido un duro camino para mi, pero son ellos los que me marcaron el camino cuando no sabía seguir, los que me impulsaron cuando dejaba de caminar y los que me guiaron cuando me salía de él. Son ellos los verdaderos responsables de estar donde hoy me encuentro. A mi hermano, por estar siempre conmigo, por no abandonarme en momentos difíciles, por ser mi punto de apoyo, mi constante consejero, por ser a lo que siempre aspiraré. A toda mi gran familia que nunca me abandonan. Y a mis abuelos, por confiar siempre en mi, por no dudar ni un segundo de mis capacidades, por haber sido el ejemplo de la persona que siempre querré ser. Porque desde algún lugar, los tres que ya no están conmigo, sigan confiando en mí. Aun así, con palabras, nunca podré expresar todo lo que habéis sido para mí. Muchísimas Gracias.

Índice

Agradecimientos	1
Referencias	5
Índice de figuras.....	5
Índice de Tablas	13
1. Introducción	15
1.1. Fundamentos y contexto	15
1.2. Objetivos	16
1.3. Situación de partida	18
1.3.1. Elección de la planta propulsora	18
1.3.2. Bancada de pruebas	23
1.3.3. Sistema de telemetría de la bancada	25
1.3.4. Estudios preliminares	28
2. Diseño de experimentos.....	30
2.1. Diseño de los experimentos en bancada	30
2.1.1. Experimentos de identificación de modos	35
2.1.2. Experimentos de caracterización	39
2.1.3. Experimentos de autonomía	44
2.1.4. Conclusiones sobre los experimentos en bancada	45
2.2. Diseño de los experimentos en túnel de viento	45
2.2.1. Modelo de resistencia de la bancada	51
2.2.2. Experimentos de identificación de modos	54
2.2.3. Experimentos de caracterización	55
2.2.4. Experimentos sobre las actuaciones del avión	60
2.2.5. Conclusiones sobre los experimentos en túnel de viento	64
3. Análisis de los ensayos en bancada	64
3.1. Análisis de los ensayos de identificación de modos	65
3.2. Análisis de los ensayos de caracterización	72
3.2.1. Variación en r.p.m. con distintas hélices para el modo <i>Aircraft</i>	73
3.2.2. Variación en r.p.m. con distintas hélices para el modo <i>Heli-Auto</i>	98
3.2.3. Barrido en revoluciones para distintas hélices y modos del variador ...	121

3.3.	Análisis de los ensayos de autonomía	131
3.4.	Conclusiones sobre los experimentos en bancada.....	141
4.	Análisis de los ensayos en túnel de viento	141
4.1.	Análisis de los ensayos de identificación de modos	142
4.2.	Análisis de los ensayos de caracterización	150
4.2.1.	Barrido de velocidad en túnel de viento para una variación en r.p.m. con distintas hélices para el modo <i>Heli-Auto</i>	151
4.2.2.	Barrido en r.p.m. para una variación en velocidades de túnel de viento con distintas hélices para el modo <i>Heli-Auto</i>	196
4.3.	Análisis de los ensayos de actuaciones.....	201
4.4.	Conclusiones sobre los experimentos en túnel de viento.....	207
5.	Modelos de la planta propulsora	207
6.	Conclusiones.....	210
6.1.	Conclusiones de los ensayos en bancada estática	210
6.2.	Conclusiones de los ensayos en túnel de viento	211
6.3.	Propuestas para mejoras en trabajos futuros	213
	Bibliografía.....	214
	Anexo A.....	217
	Propuesta para ensayos en vuelo para caracterización de winglets (Andrés Fernández Lucena).....	217
	Resumen	217
1.	Objetivos	217
2.	Propuesta de campana de ensayos.....	217
3.	Modificaciones a Céforo.....	219
4.	Caracterización de la planta propulsiva	225
5.	Ensayos en vuelo	226
6.	Disposiciones adicionales: campo de vuelo	227
	Anexo B.....	228
	Analogía de Prandtl-Glauert para alas giratorias. Aplicación teórica a los resultados obtenidos	228

Referencias

Índice de figuras

Ilustración 1 Motor eléctrico AXI 5345/16	18
Ilustración 2 Geometría del motor	19
Ilustración 3 Variador Jeti Spin 99 Opto	20
Ilustración 4 Jeti Box.....	20
Ilustración 5 Hélices ensayadas (de izquierda a derecha 22x10, 22x12E, 21x14 y 22x12W).....	21
Ilustración 6 Batería de ion-Litio	22
Ilustración 7 Diseño final de la bancada. Esquema cerrado [12]	24
Ilustración 8 Diseño final de la Bancada. Diseño abierto [12].....	24
Ilustración 9 Bancada de pruebas para ensayos estáticos.....	25
Ilustración 10 Esquema de telemetría inicial [12]	26
Ilustración 11 Esquema de telemetría final [12]	27
Ilustración 12 Comparación CT para hélice 22x10. Teórico vs. Experimental [13]	29
Ilustración 13 Comparación CP para hélice 22x10. Teórico vs. Experimental [13]	29
Ilustración 14 Ensayo típico en bancada	34
Ilustración 15 Detalle de la bancada en uno de los experimentos de caracterización de autonomías.....	35
Ilustración 16 Árbol de programación de los variadores de la gama Jeti Spin Opto	36
Ilustración 17 Sensor Hall	40
Ilustración 18 Sensor de Par	41
Ilustración 19 Célula de carga SSM.....	41
Ilustración 20 Caja de Conexión de baterías	42
Ilustración 21 Caja de Conexión de baterías. Detalle sensores.....	42
Ilustración 22 Medida de datos ambiente. Estación Meteorológica Firstline	48
Ilustración 23 Relación de la velocidad medida por el pitot y la velocidad del tunel de viento.....	49
Ilustración 24 Semi-panorámica del tunel de viento	49
Ilustración 25 Zona de recepción, control y tratamiento de datos para los ensayos en tunel de viento.....	50
Ilustración 26 Detalle de la bancada instalada en el túnel de viento	50
Ilustración 27 Resistencia aerodinámica de la bancada en función de la velocidad del viento.....	51
Ilustración 28 Presión de equilibrio bifásico del vapor de agua en función de la temperatura	53
Ilustración 29 Coeficiente de resistencia aerodinámica de la bancada en función de la velocidad del viento.....	53

Ilustración 30 Detalle del tubo de pitot instalado en el túnel de viento	57
Ilustración 31 Aparato de medida y tratamiento de los parámetros del túnel de viento	57
Ilustración 32 Caja de conexión de batería. Detalle de conexión de seis baterías	59
Ilustración 33 Segmentos de vuelo para el experimento de actuaciones del Céfito.....	64
Ilustración 34 Valores de r.p.m. obtenidos en el análisis comparativo para el modo Aircraft.....	66
Ilustración 35 Valores de r.p.m. obtenidos en el análisis comparativo para el modo Heli-Auto.....	66
Ilustración 36 Valores de r.p.m. y medias móviles obtenidos en el análisis comparativo para distintos modos	67
Ilustración 37 Empuje como función del tiempo obtenido en el análisis comparativo para distintos modos	68
Ilustración 38 Par como función del tiempo obtenido en el análisis comparativo para distintos modos	68
Ilustración 39 Intensidad como función del tiempo obtenida en el análisis comparativo para distintos modos	69
Ilustración 40 Voltaje como función del tiempo obtenido en el análisis comparativo para distintos modos	69
Ilustración 41 Valores de intensidad y voltaje y medias móviles obtenidos en el análisis comparativo para distintos modos.....	70
Ilustración 42 Potencia eléctrica disponible como función del tiempo obtenida en el análisis comparativo para distintos modos	70
Ilustración 43 Potencia mecánica generada como función del tiempo obtenida en el análisis comparativo para distintos modos	71
Ilustración 44 Rendimiento motor como función del tiempo obtenido en el análisis comparativo para distintos modos.....	72
Ilustración 45 r.p.m. frente al tiempo. Modo Aircraft, Hélice 22x10.....	74
Ilustración 46 r.p.m. frente al tiempo. Modo Aircraft, Hélice 22x12W	74
Ilustración 47 r.p.m. frente al tiempo. Modo Aircraft, Hélice 21x14.....	75
Ilustración 48 r.p.m. frente al tiempo. Modo Aircraft, Hélice 22x12E	75
Ilustración 49 r.p.m. frente al tiempo. Modo Aircraft, todas las hélices	77
Ilustración 50 Empuje frente al tiempo. Modo Aircraft, Hélice 22x10	78
Ilustración 51 Empuje frente al tiempo. Modo Aircraft, Hélice 22x12W.....	79
Ilustración 52 Empuje frente al tiempo. Modo Aircraft, Hélice 21x14	79
Ilustración 53 Empuje frente al tiempo. Modo Aircraft, Hélice 22x12E	80
Ilustración 54 Empuje frente al tiempo. Modo Aircraft, todas las hélices.....	81
Ilustración 55 Par frente al tiempo. Modo Aircraft, Hélice 22x10	82
Ilustración 56 Par frente al tiempo. Modo Aircraft, Hélice 22x12W.....	82
Ilustración 57 Par frente al tiempo. Modo Aircraft, Hélice 21x14	83
Ilustración 58 Par frente al tiempo. Modo Aircraft, Hélice 22x12E	83

Ilustración 59 Par frente al tiempo. Modo Aircraft, todas las hélices.....	84
Ilustración 60 Voltaje frente al tiempo. Modo Aircraft, todas las hélices (1)	86
Ilustración 61 Voltaje frente al tiempo. Modo Aircraft, todas las hélices (2)	87
Ilustración 62 Intensidad frente al tiempo. Modo Aircraft, todas las hélices (1)	89
Ilustración 63 Intensidad frente al tiempo. Modo Aircraft, todas las hélices (2)	90
Ilustración 64 Potencia eléctrica consumida frente al tiempo. Modo Aircraft, Hélice 22x10	91
Ilustración 65 Potencia eléctrica consumida frente al tiempo. Modo Aircraft, Hélice 22x12W.....	91
Ilustración 66 Potencia eléctrica consumida frente al tiempo. Modo Aircraft, Hélice 21x14	92
Ilustración 67 Potencia eléctrica consumida frente al tiempo. Modo Aircraft, Hélice 22x12E	92
Ilustración 68 Potencia eléctrica consumida frente al tiempo. Modo Aircraft, todas las hélices.....	93
Ilustración 69 Potencia mecánica generada frente al tiempo. Modo Aircraft, Hélice 22x10	94
Ilustración 70 Potencia mecánica generada frente al tiempo. Modo Aircraft, Hélice 22x12W.....	94
Ilustración 71 Potencia mecánica generada frente al tiempo. Modo Aircraft, Hélice 21x14	95
Ilustración 72 Potencia mecánica generada frente al tiempo. Modo Aircraft, Hélice 22x12E	95
Ilustración 73 Potencia mecánica generada frente al tiempo. Modo Aircraft, todas las hélices.....	96
Ilustración 74 Rendimiento mecánico frente al tiempo. Modo Aircraft, todas las hélices	97
Ilustración 75 r.p.m. frente al tiempo. Modo Heli-Auto, todas las hélices (1).....	100
Ilustración 76 r.p.m. frente al tiempo. Modo Heli-Auto, todas las hélices (2).....	101
Ilustración 77 Empuje frente al tiempo. Modo Heli-Auto, todas las hélices (1)	103
Ilustración 78 Empuje frente al tiempo. Modo Heli-Auto, todas las hélices (2)	104
Ilustración 79 Par frente al tiempo. Modo Heli-Auto, todas las hélices (1).....	106
Ilustración 80 Par frente al tiempo. Modo Heli-Auto, todas las hélices (2).....	107
Ilustración 81 Voltaje frente al tiempo. Modo Heli-Auto, todas las hélices (1).....	109
Ilustración 82 Voltaje frente al tiempo. Modo Heli-Auto, todas las hélices (2).....	110
Ilustración 83 Intensidad frente al tiempo. Modo Heli-Auto, todas las hélices (1)	112
Ilustración 84 Intensidad frente al tiempo. Modo Heli-Auto, todas las hélices (2)	113
Ilustración 85 Potencia eléctrica consumida frente al tiempo. Modo Heli-Auto, todas las hélices (1)	114
Ilustración 86 Potencia eléctrica consumida frente al tiempo. Modo Heli-Auto, todas las hélices (2)	115

Ilustración 87 Potencia mecánica generada frente al tiempo. Modo Heli-Auto, todas las hélices (1).....	117
Ilustración 88 Potencia mecánica generada frente al tiempo. Modo Heli-Auto, todas las hélices (2).....	118
Ilustración 89 Rendimiento mecánico frente al tiempo. Modo Heli-Auto, todas las hélices.....	120
Ilustración 90 r.p.m. frente al throttle. Modos Aircraft y Heli-Auto, todas las hélices	121
Ilustración 91 r.p.m. frente al throttle. Modos Aircraft y Heli-Auto, todas las hélices (datos reales).....	122
Ilustración 92 Empuje frente al throttle. Modos Aircraft y Heli-Auto, todas las hélices	122
Ilustración 93 Empuje frente a r.p.m.'s. Modos Aircraft y Heli-Auto, todas las hélices	123
Ilustración 94 Par frente a r.p.m.'s. Modos Aircraft y Heli-Auto, todas las hélices	123
Ilustración 95 Empuje frente a par. Modos Aircraft y Heli-Auto, todas las hélices	124
Ilustración 96 Voltaje e Intensidad. frente a r.p.m.'s. Modos Aircraft y Heli-Auto, todas las hélices (datos reales).....	125
Ilustración 97 Voltaje e Intensidad. frente a r.p.m.'s Modos Aircraft y Heli-Auto, todas las hélices.....	126
Ilustración 98 Potencias eléctricas y mecánicas frente al throttle. Modos Aircraft y Heli-Auto, todas las hélices	127
Ilustración 99 Potencias eléctricas y mecánicas frente a r.p.m.'s. Modos Aircraft y Heli-Auto, todas las hélices	128
Ilustración 100 Rendimiento mecánico frente al throttle. Modos Aircraft y Heli-Auto, todas las hélices.....	129
Ilustración 101 Autonomía del sistema moto-propulsivo con la hélice 22x10 a mismo régimen de revoluciones en función del número de baterías	131
Ilustración 102 Energías disponibles para dos baterías. Prueba de modos comparativos	133
Ilustración 103 Autonomía del sistema moto-propulsivo con la hélice 22x10 a mismo régimen de revoluciones en función de la energía eléctrica disponible.....	134
Ilustración 104 Autonomía del sistema moto-propulsivo para todas las hélices a distinto régimen de revoluciones en función de la energía eléctrica disponible para el modo Aircraft.....	135
Ilustración 105 Autonomía del sistema moto-propulsivo para todas las hélices a distinto régimen de revoluciones en función de la energía eléctrica disponible para el modo Heli-Auto	136
Ilustración 106 Curvas de autonomía en función del empuje para los modos Aircraft y Heli-Auto.....	137
Ilustración 107 Curvas de autonomía en función de las r.p.m. para los modos Aircraft y Heli-Auto.....	138

Ilustración 108 Curvas de autonomía en función de la potencia eléctrica consumida para los modos Aircraft y Heli-Auto	139
Ilustración 109 Curvas de autonomía en función de la potencia mecánica generada para los modos Aircraft y Heli-Auto	140
Ilustración 110 Valores de r.p.m. obtenidos en el análisis comparativo para el modo Aircraft (Tunel de Viento)	143
Ilustración 111 Valores de r.p.m. obtenidos en el análisis comparativo para el modo Heli-Auto (Tunel de Viento).....	143
Ilustración 112 r.p.m. como función del tiempo obtenido en el análisis comparativo para distintos modos	144
Ilustración 113 r.p.m. como función de la velocidad en el análisis comparativo para distintos modos	144
Ilustración 114 r.p.m. como función de la velocidad en el análisis comparativo para distintos modos (ajuste polinómico).....	145
Ilustración 115 Valores de empuje y ajustes polinómicos obtenidos en el análisis comparativo para distintos modos.....	146
Ilustración 116 Par como función de la velocidad en el análisis comparativo para distintos modos	146
Ilustración 117 Valores de voltaje e intensidad y ajustes polinómicos obtenidos en el análisis comparativo para distintos modos	147
Ilustración 118 Valores de voltaje e intensidad en función del tiempo obtenidos en el análisis comparativo para distintos modos	147
Ilustración 119 Potencia eléctrica como función de la velocidad en el análisis comparativo para distintos modos.....	148
Ilustración 120 Potencia mecánica como función de la velocidad en el análisis comparativo para distintos modos.....	149
Ilustración 121 CT como función del parámetro de avance en el análisis comparativo para distintos modos	149
Ilustración 122 CP como función del parámetro de avance en el análisis comparativo para distintos modos	150
Ilustración 123 Media de las r.p.m. frente a la velocidad del túnel. Modo Heli-Auto, Hélice 22x10	151
Ilustración 124 Media de las r.p.m. frente a la velocidad del túnel. Modo Heli-Auto, Hélice 22x12W.....	152
Ilustración 125 Media de las r.p.m. frente a la velocidad del túnel. Modo Heli-Auto, Hélice 22x12E	152
Ilustración 126 Empuje frente a la velocidad del túnel. Modo Heli-Auto, Hélice 22x10	153
Ilustración 127 Empuje frente a la velocidad del túnel. Modo Heli-Auto, Hélice 22x12W	153

Ilustración 128 Empuje frente a la velocidad del túnel. Modo Heli-Auto, Hélice 22x12E	154
Ilustración 129 Empuje frente a la velocidad del túnel. Modo Heli-Auto, todas las hélices	156
Ilustración 130 Par frente a la velocidad del túnel. Modo Heli-Auto, Hélice 22x10....	157
Ilustración 131 Par frente a la velocidad del túnel. Modo Heli-Auto, Hélice 22x12W	157
Ilustración 132 Par frente a la velocidad del túnel. Modo Heli-Auto, Hélice 22x12E..	158
Ilustración 133 Par frente a la velocidad del túnel. Modo Heli-Auto, todas las hélices	159
Ilustración 134 Empuje frente a la velocidad del túnel y las revoluciones por minuto. Modo Heli-Auto, Hélice 22x10	160
Ilustración 135 Empuje frente a la velocidad del túnel y las revoluciones por minuto. Modo Heli-Auto, Hélice 22x12W	161
Ilustración 136 Empuje frente a la velocidad del túnel y las revoluciones por minuto. Modo Heli-Auto, Hélice 22x12E.....	161
Ilustración 137 Empuje frente a la velocidad del túnel y las revoluciones por minuto. Modo Heli-Auto, Hélice 22x10 (2-D)	162
Ilustración 138 Empuje frente a la velocidad del túnel y las revoluciones por minuto. Modo Heli-Auto, Hélice 22x12W (2-D).....	162
Ilustración 139 Empuje frente a la velocidad del túnel y las revoluciones por minuto. Modo Heli-Auto, Hélice 22x12E (2-D)	163
Ilustración 140 Voltaje e Intensidad frente a la velocidad del túnel. Modo Heli-Auto, Hélice 22x10. Valores y Ajustes.....	164
Ilustración 141 Voltaje e Intensidad frente a la velocidad del túnel. Modo Heli-Auto, Hélice 22x10	165
Ilustración 142 Voltaje e Intensidad frente a la velocidad del túnel. Modo Heli-Auto, Hélice 22x12W.....	165
Ilustración 143 Voltaje e Intensidad frente a la velocidad del túnel. Modo Heli-Auto, Hélice 22x12E	166
Ilustración 144 Valores y ajustes de la potencia eléctrica frente a la velocidad del túnel. Modo Heli-Auto, Hélice 22x10	166
Ilustración 145 Valores de la potencia eléctrica frente a la velocidad del túnel. Modo Heli-Auto, Hélice 22x10	167
Ilustración 146 Potencia eléctrica frente a la velocidad del túnel. Modo Heli-Auto, Hélice 22x10	168
Ilustración 147 Potencia eléctrica frente a la velocidad del túnel. Modo Heli-Auto, Hélice 22x12W.....	168
Ilustración 148 Potencia eléctrica frente a la velocidad del túnel. Modo Heli-Auto, Hélice 22x12E	169
Ilustración 149 Potencia eléctrica frente a la velocidad del túnel. Modo Heli-Auto, todas las hélices.....	169

Ilustración 150 Potencia mecánica frente a la velocidad del túnel. Modo Heli-Auto, Hélice 22x10	170
Ilustración 151 Potencia mecánica frente a la velocidad del túnel. Modo Heli-Auto, Hélice 22x12W	170
Ilustración 152 Potencia mecánica frente a la velocidad del túnel. Modo Heli-Auto, Hélice 22x12E	171
Ilustración 153 Potencia mecánica frente a la velocidad del túnel. Modo Heli-Auto, todas las hélices.....	172
Ilustración 154 Potencia mecánica frente a la velocidad del túnel y las revoluciones por minuto. Modo Heli-Auto, Hélice 22x10.....	173
Ilustración 155 Potencia mecánica frente a la velocidad del túnel y las revoluciones por minuto. Modo Heli-Auto, Hélice 22x12W	173
Ilustración 156 Potencia mecánica frente a la velocidad del túnel y las revoluciones por minuto. Modo Heli-Auto, Hélice 22x12E.....	174
Ilustración 157 Potencia mecánica frente a la velocidad del túnel y las revoluciones por minuto. Modo Heli-Auto, Hélice 22x10 (2-D).....	175
Ilustración 158 Potencia mecánica frente a la velocidad del túnel y las revoluciones por minuto. Modo Heli-Auto, Hélice 22x12W (2-D)	175
Ilustración 159 Potencia mecánica frente a la velocidad del túnel y las revoluciones por minuto. Modo Heli-Auto, Hélice 22x12E (2-D).....	176
Ilustración 160 CT frente al parámetro de avance. Modo Heli-Auto, todas las hélices (1)	178
Ilustración 161 CT frente al parámetro de avance. Modo Heli-Auto, todas las hélices (2)	179
Ilustración 162 CT medio frente al parámetro de avance. Modo Heli-Auto, todas las hélices.....	180
Ilustración 163 CP frente al parámetro de avance. Modo Heli-Auto, todas las hélices (1)	181
Ilustración 164 CP frente al parámetro de avance. Modo Heli-Auto, todas las hélices (2)	182
Ilustración 165 CP medio frente al parámetro de avance. Modo Heli-Auto, todas las hélices.....	183
Ilustración 166 CQ medio frente al parámetro de avance. Modo Heli-Auto, todas las hélices.....	183
Ilustración 167 Rendimiento propulsivo medio frente al parámetro de avance. Modo Heli-Auto, todas las hélices	184
Ilustración 168 Curvas de ajuste para los diferentes Mach genéricos en función del parámetro de ajuste. Hélice 22x10	185
Ilustración 169 Curvas de ajuste para los diferentes Mach genéricos en función del parámetro de ajuste. Hélice 22x12W	186

Ilustración 170 Curvas de ajuste para los diferentes Mach genéricos en función del parámetro de ajuste. Hélice 22x12E	186
Ilustración 171 CT frente al parámetro de avance y el mach genérico. Hélice 22x10. 187	
Ilustración 172 CT frente al parámetro de avance y el mach genérico. Hélice 22x10 (2-D)	187
Ilustración 173 CT frente al parámetro de avance y el mach genérico. Hélice 22x12W	188
Ilustración 174 CT frente al parámetro de avance y el mach genérico. Hélice 22x12W (2-D).....	188
Ilustración 175 CT frente al parámetro de avance y el mach genérico. Hélice 22x12E	189
Ilustración 176 CT frente al parámetro de avance y el mach genérico. Hélice 22x12E (2-D)	189
Ilustración 177 CP frente al parámetro de avance y el mach genérico. Hélice 22x10. 190	
Ilustración 178 CP frente al parámetro de avance y el mach genérico. Hélice 22x10 (2-D)	190
Ilustración 179 CP frente al parámetro de avance y el mach genérico. Hélice 22x12W	191
Ilustración 180 CP frente al parámetro de avance y el mach genérico. Hélice 22x12W (2-D).....	191
Ilustración 181 CP frente al parámetro de avance y el mach genérico. Hélice 22x12E	192
Ilustración 182 CP frente al parámetro de avance y el mach genérico. Hélice 22x12E (2-D)	192
Ilustración 183 Rendimiento propulsivo frente al parámetro de avance y el mach genérico. Hélice 22x10	193
Ilustración 184 Rendimiento propulsivo frente al parámetro de avance y el mach genérico. Hélice 22x10 (2-D)	193
Ilustración 185 Rendimiento propulsivo frente al parámetro de avance y el mach genérico. Hélice 22x12W	194
Ilustración 186 Rendimiento propulsivo frente al parámetro de avance y el mach genérico. Hélice 22x12W (2-D).....	194
Ilustración 187 Rendimiento propulsivo frente al parámetro de avance y el mach genérico. Hélice 22x12E	195
Ilustración 188 Rendimiento propulsivo frente al parámetro de avance y el mach genérico. Hélice 22x12E (2-D)	195
Ilustración 189 Empuje frente a las r.p.m.'s a dos velocidades de vuelo. Todas las Hélices.....	197
Ilustración 190 Par frente a las r.p.m.'s a dos velocidades de vuelo. Todas las Hélices	198
Ilustración 191 Datos y ajustes de potencias frente a las r.p.m.'s a dos velocidades de vuelo. Todas las Hélices	200

Ilustración 192 Porcentaje de throttle frente al tiempo para el experimento de actuaciones del Céfiro	201
Ilustración 193 r.p.m.'s frente al tiempo para el experimento de actuaciones del Céfiro	202
Ilustración 194 Valores de r.p.m.'s frente al tiempo en el despegue para el experimento de actuaciones del Céfiro	202
Ilustración 195 Empuje frente al tiempo para el experimento de actuaciones del Céfiro	203
Ilustración 196 Par frente al tiempo para el experimento de actuaciones del Céfiro ..	203
Ilustración 197 Valores reales y ajustes de voltaje e intensidad frente al tiempo para el experimento de actuaciones del Céfiro	204
Ilustración 198 Valores reales y ajustes de potencias frente al tiempo para el experimento de actuaciones del Céfiro	204
Ilustración 199 Ajuste del rendimiento motor frente al tiempo para el experimento de actuaciones del Céfiro	205
Ilustración 200 Energía consumida en despegue y ascenso	206
Ilustración 201 Esquema del programa de modelado de caracterización de curvas ..	209
Ilustración 202 Comparación de CT para valores reales y obtenidos mediante la analogía de Prandtl-Glauert para alas giratorias. Hélice 22x10.....	230
Ilustración 203 Comparación de CT para valores reales y obtenidos mediante la analogía de Prandtl-Glauert para alas giratorias. Hélice 22x12W	231
Ilustración 204 Comparación de CT para valores reales y obtenidos mediante la analogía de Prandtl-Glauert para alas giratorias. Hélice 22x12E.....	231
Ilustración 205 Comparación de CP para valores reales y obtenidos mediante la analogía de Prandtl-Glauert para alas giratorias. Hélice 22x10.....	232
Ilustración 206 Comparación de CP para valores reales y obtenidos mediante la analogía de Prandtl-Glauert para alas giratorias. Hélice 22x12W	232
Ilustración 207 Comparación de CP para valores reales y obtenidos mediante la analogía de Prandtl-Glauert para alas giratorias. Hélice 22x12E.....	233

Índice de Tablas

Tabla 1 Características técnicas del motor AXI 5345/16.....	19
Tabla 2 Características técnicas del variador Jeti Spin 99 Opto	20
Tabla 3 Características técnicas de las baterías T600 de ion-litio	23
Tabla 4 Programación de los ajustes manuales del variador	37
Tabla 5 Ensayos estáticos para le hélice 22x10 para los distintos modos a RPM constantes	39
Tabla 6 Ensayos estáticos para distintas hélices y posiciones de palanca con los modos AC y HA	39

Tabla 7 Ensayos estáticos de autonomía para le hélice 22x10 a RPM constantes en modo Heli-Auto	44
Tabla 8 Ensayos dinámicos para le hélice 22x10 para los distintos modos a posición de palanca constante.....	54
Tabla 9 Ensayos dinámicos para distintas hélices y posiciones de palanca para el modo HA. Barrido de velocidad del túnel.....	55
Tabla 10 Ensayos dinámicos para distintas hélices y velocidades del túnel para el modo HA. Barrido de revoluciones.....	55
Tabla 11 Rendimientos mecánicos en función de la posición de palanca para el modo Aircraft.....	98
Tabla 12 Rendimientos mecánicos en función de la posición de palanca para el modo Heli-Auto.....	119
Tabla 13 Coeficientes propulsivos adimensionales para todas las hélices en bancada	130
Tabla 14 Relación temporal y autonomías para ensayos con distinta cantidad de baterías para la hélice 22x10 a régimen de 4000 r.p.m.	132
Tabla 15 Relación r.p.m.'s en función de la posición de palanca y tipo de hélice para los ensayos dinámicos de caracterización	152

1. Introducción

Tras el éxito del diseño y la construcción del primer avión no tripulado desarrollado íntegramente por el departamento de ingeniería aeroespacial de la escuela superior de ingenieros de Sevilla, Céfiro, se planteó la idea de modelar y construir una segunda versión del prototipo. Esta segunda versión, de nombre Céfiro 2, buscaba una nueva mejora respecto a la adaptación anterior en cuanto a funcionalidad y eficiencia. Así uno de los retos que se planteó y aceptó fue la posibilidad de un cambio drástico del sistema de propulsión del avión, el cual proyectaba la realización de un análisis completo y realista del mismo.

1.1. Fundamentos y contexto

La caracterización de los sistemas propulsivos a bajos números de Reynolds se ha convertido cada vez en una tarea más importante en el diseño y predicción de las actuaciones de los vehículos aéreos no tripulados (UAV). Mientras la caracterización de los propulsores de aviones a gran escala ha sido bien documentada desde los inicios de la aviación, la documentación sobre propulsores a bajos números de Reynolds ha sido muy escasa.

Entre los más importantes de este exiguu registro se encuentran los test realizados por Bailey en 1978 [1] dónde se caracterizaron modelos propulsivos sobre hélices que variaban en diámetro desde 9 hasta 14 pulgadas. Se observó que esos resultados mostraron unas eficiencias propulsivas desde un 7,5% a un 15% menor que hélices de mismo valor de paso y unos diámetros de magnitud 36 veces mayor ensayados por Durand [2] años atrás. La degradación similar del rendimiento se midió más tarde por Bass en el 1986 [3] para las hélices de más de 24 pulgadas de diámetro y también por Asson y Dunn [4] donde se muestran los datos obtenidos para dos hélices de aeromodelismo en madera de 14 pulgadas de diámetro. Más recientemente, en 2008, Ol, Zeune y Logan [5] han llevado a cabo mediciones en una gran variedad de sistemas de propulsión orientados hacia el uso de vehículos aéreos no tripulados y realizó un análisis comparativo, en el que consiguió revelar importantes efectos para número de Reynolds bajos.

Los análisis propulsivos más detallados y recientes de este tipo con los que se cuenta son los proporcionados por Brandt y Selig (véase [6] y [7]). En ellos se realizaron una serie de pruebas en la Universidad de Illinois en Urbana-Champaign (UIUC) para cuantificar la eficiencia de la hélice en las condiciones a las que se somete un UAV genérico. En total, 79 tipos de hélices de entre 9 y 11 pulgadas de diámetro se pusieron a prueba. Durante estos ensayos, la velocidad de la hélice (RPM) se fijó mientras se cambiaba la velocidad transversal proporcionada por el túnel de viento

para realizar un barrido de la misma desde una velocidad nula hasta el estado de autorrotación. En todos estos experimentos se observó que una elección inapropiada de la hélice del sistema propulsivo para vehículos aéreos no tripulados podía tener un efecto dramático en el rendimiento de las aeronaves.

Ya se ha visto que la literatura existente sobre experimentos realizados para la determinación propulsiva de motores y hélices a baja escala es escasa. Es por ello por lo que a grandes rasgos, el motivo fundamental por el que se ha llevado a cabo este proyecto es debido a la gran necesidad de caracterizar de forma precisa el nuevo sistema propulsivo del Céfiro 2 y elegir la hélice más apropiada para dicho UAV.

1.2. Objetivos

El objetivo principal de este proyecto es la obtención de curvas experimentales de actuaciones de la planta propulsora del avión no tripulado Céfiro 2. La realización de los experimentos permitirá determinar de una forma razonable y bastante aproximada el comportamiento del motor en situaciones de vuelo reales, pues el objetivo final es proporcionar las herramientas necesarias para el estudio de las actuaciones del UAV.

La mayor novedad de esta nueva versión del Céfiro con respecto a la anterior es el cambio de su planta propulsora. Se pasa de un motor de combustión interna a un motor eléctrico, razón por la cual se necesitaba un nuevo estudio de las actuaciones propulsivas.

La elección de un motor eléctrico de corriente continua fue debida a que éste proporciona una masa constante a la aeronave facilitando los ensayos en vuelo, además tiene mayor eficiencia, más fiabilidad y genera menos ruido y vibraciones que su predecesor. Por otro lado la propulsión eléctrica permite una medición más fiable de la potencia consumida, con lo que el estudio de las actuaciones integrales será más preciso. El conjunto de las cualidades positivas anteriores permite obtener unos resultados experimentales más limpios e incluso la posibilidad de hacer ensayos reales en vuelo.

La importancia de la obtención de estas curvas experimentales radica principalmente en la capacidad de hacer predicciones razonables sobre el comportamiento del motor en vuelo y de la integración con la aeronave. Para conseguir dichos objetivos se realizarán las siguientes tareas:

- Experimentos para distintas configuraciones de la planta propulsora:
 1. Con diferentes hélices
 2. Combinaciones de baterías: x2, x4, x6, x8
 3. Configuraciones del controlador del motor
- Adquisición de datos:

1. Ensayos estáticos (en bancada de pruebas)
2. Ensayos dinámicos (en túnel de viento)

Con todo lo anterior, se desarrollarán modelos de curvas que permitirán obtener:

1. Empuje en función de parámetros del vuelo (ρ_∞, V_∞, t) y de las variables de control ($\delta_T, r.p.m., I, V, P_{disponible}$)
2. Par en función de parámetros del vuelo (ρ_∞, V_∞, t) y de las variables de control ($\delta_T, r.p.m., I, V, P_{disponible}$)
3. Potencia mecánica en función de parámetros del vuelo (ρ_∞, V_∞, t) y de las variables de control ($\delta_T, r.p.m., I, V, P_{disponible}$)
4. Rendimiento mecánico y propulsivo en función de parámetros del vuelo (ρ_∞, V_∞, t) y de las variables de control ($\delta_T, r.p.m., I, V, P_{disponible}$)
5. Autonomía y Alcance en función de parámetros del vuelo (ρ_∞, V_∞, t) y de las variables de control ($\delta_T, r.p.m., I, V, P_{disponible}$)
6. Caracterización del variador en función de las medidas disponibles ($P_{mecánica}, I, V, P_{disponible}$)
7. Identificación de la combinación óptima para actuaciones en función de la combinación motor-hélice
8. Modelo propulsivo general de la combinación motor-hélice a través de las variables adimensionales $C_T, C_P, C_Q, \eta_P, J, M_\infty$

Dónde ρ_∞, V_∞ y t representan la densidad y velocidad del aire y el tiempo de los experimentos respectivamente. δ_T representa la variable de control, posición de palanca, también denominado por la expresión porcentaje de *throttle*. Por otro lado, I, V y $P_{disponible}$ representan las variables eléctricas de intensidad, voltaje y potencia eléctrica de consumo del motor, respectivamente. En cuanto a C_T, C_P y C_Q son los coeficientes adimensionales propulsivos de tracción o empuje, potencia y par que establecen relación con el parámetro de avance “ J ” y el mach de vuelo M_∞ , permitiendo, de esta forma, obtener un rendimiento propulsivo η_P .

El estudio experimental del sistema de propulsión consta de dos partes bien diferenciadas, el análisis y elaboración de los ensayos estáticos y el de los ensayos dinámicos. Estos experimentos permitirán en su conjunto conocer todas las características del motor, y su discusión permitirá tomar decisiones de compromiso en cuanto a los parámetros escogidos a la hora de instalarlo en el Céforo 2. No obstante, previo al desarrollo de estos dos apartados, es necesario hacer una pequeña introducción sobre la planta propulsora, sus componentes y su funcionalidad.

1.3. Situación de partida

1.3.1. Elección de la planta propulsora

Se ha comentado previamente que un cambio del tipo de motor (de combustión interna a eléctrico) supone una mejora significativa en cuanto a características para el Céfiro. Sin embargo, existen numerosos tipos de motores eléctricos en el mundo del aeromodelismo por lo que la elección de este componente propulsivo no es tan trivial.

Es necesario elegir cuidadosamente las características que tiene dicho motor pues deberá ser capaz de aportar la potencia suficiente requerida por las actuaciones del avión no tripulado además de proporcionar un cierto margen de maniobra para posibles situaciones críticas de vuelo del mismo. Por ahora, solo se han tratado los requisitos de potencia que la aeronave necesitará, sin embargo también habrá de complacer las necesidades de dimensiones de un UAV que ha sido previamente diseñado. Por último, habrá que elegir el motor que más fiabilidad y eficiencia proporcione. Así, el motor elegido para el nuevo modelo del Céfiro es el AXI 5345/16 cuya elección se encuentra razonada y discutida en el reporte interno de Fernández Lucena (véase [8]) dónde se tuvo en cuenta el estudio de las actuaciones del Céfiro, siendo el tramo de diseño el ascenso. El análisis completo de las actuaciones está recogido en por Samblás en el proyecto Céfiro de 2010 [9].

El motor AXI 5345/16 se encuadra en una tipología de motores eléctricos de corriente continua llamada motores “*brushless*”. La decantación por este tipo de motor frente a uno convencional fue debido a que estos últimos necesitan tanto un conmutador como escobillas, los cuales están sujetos a desgaste y por tanto precisan de un mantenimiento. Es por este hecho por lo que los motores convencionales han dejado de utilizarse como maquinas de propulsión y su uso se ha visto más sujeto al de los servomotores. A continuación (Ilustración 2 y Tabla 1) se recogen las características técnicas proporcionadas por el fabricante para el motor eléctrico AXI 5345/16.



Ilustración 1 Motor eléctrico AXI 5345/16

AXI 53XX + front prop holder

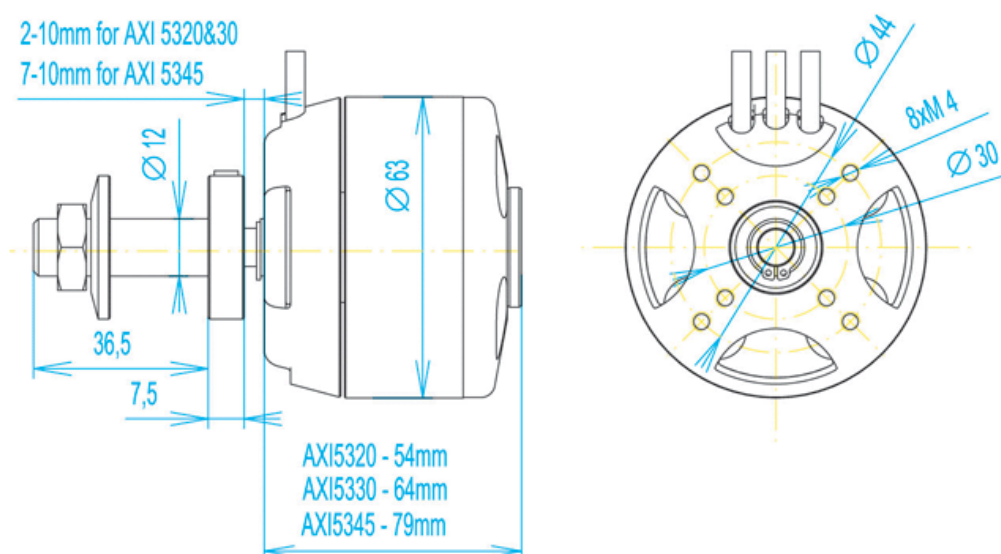


Ilustración 2 Geometría del motor

Especificaciones del motor AXI 5345/16	
Constante de velocidad	195 rpm/V
Voltaje de alimentación	26.4-44.4V
Eficiencia máxima	84%
Intensidad máxima	90A durante 20s
Intervalo de intensidades con eficiencia superior a 84%	30-75A
Resistencia interna	34mΩ
Peso	895g
Diámetro	8mm
Corriente sin carga	2.1A

Tabla 1 Características técnicas del motor AXI 5345/16

Por otro lado, el hecho de haberse decantado por este motor conlleva la implementación conjunta de un variador que mediante electrónica de potencia permita tener un cierto control sobre las revoluciones o la potencia entregada al motor. En el caso estudiado, el variador se encarga de controlar el voltaje y la intensidad que se suministra al motor proveniente de las baterías mediante modulación PWM, es decir modificando el pulso de la señal de entrada.

El variador elegido que se adaptase a las necesidades del motor fue uno de la marca Jeti, concretamente el Jeti Spin 99 Opto, el cual responde a una programación previa que permite ajustar la forma en que actúa el sistema moto-propulsivo para distintas situaciones, ya sea a una variación de la velocidad de vuelo (manteniendo potencia de entrada o revoluciones por minutos invariables), o a los cambios de la posición de la palanca o a un cierto gasto de la potencia eléctrica disponible. En la Tabla 2 se recogen

las características técnicas proporcionadas por el fabricante para el variador Jeti Spin 99 Opto.



Ilustración 3 Variador Jeti Spin 99 Opto

Especificaciones del variador Jeti Spin 99 Opto	
Corriente sostenida	90 ^a
Baterías NiXX/LiXX/Voltaje	14-36/4-12/12-50V
Mínimo voltaje de apagado	12V
Dimensiones	65x55x17mm
Peso	110g

Tabla 2 Características técnicas del variador Jeti Spin 99 Opto

El variador modelo Jeti Spin 99 Opto puede ser programado en función a diversos parámetros, para ello también contamos con un utensilio llamado Jeti Box. El Jeti Box es una herramienta que contiene un display para la programación del variador y la monitorización de ciertos parámetros del motor.



Ilustración 4 Jeti Box

Para poder programar el variador, este deberá estar conectado antes a una fuente de alimentación continua y a su vez con el Jeti Box mediante conectores JRC. El modo de

empleo del display es muy intuitivo, pues solo consta de 4 teclas, como se puede ver en la Ilustración 4.

Centrándose ahora en las características propulsivas, se han elegido cuatro tipos de hélices distintas para estudio, con ello se espera determinar la mejor opción en cuanto a rendimientos y empuje para ser utilizada en el Céfiro 2. En la Ilustración 5 se presentan las hélices que se han utilizado para los experimentos.



Ilustración 5 Hélices ensayadas (de izquierda a derecha 22x10, 22x12E, 21x14 y 22x12W)

Estas hélices, en plástico, son suministradas por la marca *APC propellers* [10] la cual además provee en su sitio web de estudios sobre las hélices y acondicionamiento de las mismas. En cuanto a nomenclatura y descripción, las que siguen son las hélices utilizadas en las pruebas de caracterización de la planta propulsora.

1. Hélice APC 22x10: Es la hélice más convencional muy utilizada en motores eléctricos de aeromodelismo. La primera cifra indica el diámetro de la misma, siendo el de ésta de 22 pulgadas. La segunda cifra indica el paso de la hélice, en este caso es de 10, por lo cual será la hélice de menor paso.
2. Hélice APC 22x12W: Tiene el mismo diámetro que la anterior sin embargo aumenta su paso y el espesor de sus palas.
3. Hélice APC 21x14: Esta hélice será la de menor diámetro sin embargo suple su carencia de gasto másico con el paso más elevado entre las demás.
4. Hélice APC 22x12E: Igual que la 22x12W pero diseñada especialmente para motores eléctricos por tener menos espesor en las palas y en el encastre de las mismas.

Para alimentar al motor anterior se utilizarán las baterías 7s 2300mah A123 26650 Battery Pack T600 de ion-litio (Ilustración 6). La elección de estas baterías es debida a que sus características son las más adecuadas para el motor.



Ilustración 6 Batería de ion-Litio

Las baterías de iones de litio (Li-ion) utilizan un ánodo de grafito y un cátodo de óxido de cobalto, trifilina (LiFePO₄) u óxido de manganeso. La capacidad de una batería de Ion-Litio es aproximadamente el doble de la capacidad de una batería de Níquel-Cadmio. El litio es el metal más ligero que existe por lo que a igualdad de capacidad las baterías resultan mucho más ligeras.

El voltaje de una célula de Ion-Litio es de 3,7 voltios. No requieren mantenimiento, no poseen efecto memoria por lo que no es necesario realizarles un reciclado cada cierto número de cargas. Tienen una baja descarga durante su almacenamiento. Tienen como desventaja que requieren de un circuito de control que se emplean para limitar el voltaje máximo de cada célula de la batería y para limitar el voltaje mínimo de descarga.

La configuración elegida, así como la potencia que proporcionan, han sido elegidas atendiendo a las necesidades del motor. Esta elección queda reflejada en la propuesta técnica de Fernández Lucena [11]. En la Tabla 3 se recogen las características técnicas proporcionadas por el fabricante para este tipo de baterías.

Especificaciones de las baterías T600 de ion-litio pack de 7 celdas	
Tensión nominal del pack	23,1 V
Tensión de la batería totalmente cargada	25,2 V
Mínima tensión	14,0 V
Capacidad	2300 mAh
Descarga continua	30,0 C

Corriente continua	69,0 A
Descarga de rotura	60,0 C
Corriente de rotura	138,0 A
Tasa de carga máxima	4,3 C
Tasa de carga máxima	10,0 A
Química	LiFePO4
Peso	580 g

Tabla 3 Características técnicas de las baterías T600 de ion-litio

Para conocer más detalladamente la elección del motor se ha incluido en el documento un anexo sobre el tema obtenido de la *propuesta para ensayos en vuelo para caracterización de winglets* [8].

1.3.2. Bancada de pruebas

Una de las partes más importantes antes de realizar los ensayos de caracterización del sistema propulsivo, es la creación y adecuación de una bancada de experimentos. El objetivo principal de la bancada es la adquisición de datos que permitan modelar las actuaciones motoras y propulsoras.

Para diseñar la bancada el primer dato importante ha tener en cuenta son las medidas. Las dimensiones máximas quedan restringidas por el entorno de menores dimensiones en el que tiene que operar la bancada, que en este caso es la parte central del túnel de viento. En cuanto a las dimensiones mínimas no existe ningún tipo de limitación.

Otro importante requisito, aparte del de las dimensiones, es la capacidad de transporte de la bancada y su accesibilidad. Es decir, la bancada también debe cumplir unos requisitos en cuanto a peso, tamaño y accesibilidad con el objetivo de poder ser transportada por como máximo dos personas en varios trayectos y poder ser accesible a todas sus partes.

Por último, también se exige que la bancada sea una estructura modular y accesible, es decir, que pudiera ser desmontada en todas sus partes fundamentales y que una vez montada se pueda acceder a todos los lugares. Por otro lado, dentro de la estructura de la bancada debería existir una pieza de configuración o forma variable que permita la instalación de diferentes plantas motoras. Así se busca el aprovechamiento máximo de la misma para posibles futuros sistemas propulsivo eléctricos a estudio.

Existe todo un proyecto dedicado al diseño y la construcción de la bancada empleada que se desarrolla en el informe técnico de López Pérez (véase [12]), y del cual se resumen aquí los principales puntos. En el modelo final de diseño de la bancada, ésta se divide estructuralmente en tres partes: una base, una caja para los equipos electrónicos y otra parte destinada a estar en el túnel de viento. La base consiste en una placa cuya anchura y longitud permiten montar las otras dos partes. Las carcasas y la caja para los equipos electrónicos son placas de contrachapado de pequeño espesor

unidas mediante escuadras y tornillería. De esa manera cuando se trate de realizar ensayos estáticos, la bancada donde se encuentra sujeto el motor se fijará a la estructura de la base, junto con la caja electrónica. Y cuando se requieran ensayos en el túnel de viento se fijará al suelo del mismo, mientras que la caja electrónica estará fuera.

En este diseño final las bases de las estructuras, las carcasas y la caja de la electrónica están hechas en contrachapado y madera compacta. En la Ilustración 7 e Ilustración 8 se presenta un plano en Catia realizado por López Pérez [12] del estado final de diseño de la bancada. En la Ilustración 9 se puede ver como quedó la bancada una vez construida.

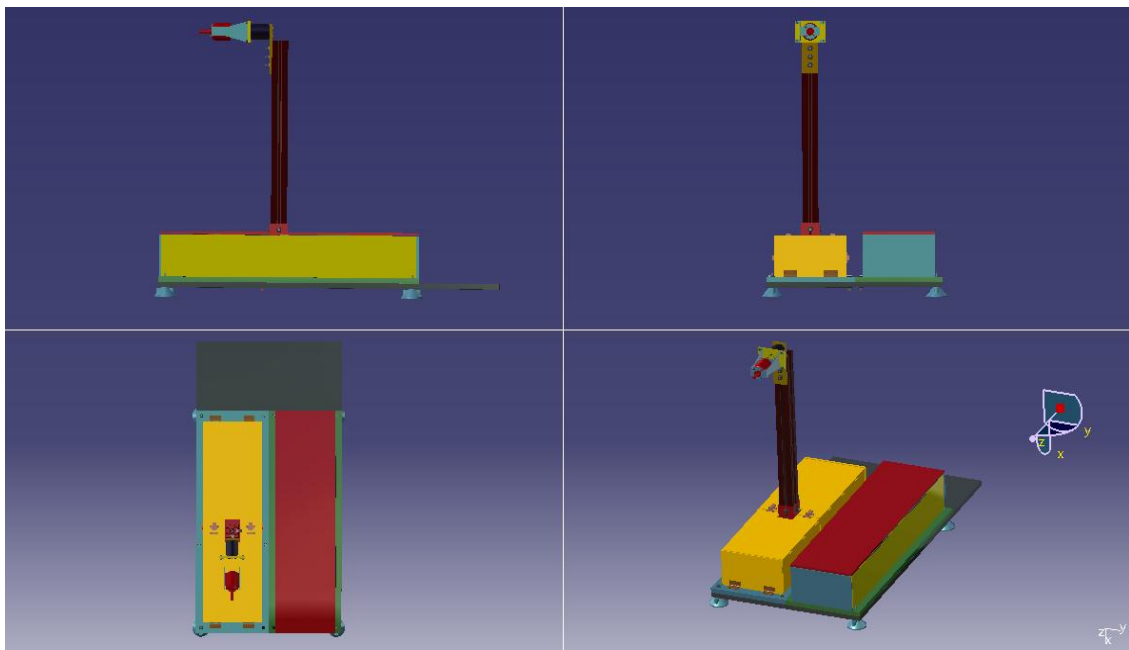


Ilustración 7 Diseño final de la bancada. Esquema cerrado [12]

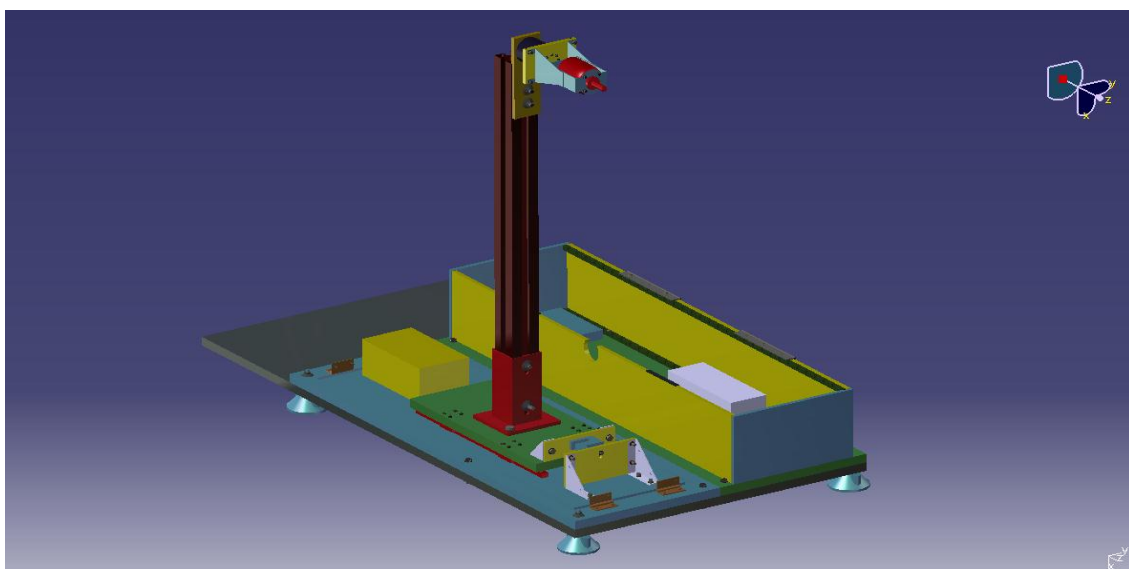


Ilustración 8 Diseño final de la Bancada. Diseño abierto [12]



Ilustración 9 Bancada de pruebas para ensayos estáticos

Las ventajas que suponen este diseño de la bancada son:

- ✓ Se consigue un modelo de medición y distribución de cargas sencillo y eficaz que se traduce en una mayor facilidad de construcción y toma de datos.
- ✓ Se soluciona el problema de cómo tener la estructura en el túnel de viento, problema que surgió en el primer momento debido a las restricciones dimensionales.
- ✓ Se logra una estructura accesible, fácil de montar, de transportar y de poco peso.

1.3.3. Sistema de telemetría de la bancada

El sistema de control del motor y los sensores de corriente, voltaje y revoluciones constituyen la telemetría del motor. Existen dos tipos de sistemas de telemetría desarrollados en el informe de López Pérez [12]: uno más simple (utilizado en ensayos estáticos) y otro más complejo y preciso (utilizado en ensayos estáticos y dinámicos). El hecho de que se utilizarán dos sistemas para tomar las medidas es consecuencia de que el primero no era tan bueno como se supuso en un inicio pues no se pudo volcar la información del mismo en la placa Hércules II.

Al inicio la bancada ya contaba con su estructura principal diseñada y acoplada al motor, un sensor analógico de revoluciones por minuto, intensidad y voltaje y dos sensores digitalizados, el de Par y Empuje, los cual podían registrarse y almacenarse en una CPU (Hércules II) a tiempo real de los experimentos.

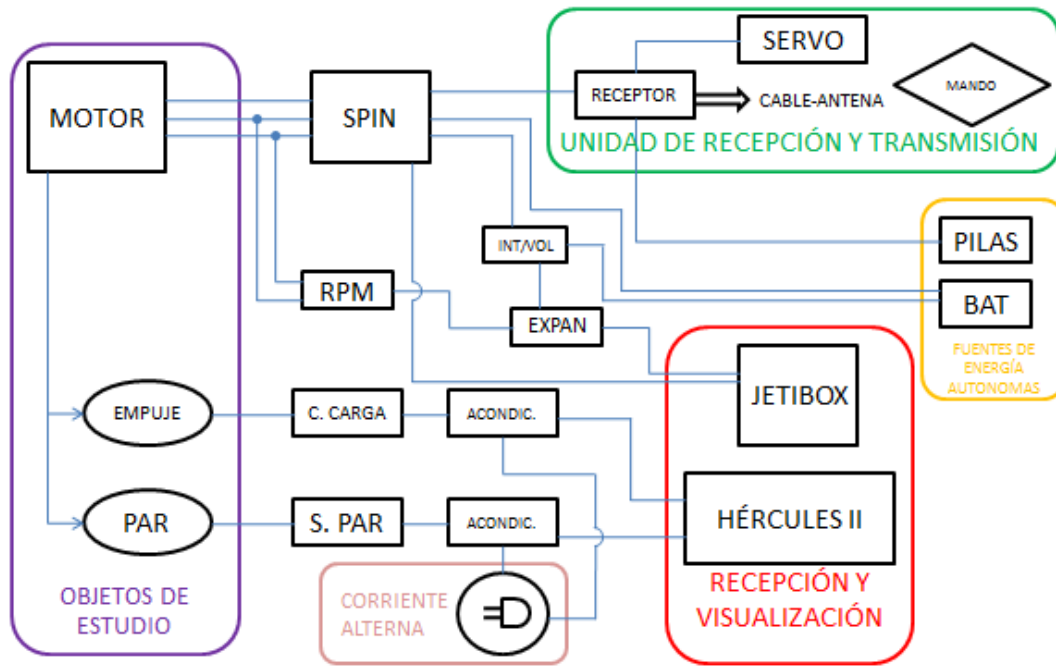


Ilustración 10 Esquema de telemetría inicial [12]

En el esquema de la Ilustración 10 se puede ver la telemetría existente en el primer diseño de la bancada. A grandes rasgos existen dos tipos de sistemas de visualización de datos la CPU que recoge, muestra y almacena medidas digitales en tiempo real del ensayo y un display (JETIBOX) que recoge y muestra medidas analógicas a tiempo real. La obtención y transmisión de datos digitales (Par y Empuje) se lleva a cabo a través unos sensores que necesitan de una previa alimentación y acondicionamiento de la señal mediante un par de transductores alimentados por una fuente de generación de corriente alterna a 18.5 voltios. Por otro lado los sensores analógicos (r.p.m., intensidad y voltaje) estarán conectados a la propia red de corriente continua de alimentación del motor y volcarán sus datos en el display a través de un multiplexor. Por último, el control del motor se llevará a cabo a través de un receptor conectado directamente al motor y alimentado a través de una fuente propia de corriente continua y una radio o mando que establece su enlace por radiofrecuencia.

Sin embargo, para poder obtener resultados fiables, minimizando el error entre las medidas y la realidad, y que pudieran ser utilizados posteriormente era necesario digitalizar todas las medidas y añadir otras más. Para ello se obtuvieron e instalaron los siguientes sensores:

1. Sensor de Empuje (Ya instalado en la primera versión de la bancada)
2. Sensor de Par (Ya instalado en la primera versión de la bancada)
3. Sensores de Intensidad y Voltaje
4. Sensor de tipo Hall magnético para la medida de revoluciones por minuto
5. Sensor del ancho de pulso enviado por la posición de palanca de la radio

A continuación se presenta el nuevo esquema de telemetría que permite el almacenamiento de todos los datos necesarios para el pos procesado.

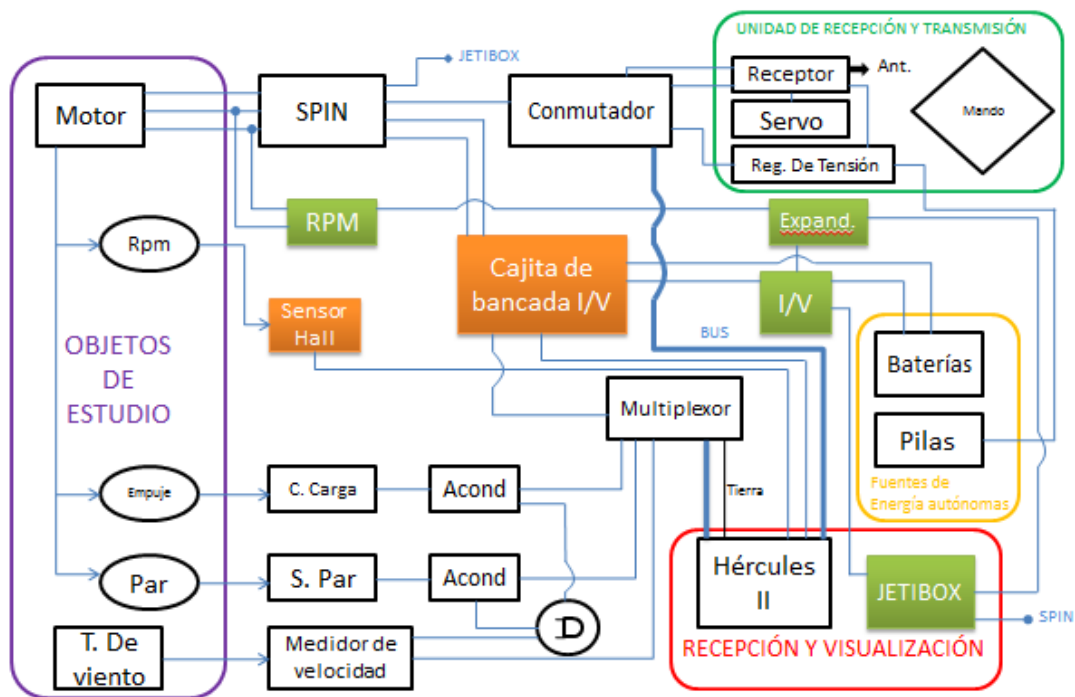


Ilustración 11 Esquema de telemetría final [12]

El esquema ahora responde a una ampliación del de la Ilustración 10, permitiendo dejar implantados los sistemas de medidas analógicos para conseguir redundancia en la adquisición de datos y así poder chequear posibles errores en las medidas.

Al croquis inicial (Ilustración 10) se le ha añadido un sensor Hall que podrá conectarse con la CPU directamente para poder almacenar medidas de las revoluciones por minuto a las que gira el eje del motor. Además se ha provisto de una caja de conexiones en paralelo de pares de baterías en las que van implementados un sensor de Intensidad del mazo de baterías y otro de Tensión los cuales también irán conectados directamente a la CPU. Por último se ha integrado al sistema, un conmutador que permita manejar el motor tanto de forma automática como manual (Radio) el cual, al estar conectado directamente al receptor de radiofrecuencia medirá también el ancho de pulso enviado por el mando remoto para poder almacenarlo en el registro de datos que ya se tenía.

1.3.4. Estudios preliminares

Existen una serie de estudios previos que acontecieron la necesidad de llevar a cabo este proyecto. Es de esperar que previo a un estudio tan experimental como el de este informe, se realizase una investigación previa más orientada a la caracterización teórica. Este proyecto fue desarrollado en el 2011 por García Martínez (véase [13]).

En los estudios previos se busca la obtención de instrumentos de cálculo que sustituyan a ensayos debido a la simplicidad y el ahorro de recursos. Además se intenta conseguir rapidez de obtención de datos razonables a partir de métodos numéricos, lo cual repercute en la posibilidad de automatizar la obtención de resultados y permite una mayor agilidad en términos de decisiones y un mayor rango de posibilidades en el ensayo de distintas hélices.

Así, el informe técnico de García Martínez [13] se divide en dos partes fundamentales sobre el análisis del sistema de propulsión; un desarrollo teórico que permite a conocer las características de la planta motora y otro para la planta propulsora. El modelado de la planta motora se realiza en base a los modelos teóricos propuestos por Kenjo y Naganni [14] y Mark Drela [15]. Por otro lado para modelar el rotor se utiliza la aplicación de conceptos generales de conservación de energía y cantidad de movimiento típicas del estudio de actuaciones de rotores y palas en helicópteros (véase [16] y [17]). Se consigue, a través de este medio, obtener resultados teóricos orientados a expresar de la mejor forma posible la realidad. Así, finalmente, se obtiene un modelo teórico de la resistencia de la hélice y se calculan variables propulsivas (de las que se hablará posteriormente) en función del parámetro de avance; η_P , C_T , C_P y C_Q .

La validación de estos desarrollos teóricos y la elección del más cercano a la realidad experimental se realiza en base a distintas fuentes de datos experimentales. Esta bibliografía, también utilizada para los diseños de experimentos dinámicos del apartado 2.2, presenta resultados de ensayos en túnel de viento de dos hélices diferentes con un mismo perfil aerodinámico (Clark-Y) a lo largo de la pala (véase los NACA Reports [18] y [19]) así como los datos de resistencia experimentales para Clark-Y recogidos por Silverstein en 1934 [20].

Todo este proceso se lleva a cabo en paralelo al diseño y la construcción de la bancada, tratada en el punto 1.3.2 del informe por lo que solo se lleva a cabo en el proyecto un par de ensayos que permitieran contrastar los modelos teóricos determinados. En la Ilustración 12 e Ilustración 13 se recogen estas comparaciones.

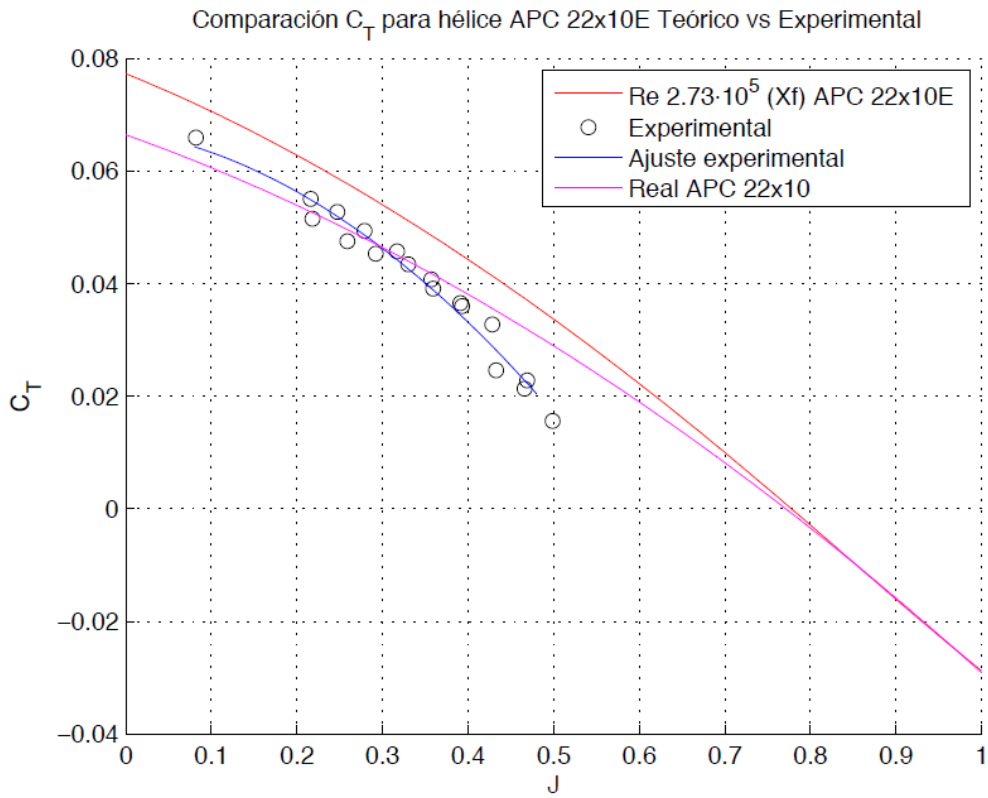


Ilustración 12 Comparación C_T para hélice 22x10. Teórico vs. Experimental [13]

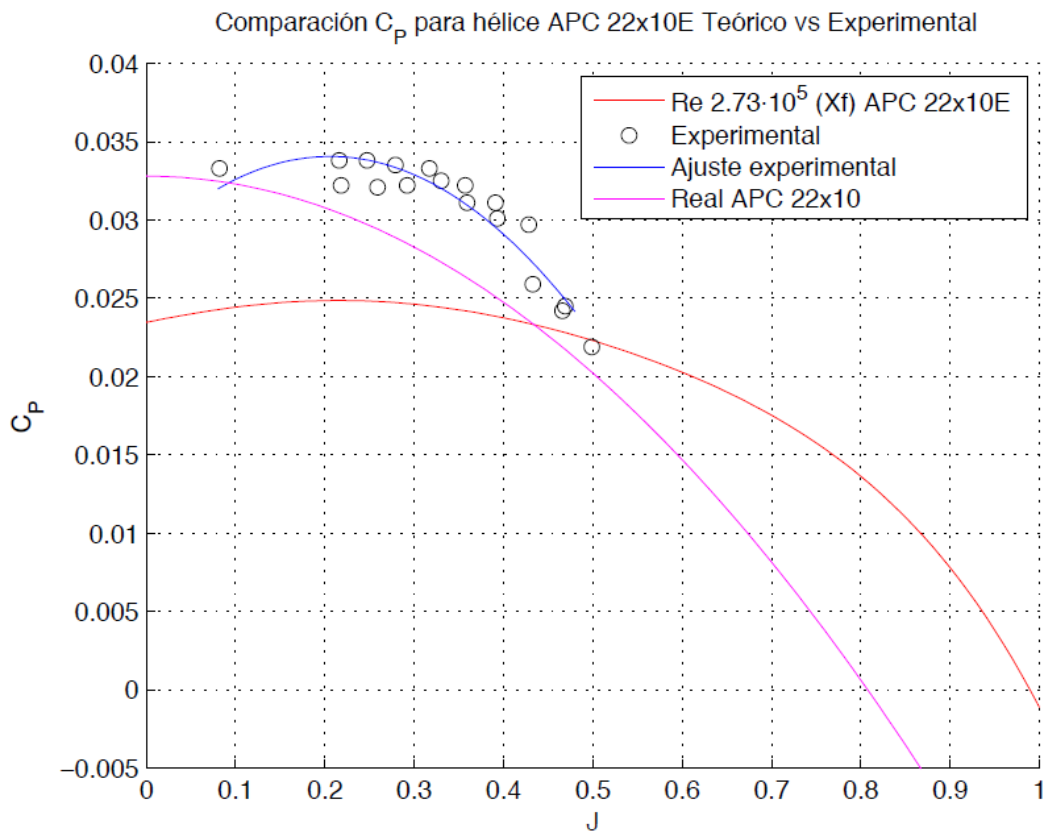


Ilustración 13 Comparación C_P para hélice 22x10. Teórico vs. Experimental [13]

Se puede observar como los modelos teóricos se acercan en magnitud a la realidad, e incluso proporcionan información sobre la posible tendencia, sin embargo se requiere de más precisión a la hora de realizar un estudio propulsivo minucioso. Es por todo ello, por lo que en este proyecto se han llevado a cabo numerosos experimentos que permitan conocer de la forma mas detallada posible el conjunto motor-hélice a estudio.

2. Diseño de experimentos

Se plantean dos series de experimentos que deben realizarse para tener un análisis concreto del sistema moto-propulsivo estudiado. Estos ensayos deben permitir caracterizar de la mejor forma posible, y con el menor número de pruebas el funcionamiento del motor y las características de las hélices. Se realizarán por tanto experimentos estáticos en bancada, a partir de ahora denominados simplemente por experimentos en bancada, y experimentos en túnel de viento, dónde entran factores dinámicos de estudio.

2.1. Diseño de los experimentos en bancada

La elaboración de ensayos estáticos es una de las partes más fundamentales a la hora de estudiar un sistema propulsivo. Estos experimentos son los que permiten obtener las primeras estimaciones del comportamiento del motor y son fundamentales a la hora de tomar decisiones sobre el diseño de los ensayos dinámicos en túnel de viento, es por esta razón por la que su realización debe ser previa a las pruebas en dinámico.

En este apartado se explicará como se llevan a cabo este tipo de experimentos y se disertará sobre la toma y el almacenamiento de datos obtenidos en las pruebas. Posteriormente se discuten los ensayos más adecuados para la caracterización completa de la planta motora, así como aquellos que permitan obtener la máxima información posible sobre las cualidades propulsivas del conjunto.

Antes de comenzar a realizar la experimentación, fue adecuada la creación de un esquema y un calendario de ensayos que permitiesen descartar experimentos triviales, tomar decisiones sobre los siguientes y optimizar el tiempo total, así se obtuvieron los mejores y más completos resultados de la forma más eficiente posible. Como ya se comentó previamente, existen diferentes parámetros que se pueden variar en cada experimento, lo cual proporciona una idea más aproximada de como trabaja el motor y el variador.

Las diferentes configuraciones a tener en cuenta fueron:

1. El número de baterías utilizadas; se podrán utilizar pares de baterías en paralelo, de forma que las posibles configuraciones serán de 2, 4, 6 u 8 baterías. En la práctica es habitual darle una nomenclatura concreta a las conexiones, así si se conecta una batería al motor, este esquema vendrá denominado por $7s$ debido al número de celdas que contiene. Si se dispone de un pack de dos batería en serie, la nomenclatura será $14s$ (se suma el número de celdas para la conexión en serie). Por último, las conexiones en paralelo vienen denominadas por una segunda cifra indicando el número seguido de la letra p . De esta forma dos packs de baterías conectados en paralelo viene determinada por la relación $14s\ 2p$.
2. Los distintos tipos de hélice; las hélices de las que se dispuso fueron 4 tipos de hélices que variaban entre ellas por su diámetro, su paso y su espesor, de esta forma las hélices con mayor diámetro serían la 22×10 , $22 \times 12W$ y $22 \times 12E$, la de mayor paso la 21×14 y la de mayor espesor la $22 \times 12W$.
3. Los distintos modos de actuación del variador; entre los que se tendrán en cuenta los modos *Aircraft*, *Heli-Auto* y *Heli constant RPM*.

Además en cuanto a la programación del controlador para la relación ancho de pulso-RPM, existían tres posibilidades que podrían ser tomadas:

1. Lineal: Recomendado para vuelos al 70-100% de *throttle*.
2. Logarítmica: Recomendado para vuelos al 50-100% de *throttle*.
3. Exponencial: Recomendado para vuelos de aviones.

Por otro lado, en un primer momento se planteó la realización de dos tipos de ensayos, uno en el que se mantendría el ancho del pulso proporcionado por el *throttle* constante y otro en el que se pretendería mantener el valor de las RPM, proporcionadas por el motor, invariable. Esto equivalía a unos seis experimentos en los que variar la posición de palanca para una configuración dada de motor y variador y otro seis en los que mantuviésemos distintos valores de RPM constantes más otro en el que se hiciese un barrido de revoluciones.

Todo esto suponía la realización de cuantiosos experimentos (un total de 1872 pruebas), por lo cual la programación de la misma debería ser lo más eficiente posible, de forma que con los primeros experimentos realizados pudiesen descartarse algunos otros más adelante.

Finalmente y como ya se comenta en los subapartados 2.2.2, 2.2.3 y 2.2.4 el total de experimentos estáticos realizados se redujo a 61 tipos de ensayos diferentes los realizados para caracterizar de la mejor forma posible el sistema propulsivo mediante ensayos estáticos. En las tablas de los puntos comentados en este párrafo (Tabla 5, Tabla 6 y Tabla 7) se presenta además la nomenclatura utilizada para designar los

distintos ensayos a expensas de confusiones posteriores, de esta manera, los experimentos vienen expresados de la siguiente manera; *Nº de baterías x Numeración de la Hélice x Modo del variador x % de Palanca o modo de actuación (PC=Prueba comparativa, Ba=Barrido en palanca).*

Para la realización de estos experimentos se siguió un orden de proceder para evitar problemas de seguridad y de integridad de la bancada o los sensores. La forma particular de actuar vino determinada por los siguientes puntos:

1. Comprobación de la integridad de la bancada, se chequean posibles daños en los cables y se observa si la estructura ha sufrido problemas o alguno de los tornillos se halla flojo. Esto no se hacía entre experimentos realizados el mismo día sin embargo, era una rutina diaria.
2. Revisión de la programación del variador y nueva implementación en el caso de que sea necesario. Para ello se desconecta el variador del motor y posteriormente se conecta a una fuente de corriente continua y al Jeti Box. Por último, se desconecta de ambos elementos y se vuelve a hacer la conexión con el motor.
3. Realización de las conexiones de los sensores evitando las conexiones que puedan ofrecer alimentación al sistema.
4. Conexión de la *Hércules* al monitor, teclado y ratón y posteriormente a la corriente. Se inicializa el sistema.
5. Comprobación de que el motor esté desconectado del sistema de alimentación y conexión de las baterías.
6. Encendido de la radio y prueba sobre la correcta frecuencia emitida mediante el accionamiento del servo de comprobación. Se coloca la posición de palanca al mínimo.
7. Ejecución de los programas de recogida de datos.
8. Por último, conexión del motor a la corriente, manteniendo siempre una distancia transversal a la hélice.

Una vez realizados, paso por paso, los puntos anteriores es posible realizar el experimento. Este se lleva a cabo a una distancia prudencial de la bancada, por si surge algún problema, generalmente frente a la pantalla, comprobando que los datos que se van recibiendo son correctos y comparándolos con los recibidos en el display del Jeti Box. Si se visualizaba algún error, el experimento debe de ser abortado, por lo que siempre habrá de tenerse la radio cerca.

En el momento que el ensayo finaliza la manera de actuar es la que sigue:

1. Colocación de la posición de palanca de la radio al mínimo.
2. Finalización de la ejecución de los programas de recogida de datos.

3. Desconexión del motor de la corriente, manteniendo una distancia prudencial de seguridad.
4. Desconexión de las baterías y se comprobación de su estado, del de los conectores, la tensión de las celdas y la temperatura de las mismas.
5. Por último, en el caso de que se hayan terminado las pruebas de la sesión, se apaga el ordenador y se desconectan todas las fuentes de corriente. Posteriormente se desconectan todos los sensores y se recoge todo el material utilizado.

Por otra parte, como ya se ha comentado previamente, los sistemas de adquisición de datos, los sensores y la bancada en sí sufren una evolución progresiva que transcurre durante la gran parte de la realización de estos ensayos.

Inicialmente se cuenta con un sensor de par y otro de empuje, los cuales estaban integrados a la *Hércules* permitiendo una recogida digital de valores reales obtenidos de los ensayos. Además se disponía del Jeti Box, que mostraba en tiempo real datos de intensidad y voltaje que recibía el motor así como de las revoluciones por minuto que generaba su eje.

En este periodo los datos que se podían almacenar no eran suficientes para un buen procesamiento, sin embargo se contaba con un chequeo a tiempo real de las variables más importantes del motor. Era posible recoger la tendencia de las variables eléctricas y de las r.p.m. generadas por el motor a la vez que se almacenaban datos de par y empuje proporcionados por el motor en cada uno de los ensayos. Así se hizo uso de toda esta información disponible para tener un primer contacto sobre como funcionaba el motor y el variador y para generar el calendario de ensayos. Las conclusiones que se obtuvieron durante este tiempo son las que se han presentado en el apartado anterior.

Finalmente, se actualiza la bancada con la incorporación de un sensor hall de revoluciones que va conectado con la CPU directamente para poder almacenar medidas de las revoluciones por minuto a las que gira el eje del motor. Además se agrega un sensor de intensidad del mazo de baterías y otro de tensión. Por último se integra al sistema un conmutador que permite manejar el motor tanto de forma automática como manual (Radio), y por el hecho de que se conecta directamente al receptor de radiofrecuencia mide también el ancho de pulso enviado por el mando remoto para poder almacenarlo en el registro de datos del que ya se disponía. En la Ilustración 14 se presenta una captura fotográfica sobre uno de los ensayos en bancada en curso.



Ilustración 14 Ensayo típico en bancada

Una vez conseguidos todos estos avances, se pudo continuar con los experimentos planteados ya que era posible almacenar de cada uno de ellos datos tan importantes como eran el empuje, par y revoluciones por minuto generados por el motor, las variables eléctricas de entrada y la posición de palanca. Los datos se almacenaban cada segundo en un archivo de texto gracias a la generación de un programa en C, denominado *main*.

En cuanto al pos procesado, previamente se llevó a cabo mediante Excel, sin embargo, la recogida de datos de la CPU generó diversos fallos, pues algunas de las variables obtenidas generaban una serie de “picos” o valores no reales, de tal forma que lo más adecuado fue automatizar el proceso de búsqueda y ajuste de estos valores mediante una serie de programas en matlab.



Ilustración 15 Detalle de la bancada en uno de los experimentos de caracterización de autonomías

2.1.1. Experimentos de identificación de modos

Llegados a este punto, es necesaria una pequeña introducción a la programación del variador. Como ya se comento antes brevemente el controlador Jeti Spin 99 Opto puede implementarse mediante una conexión de datos con el dispositivo Jeti Box, el cual contiene un display que permite modificar las características del variador. En la Ilustración 16 se presenta un árbol de programación para este tipo de variadores de motores eléctricos.

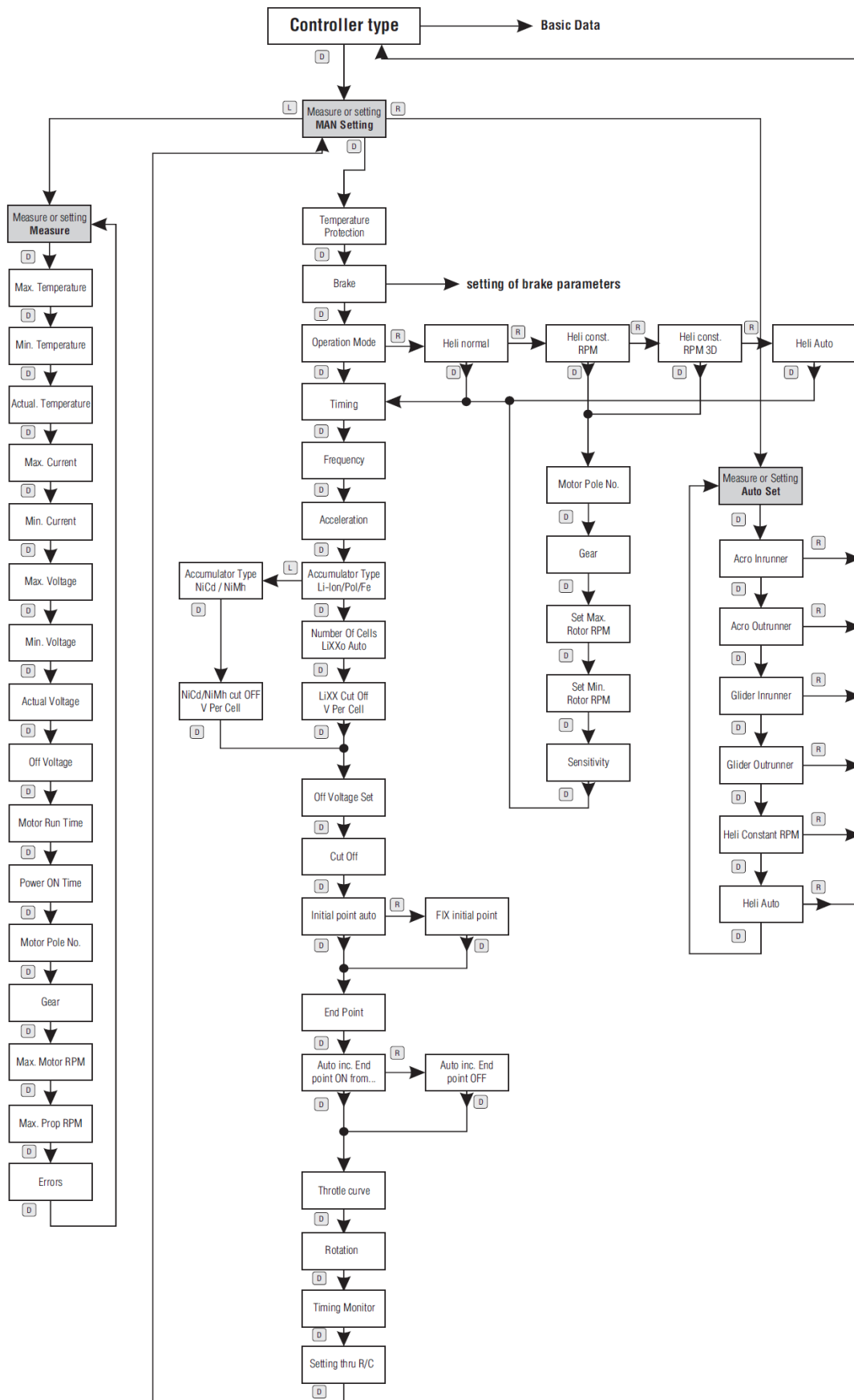


Ilustración 16 Árbol de programación de los variadores de la gama Jeti Spin Opto

Como se puede apreciar en el árbol de programación, hay tres ramas principales por las que se puede recibir información del controlador y variarla. En la primera denominada *Measure* se pueden realizar comprobaciones sobre los datos recogidos en los últimos ensayos por el Jeti Spin. Las dos últimas, *MAN Setting* y *Auto Setting*, permiten la modificación de las opciones existentes para controlar el motor, sin embargo, hay que centrarse en la primera de ellas, pues permite una programación más meticulosa del variador.

Implementación de los posibles ajustes al variador; <i>Manual Setting</i>		
Modulo de programación	Descripción	Elecciones
Temperature Protection	Valor de seguridad de la temperatura	100 °C (Valor habitual)
Brake	Forma de frenar la rotación del motor en caso necesario (<i>Soft, Medium o Hard</i>)	Se ha elegido el <i>Soft Brake</i> a modo de evitar solicitaciones estructurales mayores
Operation mode	Se elige el modo de control sobre las RPM's del eje del motor (<i>Aircraft, Heli Normal, Heli const. RPM, Heli const. 3D y Heli-Auto</i>)	Se ensayan los modos <i>Aircraft, Heli const. RPM y Heli-Auto</i> por ser los mas adecuados para nuestras actuaciones de vuelo
Timing	Avance en el sincronismo del motor	Se elige bajo para tener un máximo rendimiento y mayor duración del vuelo 0º
Frequency	Modulación en frecuencia	8kHz (Valor habitual)
Acceleration	Velocidad de la aceleración del eje del motor	De 0-100% en 4 segundos
Accumulator type	Tipo de baterías (<i>Li-Ion/Po/Fel y NiCd/NiMh</i>)	<i>Li-Po</i> , son las baterías que se usan en los ensayos
Number of cells	Número de celdas	12 (2 Bat. En serie <i>ajustado</i>)
LiXX Cut Off V per Cell	Voltaje de corte de suministro eléctrico por celda de batería	Se elige 2.7 V como parámetro de seguridad
Off Voltage Set	Voltaje de corte	2.7Vx12Celdas=32.4V
Cut Off	Forma de frenar la rotación del motor (<i>Slow Down o Hard</i>)	Se ha elegido <i>Slow Down</i> a modo de evitar solicitaciones estructurales mayores
Initial Point & End Point	Posición del Throttle para la que inician y se acumulan las rotaciones	Se elige <i>automáticamente</i> , ya que así es como se ha conseguido mayor rango
Throttle curve	Relación Throttle-RPM (<i>Logarithmic, lineal o Exponential</i>)	Se ensayan los tres tipos
Rotation	Dirección de rotacion axial	<i>Left</i>
Setting thru R/C	Posibilidad de controlar la programación por radio	<i>Off</i> , desactivada

Tabla 4 Programación de los ajustes manuales del variador

En la Tabla 4 se han presentado las opciones de programación disponibles así como una simple descripción de cada uno de ellos y los valores dispuestos en el variador o las posibles opciones que tomaremos en los ensayos para conocer mejor su funcionalidad. Una vez conocidas las posibles elecciones de modos y los valores correctos para el manejo del motor, llega el momento de tomar decisiones sobre las opciones más relevantes a la hora de ensayar el sistema propulsivo. Inicialmente se realizaron una serie de ensayos que permitieron una primera toma de contacto con la forma de actuar del variador, lo cual en un principio era una gran incógnita. En ellos para un único tipo de hélice se mantuvo constante la posición de palanca para los distintos modos de control del variador y se midieron variables con el Jeti Box, como la desviación en las revoluciones o en las variables eléctricas de entrada. También se varió la relación del ancho de pulso-RPM en las tres posibles opciones que ya se han comentado y se hicieron barridos tanto en RPM como en *throttle*.

Fue de esta manera como se sacaron las primeras conclusiones sobre los distintos experimentos que deberían llevarse a cabo, así como los que resultaban triviales o no aportaban información. Se observó que la mejor forma de implementar el variador sería mediante una relación lineal de ancho de pulso frente a las revoluciones por minuto obtenidas en el eje del motor, pues el intervalo de revoluciones para distintas posiciones de palanca no es ni muy alto ni muy bajo en cuyo caso habría que haberse decantado por una de las otras dos opciones. Además se comprobó cómo en régimen estático tanto las revoluciones por minuto como la posición de palanca mantenían una relación directa que no se veía afectada hasta que la potencia eléctrica disponible fuese lo suficientemente baja. Así el número de experimentos a realizar en un primer instante se redujo de 1872 a 336, cifra que aún debería reducirse más.

El siguiente paso fue comparar los tres modos del variador mediante gráficas para llegar a conclusiones más acertadas sobre su funcionamiento, en éstas gráficas, como se verá más adelante, se observa que tanto el modo *Heli-Auto* como el *Heli constant RPM* actúan de la misma manera para igualdad de revoluciones, por lo que era posible reducir los ensayos a dos tipos de modos, el *Aircraft* y el *Heli-Auto*, por ser el que mayor rango de variación de las revoluciones proporcionaba.

Finalmente, en una primera estimación se supone que la potencia eléctrica consumida para mantener unas revoluciones por minuto constantes de la hélice no variará por lo que se podrán extrapolar tiempos de autonomía y no será necesario hacer más experimentos con las distintas configuraciones en paralelo de baterías de lo necesario, en todo caso con par de ellos bastará. De ésta manera, para caracterizar el variador simplemente se debieron realizar los experimentos de la Tabla 5.

Ensayos de comparación de modos para la hélice 1 (22x10) con 2 baterías en serie

Modos de actuación del variador	Modo Aircraft (AC)	Modo Heli-Auto (HA)	Modo Heli constant RPM (HC)
Revoluciones por minuto mantenidas constantes	2x1xACxPC	2x1xHAxPC	2x1xHCxPC

Tabla 5 Ensayos estáticos para la hélice 22x10 para los distintos modos a RPM constantes

Con estos tres simples experimentos se consigue caracterizar fácil y rotundamente en que consiste o como trabaja cada modo del controlador.

2.1.2. Experimentos de caracterización

Una vez conocidos los modos de programación del variador, se pueden llevar a cabo los experimentos que permiten conocer y caracterizar el sistema propulsivo en estático. Como se ha indicado antes, los modos elegidos para los ensayos son dos y en un principio se podrán extrapolar tiempos de funcionamiento, por lo que las únicas variables que quedan por manipular será el tipo de hélice y el intervalo de revoluciones. Se plantea así la Tabla 6 en la que se presentan los distintos experimentos con la notación ya comentada que se llevarán a cabo.

Ensayos de variación de las revoluciones por minuto con 2 baterías en serie								
% de Palanca	Hélice 1 (22x10)		Hélice 2 (22x12W)		Hélice 3 (21x14)		Hélice 4 (22x12E)	
	Modo AC	Modo HA	Modo AC	Modo HA	Modo AC	Modo HA	Modo AC	Modo HA
15 %	2x1xACx15	2x1xHAx15	2x2xACx15	2x2xHAx15	2x3xACx15	2x3xHAx15	2x4xACx15	2x4xHAx15
25 %	2x1xACx25	2x1xHAx25	2x2xACx25	2x2xHAx25	2x3xACx25	2x3xHAx25	2x4xACx25	2x4xHAx25
35 %	2x1xACx35	2x1xHAx35	2x2xACx35	2x2xHAx35	2x3xACx35	2x3xHAx35	2x4xACx35	2x4xHAx35
50 %	2x1xACx50	2x1xHAx50	2x2xACx50	2x2xHAx50	2x3xACx50	2x3xHAx50	2x4xACx50	2x4xHAx50
65 %	2x1xACx65	2x1xHAx65	2x2xACx65	2x2xHAx65	2x3xACx65	2x3xHAx65	2x4xACx65	2x4xHAx65
75 %	2x1xACx75	2x1xHAx75	2x2xACx75	2x2xHAx75	2x3xACx75	2x3xHAx75	2x4xACx75	2x4xHAx75
Barrido	2x1xACxBa	2x1xHAxBa	2x2xACxBa	2x2xHAxBa	2x3xACxBa	2x3xHAxBa	2x4xACxBa	2x4xHAxBa

Tabla 6 Ensayos estáticos para distintas hélices y posiciones de palanca con los modos AC y HA

Gracias al almacenamiento de los datos obtenidos para todas estas pruebas se podrá caracterizar el conjunto motor hélice mediante variables cinemáticas como lo son las revoluciones por minuto en el eje, las variables dinámicas de empuje y par, el consumo determinado por potencias y variables eléctricas y las variables propulsivas derivadas de las distintas hélices.

2.1.2.1. Variables cinemáticas: RPM

Una de las medidas tomadas gracias a los sensores disponibles son las revoluciones por minuto. Con esta variable se podrá obtener la relación existente entre la posición de palanca y sus rpm asociadas. Es importante conocer a que régimen de revoluciones es al que está trabajando el motor, pues conociéndolo se puede determinar, a partir de las características geométricas de la hélice, que zona de la pala está trabajando a régimen compresible ($M_\infty > 0.3$).

Por otro lado, es una variable fundamental a la hora de calcular la potencia asociada al eje del motor, pues se calculará como el producto de la misma por el par mecánico generado.

$$P_{Mecánica} = Q \cdot \omega$$

Fórmula que se puede obtener de cualquier libro básico de mecánica o hélices (véase [21]). El sensor encargado de medir las r.p.m. es un sensor magnético de tipo Hall. En la Ilustración 17 se aprecia la instalación del sistema que permite la medida de las revoluciones del eje del motor.

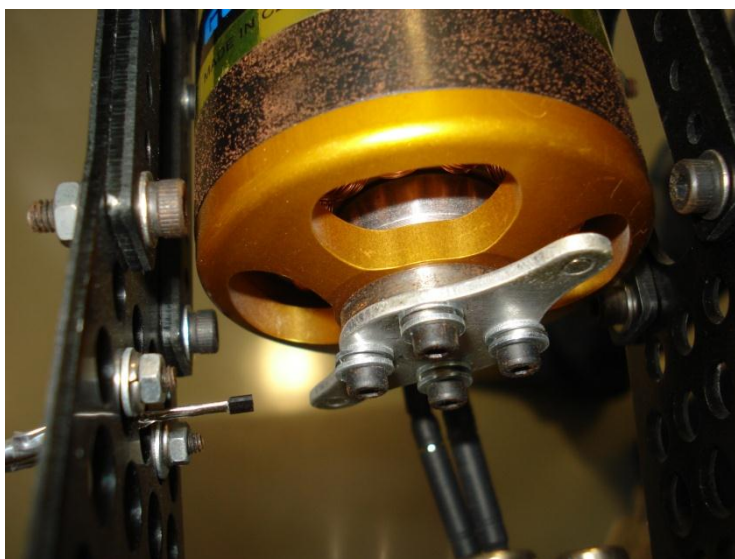


Ilustración 17 Sensor Hall

2.1.2.2. Variables dinámicas: Empuje y Par

Las variables dinámicas son unas de las más importantes a la hora de obtener las curvas de actuaciones de la aeronave a la que va acoplada el motor. Generalmente el par es necesario para obtener la potencia mecánica sin embargo, también es muy importante para estudiar las posibles sollicitaciones estructurales a las que se ve sometida la aeronave. Por otro lado, el empuje proporcionado es una variable con gran relevancia, pues permite determinar la capacidad que tiene el motor para responder bien ante las actuaciones para las que la aeronave se ha diseñado.

Para los ensayos estáticos tanto el par mecánico como el empuje viene determinado en función de las variables de control ($\delta_T, r. p. m., I, V, P_{disponible}$) por lo que se podrá establecer una relación biunívoca entre ellos que consiente conocer aún más en detalle la capacidad disponible para generar un valor concreto de estas variables dinámicas. En la Ilustración 18 y la Ilustración 19 se presentan los distintos sensores utilizados para medir el par y el empuje proporcionado por la hélice.



Ilustración 18 Sensor de Par



Ilustración 19 Célula de carga SSM

2.1.2.3. Variables de consumo: Intensidad, Voltaje, Potencia disponible y mecánica y rendimiento motor

Para caracterizar bien el motor, es importante conocer las variables eléctricas como son la intensidad y el voltaje suministrado, así como su producto. La tendencia de cada una de las curvas de estos valores obtenidos en función del tiempo, o las revoluciones por minuto a las que gira el eje del motor permiten describir mejor como funciona el variador, pues será el encargado de controlar el suministro eléctrico al motor.

Por otro lado, conociendo la potencia eléctrica y la mecánica calculada gracias a los datos de los subapartados 2.1.2.1 y 2.1.2.2 se podrá obtener el rendimiento mecánico

proporcionado por el motor, pues este se verá sometido a pérdidas debido al efecto Joule en el sistema eléctrico o al comportamiento del controlador de la máquina.

$$\eta_M = \frac{P_{disponible}}{P_{mecánica}}$$

En general, se deberá conseguir un valor del rendimiento del motor en torno al 87% como bien se indica en la Tabla 1 Características técnicas del motor AXI 5345/16 Tabla 1 dónde se presentaban las características técnicas del motor AXI 5345/16. Las medidas de variables eléctricas se harán mediante unos sensores instalados en la caja de conexión de baterías cuyo diseño y construcción han sido realizados por Galnares, becario del departamento de aeroespacial durante el año 2012. En la Ilustración 21 se puede observar como dentro de la caja de conexión de batería se encuentran los sensores de voltaje e intensidad.

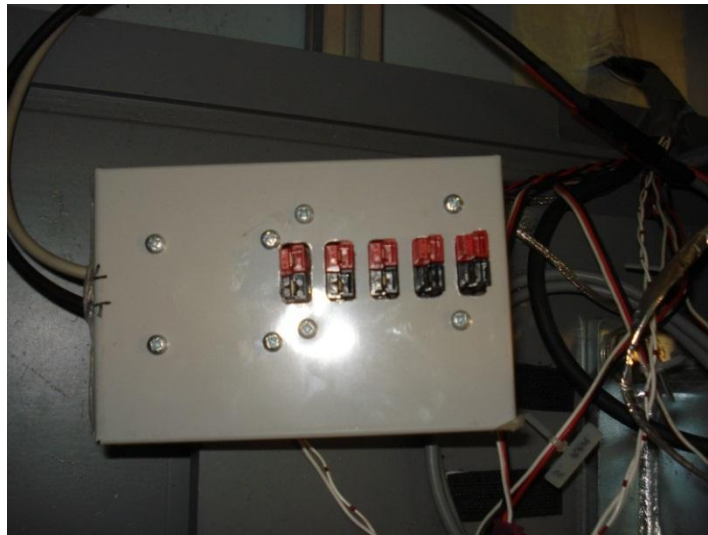


Ilustración 20 Caja de Conexión de baterías

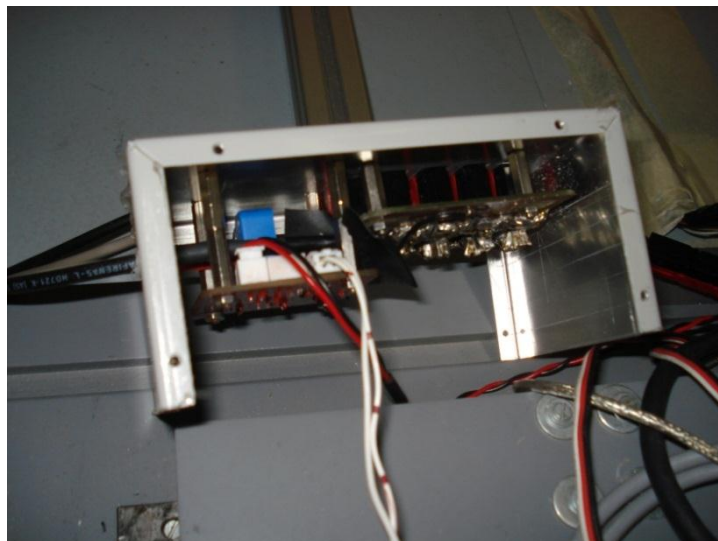


Ilustración 21 Caja de Conexión de baterías. Detalle sensores

2.1.2.4. Variables propulsivas adimensionales: C_T , C_Q , C_P y rendimientos propulsivos

Las variables propulsivas adimensionales, son las más importantes a la hora de caracterizar modelos propulsivos generales. Con estos valores se consigue una independencia lógica con las variables de control, y de esa manera permiten caracterizar de forma aislada el comportamiento de las diferentes hélices.

En el caso de régimen estático en el que se llevan a cabo los experimentos, los coeficientes de tracción, par y potencia se pueden calcular mediante las fórmulas que siguen.

$$C_T = \frac{T}{\rho A (\Omega R)^2}$$
$$C_Q = \frac{Q}{\rho A (\Omega R)^2 R}$$
$$C_P = \frac{P}{\rho A (\Omega R)^3}$$

Estos coeficientes se han obtenido de las referencias bibliográficas [17] y [22]. Al estar condicionados simplemente por el tipo de hélice y ser ensayos en estático, estas variables estarán representadas por un solo valor para cada tipo de sistema propulsivo.

El problema surge al intentar presentar ahora los diferentes rendimientos asociados a cada hélice, pues por definición [22]:

$$\eta_P = \frac{C_T}{C_P} J$$

donde J es el parámetro de avance representado por el cociente entre la velocidad transversal al motor y el producto de la velocidad de giro (en revoluciones por segundo) por el diámetro de la hélice [22]:

$$J = \frac{V_\infty}{nD}$$

Sin embargo, de nuevo el hecho de ser ensayos en bancada o estáticos hace nulo el parámetro de avance y por tanto los rendimientos propulsivos de las distintas hélices. Es por todo lo anterior necesario, definir una nueva igualdad que permita comparar las eficiencias de las diferentes palas. Para ello se ha obtenido de la literatura [22] una ecuación que determina el rendimiento propulsivo en estático de la siguiente manera:

$$\eta_P = \sqrt{\frac{2 C_T^{3/2}}{\pi C_P}}$$

De nuevo para cada tipo de sistema propulsivo, esta variable estará representada por un único valor. En general, la elección de la mejor hélice vendrá determinada por estos coeficientes adimensionales. Sin embargo, posteriormente se verá como el tipo de hélice utilizada influirá también la autonomía del motor, por lo que probablemente se deberá tomar una decisión de compromiso.

2.1.3. Experimentos de autonomía

Otra de las variables importantes a la hora de conocer las características del sistema propulsivo disponible son las necesidades eléctricas que se traducirán en las respuestas de potencia suministrada. Es necesario conocer, para saber como actuará el motor, la relación que existe entre la cantidad de energía eléctrica disponible y la autonomía.

Para ello, simplemente se realizarán tres experimentos en los que se varía el número de baterías en dos, cuatro y seis (*14s*, *14s 2p* y *14s 3p* respectivamente). En estos ensayos se mantendrán todos los demás parámetros del conjunto moto-propulsivo es decir, utilizaremos un solo modo (el *Heli-Auto*, por ser el que mantiene durante todo el tiempo de operación las revoluciones por minuto del eje del motor invariables), una posición de palanca constante (la misma que en la Tabla 5) y la hélice 22x10, por ser la más genérica de todas.

Con el fin de aprovechar al máximo los recursos disponibles y minimizar el número de ensayos, se utilizará el experimento en modo *Heli-Auto* de la Tabla 5 como base, y se volverá a realizar para valores de cuatro y seis baterías (*14s 2p* y *14s 3p*).

Ensayos de autonomía para la hélice 1 (22x10) y modo Heli-Auto

Número de baterías	2, en serie	4, dos pares en paralelo	6, dos pares en paralelo
Revoluciones por minuto mantenidas constantes	2x1xHAxPC*	4x1xHAxPC	6x1xHAxPC

Tabla 7 Ensayos estáticos de autonomía para la hélice 22x10 a RPM constantes en modo Heli-Auto

Una vez obtenida la relación existente entre la autonomía y el número de baterías para este caso concreto, se podrá extrapolar fácilmente para todos los ensayos de caracterización realizados. Esto es posible debido a que en las pruebas de caracterización se han medido previamente los tiempos de agotamiento de dos baterías para distintos regímenes de revoluciones, modos y hélices, resultados que se presentan en la sección 3.2.

2.1.4. Conclusiones sobre los experimentos en bancada

Las pruebas en bancada permiten caracterizar a grandes rasgos bastante bien el conjunto moto-propulsivo en estudio. Además la numerosa cantidad de experimentos permite un estudio muy riguroso de como se comporta el sistema de propulsión.

No obstante, serán necesarias unas pruebas en túnel de viento, que permitan caracterizar como responde el motor y su controlador ante una variación externa de la velocidad transversal al disco de la hélice y obtener las variables propulsivas que permitan caracterizar completamente, tanto genérica como particularmente el sistema tratado.

2.2. Diseño de los experimentos en túnel de viento

La obtención de resultados para ensayos dinámicos permite conocer la forma de actuar del variador para regímenes transitorios de velocidad de vuelo, así como la caracterización completa del sistema propulsivo. Con estos experimentos se consiguen obtener curvas del motor de las variables de dinámicas (empuje y par) y cinemáticas (revoluciones por minuto de la hélice) en función de la velocidad de vuelo del motor. Esto servirá de base para poder hacer un estudio exhaustivo de las actuaciones del céfiro. Además el estudio de variables adimensionales propulsivas, frente a parámetros de avance o el número de Mach de vuelo conseguirá el culmen del análisis propulsivo, la obtención de curvas generales de caracterización propulsiva por tipo de hélice, que podrán utilizarse independientemente del sistema motor

En este apartado se explicará como se llevan a cabo este tipo de experimentos y se disertará sobre la toma y el almacenamiento de datos obtenidos en las pruebas. Seguidamente se discuten los ensayos más adecuados para la caracterización completa de la planta motora, así como aquellos que permitan obtener la máxima información posible sobre las cualidades propulsivas del conjunto.

Antes de comenzar a realizar la experimentación, al igual que ocurría con las pruebas en estático, fue adecuada la creación de un esquema y un calendario de ensayos que permitiesen descartar experimentos triviales, tomar decisiones sobre los siguientes y optimizar el tiempo total, así se obtuvieron los mejores y más completos resultados de la forma más eficiente posible.

Como ya se comentó previamente, existen diferentes parámetros que se pueden variar en cada experimento. Sin embargo, gracias a las pruebas realizadas en bancada estática estos parámetros han disminuido en número debido a las decisiones que se han tomado sobre la trivialidad de muchos de ellos.

Las diferentes configuraciones a tener en cuenta fueron:

1. El número de baterías utilizadas; se podrán utilizar pares de baterías en paralelo, de forma que las posibles configuraciones serán de conexiones en serie de dos baterías y en paralelo de dos packs, tres o cuatro de dos baterías cada uno de ellos (*14s*, *14s 2p*, *14s 3p* y *14s 4p* respectivamente). No obstante, sólo la autonomía dependerá de este parámetro, por lo que en ensayos de barrido se utilizarán 2 o cuatro baterías, dependiendo de la disponibilidad, y para ensayos de actuaciones se utilizarán 6.
2. Los distintos tipos de hélice; las hélices de las que se dispuso fueron 3 tipos de hélices que variaban entre ellas por su paso y su espesor, de esta forma las hélices utilizadas serían la 22x10, 22x12W y 22x12E. El hecho de desechar los experimentos con la hélice 21x14 fue debido a las conclusiones obtenidas al realizar los ensayos en estático.
3. Los distintos modos de actuación del variador; entre los se ensayaron sólo los modos *Aircraft*, *Heli-Auto*.

Por otro lado, se planteó la realización de dos tipos de ensayos en los que se variaba la velocidad generada del túnel de viento, uno en el que se mantendría el ancho del pulso proporcionado por el *throttle* constante y otro en el que se pretendería mantener el valor de las RPM, proporcionadas por el motor, invariable. Esto, permitiría caracterizar los dos modos ensayados en dinámico.

A continuación, para obtener las curvas de caracterización de la planta propulsora se mantendrá constante la velocidad de giro de la hélice mientras se varía en un amplio rango de velocidades la velocidad del túnel de viento. Además, para conseguir redundancia de resultados se realizará un barrido de revoluciones por minuto en el eje del motor para dos velocidades de viento distintas, elegidas como las típicas a las que el Céfiro 2 realizaría uno de sus segmentos de vuelo más importante, el crucero.

Finalmente y como ya se comenta en los subapartados 2.2.2, 2.2.3 y 2.2.4 el total de experimentos estáticos realizados para caracterizar de la mejor forma posible el sistema propulsivo mediante ensayos dinámicos será de 20 tipos de ensayos diferentes. En la Tabla 8, la Tabla 9 y la Tabla 10 de los puntos comentados en este párrafo se presenta además la nomenclatura utilizada para designar los distintos ensayos a expensas de confusiones posteriores, de esta manera, los experimentos vienen expresados de la siguiente manera; *Numeración de la Hélice x Modo del variador x Parámetro que se mantiene constante (RPM/Palanca o velocidad del túnel) x Porcentaje tomado del parámetro anterior (Palanca) o velocidad constante del túnel de viento*. Por ejemplo, 2xHAXtúnelx50, significa que el ensayo se ha realizado para un barrido de revoluciones en el modo *heli-auto* para la hélice 2 (22x12W) manteniendo la velocidad del túnel de viento constante a 50 Km/h.

Para la realización de estos experimentos se siguió un orden de proceder muy similar al de los ensayos en bancada estática. Sin embargo, existen una serie de diferencias importantes que hay que tener en cuenta, por lo que de nuevo se presenta la forma de actuar en cada uno de los ensayos:

1. Comprobación de la integridad de la bancada, se chequean posibles daños en los cables y se observa si la estructura ha sufrido problemas o alguno de los tornillos se halla flojo. Esto no se hace entre experimentos realizados el mismo día sin embargo, es una rutina diaria.
2. Medición de parámetros atmosféricos mediante una estación meteorológica, que se coloca durante unos minutos en el túnel de viento para medir datos de presión, temperatura y humedad relativa. (Véase Ilustración 22).
3. Revisión e implementación, en caso necesario, de la programación del variador. Para ello se desconecta el variador del motor y posteriormente se conecta a una fuente de corriente continua y al Jeti Box. Por último se desconecta de ambos elementos y se vuelve a hacer la conexión con el motor.
4. Realización de las conexiones de los sensores en el caso de que haga falta (pues durante la semana en la que se realizaron estos tipos de experimentos se dejaron este tipo de conexiones montadas) evitando las conexiones que puedan ofrecer alimentación al sistema.
5. Conexión de la *Hércules* a la corriente. Se inicializa el sistema.
6. Comprobación de que el motor esté desconectado del sistema de alimentación y conexión de las baterías.
7. Encendido de la radio y comprobación de emisión de ondas en la frecuencia correcta mediante el accionamiento del servo de comprobación. Se coloca la posición de palanca al mínimo.
8. Ejecución de los programas de recogida de datos.
9. Conexión del motor a la corriente, manteniendo siempre una distancia transversal a la hélice. Se esperan unos segundos hasta comprobar que la hélice no va a realizar ningún movimiento, entonces rápidamente se sale del túnel de viento, pues el ancho del mismo no permite salir manteniendo una distancia lateral mayor al diámetro de la hélice.
10. Por último, se enciende el sistema de succión del túnel de viento.



Ilustración 22 Medida de datos ambiente. Estación Meteorológica Firstline

Una vez realizados, paso por paso, los puntos anteriores, es posible realizar el experimento. Este es llevado a cabo en una mesa preparada en la que se coloca la pantalla para la recepción de datos que se encuentra junto al túnel, comprobando que los datos que se van recibiendo son correctos y comparándolos con los recibidos en el display del Jeti Box. Si se visualiza algún error, el experimento debe de ser abortado, por lo que siempre habrá de tenerse la radio cerca.

En el momento que el ensayo finalizaba la manera de actuar era la que sigue:

1. Colocación de la posición de palanca de la radio al mínimo.
2. Finalización de la ejecución de los programas de recogida de datos.
3. Disminución lenta de la velocidad del túnel de viento hasta alcanzar el mínimo, y posterior apagado del sistema de succión.
4. Desconexión del motor de la corriente, manteniendo una distancia prudencial de seguridad.
5. Desconexión de las baterías y comprobación de su estado físico, así como los conectores, la tensión de las celdas y la temperatura de las mismas.
6. Por último, en el caso de que se hayan terminado las pruebas de la sesión, se apaga el ordenador y se desconectan todas las fuentes de corriente. Posteriormente se desconectan todos los sensores y se recoge todo el material utilizado.

El esquema de conexiones y los sensores con los que se contaba, son los mismos que se explicaron para los últimos ensayos estáticos excepto por una salvedad, se incorporó a la CPU, las medidas digitales que tomaba el sensor del tubo de pitot que se encontraba instalado en el túnel de viento. Esta medida no daba el valor real de la velocidad que se originaba en el túnel de viento, si no una medida de la velocidad medida por el sensor. Existe, no obstante, una relación lineal entre estas dos velocidades y es la que se presenta en la gráfica de la Ilustración 23.

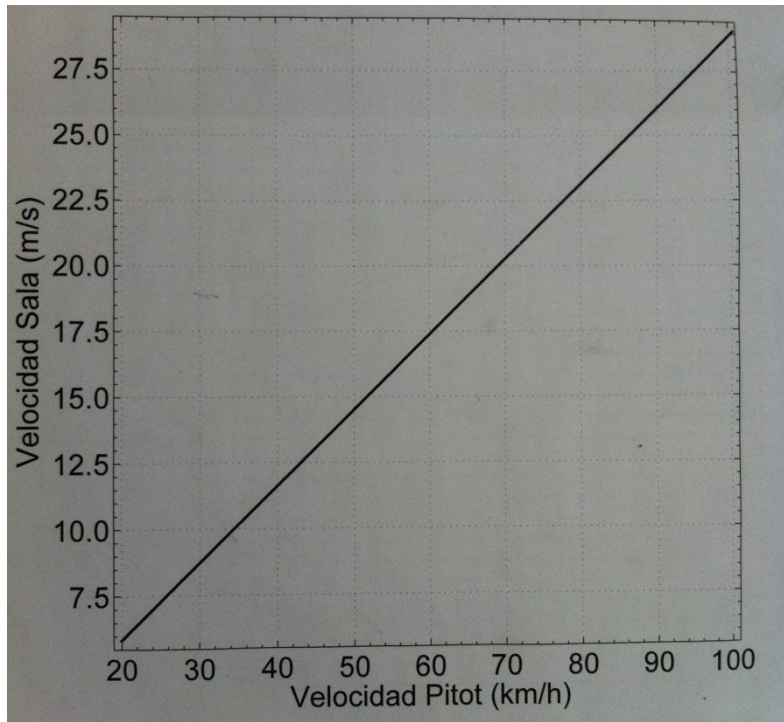


Ilustración 23 Relación de la velocidad medida por el pitot y la velocidad del túnel de viento

En la Ilustración 24 se presenta una captura fotográfica sobre la parte exterior al túnel de viento, en ella se pueden apreciar tanto las dimensiones del túnel de viento, como la zona dedicada a toma de datos (derecha de la imagen) y preparación de la hélice (izquierda de la imagen).



Ilustración 24 Semi-panorámica del túnel de viento

Durante los experimentos los datos se almacenaban cada segundo en un archivo de texto gracias a la generación de un programa en C, denominado *main*. En la mayoría de ellos era necesaria la colaboración de dos personas, pues una debería estar pendiente de las variables registradas en la pantalla del ordenador y en el accionamiento de la palanca, mientras otra debería ser la encargada de vigilar que todo sucediese correctamente en el túnel de viento y de manejar el control de velocidad del mismo.



Ilustración 25 Zona de recepción, control y tratamiento de datos para los ensayos en túnel de viento



Ilustración 26 Detalle de la bancada instalada en el túnel de viento

En cuanto al pos procesado, previamente se llevó a cabo mediante Excel, sin embargo, la recogida de datos de la CPU generó diversos fallos, pues algunas de las variables obtenidas generaban una serie de “picos” o valores no reales, de tal forma que lo más adecuado fue automatizar el proceso de búsqueda y ajuste de estos valores mediante una serie de programas en matlab. Esto era lo mismo que ocurría en pruebas en bancada estática.

2.2.1. Modelo de resistencia de la bancada

Además de todo lo comentado anteriormente surgía un nuevo problema, pues el empuje que ofrecía el sensor de tracción estaría influenciado por la velocidad del viento en cada momento, lo cual ofrecería una medida errónea del empuje neto brindado por la hélice. Para solventar este problema se realizó un ensayo específico para obtener la resistencia estructural ofrecida sin la hélice en función de la velocidad del aire en el túnel de viento. Así se obtuvo la gráfica de la Ilustración 27 que presentaba la resistencia en newtons de la estructura en función de la V_{∞} .

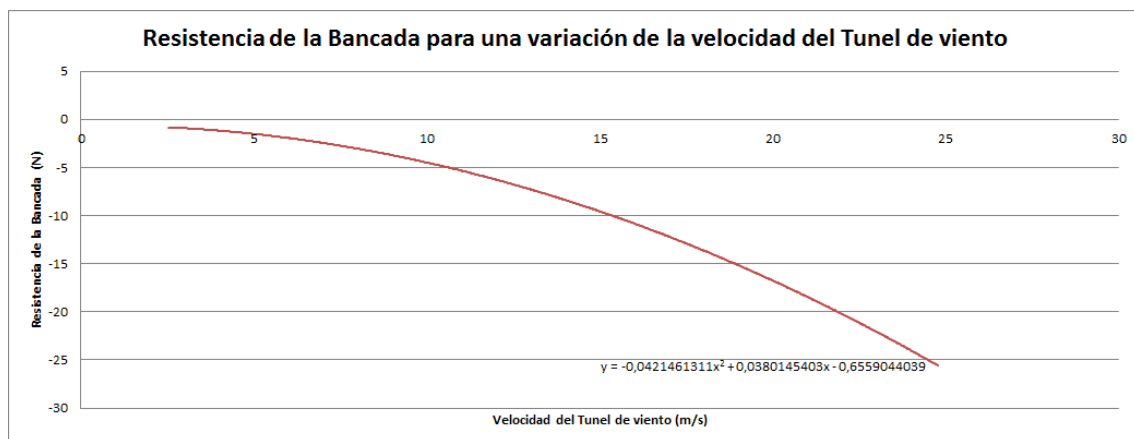


Ilustración 27 Resistencia aerodinámica de la bancada en función de la velocidad del viento

Una vez obtenida la resistencia de la bancada en función de la velocidad del viento, solo sería necesario restarle este valor al empuje total obtenido en cada ensayo para conseguir la tracción neta real. Sin embargo todas estas medidas dependen de las características atmosféricas del ambiente, es decir la resistencia obtenida en este último experimento no resultará la misma si se hace a otras condiciones de temperatura, humedad y presión del aire, por lo que previo al balance de empuje será necesario independizar la resistencia de todos estos factores externos. Para lo anterior se realiza un análisis adimensional (véase [23]) muy típico en el mundo aeronáutico, se pretende obtener el coeficiente de resistencia dado por la siguiente expresión:

$$C_D = \frac{D}{\frac{1}{2} \rho_{\infty} V_{\infty}^2 S_{ref}}$$

Con la obtención de ésta expresión queda determinada una independencia implícita a la densidad del aire en cada momento. El valor V_{∞}^2 vendrá determinado por los datos almacenados mientras que S_{ref} se tomará como valor unidad tanto para calcular el C_D genérico como la resistencia para cada experimento por ser un parámetro invariable. La máxima dificultad se encuentra ahora en determinar la densidad a partir de las medidas y los sensores de los que se dispone. Como no existe la posibilidad de obtener la relación de densidades del aire durante el experimento se hace una medida inicial de la presión, temperatura y humedad del aire en el interior del túnel de viento, y como se considera que el tiempo característico de variación de estos parámetros (siendo la temperatura el parámetro más variable) es de orden mucho mayor al tiempo de realización de los ensayos; $o(t_{car\Delta T}) \gg o(t_{ensayos})$, se puede decir que la medida tomada será válida para todo el experimento.

A partir de la temperatura y la presión se podría calcular mediante la fórmula de los gases ideales [23] el valor de la densidad. Sin embargo, debido a la situación geográfica dónde se realizaron los experimentos (Sevilla) se tuvo que tomar en cuenta la humedad relativa, por lo que habrá de modificar la fórmula de los gases ideales con un factor de corrección por humedad. Basándose en las teorías termodinámica del aire húmedo proporcionadas por Martínez en su libro *Termodinámica básica y aplicada* [24] se deduce la siguiente fórmula:

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

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} la relación de masas molares entre el vapor y el aire; $M_{va} = M_v/M_a = 0.018/0.029 = 0.622$ y w la humedad absoluta, que se relaciona con la relativa mediante la expresión:

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

Donde θ es la humedad relativa del aire y $p^*(T)$ la presión de equilibrio bifásico del agua a la temperatura T que se encuentra tabulada en [24] y representada en la Ilustración 28.

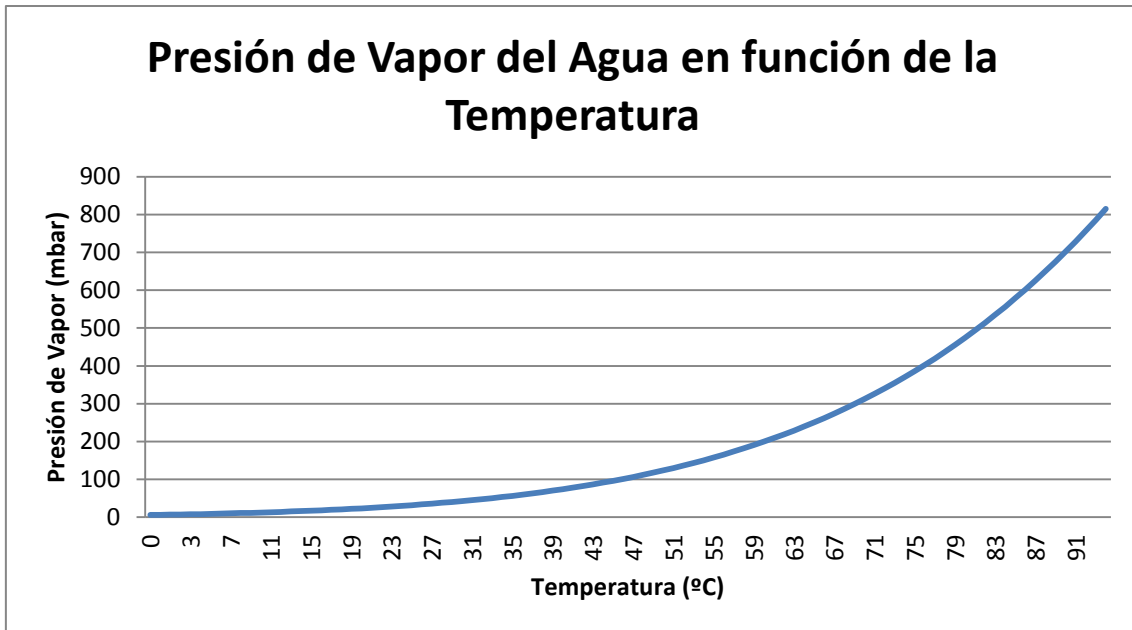


Ilustración 28 Presión de equilibrio bifásico del vapor de agua en función de la temperatura

Se ha comprobado en los ensayos que la máxima variación de la humedad relativa rondaba en torno al 15% (de 39 a 54%) y la temperatura en unos 10°C (de 20 a 28°C) mientras que la presión se mantenía siempre estable alrededor de los 1020 mbar. Por lo que realizando cálculos la humedad absoluta variará desde un 0.9% a un 2%. De esta manera, el factor de corrección $F = (1 - w(1 - M_{va}) / (w + M_{va}))$ tendrá un valor mínimo de 0.99 y un máximo de 0.995. Por todo ello, se tomará en vías de la simplificación un valor medio de 0.992 al factor de corrección por humedad.

Actuando de la manera que se ha explicado y tomando los datos atmosféricos del ensayo de resistencia aerodinámica de la bancada ($p = 1020.5 \text{ mbar}$, $T = 20^\circ\text{C}$ y $\theta = 52\%$) se obtiene una densidad del aire de 1.2129 kg/m^3 que permite al fin adimensionalizar la resistencia sacando la relación $C_D = C_D(V_\infty)$ que se puede ver en la Ilustración 29.

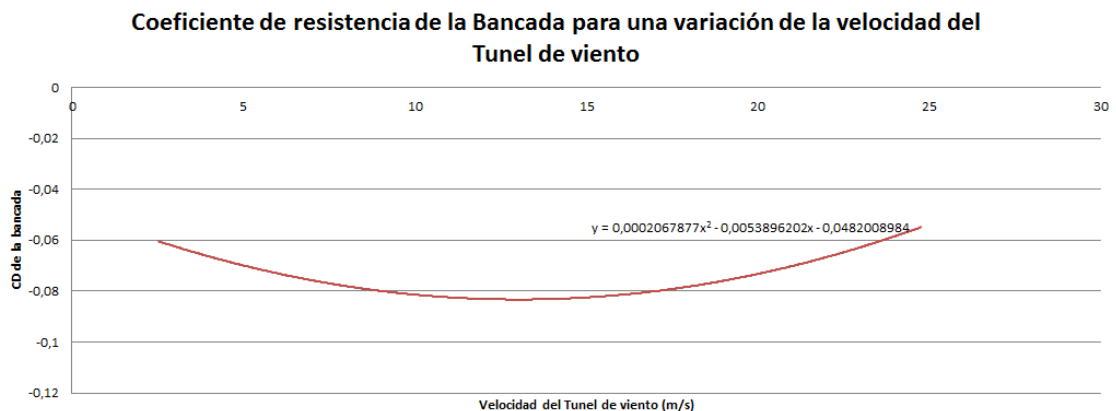


Ilustración 29 Coeficiente de resistencia aerodinámica de la bancada en función de la velocidad del viento

Con esta relación será posible, habiéndose obtenido las variables termodinámicas atmosféricas previas a cada experimento el empuje proporcionado por la hélice. La manera de hacerlo será sustituyendo valores obtenidos para la ecuación de la curva $C_D(V_\infty)$. Así:

$$E_{neto} = E_{medido} - D(V_\infty, \rho_\infty)$$

donde,

$$D(V_\infty, \rho_\infty) = \frac{1}{2} V_\infty^2 \rho_\infty C_D = \frac{1}{2} V_\infty^2 \rho_\infty (c_1 V_\infty^2 + c_2 V_\infty + c_3)$$

$$y, \quad c_1 = 0,0002067877, \quad c_2 = -0,0053896202, \quad c_3 = -0,0482008984$$

Una vez obtenido todo el desarrollo anterior, se recomienda tener en cuenta una posible automatización del proceso de tara de los datos con la resistencia aerodinámica de la bancada a fin de evitar errores de cálculos y disminuir la carga de trabajo. A partir de ahora se puede comenzar a explicar los diferentes diseños de los ensayos llevados a cabo.

2.2.2. Experimentos de identificación de modos

Antes de realizar los ensayos de caracterización es fundamental saber con qué modo deben realizarse pues, por la falta de tiempo de ensayos, hay que decantarse por un solo tipo. Lo que realmente se busca es un modo capaz de mantener lo más constante posible la velocidad de giro de la hélice a pesar de la variación de velocidad externa. Previo a estos tipos de pruebas ya había indicios de que el modo indicado podría ser el *heli-auto* ya que era el que en los ensayos estáticos menos irregularidades de perturbaciones tenía asociadas a las r.p.m. y además en el manual del Jeti Spin 99 Opto, definía este modo como uno asociado a constancia de revoluciones. Sin embargo y a pesar de todas estas conjeturas era necesario hacer varios ensayos que mostrasen el funcionamiento del modo *aircraft* y las características que ya se suponían sobre el *heli-auto*.

Así, para caracterizar el funcionamiento en dinámico de los modos del variador simplemente se debieron realizar los experimentos de la Tabla 5 cuyas medidas atmosféricas tomadas fueron las mismas, por realizarse consecuentemente ($p = 1021 \text{ mbar}$, $T = 20^\circ \text{C}$ y $\theta = 48\%$):

Ensayos de comparación de modos para la hélice 1 (22x10)

Modos de actuación del variador	Modo Aircraft (AC)	Modo Heli-Auto (HA)
Revoluciones por minuto mantenidas constantes	1xACxRPMx50	1xHAXRPMx35

Tabla 8 Ensayos dinámicos para le hélice 22x10 para los distintos modos a posición de palanca constante

Con estos dos simples experimentos se consigue caracterizar fácil y rotundamente en que consiste o como trabajan estos dos modos del controlador para régimen de variación de las velocidades de vuelo.

2.2.3. Experimentos de caracterización

Una vez realizados los experimentos de comparación de modos de control se puede apreciar como el modo *heli-auto* es el único que mantiene por si solo una invariabilidad notable en la velocidad de giro de la hélice por lo que se opta por hacer todos los ensayos de caracterización para este modo.

Como se ha indicado antes, existen dos tipos de ensayos dinámicos que se pueden llevar a cabo para caracterizar de la mejor forma posible el sistema propulsivo. Estos eran variando la velocidad del túnel de viento y manteniendo el régimen de r.p.m.'s del motor constantes o manteniendo la velocidad del viento y haciendo un barrido de revoluciones. Gracias a que el modo en el que se realizaron los experimentos de caracterización dinámica fue el *heli-auto* se pudo asociar una posición de palanca constante a unas r.p.m.'s constantes por lo que no variar éstas consistía en mantener el mismo valor del *throttle*. Se plantean así la Tabla 9 y la Tabla 10, en la que se presentan los distintos experimentos con la notación ya comentada que se llevaron a cabo.

Ensayos de variación de las revoluciones por minuto con 2 baterías en serie			
% de Palanca	Hélice 1 (22x10)	Hélice 2 (22x12W)	Hélice 3 (22x12E)
15 %	1xHAXRPMx15	2xHAXRPMx15	3xHAXRPMx15
35 %	1xHAXRPMx35	2xHAXRPMx35	3xHAXRPMx35
50 %	1xHAXRPMx50	2xHAXRPMx50	3xHAXRPMx50
75 %	1xHAXRPMx75	2xHAXRPMx75	3xHAXRPMx75

Tabla 9 Ensayos dinámicos para distintas hélices y posiciones de palanca para el modo HA. Barrido de velocidad del túnel

Ensayos de variación de las revoluciones por minuto con 2 baterías en serie			
Velocidad del Tunel	Hélice 1 (22x10)	Hélice 2 (22x12W)	Hélice 3 (22x12E)
65 Km/h	1xHAXTunelx55	2xHAXRPMx55	3xHAXRPMx55
75 Km/h	1xHAXTunelx65	2xHAXRPMx65	3xHAXRPMx65

Tabla 10 Ensayos dinámicos para distintas hélices y velocidades del túnel para el modo HA. Barrido de revoluciones

Gracias al almacenamiento de los datos obtenidos para todas estas pruebas se podrá caracterizar el conjunto motor hélice mediante variables cinemáticas como lo son las revoluciones por minuto en el eje y la velocidad del aire dentro del túnel de viento, las variables dinámicas de empuje y par, el consumo determinado por potencias y variables eléctricas y las variables propulsivas derivadas de las distintas hélices.

2.2.3.1. Variables cinemáticas: RPM y V_{∞}

Una de las medidas tomadas gracias a los sensores disponibles son las revoluciones por minuto, la otra la velocidad a la que fluye el aire en el túnel de viento. Con esta última variable se podrán realizar las comparaciones con diferentes parámetros y datos que permitan obtener conclusiones de actuaciones de vuelo para el Céfiro 2. Como lo era antes, ahora también es importante conocer a que régimen de revoluciones es al que está trabajando el motor y la velocidad transversal que las palas ven, pues conociendo ambos valores se puede determinar, a partir de las características geométricas de la hélice, que zona de la pala está trabajando a régimen compresible ($M_{\infty} > 0.3$).

Como pasaba en régimen estático, la velocidad de giro del eje del motor es necesaria a la hora de calcular la potencia asociada al eje del motor, pues se calculará de nuevo como el producto de la misma por el par mecánico generado.

$$P_{Mecánica} = Q \cdot \omega$$

El mecanismo utilizado para medir la velocidad del túnel de viento será un tubo de pitot instalado dentro de éste. El tubo de pitot, es capaz de medir la velocidad mediante una toma de presión estática y otra dinámica. Para más información sobre su fundamento físico puede realizarse una lectura del capítulo dedicado a ello en [23]. En la Ilustración 30 puede verse como queda instalado y la posición del tubo de pitot dentro del túnel de viento.



Ilustración 30 Detalle del tubo de pitot instalado en el túnel de viento

Mediante neumática se transportan las dos presiones medidas de las que se ha hablado hasta un aparato electrónico (véase Ilustración 31) que permite hacer la conversión a señales digitales que ofrecen un valor concreto de la velocidad medida. Integrando el aparato de medida a la CPU mediante una conexión de los datos que digitaliza, se pueden obtener las medidas en tiempo real de la velocidad del túnel de viento.



Ilustración 31 Aparato de medida y tratamiento de los parámetros del túnel de viento

2.2.3.2. Variables dinámicas: Empuje y Par

Las variables dinámicas son unas de las más importantes a la hora de obtener las curvas de actuaciones de la aeronave a la que va acoplada el motor. Generalmente el par es necesario para obtener la potencia mecánica sin embargo, también es muy importante para estudiar las posibles solicitaciones estructurales a las que se ve sometida la aeronave. El empuje proporcionado es una variable con gran relevancia, pues permite determinar la capacidad que tiene el motor para responder bien ante las actuaciones para distintas velocidades las que la aeronave se ha diseñado.

Para los ensayos estáticos tanto el par mecánico como el empuje viene determinado en función de las variables de control ($\delta_T, r.p.m., I, V, P_{disponible}$), sin embargo ahora depende de una nueva variable que será también de control V_∞ por lo que se podrá establecer una relación multivariable entre ellos que permite obtener unos mapas de superficies que tendrán mucha relevancia a la hora de estudiar las operaciones que deberá realizar el UAV.

2.2.3.3. Variables de consumo: Intensidad, Voltaje, Potencia disponible y mecánica y rendimiento motor

Para caracterizar bien el motor, es importante conocer las variables eléctricas como son la intensidad y el voltaje suministrado, así como su producto. La tendencia de cada una de las curvas de estos valores obtenidos en función del tiempo, o las revoluciones por minuto a las que gira el eje del motor permiten describir mejor como funciona el variador, pues será el encargado de controlar el suministro eléctrico al motor. No obstante, como se verá en el apartado dedicado al análisis de resultados, estas variables no permitirán un estudio claro, pues el variador actuará de tal forma que se generaran cuantiosos picos y perturbaciones de gran varianza. Debido a todo esto, el rendimiento mecánico será muy difícil de obtener, por lo que se considerará uno semejante al que se calcula para el caso estático en función de las revoluciones. Las medidas de variables eléctricas se harán mediante los sensores de la caja de conexión de baterías y el display del Jeti Box. En la Ilustración 32 se ve la conexión de seis baterías que se realizó para uno de los experimentos de caracterización.

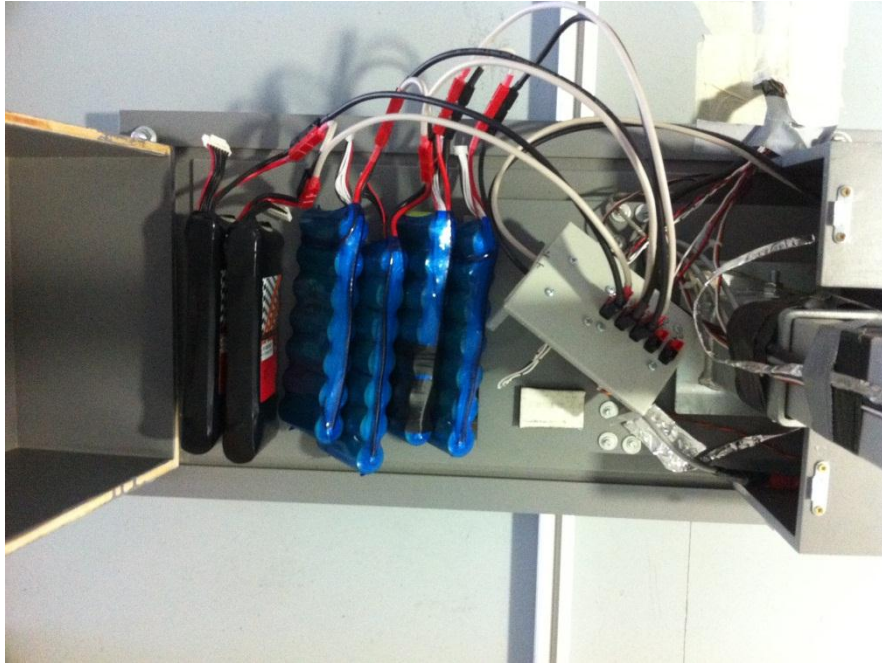


Ilustración 32 Caja de conexión de batería. Detalle de conexión de seis baterías

2.2.3.4. Variables propulsivas adimensionales: C_T , C_Q , C_P y rendimientos propulsivos

Tal como se habla en 2.1.2.4 las variables propulsivas adimensionales, son las más importantes a la hora de caracterizar modelos propulsivos generales. Con estos valores se consigue una independencia lógica con las variables de control, y de esa manera permiten caracterizar de forma aislada el comportamiento de las diferentes hélices. En el caso dinámico cobran una especial importancia a la hora de poder realizar una relación de éstas con el parámetro de avance.

En el caso de régimen dinámico en el que se llevan a cabo los experimentos, o en vuelo los coeficientes de tracción, par y potencia se pueden calcular mediante las fórmulas que siguen.

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

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

$$C_P = \frac{P}{\rho_{\infty} n^3 D^5}$$

Estos coeficientes se han obtenido de las referencias bibliográficas [17] y [22] dónde n es la velocidad de giro de la hélice dada en revoluciones por segundo y D es el diámetro de la hélice.

Los rendimientos asociados a cada hélice son por definición [22]:

$$\eta_P = \frac{C_T}{C_P} J$$

donde J es el parámetro de avance representado por el cociente entre la velocidad transversal al motor y el producto de la velocidad de giro (en revoluciones por segundo) por el diámetro de la hélice [22]:

$$J = \frac{V_\infty}{nD}$$

En general, la elección de la mejor hélice vendrá determinada por estos coeficientes adimensionales. Sin embargo, habrá que tener en cuenta como influye el tipo de hélice a la autonomía del motor, por lo que probablemente se deberá tomar una decisión de compromiso.

2.2.4. Experimentos sobre las actuaciones del avión

Como culmen de los experimentos en túnel de viento, se planteó la realización de un ensayo de simulación de las actuaciones fundamentales del Céfiro. Con ello se quieren conocer datos sobre autonomías cercanas a las reales y la capacidad del motor para conseguir los objetivos marcados por el UAV. El único ensayo de este tipo realizado se hizo con la hélice 22x10, por ser la que hasta el momento mejores resultados de autonomía e intermedios de rendimientos y tracción proporcionaba. Además el modo utilizado fue el *heli-auto*, pues se pretendía tener el máximo control absoluto sobre las revoluciones cosa, que como se ha comprobado en el experimento de comparación de modos, no es posible con el modo *aircraft*.

Los segmentos de vuelos simulados consisten en un tramo de despegue, otro de subida y uno final de crucero, el cual se mantiene a mismo régimen de empuje hasta el agotamiento de la energía proporcionada por los tres packs de dos baterías (14s 3p) que se utilizaron.

Para estudiar los tiempos típicos de despegue y subida se utilizan los datos de los experimentos en vuelo del Céfiro mayorandolos a fin de evitar problemas de inexactitud de cálculos que afecten a los resultados. Por otro lado, los valores de las magnitudes de diseño como el peso, la superficie alar y demás fueron tomados del informe interno sobre actuaciones de la primera versión del Céfiro realizado por Samblás en 2010 [9]. El hecho de que se tomen estos datos correspondientes a parámetros físicos del primer prototipo se deben a que mientras se realizaron los experimentos el Céfiro 2 aun estaba en construcción, sin embargo las características físicas variaban muy poco, pues se siguió el mismo diseño general del Céfiro ya construido. A continuación se presentará por separado el estudio de cada uno de los segmentos de vuelo estudiados para poder determinar las características del experimento.

2.2.4.1. Segmento de despegue

Se pretende en este subapartado obtener las magnitudes de tiempos y empuje necesarias para llevar a cabo la simulación del despegue. El *take-off* se realizará en 15 segundos teniendo en cuenta un amplio factor de seguridad para los tiempos experimentales de los ensayos en vuelo del Céfiro.

En estos 15 segundos, será necesario obtener una velocidad que se definirá como V_{TO} igual al 130% de la velocidad de entrada en pérdida para la configuración del avión con los flaps en posición de despegue. La velocidad de entrada en pérdida para esa configuración viene dada por:

$$V_{stall} = \sqrt{\frac{2W}{\rho_{SL} S C_{Lmáx}}} = 54.4 \text{ Km/h}$$

Donde ρ_{SL} será la densidad del aire a nivel del mar (1.225 kg/m^3), S la superficie alar (1.008 m^2), W el peso del UAV ($25.59 \cdot 9.81 = 251.04 \text{ N}$) y $C_{Lmáx}$ el coeficiente de sustentación para la configuración de *take-off* (1.65). Obtenidos todos del informe técnico de diseño actuaciones del Céfiro [9]. De esta manera, la velocidad de despegue es:

$$V_{TO} = 1.3 \sqrt{\frac{2W}{\rho_{SL} S C_{Lmáx}}}$$

que viene calculada a unos 70 Km/h que se supone que se conseguirán sobradamente manteniendo la máxima posición de palanca durante los 15 segundos propuestos. Si se mantiene la hipótesis de que la aceleración programada de 0-100% en el variador se consigue en un segundo más de lo implementado, es decir 5 segundos (véase Tabla 4), y se deshecha todo este tiempo como tiempo perdido, sobran 10 segundos para que el avión, que ya proporciona un empuje debido a una palanca de valor, consiga acelerar hasta los 70Km/h. Como éste análisis se realizó tras el pos procesado de los experimentos del apartado 2.2.3 se pudo sacar información del empuje proporcionado para máximo *throttle*. Tomándose el valor medio, hasta alcanzar los 70Km/h de vuelo, del empuje proporcionado se obtiene que éste equivale a 70N. Si por otro lado, ahora suponemos que la resistencia durante todo el tramo es la conseguida para el 70% de la velocidad de despegue dado por el modelo de polar parabólica del céfiro ($C_D = C_{D0} + kC_{Lmáx}^2$, donde $C_{D0} = 0.031$ y $k = 0.0426$) se obtiene que la diferencia entre la tracción y la resistencia, es decir el empuje neto obtenido, ronda en torno a los 52 N. Para calcular el tiempo que se tarda con esta fuerza en acelerar el avión hasta los 70Km/h se tiene en cuenta la masa del avión, M , en la siguiente expresión.

$$V_f = V_0 + at = 0 + \frac{E_{neto}}{M} t \quad \rightarrow \quad t_{necesario} = \frac{V_f M}{E_{neto}} = 9.5 \text{ s}$$

Por lo tanto, y debido a todos los factores de mayoración y simplificaciones del lado de la seguridad que se han tenido en cuenta, se puede ver como 15 segundos son suficientes a máximo régimen de revoluciones para el despegue del avión. Así, la forma de actuar para simular el despegue será mediante una subida de la velocidad del túnel de viento hasta los 70Km/h en 15 segundos a aceleración constante de 1.3 m/s^2 y un paso casi instantáneo del porcentaje de palanca al 100% de su valor.

2.2.4.2. Segmento de subida

Una vez pasados los 15 segundos de despegue, es necesario conocer como se actuará para modelar el tramo de subida del Céfiro. Se sabe por las ecuaciones de la mecánica del vuelo simplificadas que el gradiente de subida viene dado por la relación:

$$\gamma = \frac{T - D}{W}$$

Por lo que si se realiza la subida a la misma velocidad con la que se supuso la finalización del despegue y se toma un valor del gradiente de ascenso de 0.14. La tracción asociada a este segmento de las actuaciones es la que sigue.

$$T_{subida} = \gamma W + D$$

Donde la resistencia D , viene de la polar parabólica calculada para el Céfiro (véase [9]) y se obtiene un valor para $T_{subida} = 52\text{ N}$. La velocidad vertical vendrá relacionada con la total de forma proporcional al gradiente de subida ($V_v = V\gamma$) por lo que se obtendrá que la velocidad vertical será 1.7 m/s consiguiendo alcanzar una altitud deseada de unos 100 metros (debido a que el vuelo se hace visualmente desde tierra) en 30 segundos.

La manera experimental de desarrollar el ensayo será por tanto manteniendo durante 30 segundos la velocidad del túnel de viento a 70Km/h y una posición de palanca que permita obtener el empuje asumido, que se controlará desde el monitor de toma de resultados en tiempo real, de 52 N .

2.2.4.3. Segmento de crucero

Para el segmento de crucero solo se tendrá en cuenta la expresión de empuje igual a resistencia, por lo que se calcula la resistencia para una altitud de cien metros y para una velocidad intermedia entre la asociada al máximo alcance y a la máxima autonomía calculadas respectivamente por las expresiones que siguen se puede obtener la tracción necesaria.

$$V_r = \sqrt{\frac{2W}{\rho S} \sqrt{\frac{k}{C_{D0}}}} = 75.5 \text{ Km/h} \quad (\text{velocidad de máximo alcance})$$

$$V_e = \sqrt{\frac{2W}{\rho S} \sqrt{\frac{k}{3C_{D0}}}} = 57.5 \text{ Km/h} \quad (\text{velocidad de máximo alcance})$$

Si se toma, por simplificar, de nuevo el valor de los 70Km/h para la velocidad del vuelo en crucero, se obtiene que la resistencia asociada será de unos 20 N . Resistencia que habrá que contrarrestar con una tracción de la misma magnitud. La forma de actuar será por tanto, una vez terminado el ascenso, reducir el empuje a un valor de unos 20 N según la monitorización de los resultados y mantener esta posición de palanca hasta que ya no se dispongan de más energía eléctrica.

2.2.4.4. Conclusiones sobre el ensayo de actuaciones y esquema

Llegados a este punto conviene repasar las simplificaciones que se han realizado en vías de la seguridad, así como los factores de mayoración que se han utilizado. Para el segmento de despegue se supuso que se perdían 5 segundos en alcanzar el máximo régimen de revoluciones y sin embargo no se tuvo en cuenta que durante ese tiempo el motor ya va consiguiendo un empuje no nulo y que por tanto ha iniciado la marcha. Además, se tomó un valor del 130% de la velocidad de entrada en pérdida para configuración de *take-off* del despegue cuando generalmente se toma un 120%. Por último, se tomó el menor de los valores de tracción asociados a la velocidad final de despegue, cuando éste es mayor durante todo el recorrido en pista.

Por otro lado, en cuanto a los segmentos de actuaciones de ascenso y crucero, parece que los resultados obtenidos están poco sobredimensionados. Sin embargo, se ha comentado que los valores de empuje se tararán a partir de la monitorización a tiempo real del empuje ofrecido por la hélice en el ensayo, pero este no es el empuje real pues la bancada instalada también presenta una resistencia aerodinámica que habría que sumar al valor de la pantalla para obtener la tracción neta. Por tanto, se considera este valor de la resistencia de la estructura como un factor de mayoración de los cálculos para los dos últimos tramos de vuelo ensayados. En la Ilustración 33 se presenta un esquema del modelo a seguir a la hora de estudiar los segmentos de vuelo en este experimento. El modo de realizar el ensayo fue mediante la colaboración de dos personas, ya que mientras una se encargaba de modelar la velocidad del túnel de viento que se necesitaba en cada instante cronometrado, la otra controlaba la radio para obtener los empujes necesarios en el monitor donde se descargaban los datos.

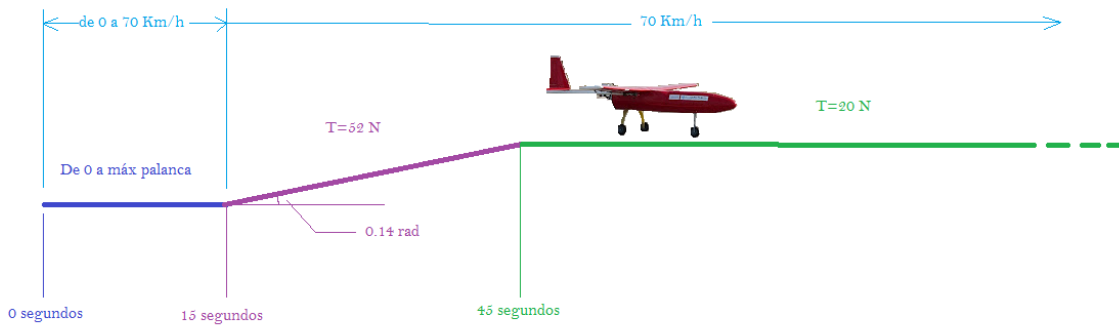


Ilustración 33 Segmentos de vuelo para el experimento de actuaciones del Céfiro

2.2.5. Conclusiones sobre los experimentos en túnel de viento

Con los ensayos en túnel de viento se consigue caracterizar totalmente el sistema moto-propulsivo permitiendo, además, la obtención de curvas generales para las hélices independizándolas así del sistema motor lo cual será útil por si en algún momento se plantease cambiar el tipo de motor utilizado. Así, puede sacarse la conclusión de cual es la mejor configuración del variador y el mejor tipo de hélice.

Por último, con el ensayo sobre las actuaciones del Céfiro, pueden obtenerse tiempos característicos de duración de las baterías así como conocer las capacidades del motor de generar los requerimientos necesarios, lo cual contribuirá de gran manera al análisis previo de las actuaciones de la aeronave.

3. Análisis de los ensayos en bancada

En este apartado se presentarán los resultados obtenidos de los ensayos estáticos y se comentarán de forma que se puedan sacar conclusiones importantes sobre el funcionamiento del sistema propulsivo en estudio y sus características. Primeramente se hace un análisis comparativo de los diferentes modos que proporciona el variador, en concreto el modo *Aircraft* y el *Heli-Auto*. El hecho de que en este análisis no se presenten los resultados obtenidos por el modo *Heli constant RPM* es debido a que son similares a los del *Heli-Auto*, y por tanto solo conseguirían manchar las gráficas de resultados. La pregunta entonces sería, ¿cuál es la diferencia entre estos dos modos? La respuesta es simple, la condición *Heli constant RPM* permite programar los rangos entre los que se moverá para un mínimo y un máximo valor del *throttle* las revoluciones por minuto generadas por el motor, y en principio este modo sería ventajoso, sin embargo el mínimo valor de las r.p.m. que podemos conseguir en él es demasiado alto, por lo que no permitiría tener un control adecuado sobre el motor para las distintas actuaciones del avión.

Posteriormente, se sacan por separado las gráficas de resultados de los dos modos ensayados para distintas posiciones de palanca de forma que se obtienen curvas que dan una gran información sobre la autonomía y cualidades moto-propulsivas a diferentes revoluciones. Además proporcionan más datos sobre como actúan estos dos modos.

Por último, se presentan los resultados de los experimentos de barrido en revoluciones por minuto. En ellos se puede observar como influye el tipo de hélice a las variaciones de las revoluciones mediante las variables de empuje y par. Además es posible obtener la relación de todas estas variables con la posición de palanca y consiguiéndose así, las variables adimensionales propulsivas correspondiente a cada hélice en estático.

3.1. Análisis de los ensayos de identificación de modos

En este apartado se comparan los ensayos realizados en dos modos distintos de programación del variador para un mismo valor de revoluciones por minuto generadas con la hélice 22x10. La importancia fundamental de este análisis radica en conocer la diferencia existente entre los tipos de programación del Jeti Spin 99 Opto.

La realización de estos dos ensayos se lleva a cabo manteniendo una posición de palanca constante que mantuviese unas r.p.m. muy similares hasta el agotamiento de las dos baterías utilizadas en cada una de las pruebas, por lo que la representación de los datos se hace frente al tiempo.

Antes de comenzar a analizar los ensayos realizados para comparar tanto el modo *Aircraft* como el modo *Heli-Auto*, conviene pensar en la forma más realista de presentar los datos debido a los problemas típicos de captura de datos telemétricos. Esto es debido a que los datos obtenidos no siguen ninguna ley matemática si no que fluctúan aleatoriamente en torno a diferentes valores asociados a la realidad. A modo de ejemplo, a continuación se presentan dos gráficas (Ilustración 34 e Ilustración 35) correspondientes a los valores obtenidos de las r.p.m. en función del tiempo para los diferentes modos.

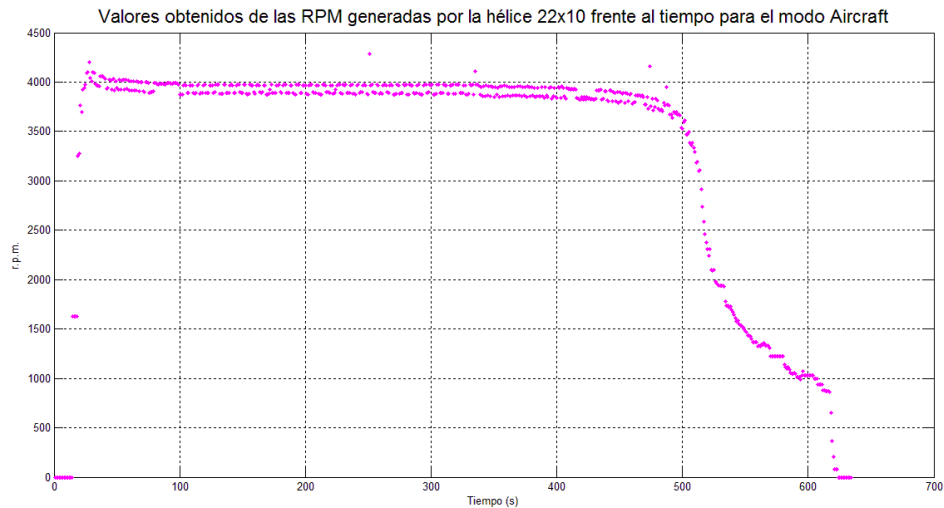


Ilustración 34 Valores de r.p.m. obtenidos en el análisis comparativo para el modo Aircraft

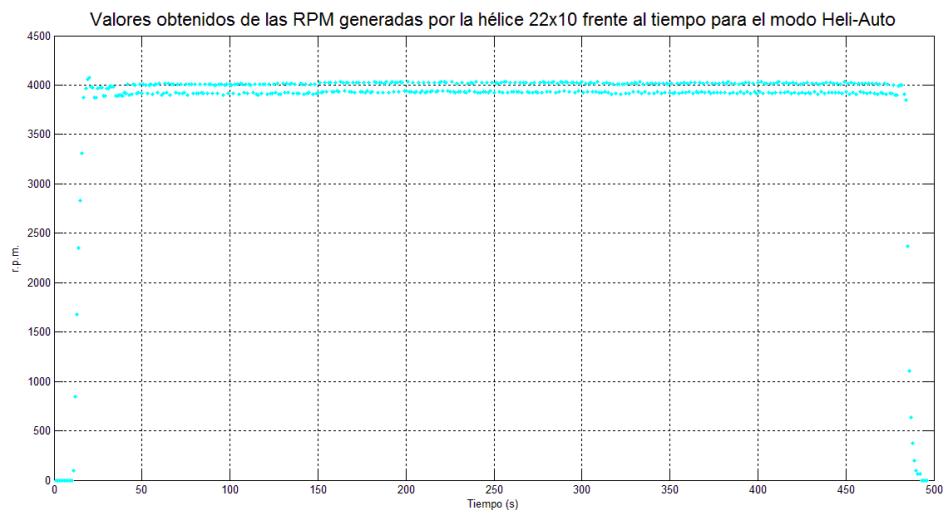


Ilustración 35 Valores de r.p.m. obtenidos en el análisis comparativo para el modo Heli-Auto

Como se ha podido observar, los datos obtenidos tienen una cierta fluctuación que dificulta su análisis por lo que la representación de las variables conseguidas deberá hacerse mediante una línea de tendencia que proporcione una información lo más cercana a la realidad posible sobre el sistema propulsivo.

De todas las líneas de tendencias, la más ejemplar para estos casos es sin duda la media móvil. Las medias móviles permiten suavizar las fluctuaciones de los valores, con la finalidad de dar una interpretación más compacta de la continuidad de los datos. El método de las medias móviles en estadística es un método utilizado para analizar un conjunto de datos en modo de puntos para crear series de promedios. Así las medias móviles son una lista de números en la cual cada uno es el promedio de un subconjunto de los datos originales. Existen varios tipos, pero se focalizarán sólo dos;

la media móvil simple y la media móvil exponencial. La forma de calcular la media móvil simple y la exponencial es mediante las siguientes fórmulas (véase [25]):

$$SMA_i = \frac{d_i + d_{i-1} + \dots + d_{i-(p-1)}}{p} \quad (\text{Simple Moving Average})$$

$$EMA_i = EMA_{i-1} + \frac{2}{p+1}(d_i - EMA_{i-1}) \quad (\text{Exponential Moving Average})$$

donde el coeficiente “i” corresponde a la posición del dato discreto, la “d” son los datos y “p” es el periodo de tiempo que se toma para realizar la media. La diferencia principal entre estos dos tipos de medias móviles radica en que la exponencial le da más importancia a los últimos datos obtenidos durante el periodo, por lo que ésta será la utilizada cuando los valores evaluados tengan una fuerte tendencia a aumentar o disminuir.

Si se utiliza una media móvil simple de 30 segundos de periodo para representar los datos de revoluciones anteriores, obtenemos la gráfica de la Ilustración 36. Se puede observar como se consigue aproximar bastante bien la tendencia mediante estas líneas, lo cual era lo deseado en este caso.

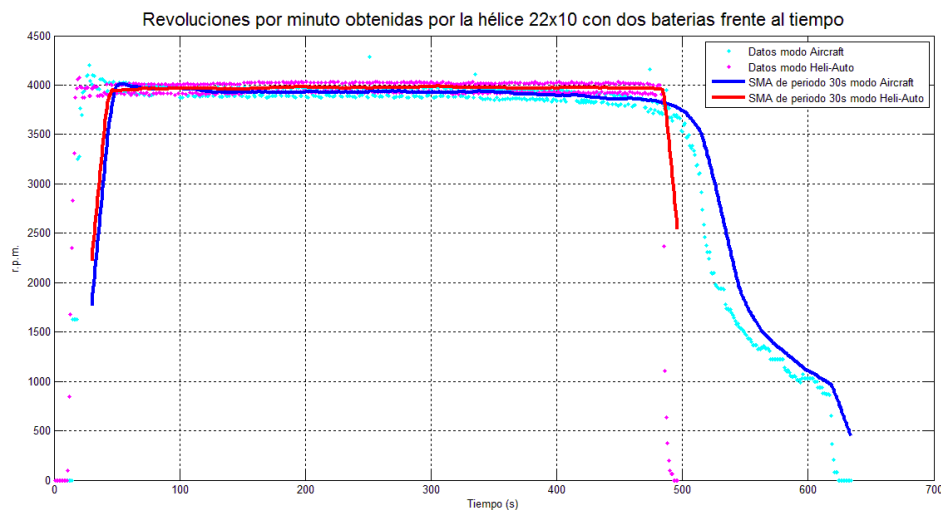


Ilustración 36 Valores de r.p.m. y medias móviles obtenidos en el análisis comparativo para distintos modos

Además, si se hace un análisis de la gráfica, se comprueba cómo las revoluciones se mantienen invariantes a 3980 rpm durante un rango aproximado de tiempo de 8 minutos para finalmente caer, por lo que, se puede ver como el modo *Heli-Auto* es más estable y mantiene un valor más invariable de las revoluciones que el modo *Aircraft*. Por otro lado, el modo *Aircraft* no es capaz de mantener las revoluciones por minuto de la hélice, sin embargo la decadencia es casi lineal, con una pendiente muy pequeña, hasta que finalmente cae de forma parabólica para el mismo valor de tiempo al que el *Heli-Auto* dejaba de proporcionar régimen de r.p.m.'s. Por otro lado si se

representa también mediante una media móvil simple del mismo periodo el empuje y el par asociado a estas r.p.m. se obtienen la Ilustración 37 y la Ilustración 38.

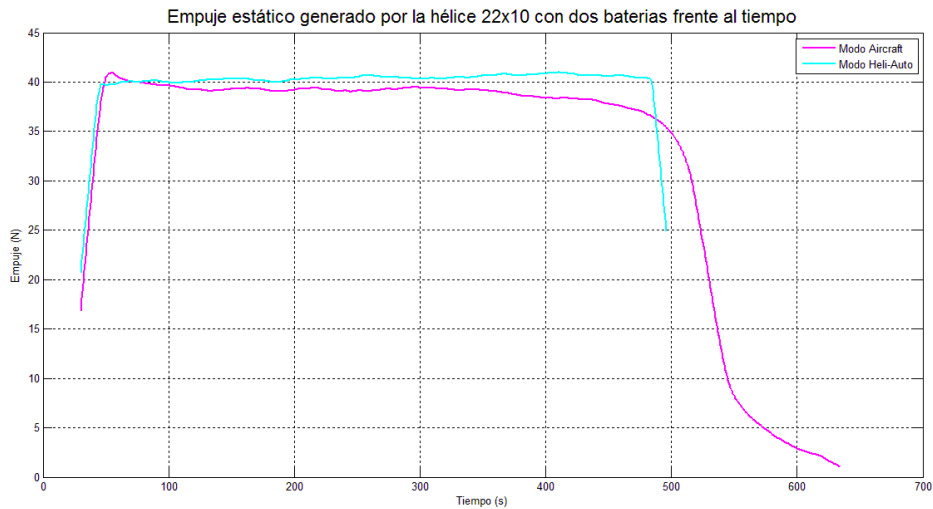


Ilustración 37 Empuje como función del tiempo obtenido en el análisis comparativo para distintos modos

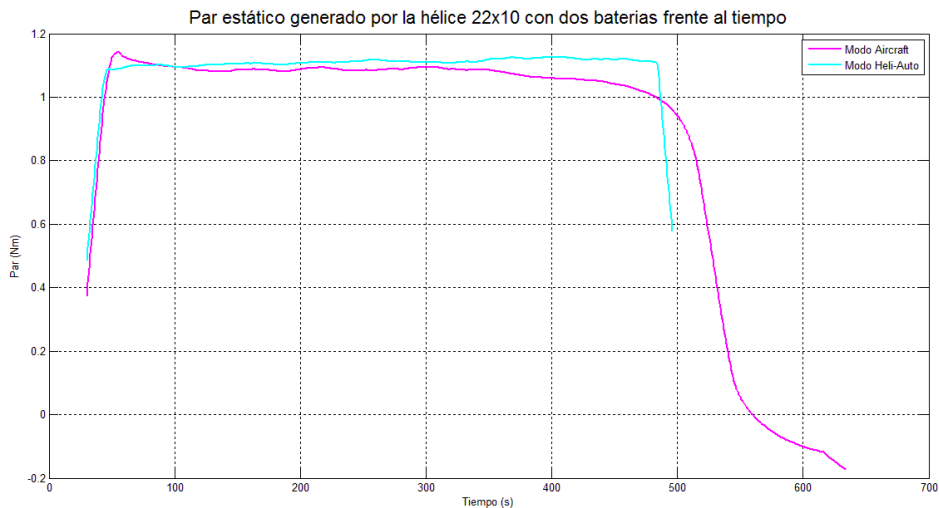


Ilustración 38 Par como función del tiempo obtenido en el análisis comparativo para distintos modos

Tanto empuje como par se mantienen constantes durante el tiempo de operación a r.p.m. constantes en el modo *Heli-Auto* permitiendo una mejora visible de los resultados en cuanto a invariabilidad. No obstante, sigue existiendo una pequeña pendiente que hace caer las variables dinámicas con el tiempo para el modo *aircraft*. Si se comparasen con la gráfica de revoluciones por minuto obtenida anteriormente, será posible darse cuenta de como las curvas de las tres gráficas (*r.p.m.*, *empuje* y *par*) son tan similares que casi podrían superponerse, lo cual lleva a afirmar que la relación entre estos tres valores es muy cercano a una correspondencia lineal o proporcional. En la Ilustración 39 e Ilustración 40 se representan las gráficas obtenidas mediante un

ajuste de media móvil simple exponencial para las variables eléctricas de intensidad y de voltaje.

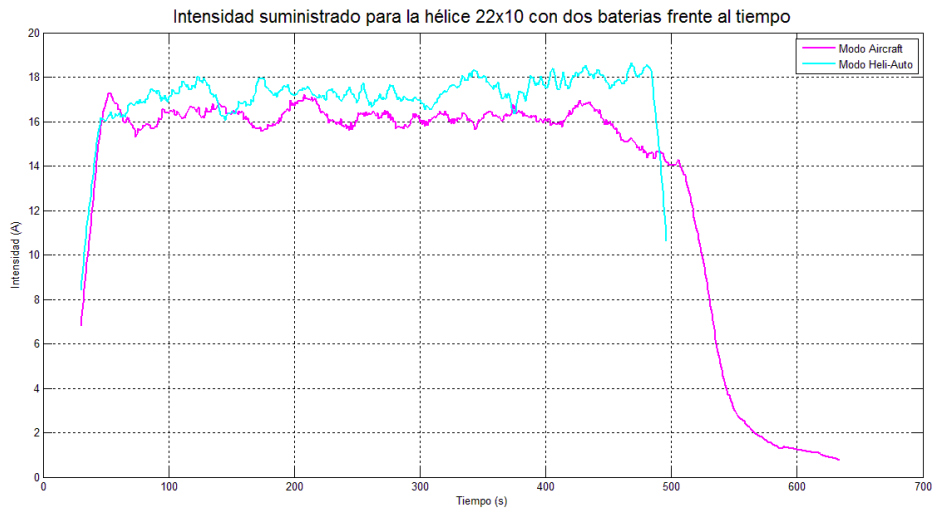


Ilustración 39 Intensidad como función del tiempo obtenida en el análisis comparativo para distintos modos

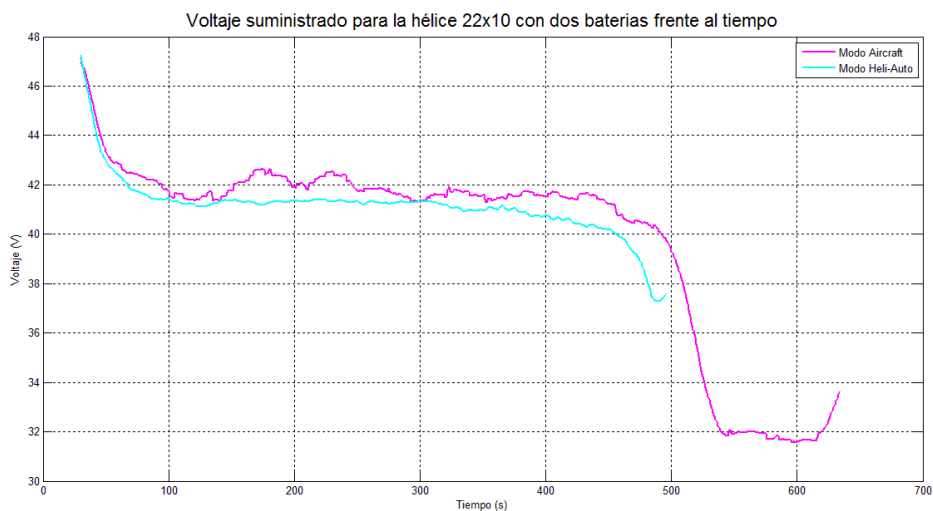


Ilustración 40 Voltaje como función del tiempo obtenido en el análisis comparativo para distintos modos

El hecho de presentar ahora los resultados mediante una línea de tendencia *EMA* es debido a que ahora la fluctuación de datos es mucho mayor y es necesario darle más importancia a los últimos valores obtenidos para poder representar bien la propensión. Por otro lado, hay que hacer constar que las variaciones en cuanto a corriente suministrada es enorme, sin embargo, esto no es debido a errores en los sistemas de medición ni de recogidas de datos, pues posteriormente se hizo un chequeo con los resultados obtenidos en el Jeti Box y se sacaba la misma conclusión. Esta variación es debida a que el controlador del motor tomaba más o menos corriente de acuerdo a los requisitos del controlador interno.

En la Ilustración 41 se puede apreciar lo ya comentado anteriormente. En cuanto a la tendencia de intensidad y voltaje se puede apreciar como el modo *Aircraft* mantiene tanto el voltaje como la intensidad lo más constante posible, mientras que el modo *Heli-Auto* hace que una suave bajada de tensión se compense con una suave subida de corriente por lo que se mantiene la potencia consumida a un mismo nivel.

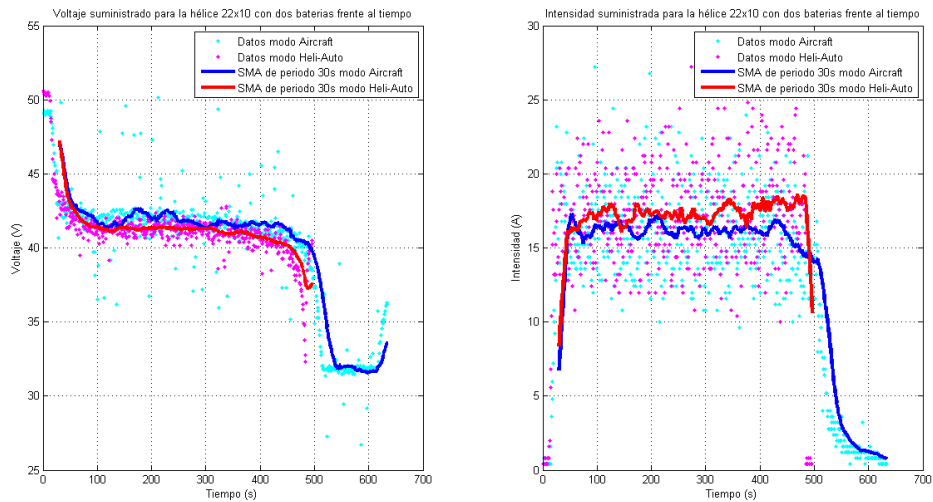


Ilustración 41 Valores de intensidad y voltaje y medias móviles obtenidos en el análisis comparativo para distintos modos

La multiplicación de las dos variables anteriores, permite obtener la gráfica que representa la potencia eléctrica consumida por el motor donde se puede apreciar la variación de potencia para los dos modos. En el *aircraft* esta magnitud cae con el tiempo en media, al igual que pasaba con las r.p.m.'s, pues parece que estas magnitudes en estático están correlacionadas.

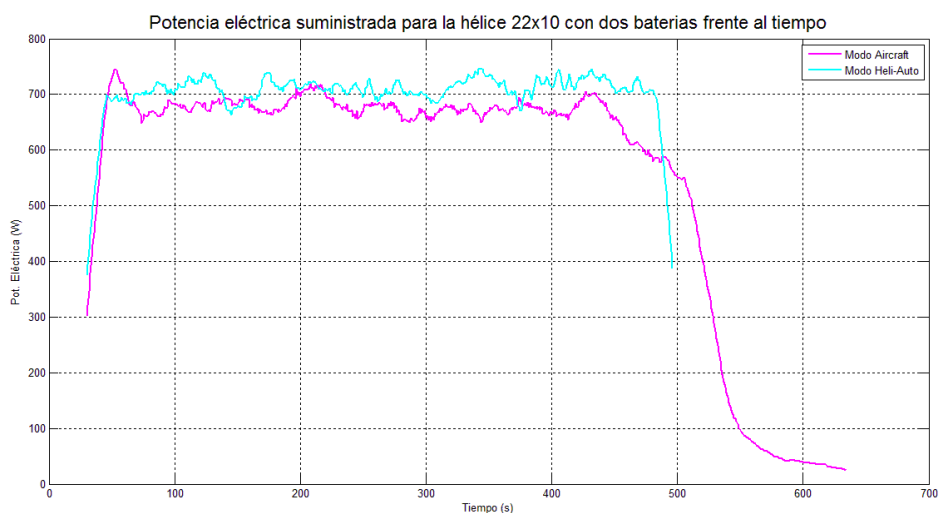


Ilustración 42 Potencia eléctrica disponible como función del tiempo obtenida en el análisis comparativo para distintos modos

En general, hasta la caída de las revoluciones la potencia se mantiene a un nivel casi constante para ambos modos, aunque quizás exista un decaimiento leve de la potencia eléctrica disponible para el motor en el modo *Aircraft*, factor que se incrementa llegados a un punto coincidente con la caída más intensa de revoluciones que tiene este modo.

Por otro lado, la curva celeste advierte de un agotamiento total de las baterías manteniendo la potencia de entrada constante hasta su límite, mientras que la rosa muestra esta información cayendo en forma de campana hasta agotar las reservas de energía eléctrica. De esta manera, puede decirse que el modo *Heli-Auto* aprovecha durante más tiempo los recursos de potencia proporcionados por la fuente de energía eléctrica mientras que el segundo modo, por otro lado, avisa de que la fuente está a punto de agotarse. Esto, era lo mismo que sucedía para las curvas de r.p.m., empuje y par generados. Si se centra la atención ahora en la potencia consumida por el eje del motor, es decir la potencia mecánica generada, ésta puede calcularse mediante la siguiente igualdad:

$$P_{Mecánica} = Q \cdot \Omega \text{ (rad/s)}$$

En la Ilustración 43, se ha presentado la potencia mecánica calculada en función del tiempo. De nuevo es posible comprobar como el modo *Heli-Auto* proporciona más constancia de variable que el *Aircraft*, la cual se ha visto incrementada por el producto de los dos datos que actúan en la fórmula de la potencia mecánica generada.

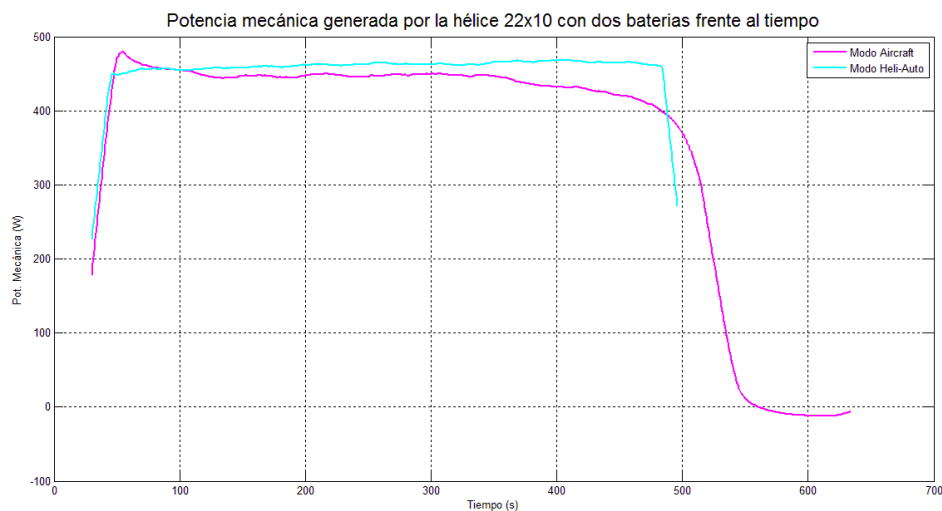


Ilustración 43 Potencia mecánica generada como función del tiempo obtenida en el análisis comparativo para distintos modos

Por último, se presenta una gráfica del rendimiento motor obtenido en función del tiempo, el cual se calcula como el cociente entre la potencia mecánica generada y la potencia eléctrica disponible.

$$\eta_M = \frac{P_{Mecánica}}{P_{Eléctrica}} \cdot 100 (\%)$$

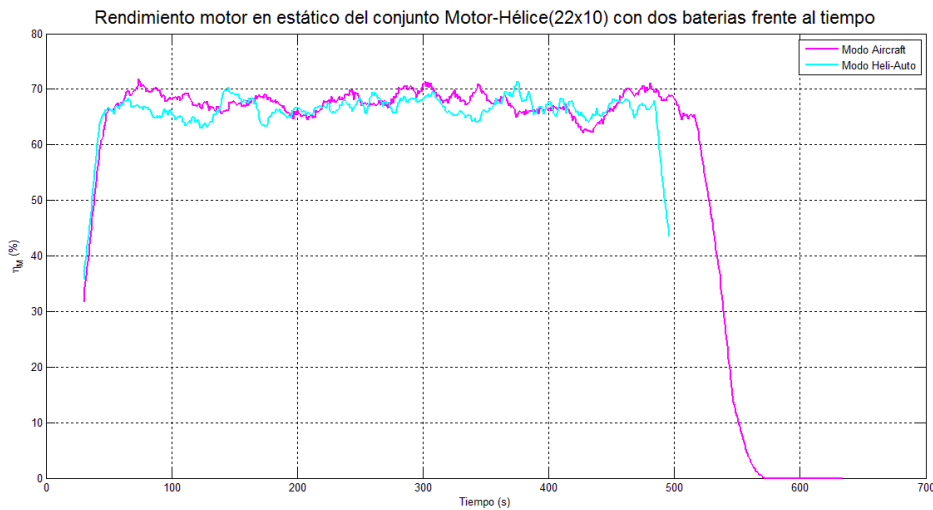


Ilustración 44 Rendimiento motor como función del tiempo obtenido en el análisis comparativo para distintos modos

Es visible como el rendimiento motor presenta ciertos niveles de ruido. Ello es debido a la gran fluctuación existente en las variables eléctricas. Sin embargo si se realiza la media de los valores obtenidos se obtiene para ambos modos en torno al 68% de rendimiento, lo cual supone una pérdida del aproximadamente 32% de la energía suministrado al motor. Generalmente estas pérdidas serán debidas a factores mecánicos del motor, al efecto Joule en el sistema eléctrico o a otros debidos al comportamiento del controlador de la máquina.

Se puede concluir por tanto comentando que el modo *Heli-Auto* proporciona más fiabilidad en cuanto a la constancia de las variables propulsivas que necesitamos. Sin embargo existe un cierto inconveniente que el modo *Aircraft*, por otro lado puede suplir, éste es el hecho de que cuando el motor se está quedando sin reservas de energía eléctrica el *Aircraft* avisa mediante una suave caída de revoluciones por minuto, empuje generado y par obtenido.

3.2. Análisis de los ensayos de caracterización

En este apartado se comparan los ensayos realizados en dos modos distintos de programación del variador, el *Aircraft* y el *Heli-Auto*. Con ello, simplemente se pretenden sacar curvas que puedan ser utilizadas para caracterizar el sistema propulsivo en cualquiera de las dos configuraciones.

Inicialmente se ha hecho un análisis de identificación para el modo *Aircraft*. Estos ensayos se desarrollaron variando las cuatro hélices de las que se disponía y por cada pala utilizada se ensayaban distintos rangos de posiciones de palanca; el 15%, 25%,

35%, 50%, 65% y 75%, asociadas a unas revoluciones por minuto asociadas al motor constantes, como ya se pudo apreciar en el apartado 3.1. El hecho de que se haya utilizado el 75% como máxima posición de palanca viene determinado porque, según se ha visto en los experimentos, éste es el valor a partir del cual 14 celdas en serie (de baterías) saturan el valor obtenido en las revoluciones. De igual manera, se han realizado a posteriori, los mismos tipos de ensayos, con la diferencia de que el modo de controlador del motor elegido ahora sería el *Heli-Auto*.

Por último, para la configuración de control y tipo de hélice se realiza un barrido de revoluciones que permite obtener la relación inequívoca entre las variables de caracterización planteadas en el apartado 2.1.2 así como una tabla de coeficientes adimensionales y rendimientos propulsivos.

3.2.1. Variación en r.p.m. con distintas hélices para el modo *Aircraft*

Para distintos valores de posición de palanca y diferente geometría de las hélices utilizadas se pretende representar de la forma que más fielmente se ajuste a la realidad las variables que permitan definir el conjunto motor-hélice de la manera más completa posible. El orden de presentar los resultados viene definido por el tipo de variables que se está tratando (véase el apartado 2.1.2), mientras que el tipo de representación utilizado será el mismo que en el apartado de análisis de los ensayos de identificación de modos.

3.2.1.1. Variables cinemáticas: RPM

Ya es sabido que la mejor forma de representar datos de los ensayos realizados en función del tiempo es utilizar una media móvil que permita obtener de la mejor forma posible la tendencia de las variables. En el caso de las revoluciones por minuto, y para los demás datos posteriores analizados, se representará una media móvil simple de periodo 30 segundos para cada uno de los resultados recogidos en los ensayos. Se representan las r.p.m. de las diferentes hélices para seis valores de la posición de palanca en cuatro gráficas distintas (expresando como se van a enfocar los experimentos), una para cada hélice ensayada.

En la Ilustración 45 se representan las revoluciones asociadas a un ancho de pulso caracterizado por una posición de palanca constante frente al tiempo para la hélice 22x10. Se aprecia un acoplamiento de los valores para el 65 y 75% de posición de palanca. Esto es debido al límite superior de ancho de pulso proporcionado por la radio, a la que tanto ésta como el variador están programados, parece que realmente un ancho de pulso asociado al 65% es en el modo *aircraft* el que satura el régimen de revoluciones obtenido.

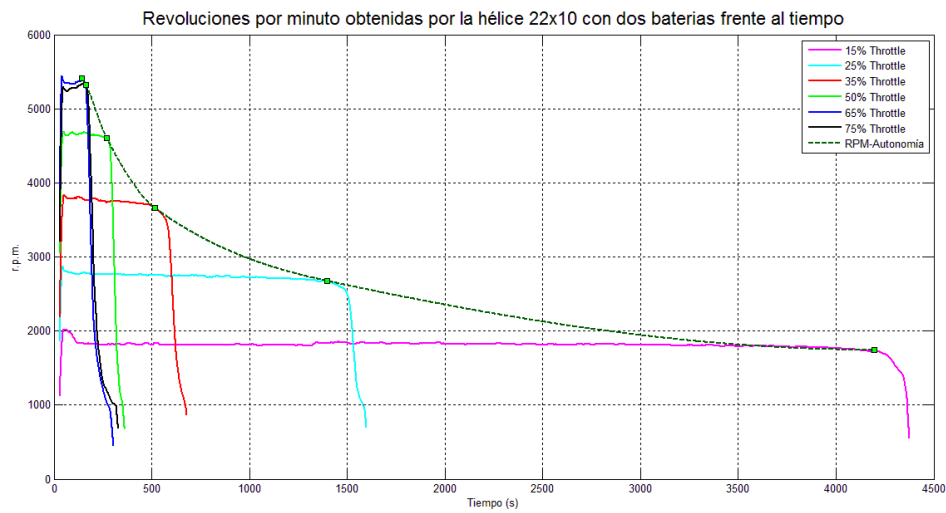


Ilustración 45 r.p.m. frente al tiempo. Modo Aircraft, Hélice 22x10

Por otro lado, la posibilidad de proporcionarse la autonomía para cada régimen de revoluciones permite obtener una curva interpolada, que ofrece la autonomía en función de las revoluciones por minuto marcadas. Las mismas tendencias puede obtenerse para en la Ilustración 46 para la hélice 22x12W, en la Ilustración 47 para la 21x14 y en la Ilustración 48 para la 22x12E.

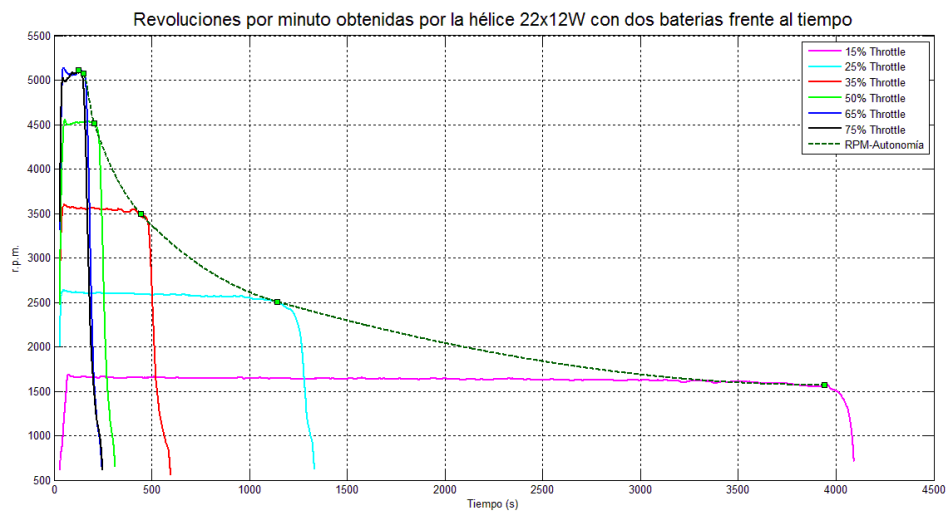


Ilustración 46 r.p.m. frente al tiempo. Modo Aircraft, Hélice 22x12W

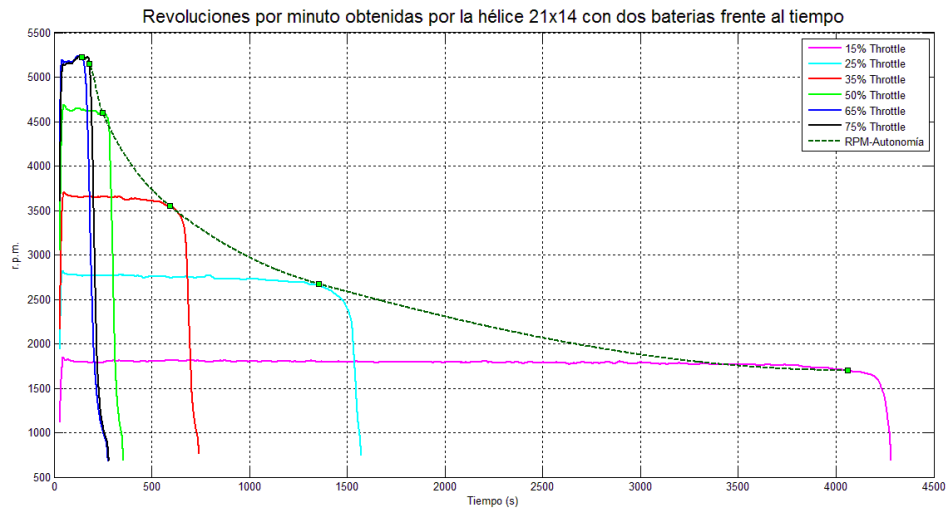


Ilustración 47 r.p.m. frente al tiempo. Modo Aircraft, Hélice 21x14

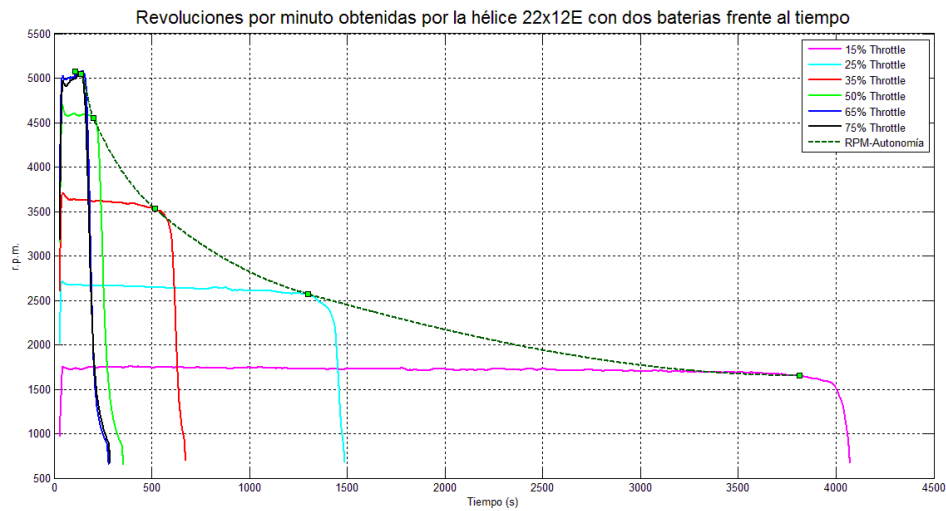


Ilustración 48 r.p.m. frente al tiempo. Modo Aircraft, Hélice 22x12E

Se han representado las revoluciones por minuto del eje con el tiempo transcurrido. Generalmente, con estas figuras será difícil hacer la distinción existente que hay para la velocidad de giro de las distintas hélices, sin embargo, serán curvas importantes a la hora de diseñar las curvas de actuación de la aeronave. Esto es así debido a que el Céforo 2, trabajará con un solo tipo de hélice, y las demás curvas representadas en una misma gráfica mancharían la figura.

Se puede observar como vuelve a obtenerse, para las demás imágenes, el solapamiento de las dos últimas curvas de mayor posición de palanca debido al fenómeno de saturación ya explicado. Se puede decir por tanto que en cuanto a comportamiento y tendencia, todas las hélices siguen el mismo patrón para la variable cinemática.

Para comparar ahora el tipo de hélice, será necesario comparar de una en una las curvas obtenidas para cada hélice según la determinación de la posición de palanca.

En la Ilustración 49 se representan en 6 gráficas distintas las curvas obtenidas por medias móviles simples de los datos reales almacenados de cada ensayo para cada uno de los distintos valores de *throttle*. Se puede apreciar como todas las hélices rondan el mismo valor de las revoluciones, sin embargo, si hubiera que analizarlas de mayor a menor magnitud el orden sería 22x10, 21x14, 22x12E, 22x12W. No obstante, esto solo permite tener una idea de las hélices que antes se someten a régimen compresible, lo cual tampoco es muy importante pues como se verá posteriormente en los resultados dinámicos, todas rondan el mismo valor del Mach.

Por otro lado, ya se puede apreciar una cierta distinción de autonomía para cada una de las distintas hélices, así las hélices que más tiempo durarán en funcionamiento para misma energía eléctrica disponible serán las 22x10 y la 21x14, mientras que las de paso 12 darán un valor mucho menor de autonomías. Si se piensa detenidamente, esto es lógico, debido a que las revoluciones de todas ellas son muy similares, sin embargo un paso y un diámetro de la pala mayor condiciona un mayor movimiento másico del aire por lo que la potencia eléctrica para mantener esas revoluciones deberá ser mayor y en consecuencia tener un gasto de energía eléctrica más grande. Cosa que quedará demostrada en el apartado 3.2.1.3.

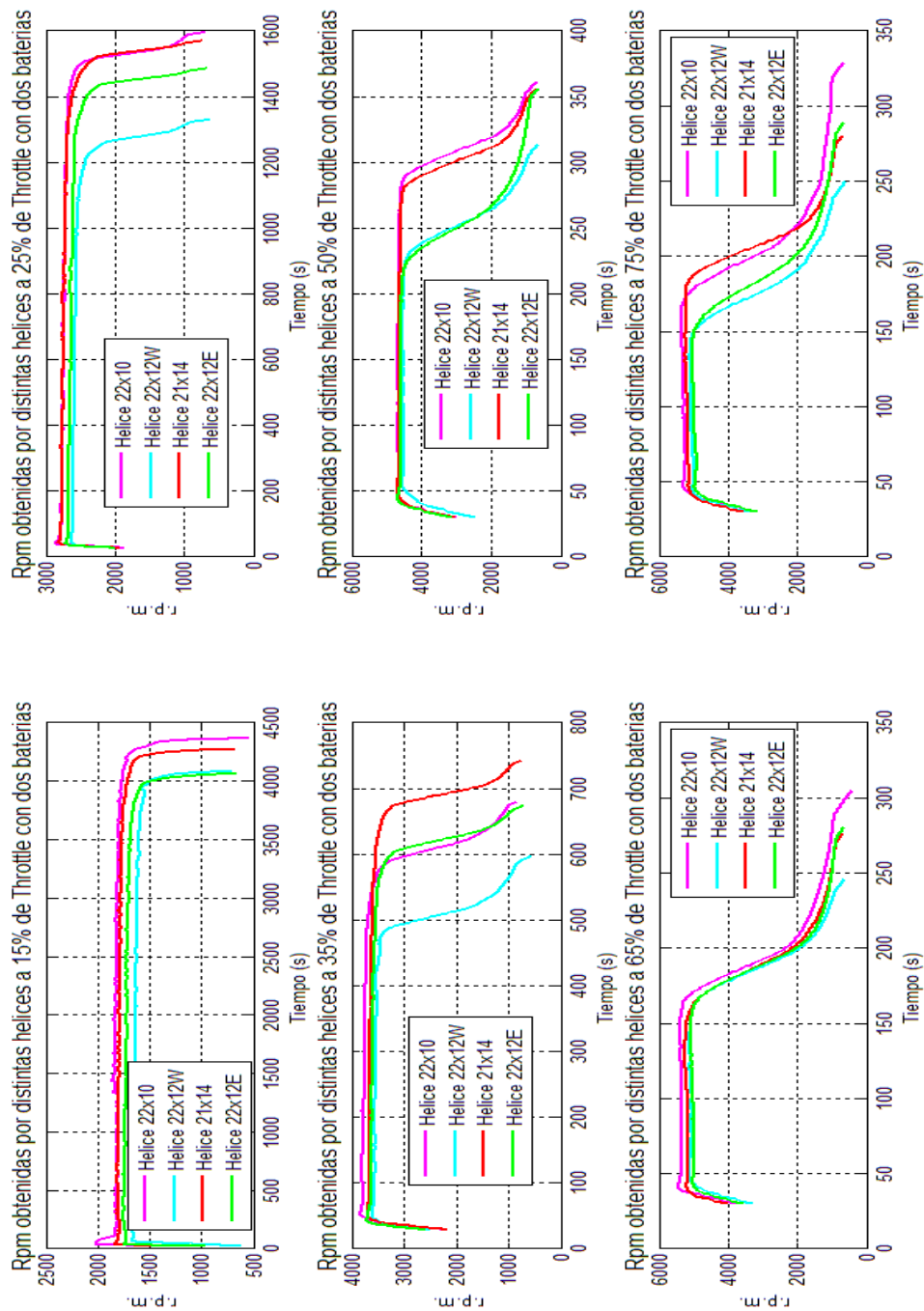


Ilustración 49 r.p.m. frente al tiempo. Modo Aircraft, todas las hélices

3.2.1.2. Variables dinámicas: Empuje y Par

Las variables dinámicas permiten comprender como funciona el motor de una manera más directa que las demás, pues un empuje mayor permite un mayor rango de desempeño de las actuaciones para las que se diseñó el UAV. De nuevo se comienza por representar las variables dinámicas de las diferentes hélices para seis valores de la posición de palanca en cuatro gráficas distintas, una para cada hélice ensayada. Inicialmente se representa el empuje obtenido en newtons.

En las gráficas de la Ilustración 50, Ilustración 51, Ilustración 52 e Ilustración 53 se representan el empuje asociado a un ancho de pulso caracterizado por una posición de palanca constante frente al tiempo para las cuatro hélices ensayadas. Se puede apreciar como también se aprecia el acoplamiento de los valores para el 65 y 75% de posición de palanca debido al límite superior existente del ancho de pulso proporcionado por la radio. Se ha visto que un régimen de revoluciones está asociado solamente a un empuje por lo que si las revoluciones se acoplan también lo hará la tracción. La posibilidad de proporcionarse la autonomía para cada empuje asociado a una posición de palanca permite obtener una curva interpolada, que ofrece la autonomía en función de la tracción, lo cual será necesario a la hora de valorar las actuaciones óptimas del Céfiro 2.

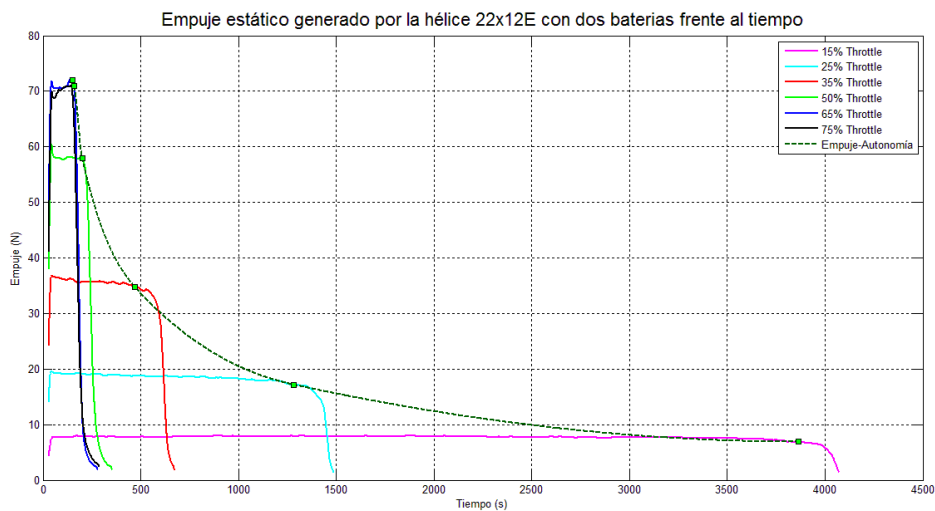


Ilustración 50 Empuje frente al tiempo. Modo Aircraft, Hélice 22x10

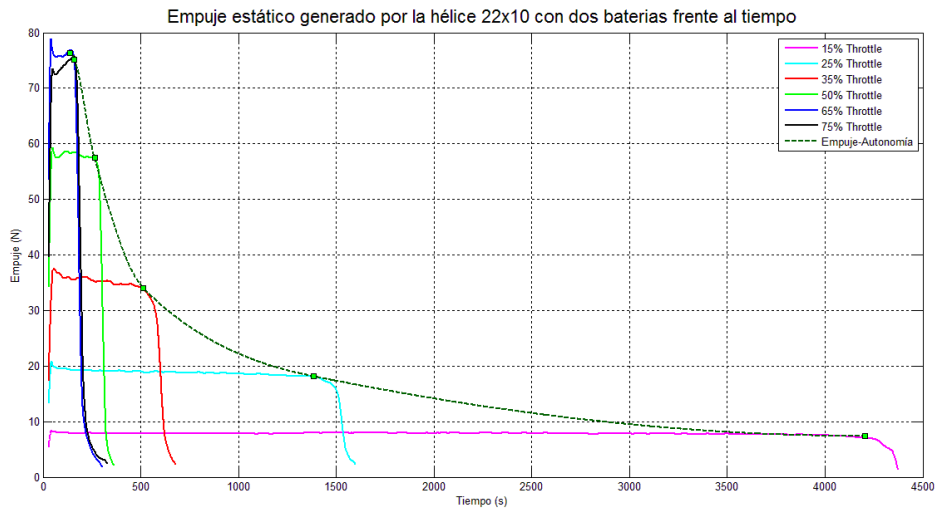


Ilustración 51 Empuje frente al tiempo. Modo Aircraft, Hélice 22x12W

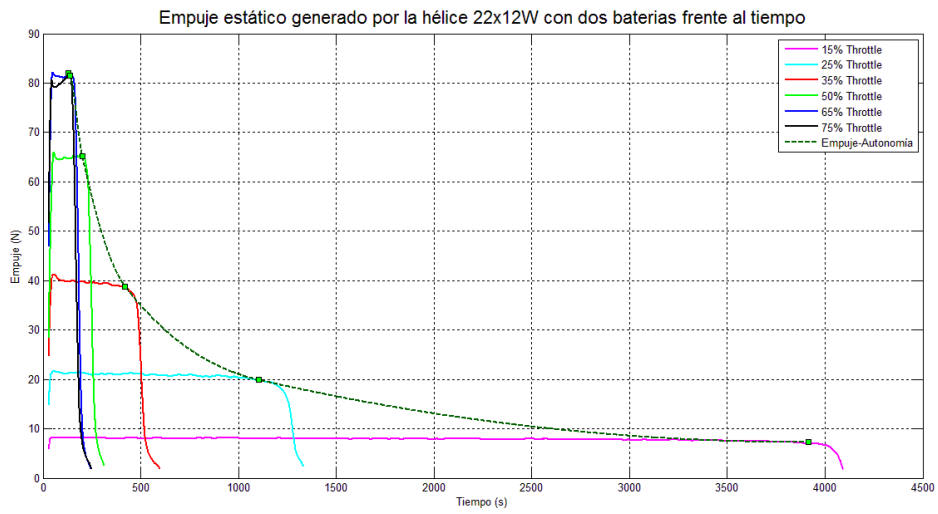


Ilustración 52 Empuje frente al tiempo. Modo Aircraft, Hélice 21x14

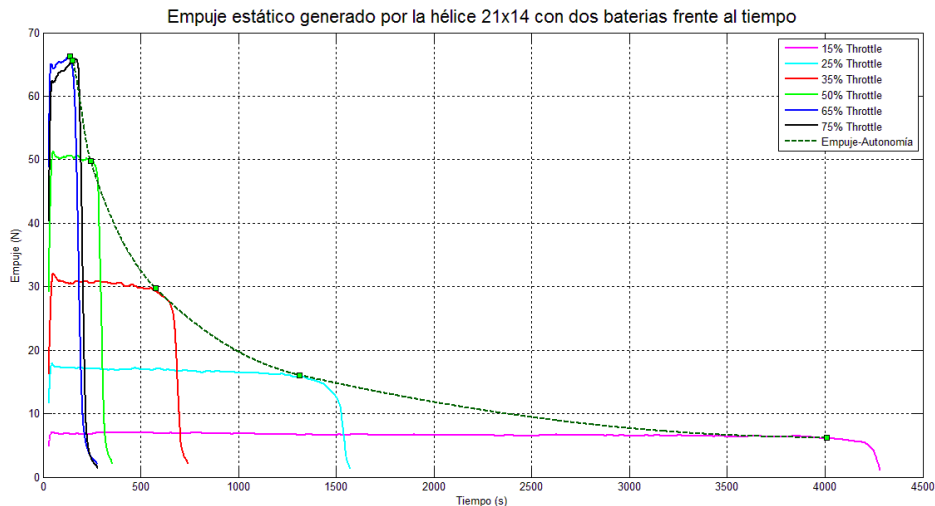


Ilustración 53 Empuje frente al tiempo. Modo Aircraft, Hélice 22x12E

Éstas serán las curvas en estático serán de las que mayor importancia tengan a la hora de diseñar las curvas de actuación de la aeronave. Esto es así debido a que el empuje proporcionado y su autonomía asociada es una de las características más importantes para la implementación de la planta propulsora de la aeronave. A continuación será necesario comparar ahora los empujes generados por las distintas hélices, para ello se presenta la Ilustración 54. En ella se aprecia como la variación del empuje ahora es mucho mayor entre las hélices. Como era de esperar, la hélice 21x14 es la que menos empuje proporciona debido a que tiene una pulgada menos de diámetro que las demás y el gasto másico será mucho menor.

Por otro lado, puede apreciarse como en un principio y para bajas revoluciones las hélices 22x10 y 22x12E generan el mismo empuje, sin embargo a medida que aumentamos la velocidad de giro, la hélice 22x10 empieza a ganar relevancia en cuanto a empuje, y supera a su competidora (para un δ_T del 50%). Sin embargo lo lógico sería que una hélice con mayor paso obtuviera mayor empuje, la respuesta es más simple de lo que parece pues a mayor rango de revoluciones mayor es la posibilidad de entrada en pérdida de ciertas zonas de las palas, factor que se verá incrementado por el mayor paso. Se puede decir por tanto, que la disminución relativa del empuje entre las dos hélices se debe a que con el aumento de la posición de palanca, gran parte de la pala de la hélice 22x12E entra en pérdida.

No obstante, el mayor empuje se obtiene con la hélice 22x12W de características geométricas similares a la 22x12E, lo cual no resulta tan extraño si se tiene en cuenta el efecto que ejerce un mayor espesor de la pala en el comportamiento a entrada en pérdida retrasándolo lo suficientemente como para que no se aprecie en todo el rango de variación de revoluciones en el caso de ensayos en bancada.

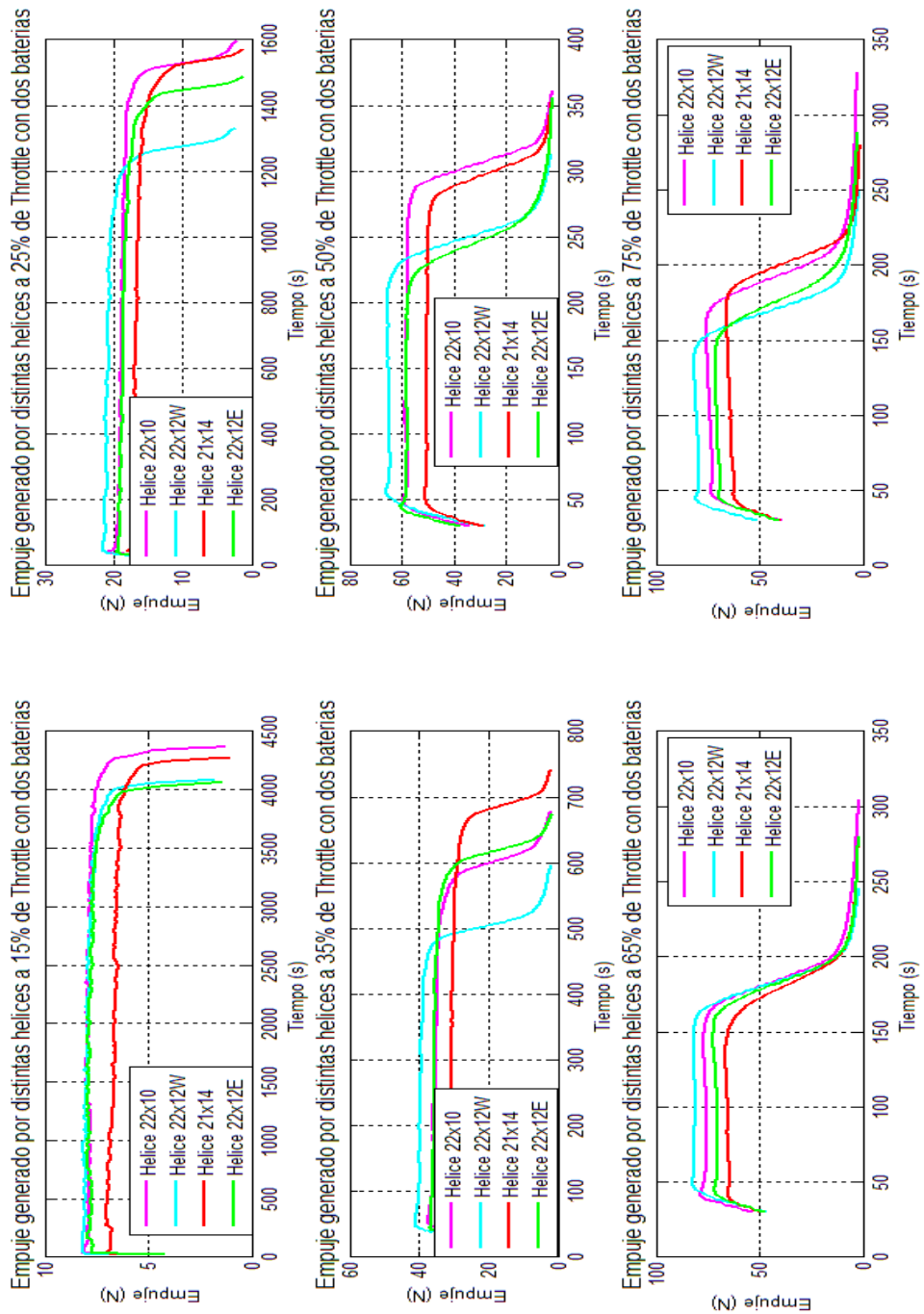


Ilustración 54 Empuje frente al tiempo. Modo Aircraft, todas las hélices

El par también se puede representar como anteriormente se ha hecho con el empuje obteniendo la Ilustración 55 para la hélice 22x10, la Ilustración 56 para la 22x12W, la Ilustración 57 para la 21x14 y la Ilustración 58 para la 22x12E. Se puede ver como en todas estas gráficas la relación existente entre las diferentes posiciones de palanca era muy parecida a la que existía en el empuje, por lo que se intuye que existirá una relación lineal entre ambos. Concepto que se demostrará en el apartado 3.2.3.

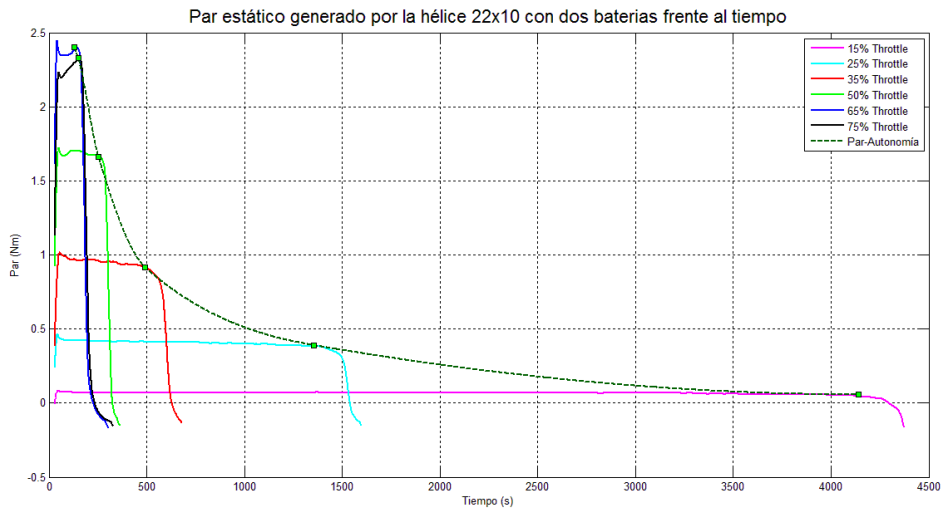


Ilustración 55 Par frente al tiempo. Modo Aircraft, Hélice 22x10

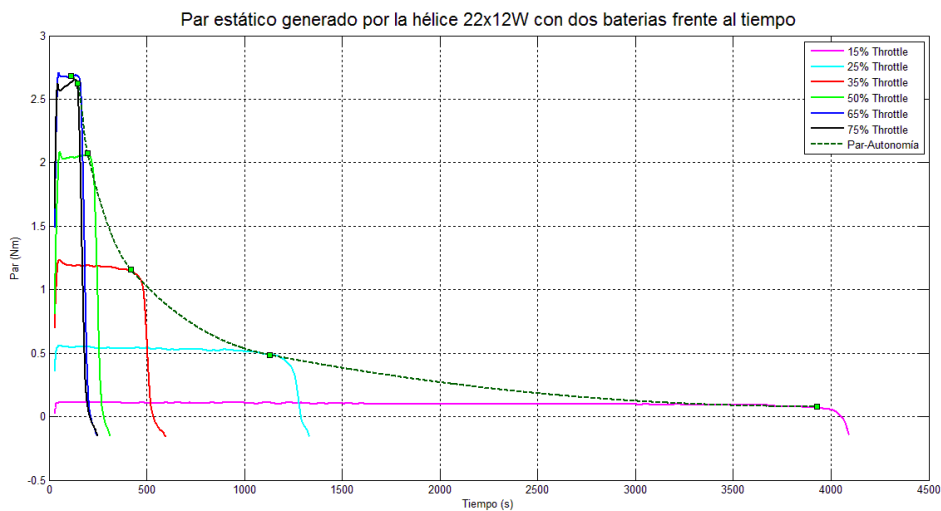


Ilustración 56 Par frente al tiempo. Modo Aircraft, Hélice 22x12W



Ilustración 57 Par frente al tiempo. Modo Aircraft, Hélice 21x14

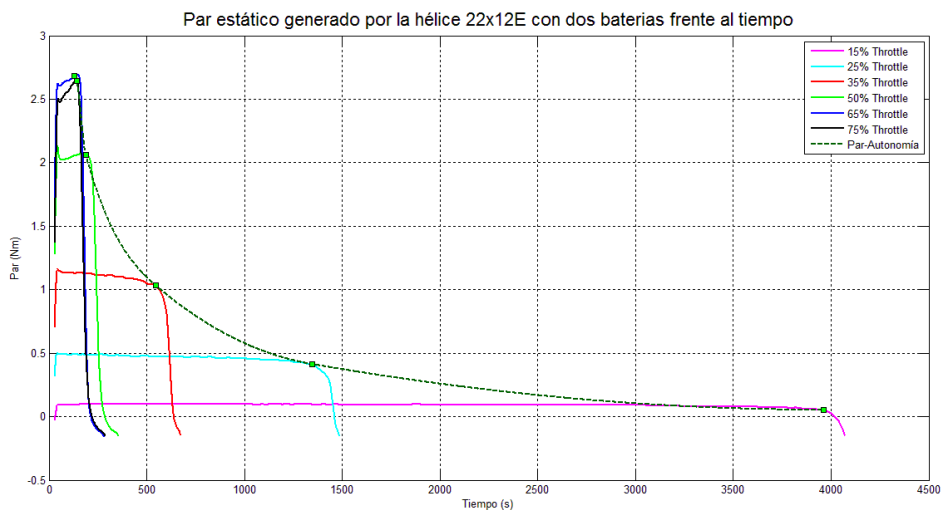


Ilustración 58 Par frente al tiempo. Modo Aircraft, Hélice 22x12E

La comparación para misma posición de palanca de los distintos pares generados por cada hélice se ha presentado en la Ilustración 59. En ella podemos ver como ahora se invierte con respecto al empuje el orden de magnitud proporcionado por las distintas hélices.

Es natural que las hélices de mayor paso y diámetro estén asociadas a un *torque* mayor, esto es así debido a que mueven mayor cantidad de aire por tiempo. El efecto de entrada en pérdida hablado anteriormente, ahora no afecta tanto al par como lo hacía al empuje, por lo que resulta que las palas 22x12W y 22x12E estarán asociadas a un par similar.

En general, debido a la poca diferencia de magnitud entre la variable dinámica de *torque* para cada hélice, no se tendrá en cuenta a la hora de elegir la que proporciona mejores características, sin embargo, hay que decir que mientras mayor sea el par

generado, mayores serán las solicitaciones estructurales que reciba la bancada de la aeronave a la que está sujeta el motor.

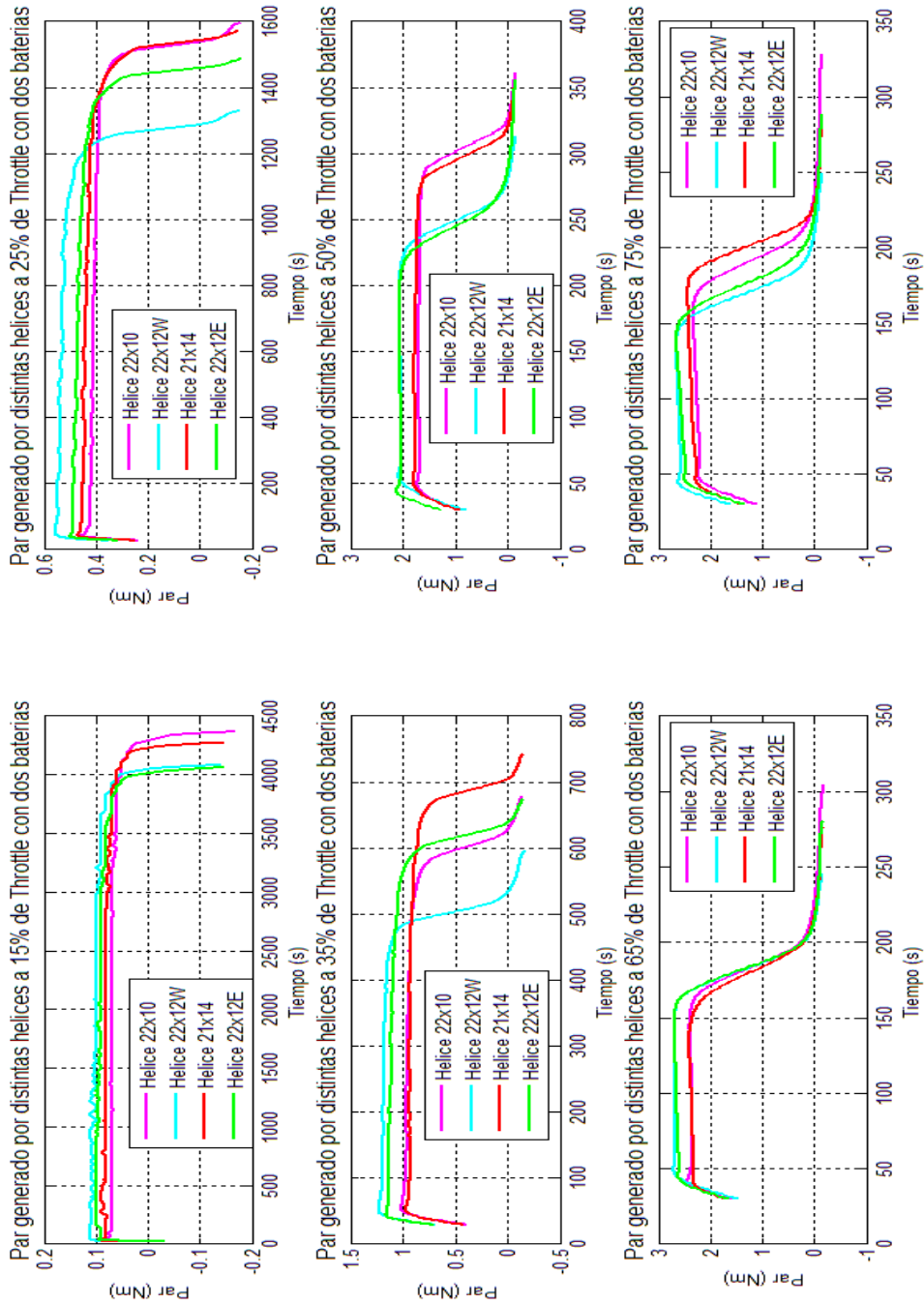


Ilustración 59 Par frente al tiempo. Modo Aircraft, todas las hélices

Finalmente, se puede decir que la mejor hélice en cuanto a valores dinámicos es la 22x12W por ser la que más empuje proporciona, sin embargo la autonomía de esta es mucho menor como ya se ha visto en las gráficas. Es por eso por lo que tiene una gran competidora en cuanto a cualidades, la hélice 22x10, que proporciona la segunda mayor tracción y es la que más autonomía tiene.

Hay que comentar también que el tiempo de duración de los ensayos se ha visto influenciado por la carga de las baterías por lo que no siempre se obtienen mayores tiempos en las hélices que habitualmente los han tenido, por lo que no se tendrán demasiado en cuenta.

3.2.1.3. Variables de consumo: Intensidad, Voltaje, Potencia disponible y mecánica y rendimiento motor

Como ya se vio en las primeras gráficas obtenidas de intensidad y voltaje (sección 3.1 del informe), la adquisición de datos de estas dos variables fluctúa enormemente debido al control que ejerce el variador sobre su consumo. Sin embargo, el voltaje responde bien en cuanto a una representación en media móvil exponencial, y la intensidad puede ser representada como tendencia por el mismo tipo de curva.

Tanto la intensidad como el voltaje tienen carencia de significado en cuanto al consumo del motor por separadas, solo se utilizarán para estudiar el comportamiento del variador y comprobar que el rango de valores no supera un límite asociado a las características técnicas del motor (véase Tabla 1). Es por ello por lo que sólo para estas dos variables se representará una misma figura para las cuatro hélices a estudio.

En la Ilustración 60 se representa una gráfica por cada hélice ensayada, en la que se superponen curvas asociadas a distintas posiciones de palanca estudiadas. Se puede apreciar, como en general y para el modo *aircraft* el voltaje va disminuyendo lentamente hasta que las baterías utilizadas llegan al valor de corte incluido en la programación del variador (véase Tabla 4 Programación de los ajustes manuales del variador). Es notable ver como el voltaje inicial disminuye a medida que las revoluciones asociadas al ensayo son mayores y sin embargo la tendencia general de todas las curvas es la misma.

Si se representa también la gráfica que compara los voltajes para diferentes hélices en la Ilustración 61, se puede ver como las curvas de las distintas hélices se superponen salvo fluctuaciones debidas a las medidas tomadas y un aumento de las revoluciones considerable. Si bien, es verdad que las que necesitan menos voltaje son las hélices 22x12W y 22x12E y las que más la 22x10 y la 21x14.

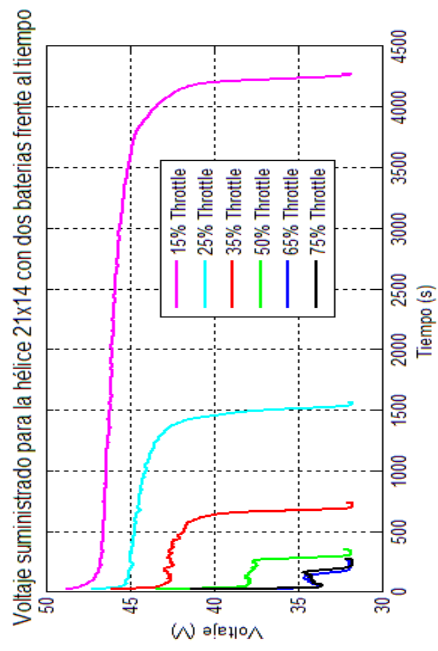
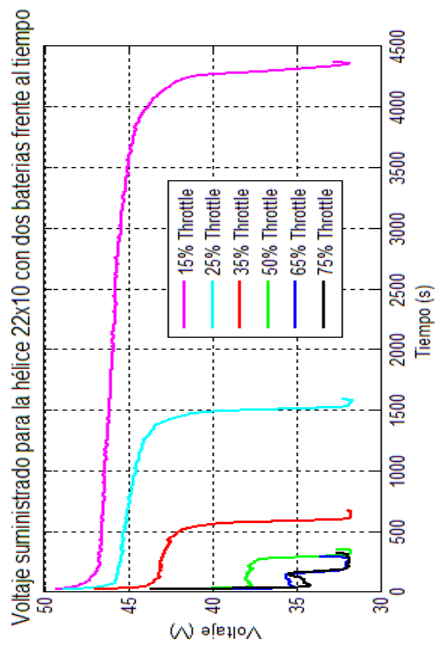
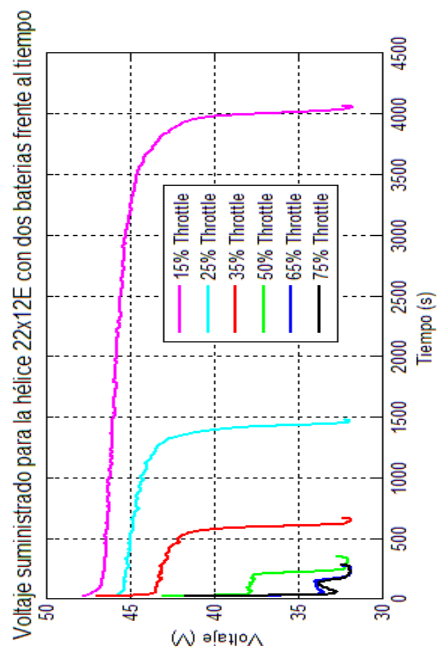
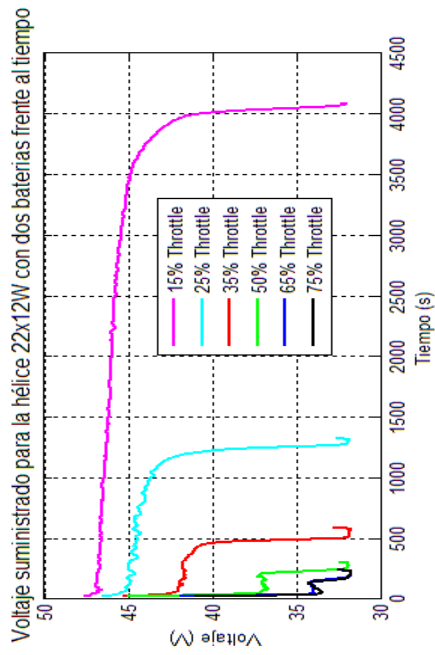


Ilustración 60 Voltaje frente al tiempo. Modo Aircraft, todas las hélices (1)

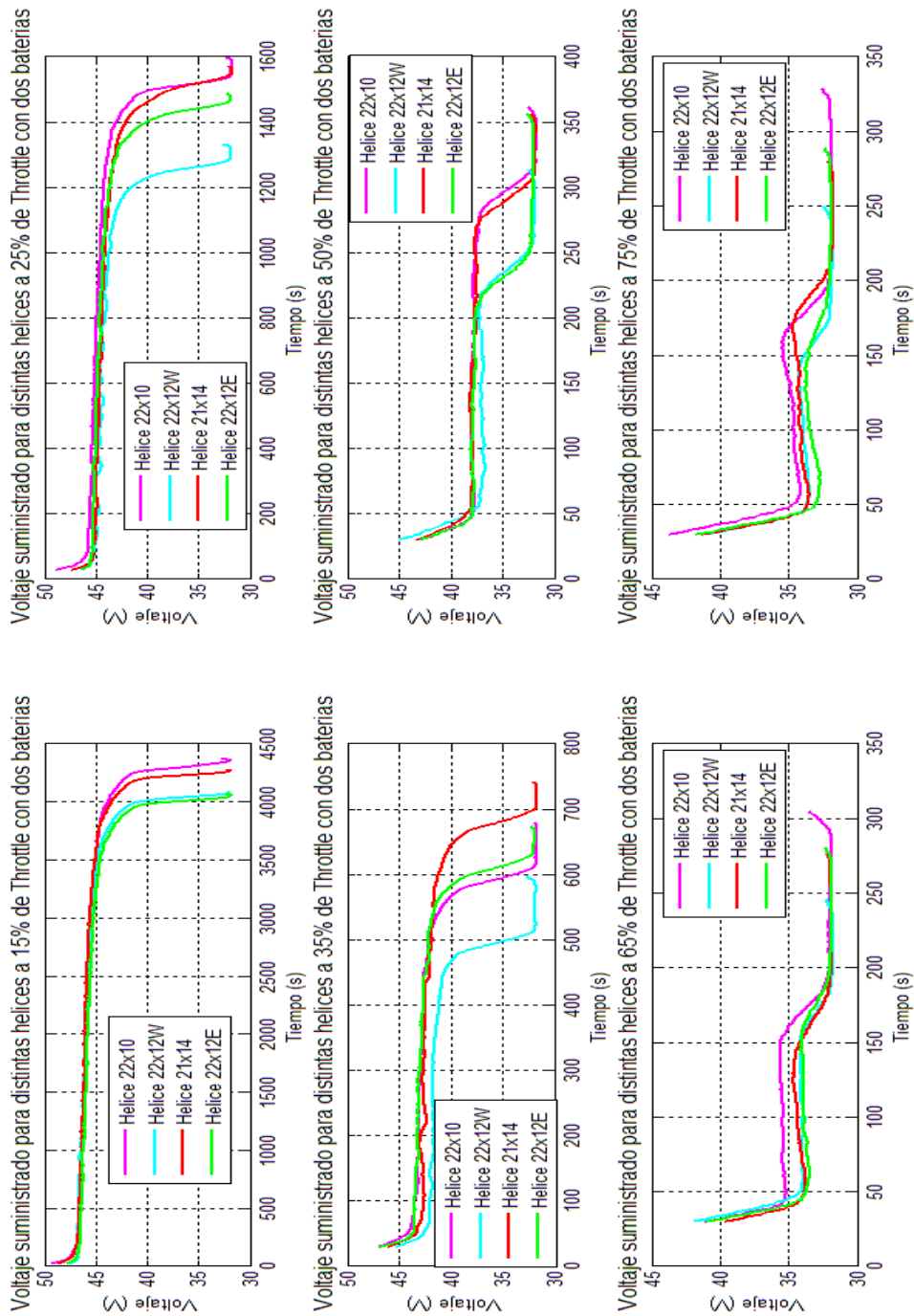


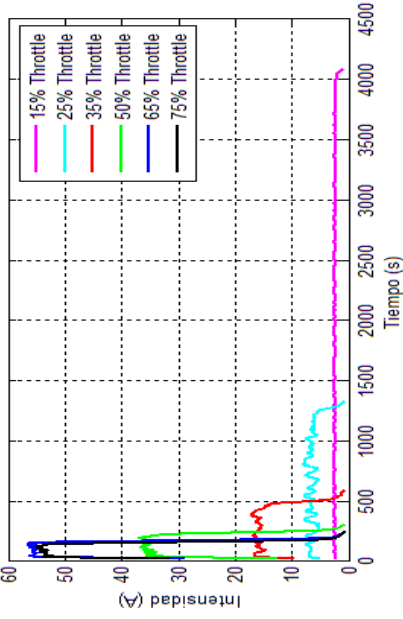
Ilustración 61 Voltaje frente al tiempo. Modo Aircraft, todas las hélices (2)

Se puede apreciar como las gráficas de voltaje presentan un máximo al inicio del ensayo, sin embargo, éste va disminuyendo con el tiempo, al igual que lo hacían las revoluciones por minuto por lo que se puede decir que las revoluciones generadas de alguna forma se relacionan con la tensión de operación del variador. Además, al final del tiempo de operación, puede verse como las curvas, que solo llegan al voltaje de corte programado en el variador, retoman un valor de tensión más alto, lo cual es indicativo de que al corte aun había una corriente circulando mayor que cero.

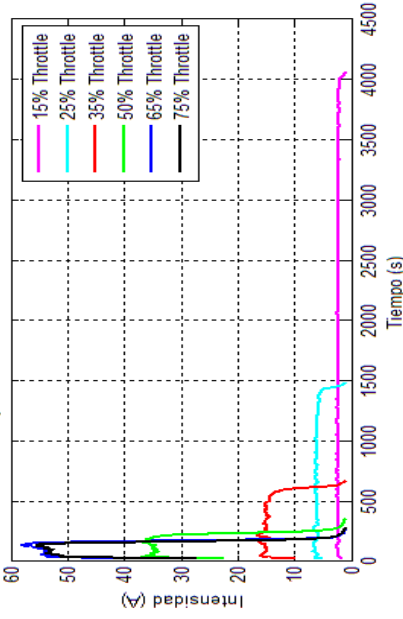
A continuación, se obtienen las gráficas que se conseguían para el voltaje, ahora para el caso de la intensidad (véase Ilustración 62 e Ilustración 63). De nuevo podría decirse, que las tendencias de las curvas para todos los valores de *throttle* a los que se ensayan así como para todas las hélices son muy semejantes, la fluctuación de las curvas es debida a la variación real que existe en el suministro de corriente eléctrica al variador. En estas gráficas de intensidad solo podría hablarse de tendencia y valores medios de amperaje. Se puede ver la condición característica de operación del modo *aircraft* en el que la intensidad es constante. Esto se puede apreciar bien para el δ_T al 15%. Como la potencia eléctrica viene dada por el producto de corriente por tensión y las tendencias son constante y decreciente, respectivamente, la tendencia en cuanto a potencia eléctrica parece que tendrá un comportamiento similar al del voltaje y por ende al de las revoluciones por minuto de la hélice del motor.

En la Ilustración 63 se puede apreciar como para una baja posición de la palanca el valor medio calculado de la intensidad mediante la media móvil exponencial es muy semejante. No obstante, tal y como ocurría con el voltaje las hélices que más corriente necesitan son las de paso 12, mientras que la 21x14 y la 22x10 necesitarán mucho menos.

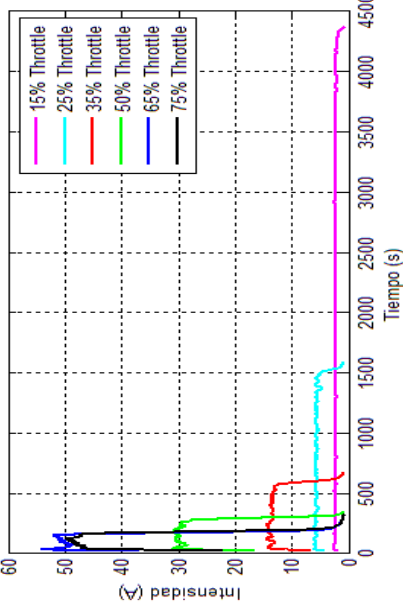
Intensidad suministrado para la hélice 22x12W con dos baterías frente al tiempo



Intensidad suministrado para la hélice 22x12E con dos baterías frente al tiempo



Intensidad suministrado para la hélice 22x10 con dos baterías frente al tiempo



Intensidad suministrado para la hélice 21x14 con dos baterías frente al tiempo

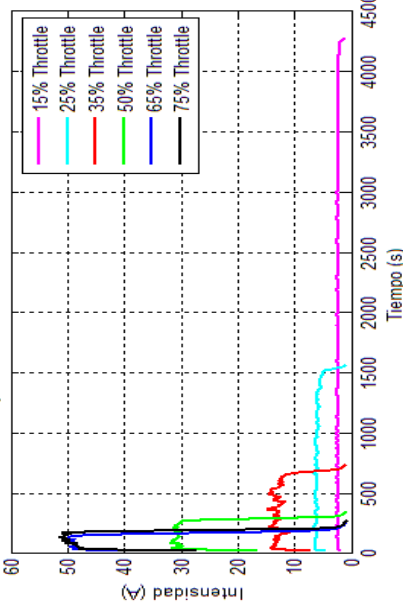


Ilustración 62 Intensidad frente al tiempo. Modo Aircraft, todas las hélices (1)

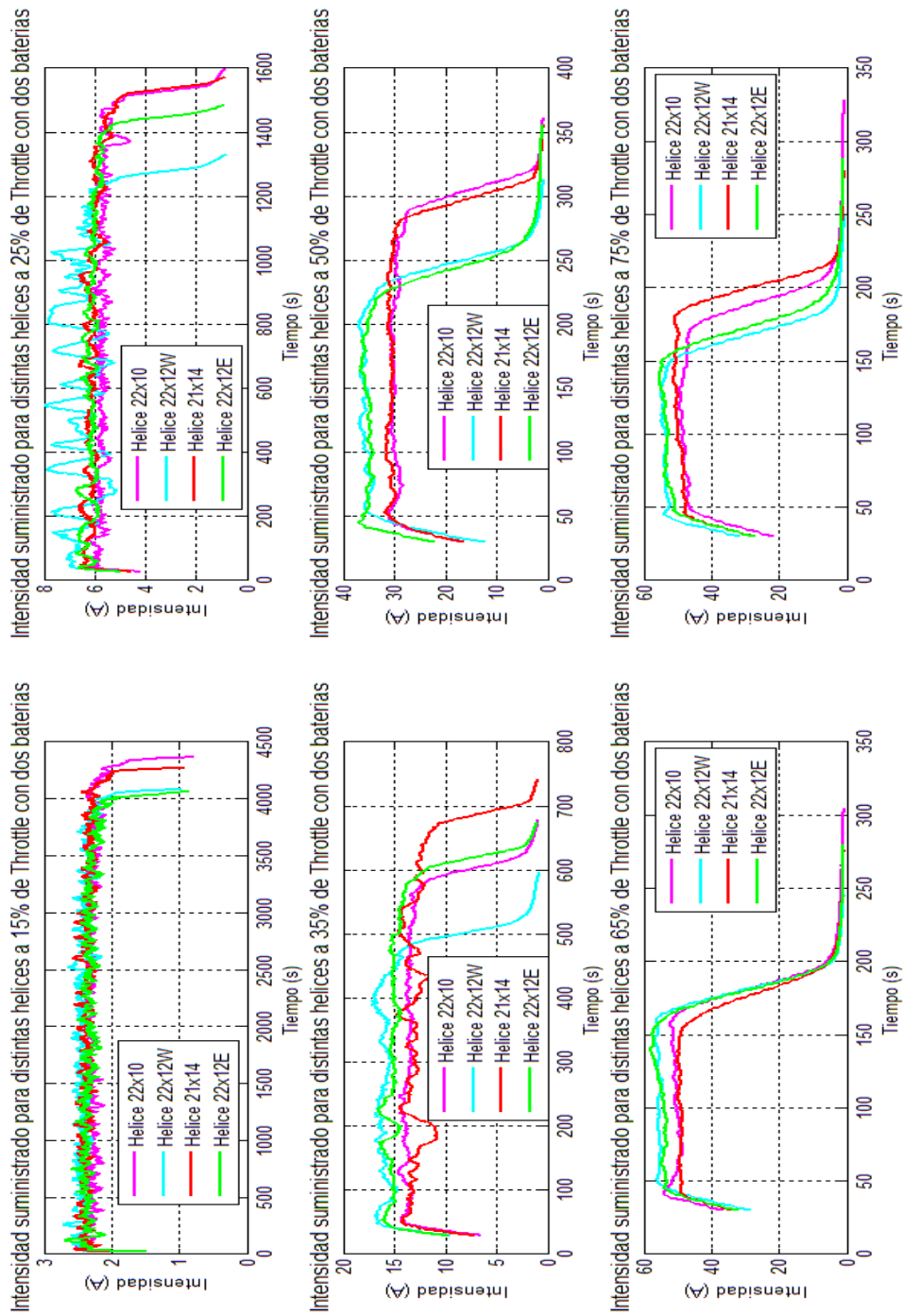


Ilustración 63 Intensidad frente al tiempo. Modo Aircraft, todas las hélices (2)

De acuerdo a estas valoraciones se puede, como se hizo antes con la autonomía, hacer una previsión sobre la potencia eléctrica consumida, la cual es mayor para las hélices que más amperaje están consumiendo. Para ver detalladamente como es esto lo que realmente ocurre se representa la potencia eléctrica consumida de cada una de las hélices desde la Ilustración 64 a la Ilustración 67.

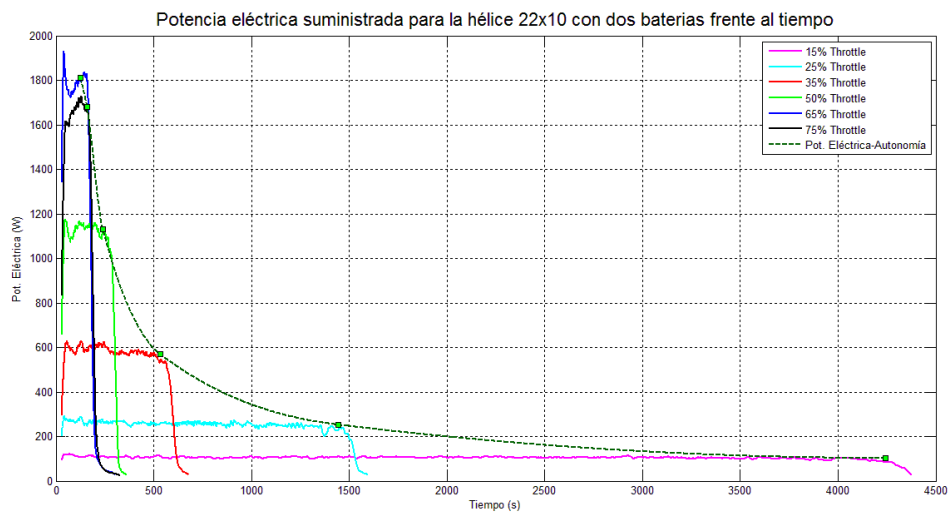


Ilustración 64 Potencia eléctrica consumida frente al tiempo. Modo Aircraft, Hélice 22x10

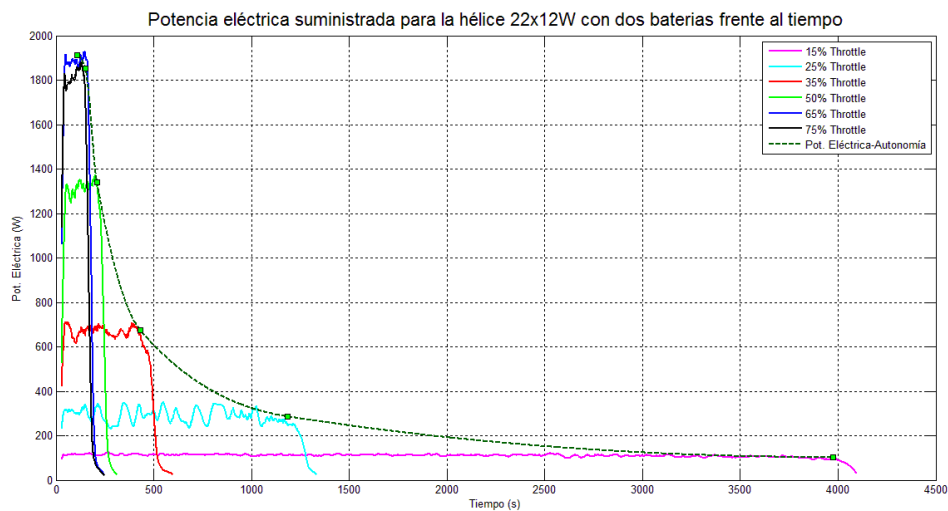


Ilustración 65 Potencia eléctrica consumida frente al tiempo. Modo Aircraft, Hélice 22x12W

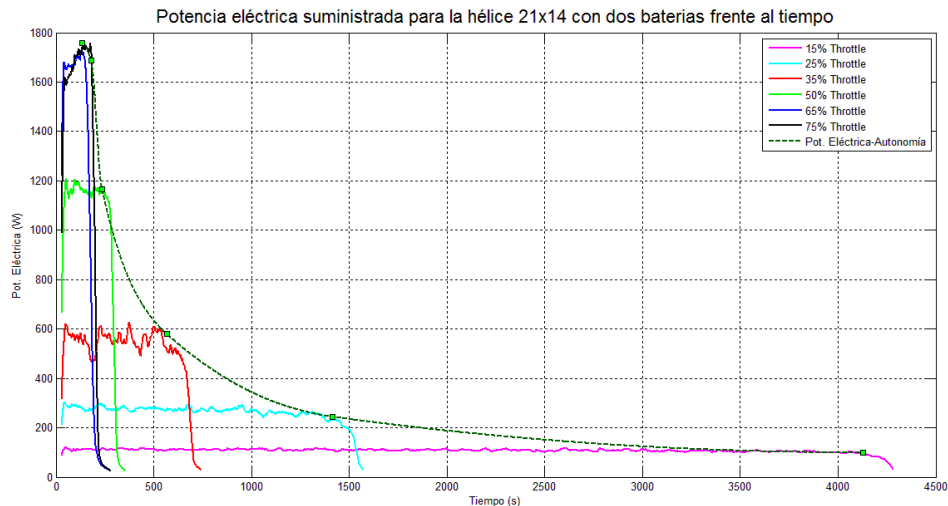


Ilustración 66 Potencia eléctrica consumida frente al tiempo. Modo Aircraft, Hélice 21x14

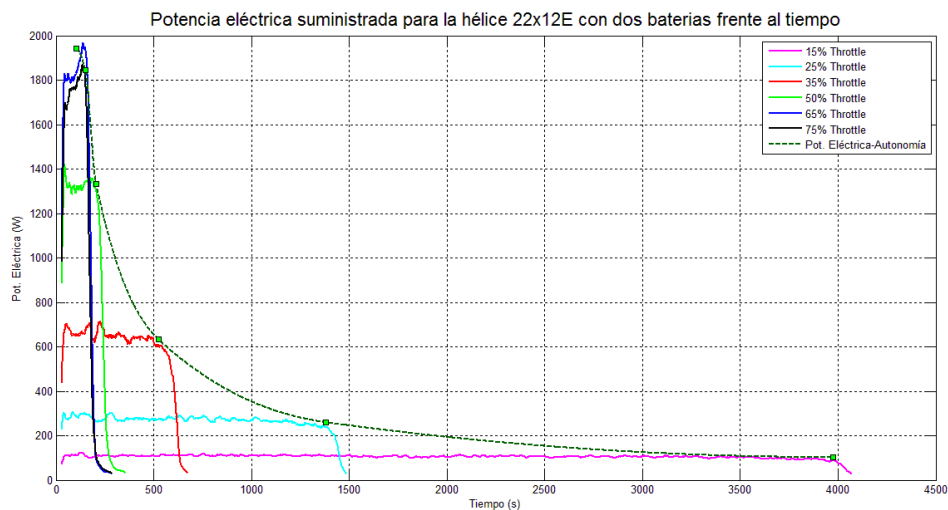


Ilustración 67 Potencia eléctrica consumida frente al tiempo. Modo Aircraft, Hélice 22x12E

Se puede apreciar como la potencia con el aumento por posición de *throttle* no parece muy lineal, lo cual indica de principio que la relación entre posición de palanca y la potencia eléctrica consumida no será proporcional. Además, como se hubo apreciado en las gráficas de este mismo apartado existe un cierto acoplamiento de los valores para el 65 y 75%.

La posibilidad de proporcionarse la autonomía para cada cantidad constante de potencia eléctrica consumida por el motor asociado a una posición de palanca permite obtener una curva interpolada, que ofrece la autonomía en función de los wattios de consumo. Estas curvas serán muy importantes a la hora de extrapolar las autonomías en función del número de baterías de las que se disponga.

A continuación será necesario comparar la potencia eléctrica consumida por las distintas hélices, para ello se presenta la Ilustración 68.

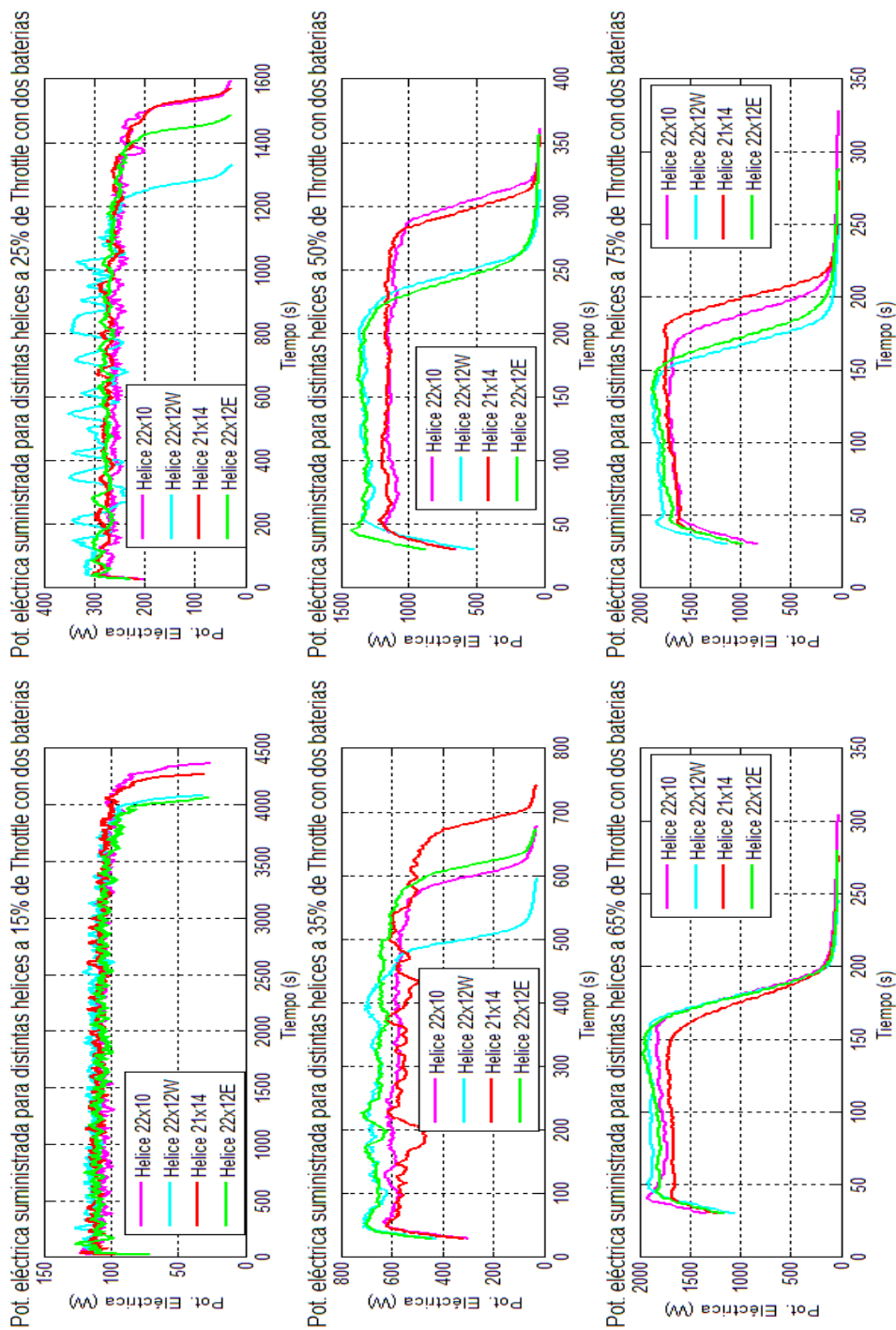


Ilustración 68 Potencia eléctrica consumida frente al tiempo. Modo Aircraft, todas las hélices

Como ya se había anticipado antes, se puede apreciar como para bajos valores de las revoluciones por minuto de cada una de las hélices la potencia suministrada al motor es muy semejante en cuanto a magnitud media y tendencia. Esto es seguramente

debido a que en el modo *aircraft* no existe una manera concreta de mantener las revoluciones por minuto constantes, así estas dependen directamente de la potencia eléctrica suministrada en cada instante temporal.

Sin embargo, a pesar de conservarse la tendencia, a medida que se aumentan la velocidad de giro del eje del motor las curvas se van separando en amplitud siendo las que mayor potencia necesiten las palas de paso 12 y las que menor las hélices 22x10 y 21x14. Es éste, el hecho fundamental por el que los propulsores 22x12W y 22x12E son los que menos autonomía tienen ya que el consumo de potencia eléctrica es mayor.

Otra variable fundamental para caracterizar el motor es la potencia mecánica asociada al eje que genera cada hélice. La potencia mecánica representada en la Ilustración 69, la Ilustración 70, la Ilustración 71 y la Ilustración 72 viene dada por el producto de la velocidad de giro del motor por el par mecánico asociado.

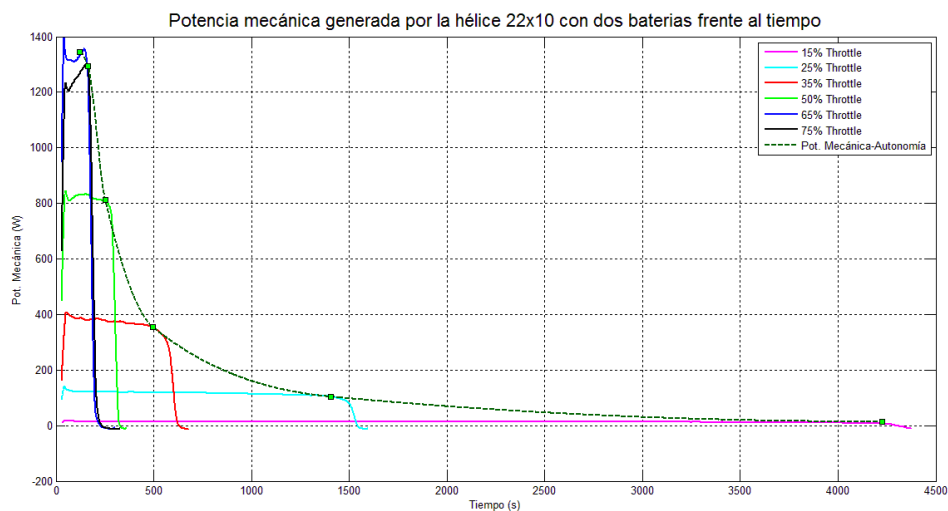


Ilustración 69 Potencia mecánica generada frente al tiempo. Modo Aircraft, Hélice 22x10

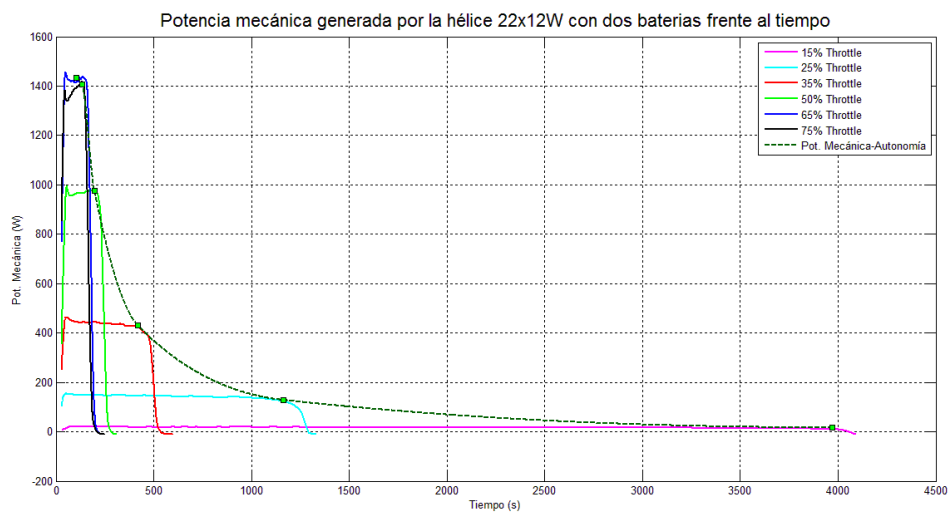


Ilustración 70 Potencia mecánica generada frente al tiempo. Modo Aircraft, Hélice 22x12W

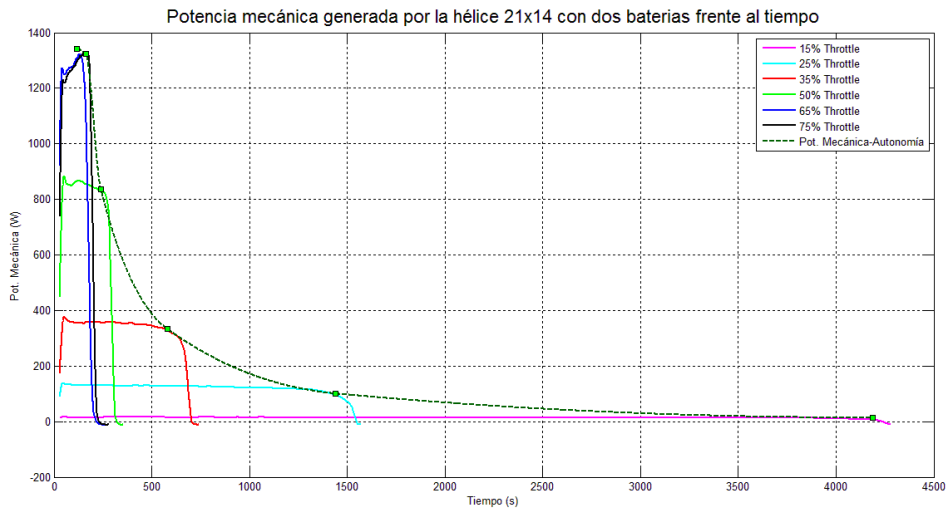


Ilustración 71 Potencia mecánica generada frente al tiempo. Modo Aircraft, Hélice 21x14

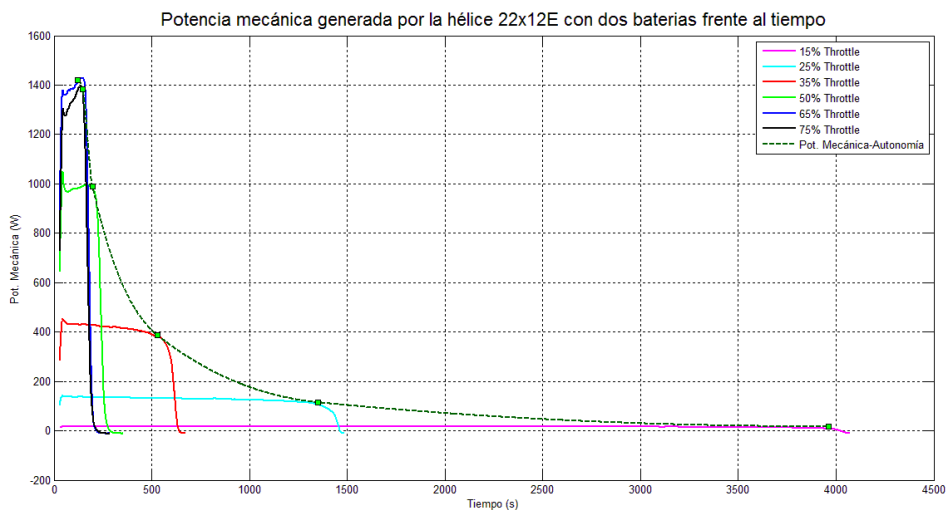


Ilustración 72 Potencia mecánica generada frente al tiempo. Modo Aircraft, Hélice 22x12E

La potencia en el eje permite conocer las capacidades propulsivas del sistema estudiado. Así, la curva de autonomía frente a los wattios generados permite caracterizar en gran parte las actuaciones de las hélices, y sirve de gran ayuda a la hora de estudiar la relación entre el motor y las actuaciones para las que se ha diseñado el Céfiro 2.

Si se representan ahora en conjunto las potencias mecánicas obtenidas para todas las hélices se obtiene la Ilustración 73. Como ya ocurría con la potencia eléctrica suministrada al motor, la mecánica originada es mayor para las hélices con paso 12 y menor para las restantes. Esto es así, debido a que la potencia del eje es proporcional al par generado, y como las revoluciones eran muy similares, la tendencia predominante era la que tenía el par (véase páginas 82-83).

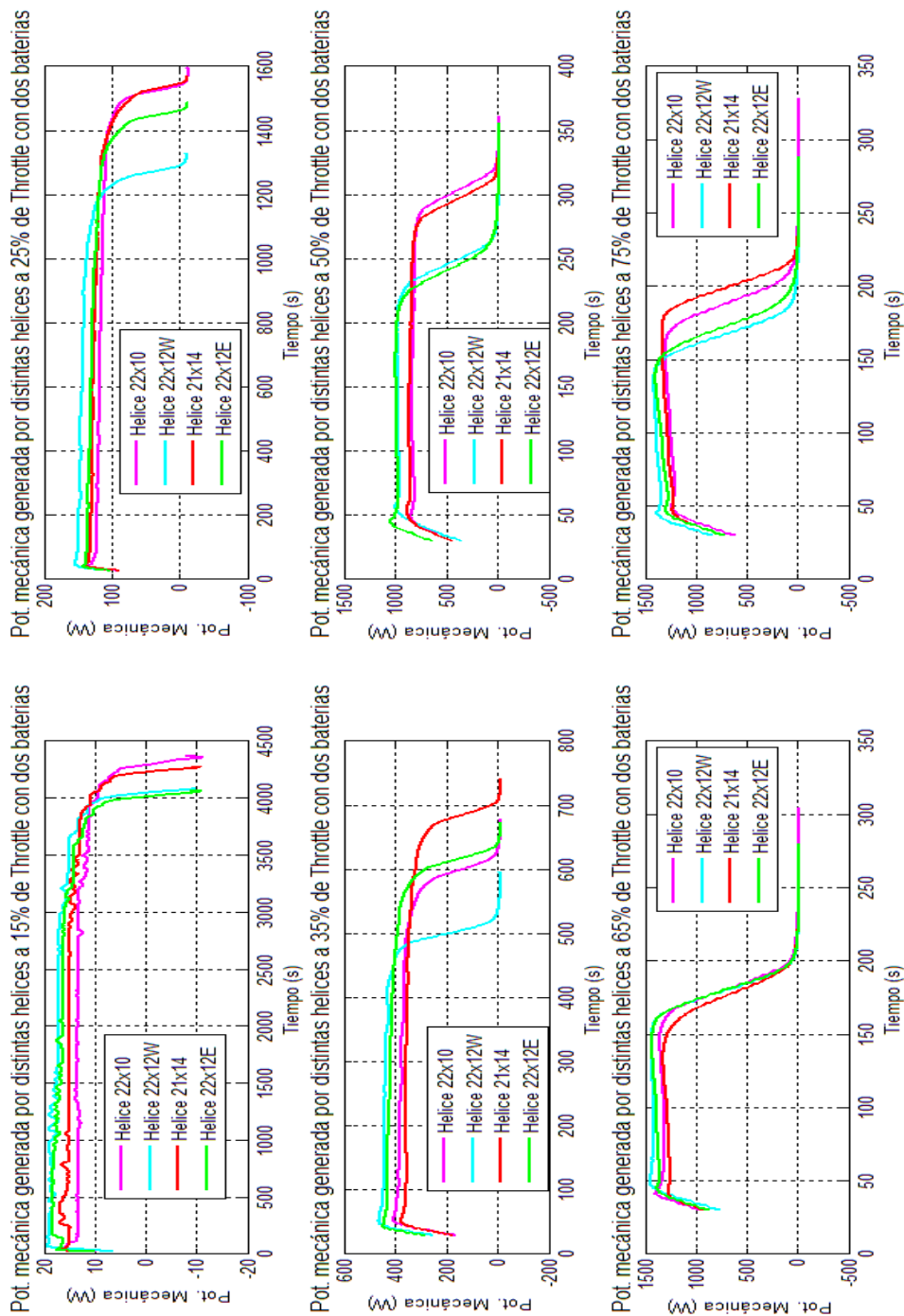


Ilustración 73 Potencia mecánica generada frente al tiempo. Modo Aircraft, todas las hélices

Una vez obtenidos los valores de potencias, es posible conseguir el rendimiento del motor, para ello se representan el coeficiente de la potencia generada en el eje por la suministrada al motor (véase Ilustración 74).

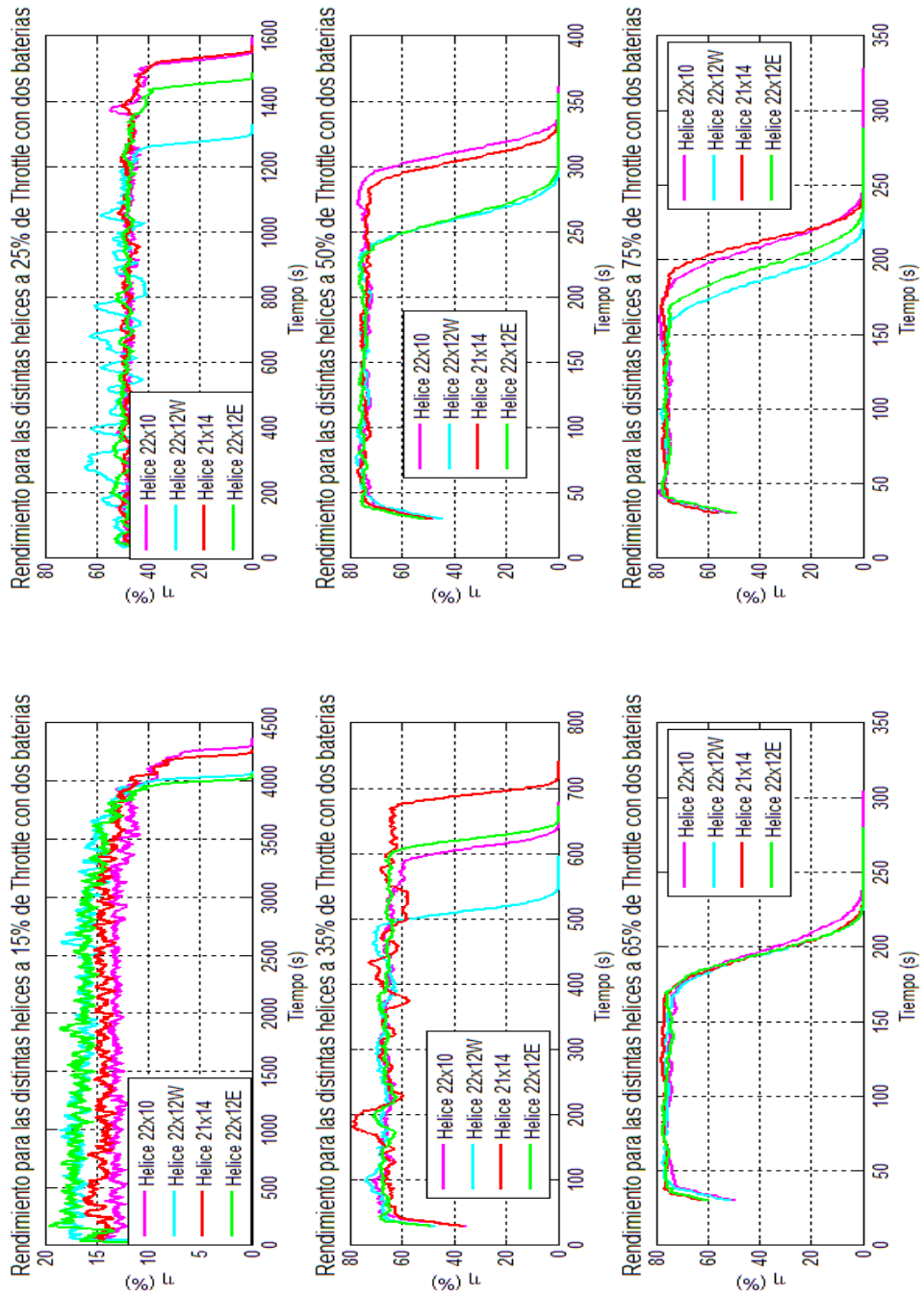


Ilustración 74 Rendimiento mecánico frente al tiempo. Modo Aircraft, todas las hélices

Se puede apreciar como el rendimiento, generalmente es independiente de la hélice que se utilice (hecho por el que no se han representado aisladamente los rendimientos motores para cada pala). En realidad se toma esta simplificación porque esto es así a partir del 25% de *throttle* y aunque no ocurre para una posición de palanca del 15%, en este punto se toma una media de los valores de todas las hélices. Se ve, por tanto como en realidad, de lo que depende en gran medida el rendimiento motor es de las revoluciones y la posición de la palanca, así el rendimiento indicado por la tabla de características técnicas del motor solo es semejante a partir del 50% de la posición del *throttle*. En la Tabla 11 se presentan los valores del rendimiento para cada valor de la posición de la palanca.

Rendimiento motor del conjunto de hélices para distintas posiciones de palanca	
Posición de la palanca (% <i>Throttle</i>)	Rendimiento motor (η_M %)
15 %	16.2
25 %	52.1
35 %	67.8
50 %	78.3
65 %	79.2
75 %	79.2

Tabla 11 Rendimientos mecánicos en función de la posición de palanca para el modo Aircraft

Estos valores se han obtenidos tomando como valida la teoría de que el rendimiento motor no depende del tipo de hélice, pues se ha comprobado que haciendo un aumento a las gráficas de la Ilustración 74 los valores entre los que oscilan las curvas de todas las geometrías de palas ensayadas son los mismos a partir del 25% de valor de posición de palanca.

3.2.2. Variación en r.p.m. con distintas hélices para el modo *Heli-Auto*

Para distintos valores de posición de palanca y diferente geometría de las hélices utilizadas se pretenden representar, ahora para el modo *Heli-Auto*, las variables que permitan definir el conjunto motor-hélice de la manera más completa posible.

Las conclusiones que se obtendrán en este apartado son, en general las mismas que las obtenidas en el apartado 3.2.1 salvo ciertas diferencias que serán mas profundamente comentadas. Al igual, la manera en que se presentarán los datos responderá al orden de ese mismo apartado.

A razón de evitar que el apartado resulte demasiado repetitivo y extenso se evitarán comentarios que reiteren conclusiones ya sacadas. Además las gráficas de variables para cada hélice se representarán en una misma figura.

3.2.2.1. Variables cinemáticas: RPM

De nuevo, la forma de representar los datos de los ensayos realizados en función del tiempo será mediante una media móvil que permite obtener de la mejor forma posible la tendencia de las variables.

En el caso de las revoluciones por minuto, y para los demás datos posteriores analizados, se representará una media móvil simple de periodo 30 segundos para cada uno de los resultados recogidos en los ensayos.

Se comienza ahora por representar las r.p.m. de las diferentes hélices para seis valores de la posición de palanca en una misma figura con cuatro gráficas distintas, una para cada hélice ensayada.

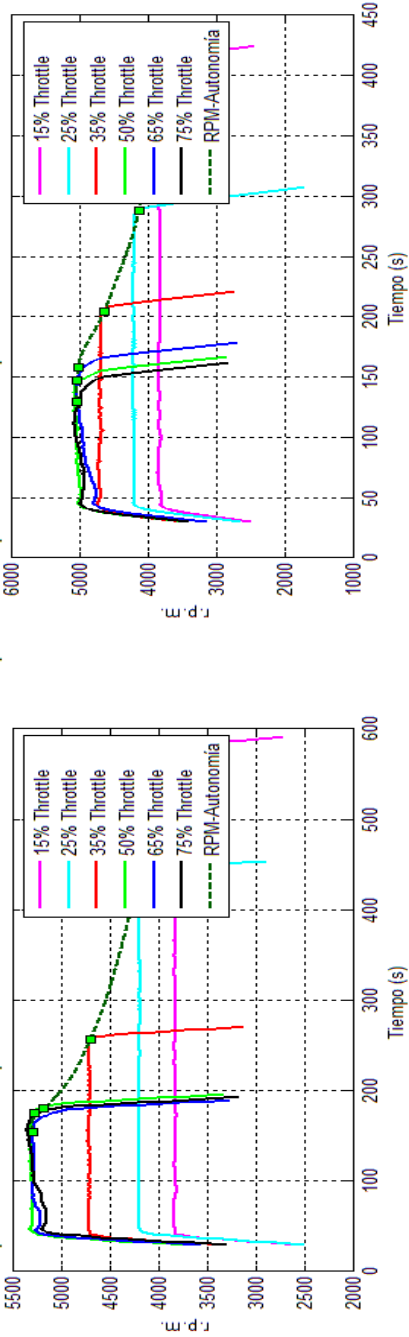
En la Ilustración 75 se representan las revoluciones asociadas a un ancho de pulso caracterizado por una posición de palanca constante frente al tiempo para los cuatro tipos de hélices. Se puede apreciar como hasta el 65% de la posición del *throttle* el aumento de las revoluciones para cada punto de éste es casi lineal. No obstante, también se aprecia un acoplamiento de los valores para el 65 y 75% de posición de palanca. Esto es debido al límite superior de ancho de pulso proporcionado por la radio, a la que tanto ésta como el variador están programados. Esto es lo mismo que ocurría en el caso en el que los ensayos se hacían para un control tipo *Aircraft*.

Por otro lado, la posibilidad de proporcionarse la autonomía para cada régimen de revoluciones permite obtener una curva interpolada, que ofrece la autonomía en función de las revoluciones por minuto marcadas.

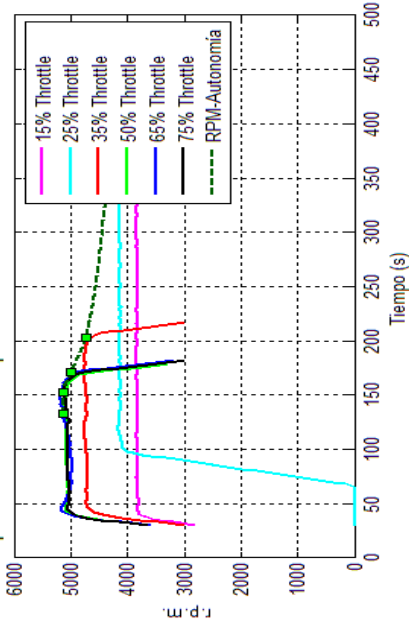
Es importante remarcar el hecho de que el ensayo al 25% de *throttle* de la hélice 22x12E está desfasado en tiempo respecto a los otros, sin embargo las curvas de autonomía se han dispuesto de manera que se tiene en cuenta y se soluciona este desajuste. Esto será así en todas las gráficas de aquí en adelante. Para comparar además el tipo de hélice, se confrontan de una en una las curvas obtenidas para cada hélice según la determinación de la posición de palanca en la Ilustración 76. Así, se representan en 6 gráficas distintas las curvas obtenidas por medias móviles simples de los datos reales almacenados de cada ensayo para cada uno de los distintos valores de *throttle*.

De manera de reafirmar lo que ya se dijo con anterioridad, nuevamente se puede apreciar una cierta distinción de autonomía para cada una de las distintas hélices, así las hélices que más tiempo durarán en funcionamiento para misma energía eléctrica disponible serán las 22x10 y la 21x14, mientras que las 22x12W y E darán un valor menor de autonomías. Esto era lo mismo que ocurría en la sección 3.2.1.1 del informe.

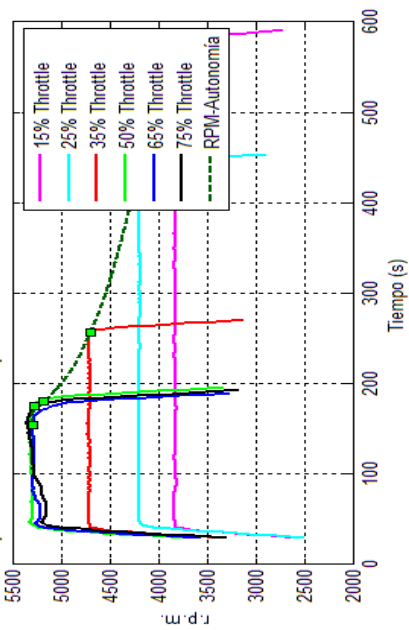
Revoluciones por minuto obtenidas por la hélice 22x10 con dos baterías frente al tiempo



Revoluciones por minuto obtenidas por la hélice 22x12E con dos baterías frente al tiempo



Revoluciones por minuto obtenidas por la hélice 21x14 con dos baterías frente al tiempo



Revoluciones por minuto obtenidas por la hélice 21x14 con dos baterías frente al tiempo

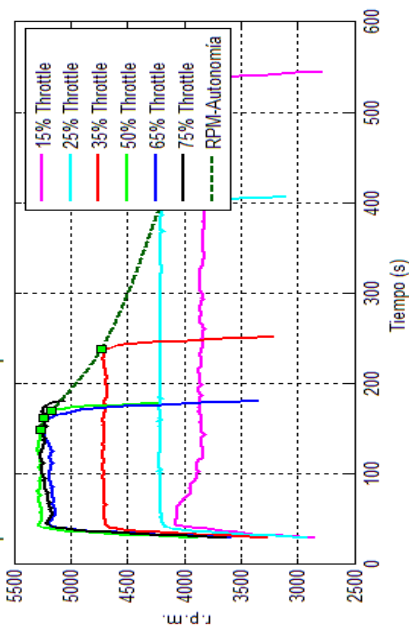


Ilustración 75 r.p.m. frente al tiempo. Modo Heli-Auto, todas las hélices (1)

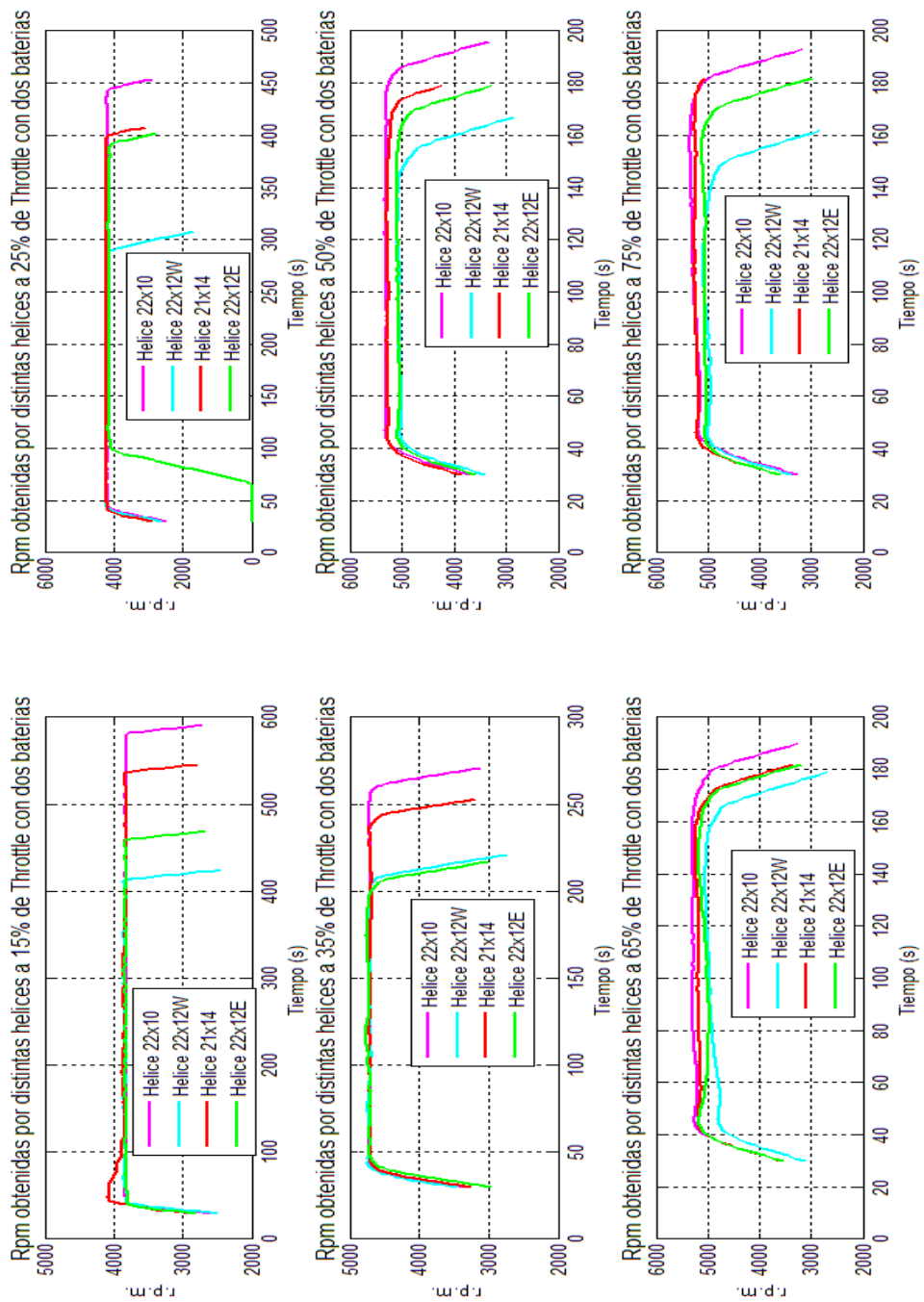


Ilustración 76 r.p.m. frente al tiempo. Modo Heli-Auto, todas las hélices (2)

Se ha podido apreciar como todas las hélices rondan el mismo valor de las revoluciones, sin embargo, si hubiera que analizarlas de mayor a menor magnitud el orden de nuevo sería 22x10, 21x14, 22x12E, 22x12W. Realmente, una vez se ha llegado a este punto, se puede lanzar una hipótesis sobre como funciona el variador para el modo *heli-auto*. Se comprueba por resultados dinámicos posteriores que el variador mantiene las revoluciones a pesar del aporte externo de energía de la velocidad del viento, sin embargo esto se da a consta de una variación de la potencia eléctrica consumida. ¿Por qué entonces cada hélice tiene asociado un valor de revoluciones para una posición de palanca a pesar de que sean muy semejantes? La respuesta obtenida es la propuesta por la teoría siguiente. Sin carga, es decir sin hélice acoplada al eje del motor, una posición de palanca está asociada a un solo régimen de revoluciones, que es un poco superior a los obtenidos con carga en el eje. Sin embargo cuando se le coloca una hélice, se obtiene un valor semejante pero inferior en la velocidad de giro, diferencia que se va incrementando según va acelerando el eje del motor. Por tanto, se supone que el motor intenta conseguir las revoluciones asociadas al esquema sin carga, pero al añadirle una resistencia mecánica al eje no llega a conseguirlas totalmente. Así se puede ver como para posiciones de palanca bajas las r.p.m.'s son coincidentes pero se van separando para las distintas hélices según se aumenta el *throttle*, pues la resistencia depende progresivamente de la velocidad de giro, y las hélices que son más similares por geometría siguen manteniendo un mismo régimen y proporcionando revoluciones menores porque al tener el mayor diámetro y paso elevado suponen mas resistencia al eje.

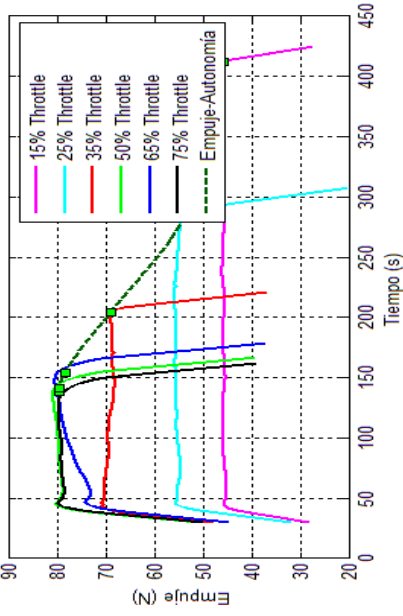
En resumen, se obtiene la hipótesis de que *“un ancho de pulso de la palanca va asociado a un régimen de revoluciones concreto, al que hay que aplicarle un factor de corrección debido a la resistencia mecánica que le supone la hélice acoplada al eje del motor, y que es función creciente de la velocidad de giro del mismo”*.

3.2.2.2. Variables dinámicas: Empuje y Par

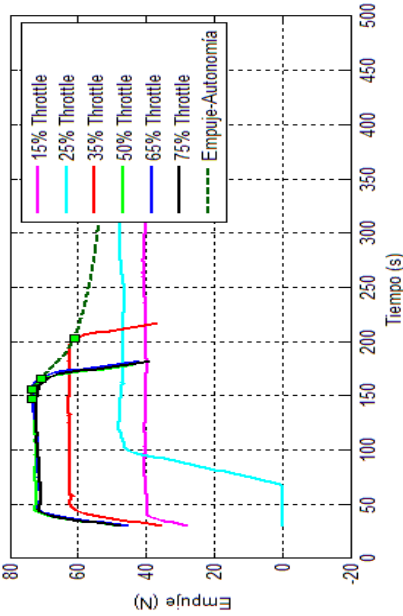
Igual que se ha actuado con las revoluciones se comienza por representar las variables dinámicas de las diferentes hélices para seis valores de la posición de palanca en cuatro gráficas distintas, una para cada hélice ensayada.

En las gráficas de la Ilustración 77 se representan el empuje asociado a un ancho de pulso caracterizado por una posición de palanca constante frente al tiempo para las cuatro hélices ensayadas. Las conclusiones obtenidas son las mismas que las que ya se comentaron para el caso del otro modo ensayado. También es necesario comparar los empujes generados por las distintas hélices, para ello se presenta la Ilustración 78.

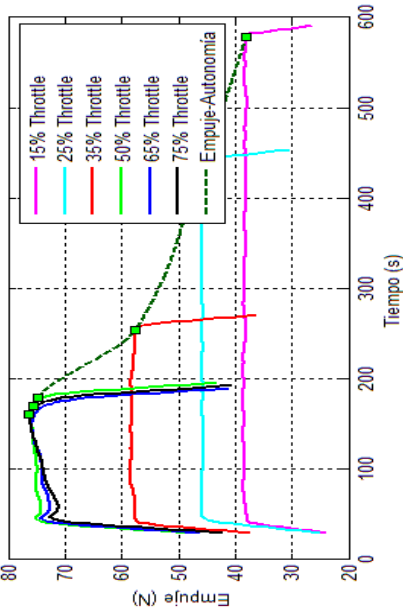
Empuje estático generado por la hélice 22x12W con dos baterías frente al tiempo



Empuje estático generado por la hélice 22x12E con dos baterías frente al tiempo



Empuje estático generado por la hélice 22x10 con dos baterías frente al tiempo



Empuje estático generado por la hélice 21x14 con dos baterías frente al tiempo

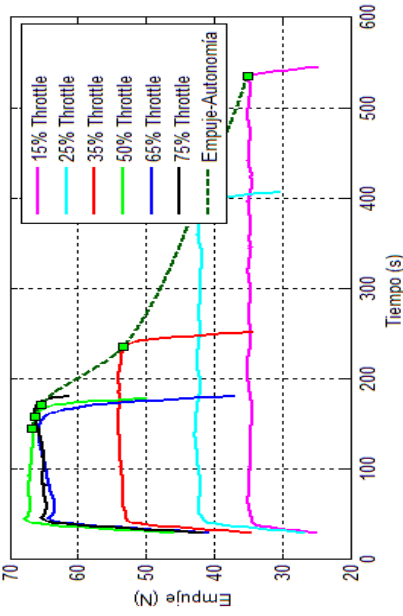


Ilustración 77 Empuje frente al tiempo. Modo Heli-Auto, todas las hélices (1)

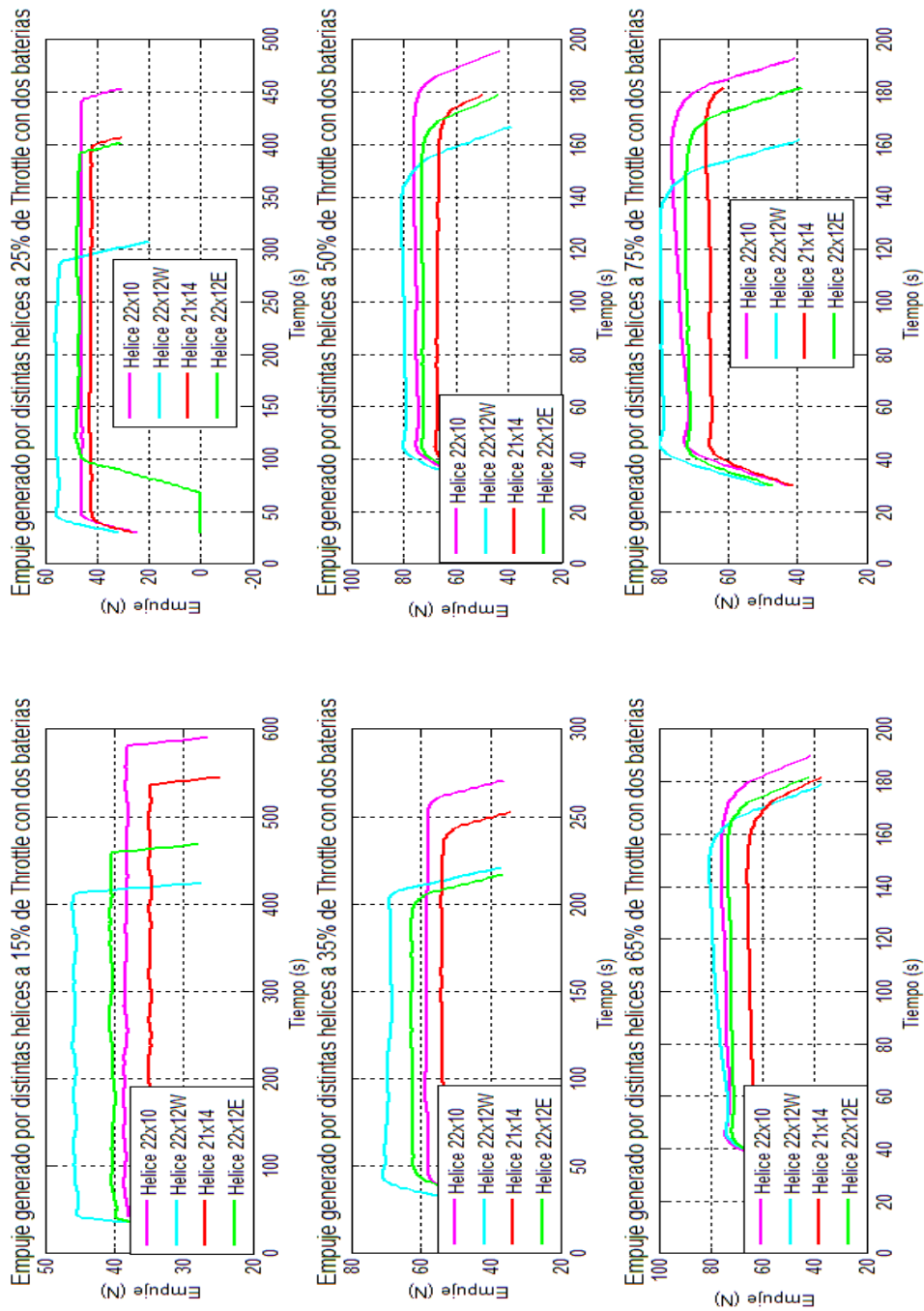


Ilustración 78 Empuje frente al tiempo. Modo Heli-Auto, todas las hélices (2)

Se aprecia como la variación del empuje ahora es mucho mayor entre las hélices. Como era de esperar, la hélice 21x14 es la que menos empuje proporciona debido a que tiene una pulgada menos de diámetro que las demás y el gasto másico será mucho menor.

Por otro lado, puede verse como a diferencia del modo *aircraft*, ahora hay bastante distinción desde la posición mínima de palanca entre los valores de empuje obtenidos, esto es debido a que el modo *Heli-Auto*, tiene asociadas unas r.p.m. de inicio mucho mayores.

De nuevo, a medida que se aumenta la posición de la palanca el valor de tracción de la hélice 22x10 comienza a superar en magnitud a la 22x12E ya que gran parte de la pala de esa misma hélice vuelve a entrar en pérdida. Así la que genere mayor empuje volverá a ser la hélice 22x12W.

El par también se puede representar como anteriormente se ha hecho con el empuje obteniendo la Ilustración 79. Se puede ver como en todas esas gráficas la relación existente entre las diferentes posiciones de palanca es muy parecida a la que existía en el empuje, por lo que se intuye que existirá de nuevo una relación lineal entre ambos para el modo *heli-auto*. Concepto que se demostrará en el apartado 3.2.3.

La comparación para misma posición de palanca de los distintos pares generados por cada hélice se presenta en la Ilustración 80. En ella se puede ver como ahora se invierte con respecto al empuje el orden de magnitud proporcionado por las distintas hélices. Se vuelve a demostrar como las hélices de mayor paso y diámetro están asociadas a un *torque* mayor, por mover mayor cantidad de aire por tiempo. El efecto de entrada en pérdida ahora tampoco afecta tanto al par como lo hacía al empuje, por lo que resulta que las palas 22x12W y 22x12E estarán asociadas a un par similar.

Finalmente, se puede decir que la mejor hélice en cuanto a valores dinámicos para el modo *Heli-Auto* corresponderá a la 22x12W por ser la que más empuje proporciona, aunque habrá de volver a tener en cuenta la 22x10, que vuelve a ser la que proporciona la segunda mayor tracción y es la que más autonomía tiene.

Como ocurría en los ensayos para el modo *aircraft*, el tiempo de duración de los ensayos se ha visto influenciado por la carga de las baterías por lo que no siempre se obtienen mayores tiempos en las hélices que habitualmente los han tenido, por lo que no se tendrán demasiado en cuenta.

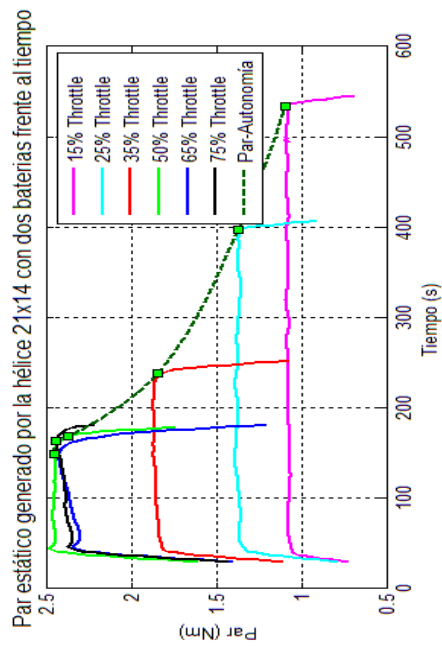
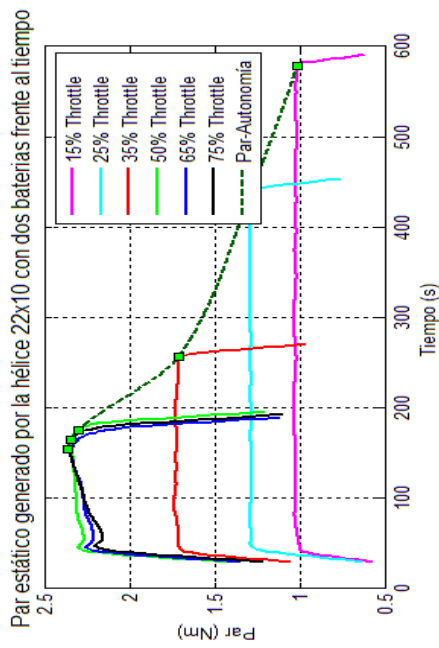
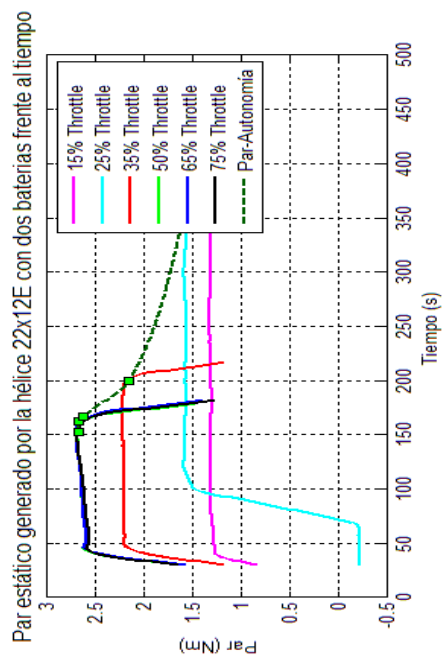
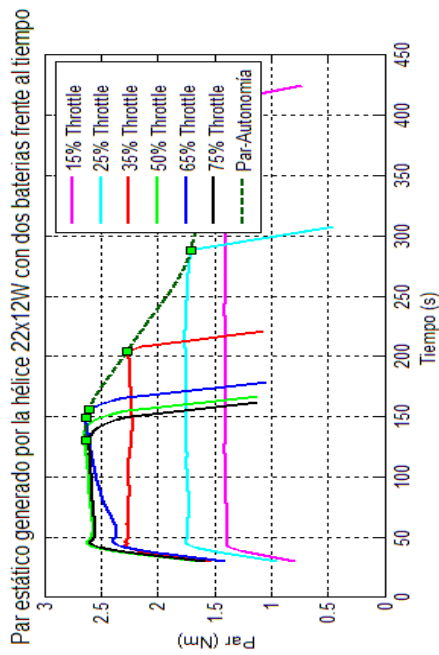


Ilustración 79 Par frente al tiempo. Modo Heli-Auto, todas las hélices (1)

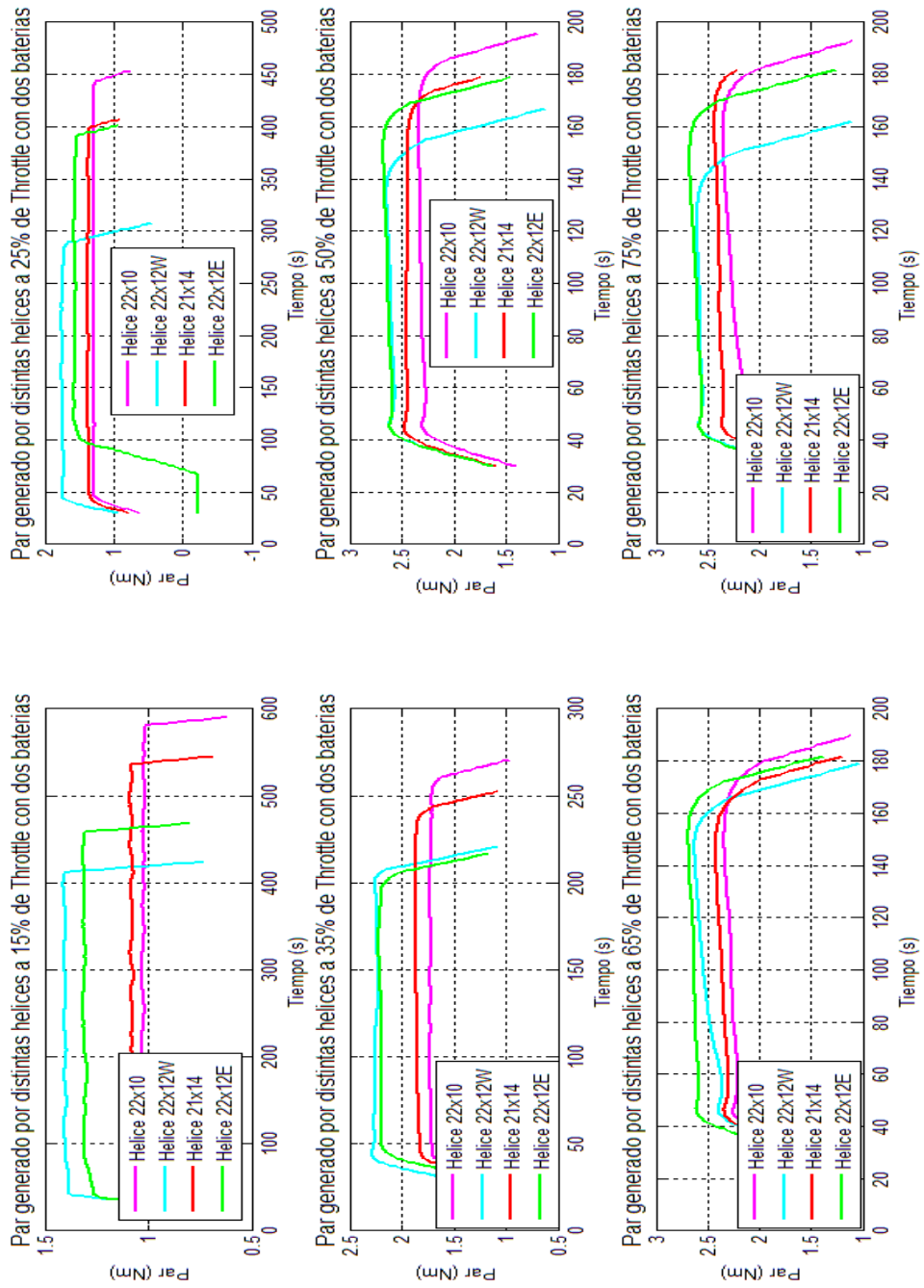


Ilustración 80 Par frente al tiempo. Modo Heli-Auto, todas las hélices (2)

3.2.2.3. *Variables de consumo: Intensidad, Voltaje, Potencia disponible y mecánica y rendimiento motor*

De nuevo para corriente y tensión habrá que asumir que la adquisición de datos de estas dos variables fluctúa enormemente debido al control que ejerce el variador sobre su consumo. Sin embargo, el voltaje responde bien en cuanto a una representación en media móvil exponencial, y la intensidad puede ser representada como tendencia por el mismo tipo de curva.

Tanto la intensidad como el voltaje vuelven a tener carencia de significado en cuanto al consumo del motor por separadas, solo se utilizarán para estudiar el comportamiento del variador y para comprobar que el rango de valores no supera un límite asociado a las características técnicas del motor (véase Tabla 1).

En la Ilustración 81 se representa una gráfica por cada hélice ensayada, en la que se superponen curvas asociadas a distintas posiciones de palanca estudiadas. Se puede apreciar, como en general y para el modo *heli-auto* el voltaje va disminuyendo lentamente hasta que las baterías utilizadas llegan a un valor que no permite mantener la potencia constante (esto se verá en las gráficas de potencia disponible). Esta magnitud será distinta del valor de corte incluido en la programación del variador (véase Tabla 4 Programación de los ajustes manuales del variador), cosa que no ocurriría en el modo *aircraft*.

Si se comparan las gráficas de voltaje del modo *aircraft* de la Ilustración 60 con las del *heli-auto* se puede comprobar como la tensión en el primero alcanza un mínimo de menor magnitud que no vuelve a remontar en cantidad y sin embargo el segundo modo alcanza un mínimo, que ahora es relativo debido a que posteriormente aumenta de valor, mayor. Es notable ver como el voltaje inicial disminuye a medida que las revoluciones asociadas al ensayo son mayores y sin embargo la tendencia general de todas las curvas es la misma.

Si se representa ahora la gráfica que compare los voltajes para diferentes hélices en la Ilustración 82, se puede ver como las curvas de las distintas hélices, en general se vuelven a superponer salvo por distintos errores cometidos debido a que son valores de medias móviles representados que vienen generando ciertas fluctuaciones. Si bien, es verdad que las que necesitan menos voltaje son las hélices 22x12W y 22x12E y las que más la 22x10 y la 21x14.

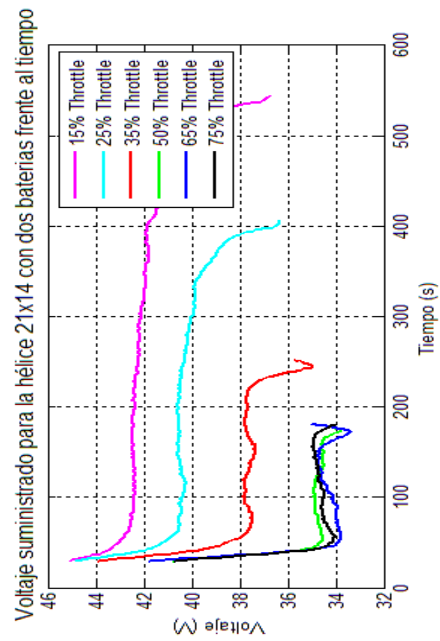
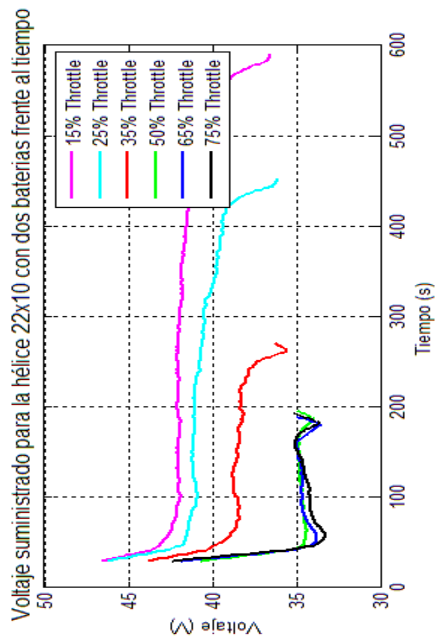
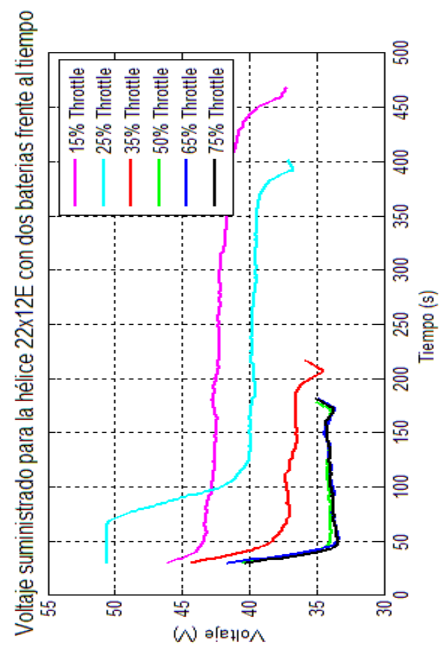
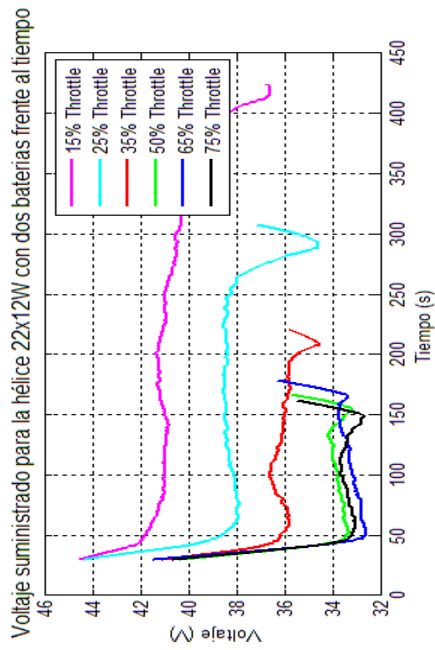


Ilustración 81 Voltaje frente al tiempo. Modo Heli-Auto, todas las hélices (1)

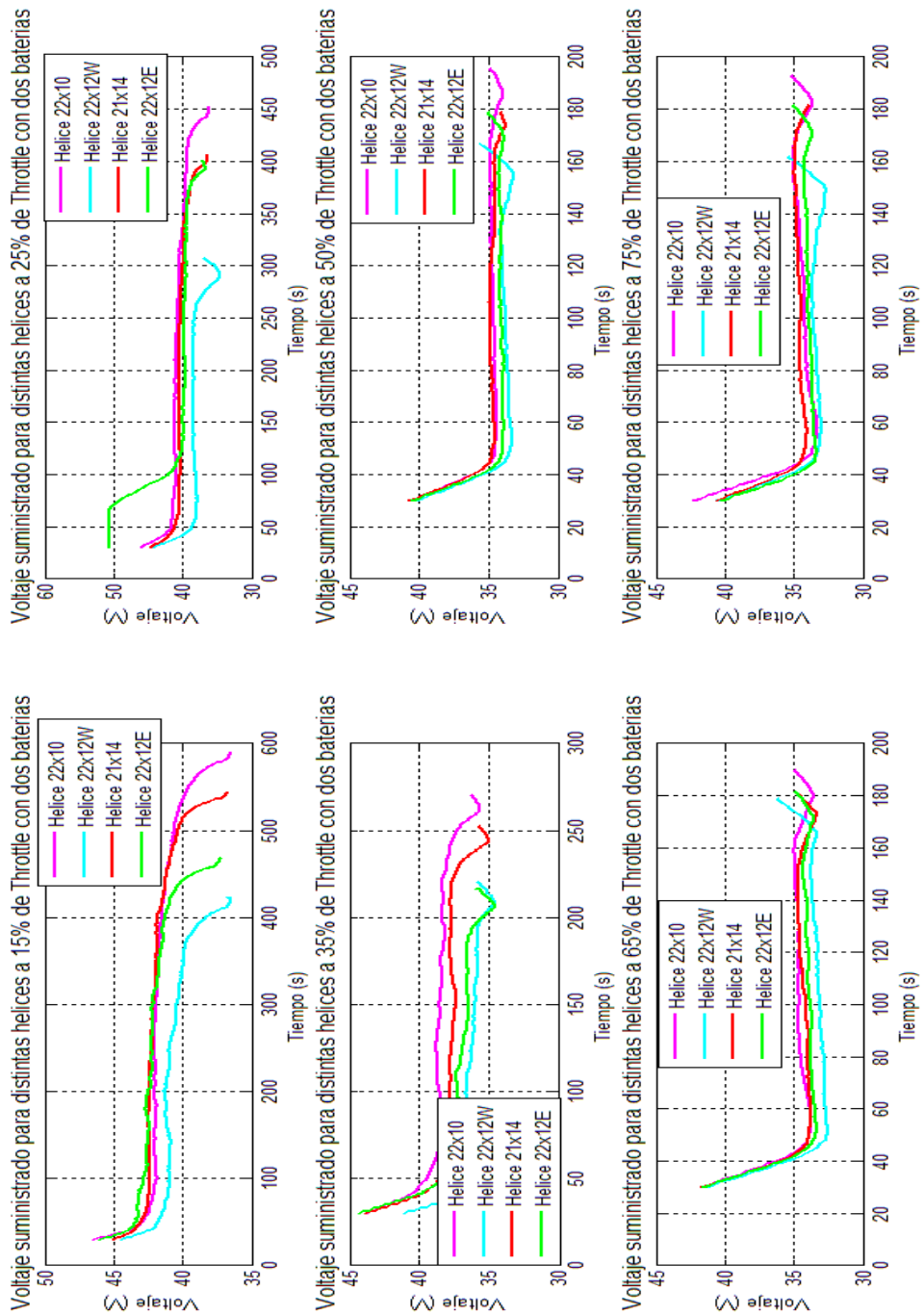


Ilustración 82 Voltaje frente al tiempo. Modo Heli-Auto, todas las hélices (2)

Se obtienen las gráficas anteriores para el caso de la intensidad en la Ilustración 85 y la Ilustración 84. De nuevo puede decirse, que las tendencias de las curvas para todos los valores de *throttle* a los que se ensayan así como para todas las hélices son muy semejantes, la fluctuación de las curvas es debida a la variación real que existe en el suministro de corriente eléctrica al variador.

Por otro lado, ya se aprecia una cierta distinción en torno a la magnitud media del amperaje para las distintas hélices. Aunque en estas gráficas de intensidad solo se podrá hablar de tendencia y valores medios de amperaje.

En la Ilustración 84 se puede apreciar como ahora no ocurre lo que pasaba para el caso *aircraft* donde para una baja posición de la palanca el valor medio calculado de la intensidad mediante la media móvil exponencial era muy semejante. Ahora siempre hay unas hélices que más corriente necesitan. Estas son las de paso 12, mientras que por otro lado la 21x14 y la 22x10 necesitarán mucho menos.

De acuerdo a estas valoraciones se podrá, como se hizo antes con la autonomía hacer la misma previsión sobre la potencia eléctrica consumida. Es decir, ésta será mayor para las hélices que más amperaje están consumiendo.

Si se comparan tanto las gráficas de intensidad de este apartado con las del apartado anterior, puede verse que existe una tendencia de la intensidad de aumentar en función del tiempo para el modo *heli-auto*, cosa que no ocurría para el *aircraft*. El motivo de este crecimiento medio, se debe a que el variador intenta compensar la pérdida de voltaje con un aumento de la corriente, así se obtendría una potencia eléctrica constante que mantiene el régimen de revoluciones invariante con el tiempo.

Para ver detalladamente como es esto lo que realmente ocurre se representa en las gráficas de la Ilustración 85 la potencia eléctrica media asociada a un ancho de pulso caracterizado por una posición de palanca constante frente al tiempo para las cuatro hélices ensayadas. La posibilidad de proporcionarse la autonomía para cada cantidad constante de potencia eléctrica consumida por el motor asociado a una posición de palanca permite obtener una curva interpolada, que ofrece la autonomía en función de los wattios de consumo, ahora para el modo *Heli-Auto*. Estas curvas serán muy importantes a la hora de extrapolar las autonomías en función del número de baterías de las que se disponga.

Por otro lado, en la Ilustración 86 se presenta la potencia eléctrica consumida por las distintas hélices.

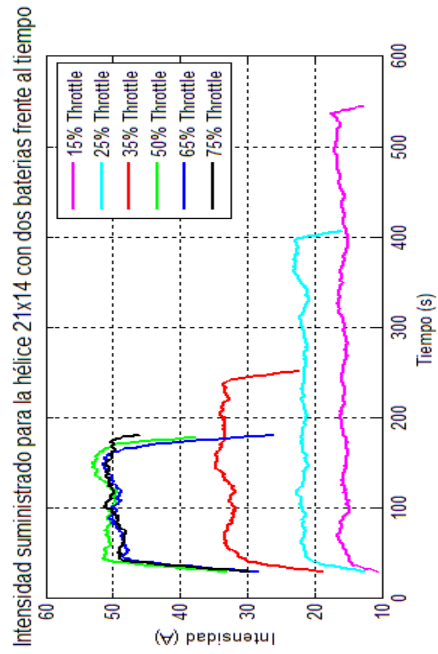
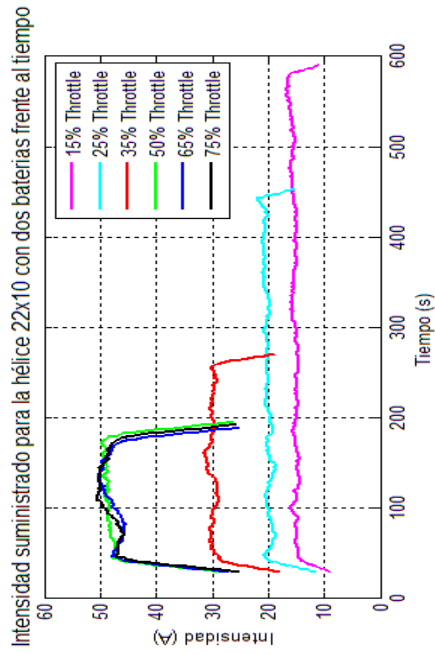
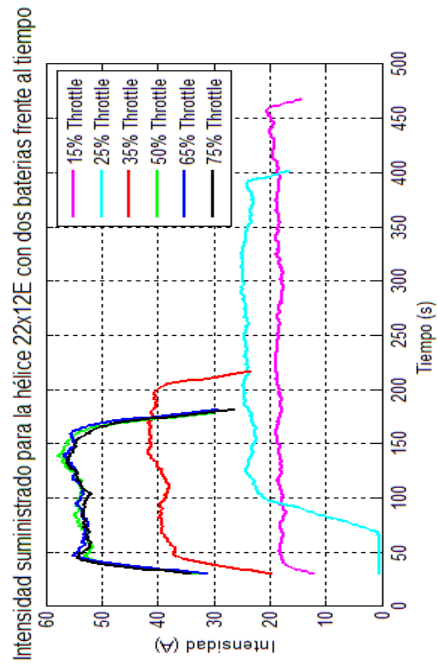
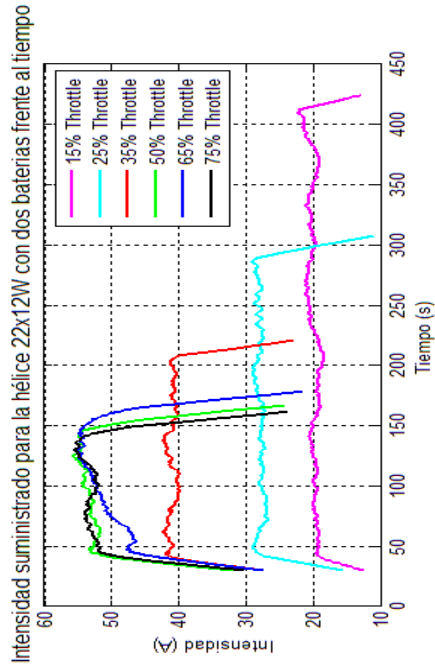


Ilustración 83 Intensidad frente al tiempo. Modo Heli-Auto, todas las hélices (1)

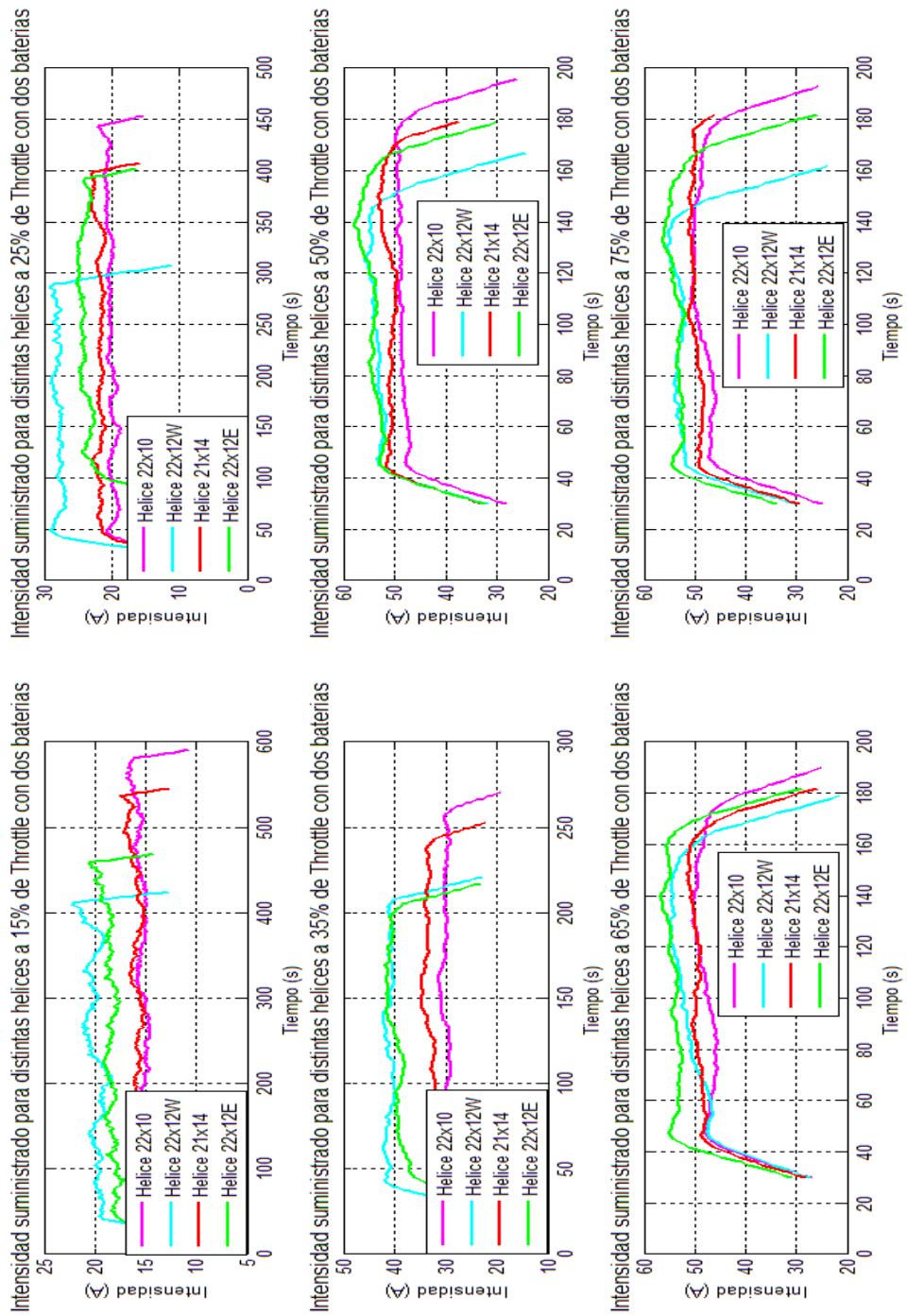
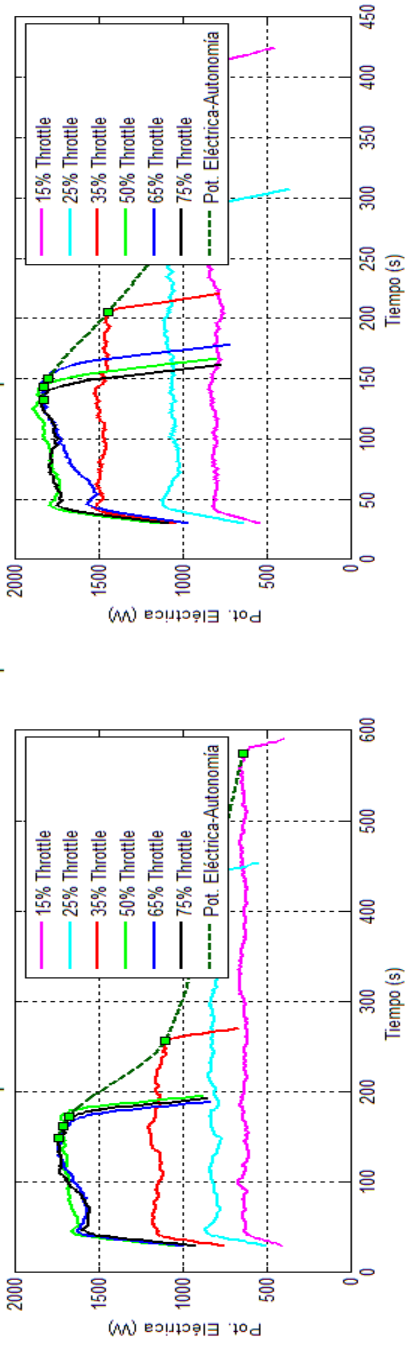


Ilustración 84 Intensidad frente al tiempo. Modo Heli-Auto, todas las hélices (2)

Potencia eléctrica suministrada para la hélice 22x10 con dos baterías frente al tiempo



Potencia eléctrica suministrada para la hélice 22x12E con dos baterías frente al tiempo

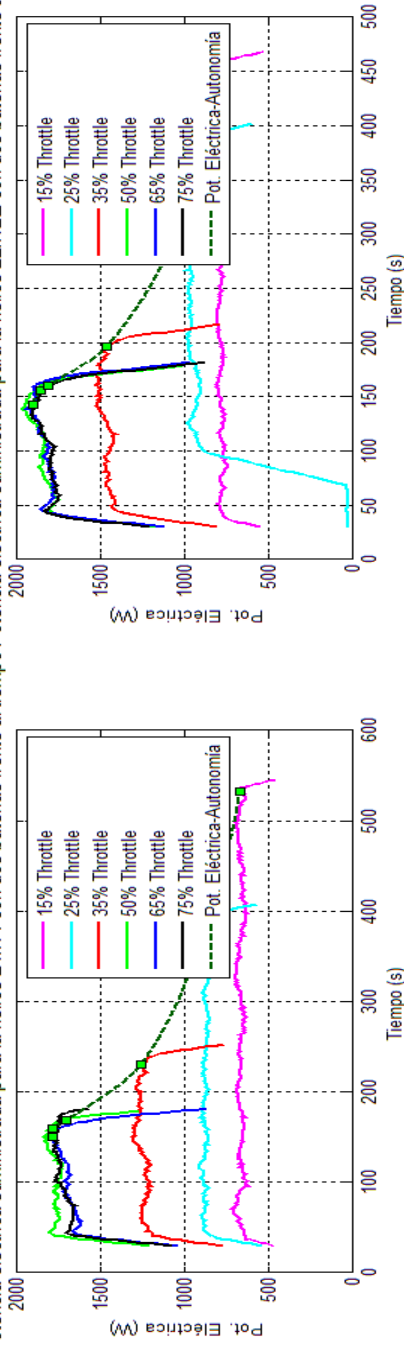


Ilustración 85 Potencia eléctrica consumida frente al tiempo. Modo Heli-Auto, todas las hélices (1)

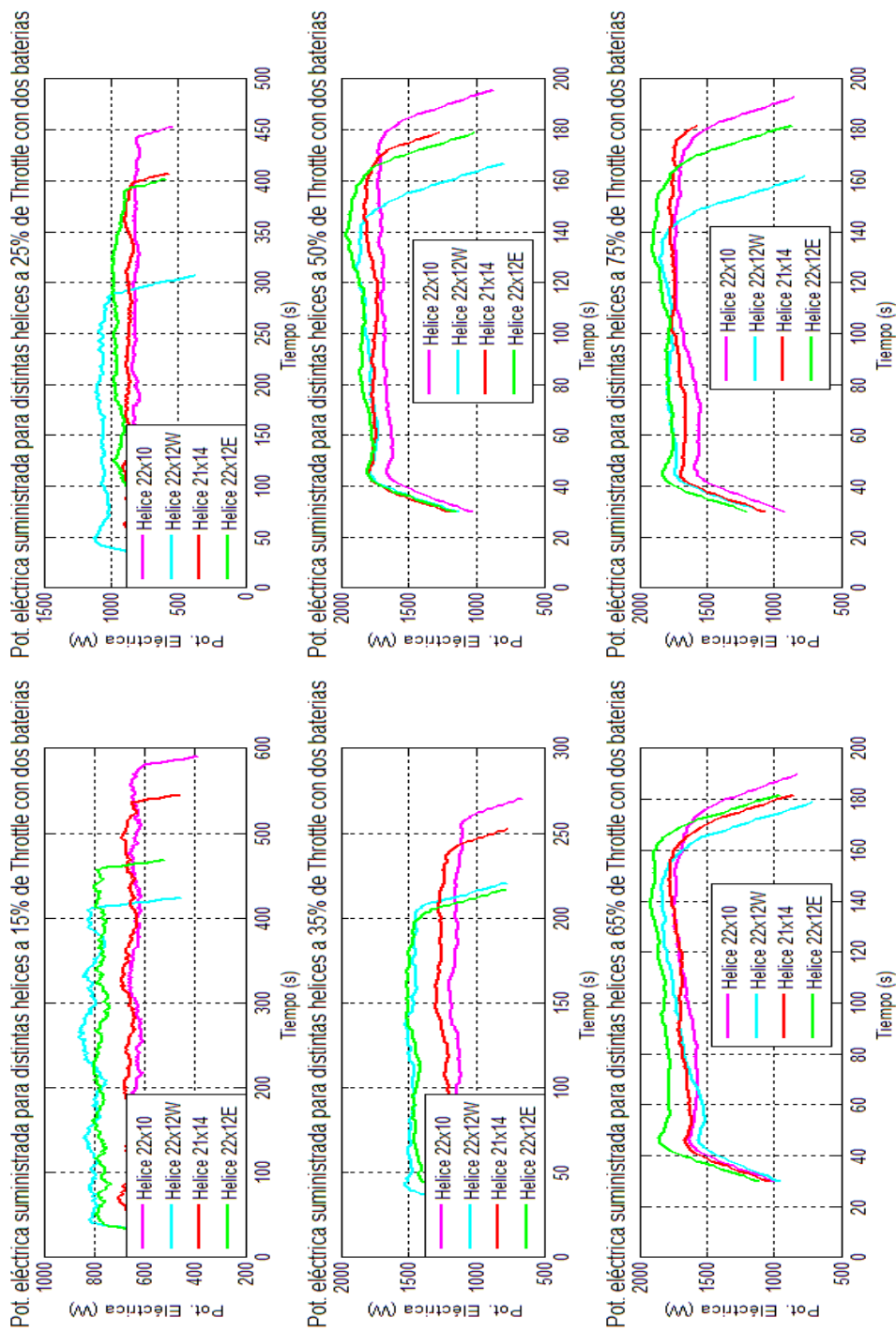


Ilustración 86 Potencia eléctrica consumida frente al tiempo. Modo Heli-Auto, todas las hélices (2)

Como ya se había comentado cuando se analizaron las gráficas de intensidad, se puede apreciar como ahora, al contrario que pasaba para revoluciones por minuto de cada una de las hélices, la potencia suministrada al motor se vuelven cada vez más semejantes en cuanto a magnitud media y tendencia mientras más se acercan a posiciones altas de palanca. Sin embargo, se puede apreciar como en general las hélices que mayor potencia necesitan son las que tienen las palas de paso 12.

El hecho de que el comportamiento frente a la posición de palanca sea totalmente contrario, al de las revoluciones da solidez a la teoría de actuación del variador para el modo *heli-auto*. La explicación de este fenómeno es la que sigue. Como ya se ha visto, ha medida que aumenta la posición de palanca, la resistencia (que puede ser tomada como el par) aumenta, es por ello por lo que las revoluciones obtenidas para cada hélice distan más a medida que aumenta el *throttle*. Sin embargo, todas estas resistencias van alcanzando para cada hélice valores más similares a medida que se aumenta la posición de palanca y es por ello por lo que se van asemejando cada vez más.

En resumen, *“un ancho de pulso de la palanca va asociado a un régimen de revoluciones concreto, al que hay que restarle un factor de corrección debido a la resistencia mecánica que le supone la hélice acoplada al eje del motor, y que es función creciente de la velocidad de giro del mismo, al ser así el valor del factor, que diferencia las hélices, va cogiendo más relevancia y por tanto hay mayor dispersión en magnitud de las r.p.m.’s conseguidas para altas posiciones de palanca, por otro lado, a medida que se aumenta la velocidad de rotación la energía consumida aumenta, sin embargo ésta viene desde un principio muy influenciada por la suma de un nuevo factor de corrección también debido a la resistencia del eje. Como ahora la energía debida al giro del eje sin carga se suma a la del factor debido a la resistencia, la tendencia real será la de este factor y por tanto, al igual que lo hace la resistencia asociada al eje, a medida que aumente el régimen de revoluciones la potencia eléctrica se acercará para todas las hélices”*. En general, esto quiere decir que la tendencia

Así, el hecho fundamental por el que los propulsores 22x12W y 22x12E son los que menos autonomía es debido a que el consumo de potencia eléctrica es mayor.

Otra variable fundamental para caracterizar el motor es la potencia mecánica asociada al eje que genera cada hélice. Ésta viene representada en la Ilustración 87 como el producto de la velocidad de giro del motor por el par mecánico asociado. Se así consiguen de esta manera, las curvas de autonomía frente a los wattios generados para el modo *heli-auto* que permiten caracterizar en gran parte las actuaciones de las hélices.

Representando en conjunto las potencias mecánicas obtenidas para todas las hélices se obtiene la Ilustración 88.

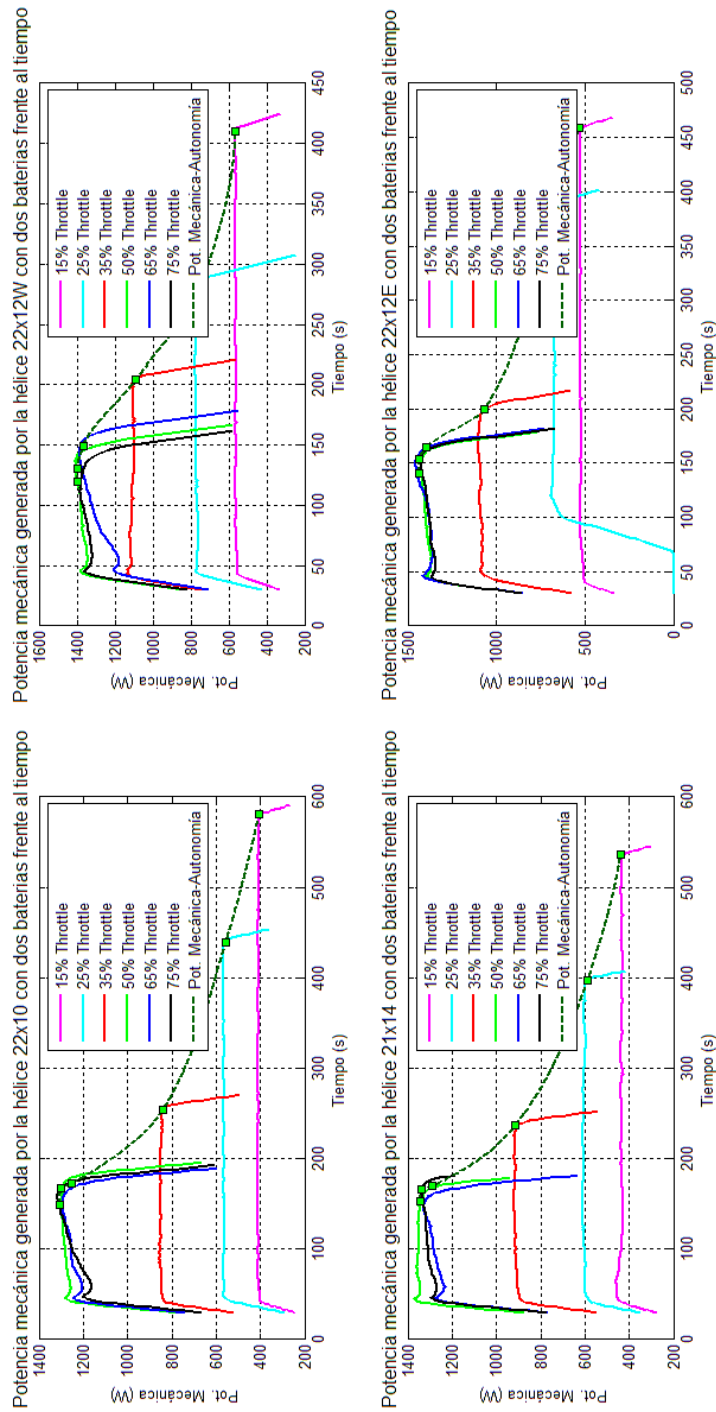


Ilustración 87 Potencia mecánica generada frente al tiempo. Modo Heli-Auto, todas las hélices (1)

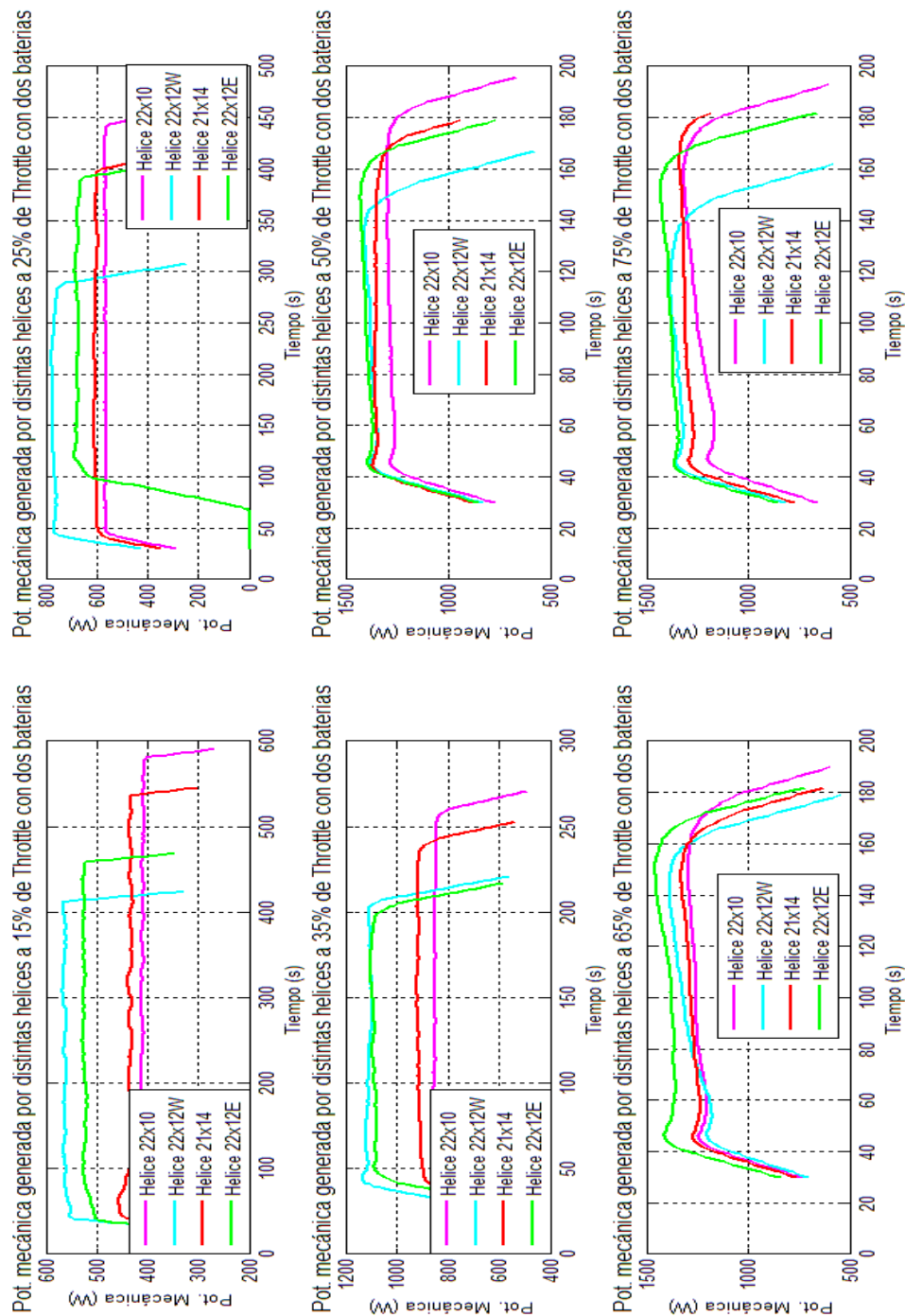


Ilustración 88 Potencia mecánica generada frente al tiempo. Modo Heli-Auto, todas las hélices (2)

Como ya ocurría con la potencia eléctrica suministrada al motor, la mecánica originada es mayor para las hélices con paso 12 y menor para las restantes. Esto es así debido a que la potencia del eje es proporcional al par generado, y como las revoluciones eran muy similares, la tendencia predominante era la que tenía el par (véase la sección 3.2.1.2 del informe).

Una vez obtenidos los valores de potencias, es posible conseguir el rendimiento del motor, para ello se representan el coeficiente de la potencia generada en el eje por la suministrada al motor.

En la Ilustración 89 se puede apreciar, como ya ocurría para el caso *aircraft*, que el rendimiento es independiente de la hélice que se utilice. Ahora incluso desde el 15% de la posición de palanca, ya que en el modo *heli-auto* este *throttle* está asociado a mayores regímenes de revoluciones por minuto de las hélices. Los distintos picos que se aprecian al final de muchas de las curvas son debidos a que la potencia eléctrica se vuelve nula por lo que aumenta infinitamente el valor del rendimiento motor.

En la Tabla 12 se han presentado los valores del rendimiento para cada valor de la posición de la palanca. El rendimiento mecánico depende en gran medida de las revoluciones y la posición de la palanca, así el rendimiento indicado por la tabla de características técnicas del motor solo es semejante a partir del 35% de la posición del *throttle*.

Rendimiento motor del conjunto de hélices para distintas posiciones de palanca	
Posición de la palanca (% <i>Throttle</i>)	Rendimiento motor (η_M %)
15 %	71.7
25 %	75.4
35 %	78.3
50 %	79.2
65 %	80.1
75 %	80.1

Tabla 12 Rendimientos mecánicos en función de la posición de palanca para el modo Heli-Auto

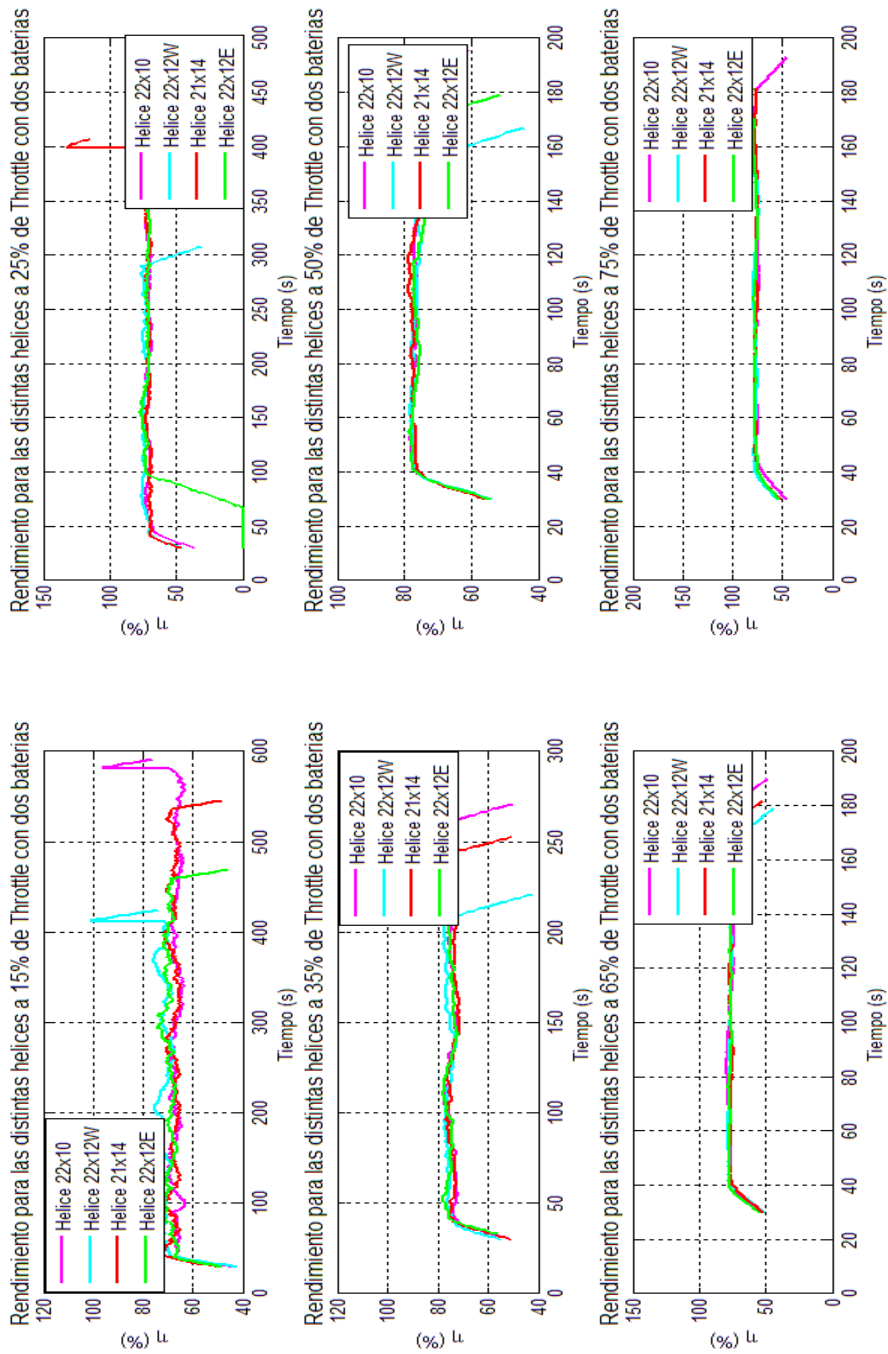


Ilustración 89 Rendimiento mecánico frente al tiempo. Modo Heli-Auto, todas las hélices

3.2.3. Barrido en revoluciones para distintas hélices y modos del variador

Para barridos de posición de palanca y diferente geometría de las hélices utilizadas se pretende representar de la forma que más fielmente se ajuste a la realidad las variables que permitan definir el conjunto motor-hélice de la manera más completa posible. En este apartado a diferencia de los anteriores, se representarán las variables de los análisis enfrentadas entre ellas y desaparecerá el tiempo como variable principal. El orden de presentar los resultados será el mismo que el definido en el apartado 2.1.2.

3.2.3.1. Variables cinemáticas: RPM

Mediante un barrido de la posición de palanca y una medición del pulso proporcionado por la misma, se puede conseguir una gráfica que represente, para los cuatro tipos de hélices, la relación existente entre el *throttle* y las r.p.m.

En la Ilustración 90 se representan para los dos modos estudiados del variador y las cuatro hélices estudiadas la relación existente entre la velocidad de giro del eje del motor y la posición de palanca. Se puede apreciar como la relación entre estas variables es directa y parabólica, aunque tiene una tendencia muy cercana a la lineal, y se satura entorno al 10, 15% de posición de palanca y al 65%, es esa la razón de las líneas verticales representadas. Realmente solo existe un valor de *throttle*, que se encuentra entre el 10% y el 15%, para el que se arranca el motor, sin embargo se puede apreciar que no es el mismo en las gráficas, esto simplemente es debido a un simple error en la recepción de los datos tomados en los ensayos.

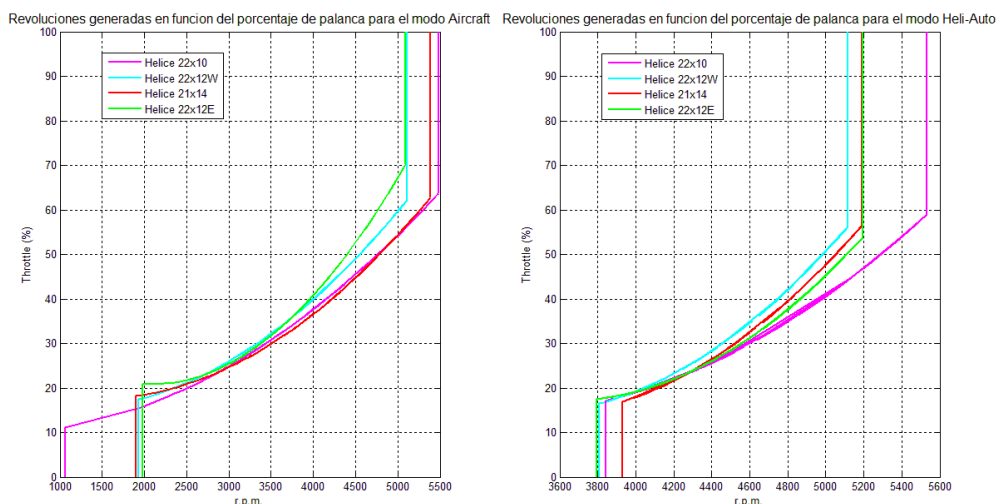


Ilustración 90 r.p.m. frente al throttle. Modos Aircraft y Heli-Auto, todas las hélices

Para ver ahora como de buena es la representación, en la Ilustración 91 se presentan las mismas gráficas representadas por los valores reales obtenidos mediante una serie de puntos.

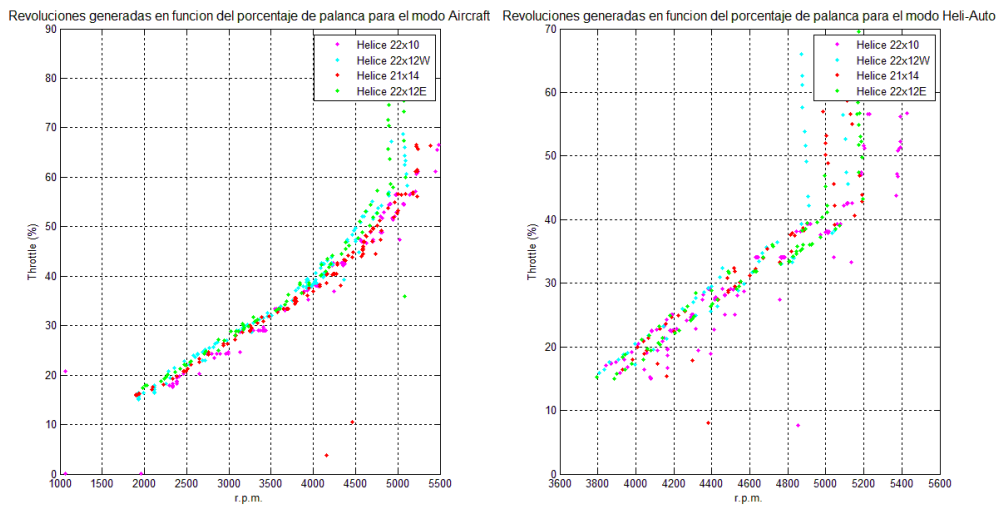


Ilustración 91 r.p.m. frente al throttle. Modos Aircraft y Heli-Auto, todas las hélices (datos reales)

3.2.3.2. Variables dinámicas: Empuje y Par

Las variables dinámicas son de las más importantes a la hora de caracterizar las actuaciones del sistema propulsivo, con estas gráficas se podrá conocer el régimen de revoluciones y la posición de palanca necesaria para las distintas actuaciones del Céfiró 2. La tracción tendrá una relación del tipo parabólico con el ancho de pulso enviado por la radio al motor. Sin embargo para el modo *aircraft* la relación tendrá una cierta tendencia lineal, debido a que el intervalo de empujes disponibles es mucho mayor al otro modo.

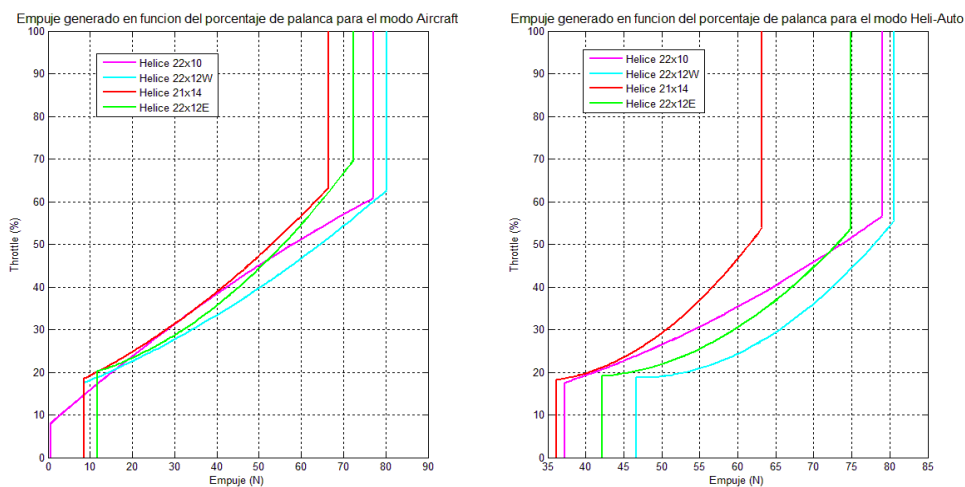


Ilustración 92 Empuje frente al throttle. Modos Aircraft y Heli-Auto, todas las hélices

Si se representan ahora las dos magnitudes dinámicas con respecto al valor de las revoluciones por minuto obtenidas para cada hélice y modo del controlador Jeti Spin se obtienen la Ilustración 93 y la Ilustración 94.

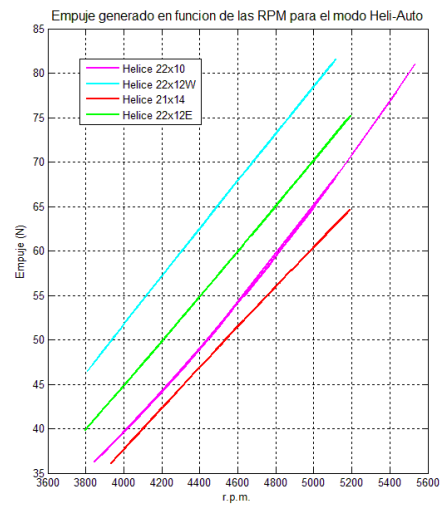
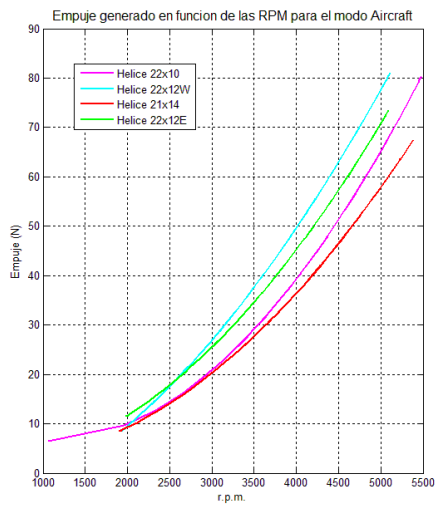


Ilustración 93 Empuje frente a r.p.m.'s. Modos Aircraft y Heli-Auto, todas las hélices

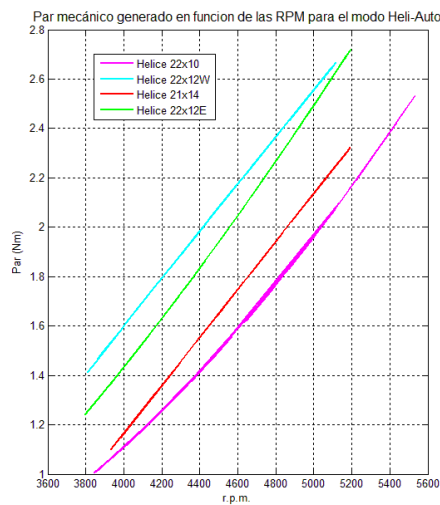
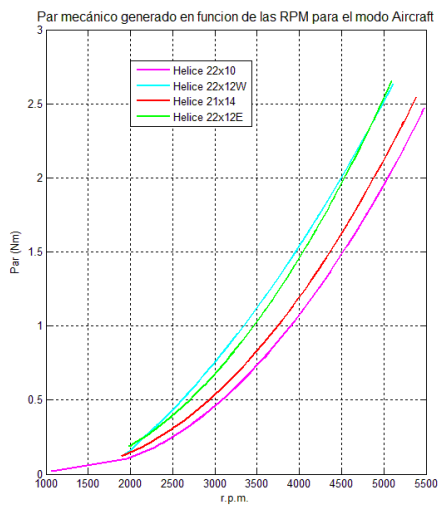


Ilustración 94 Par frente a r.p.m.'s. Modos Aircraft y Heli-Auto, todas las hélices

Representando el empuje y el par obtenido frente velocidad angular de las palas se puede ver como la relación para cada hélice con estas dos variables es similar con respecto a la posición de palanca, eso indica que la relación entre ellas dos debe ser cercana a una lineal.

La relación entre Empuje y revoluciones será también del tipo parabólico, estando separadas las curvas entre ellas un valor constante dependiendo de la hélice que se utilice. Como es de esperar la hélice 21x14 a unas mismas revoluciones generará menos empuje por mover menos aire, de la misma manera la hélice 22x12W genera más empuje a menos revoluciones, por tener un paso elevado y ser la que mayor

diámetro y espesor tiene. Si se realiza una ampliación de las gráficas de la parte izquierda de la Ilustración 94 y la Ilustración 95 para un mismo intervalo de revoluciones, se aprecia que no existe diferencia alguna entre los valores obtenidos para el modo *heli-auto* y el *aircraft*, lo cual quiere decir que esta relación es independiente de la programación del variador. En la Ilustración 95 se pueden ver dos gráficas dónde para cada modo se representa la relación existente entre las dos magnitudes estudiadas en este apartado.

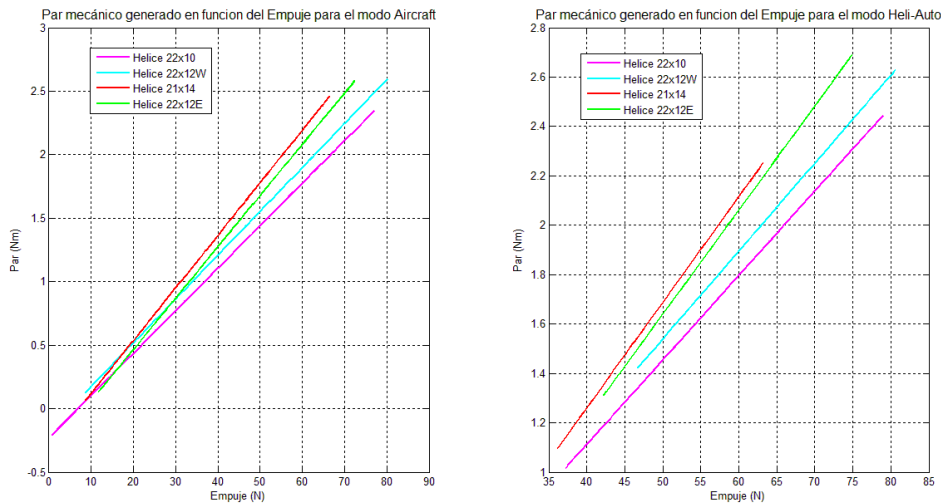


Ilustración 95 Empuje frente a par. Modos Aircraft y Heli-Auto, todas las hélices

Como era de esperar, la relación entre empuje y par será del tipo lineal, con diferente pendiente dependiendo del tipo de hélice que tengamos obteniendo la menor para la hélice 22x10 y la mayor para la 22x14. Los ajustes a los datos obtenidos se han hecho de la misma manera que se hicieron para el servo y las revoluciones, mediante un ajuste polinomial por mínimos cuadrados, por lo que la afinidad con la realidad será bastante buena.

3.2.3.3. Variables de consumo: Intensidad, Voltaje, Potencia disponible y mecánica y rendimiento motor

La intensidad y el voltaje también puede representarse en función de las revoluciones, así la caracterización del conjunto moto-propulsor es más completa. Sin embargo, como ya se comento antes estas variables medidas fluctuaban mucho por lo que primero habrá que ver el alcance de representación de la realidad que tienen las gráficas de ajuste polinomial por mínimos cuadrados.

Si se representa por puntos los datos obtenidos de corriente y tensión para las distintas hélices se obtiene la Ilustración 96 y se compara con el ajuste polinómico realizado en la Ilustración 97. Se aprecia como un ajuste polinómico se acerca muy bien a la definición real dada por los datos medidos. Sin embargo, puede observarse también como las variables eléctricas no varían tanto en el modo *aircraft* como lo

hacen para el *heli-auto*. Al ser buenas las aproximaciones realizadas anteriormente, las potencias (véase Ilustración 98 Ilustración 99) también tendrán un buen ajuste, por ser éstas productos de las variables anteriormente detalladas.

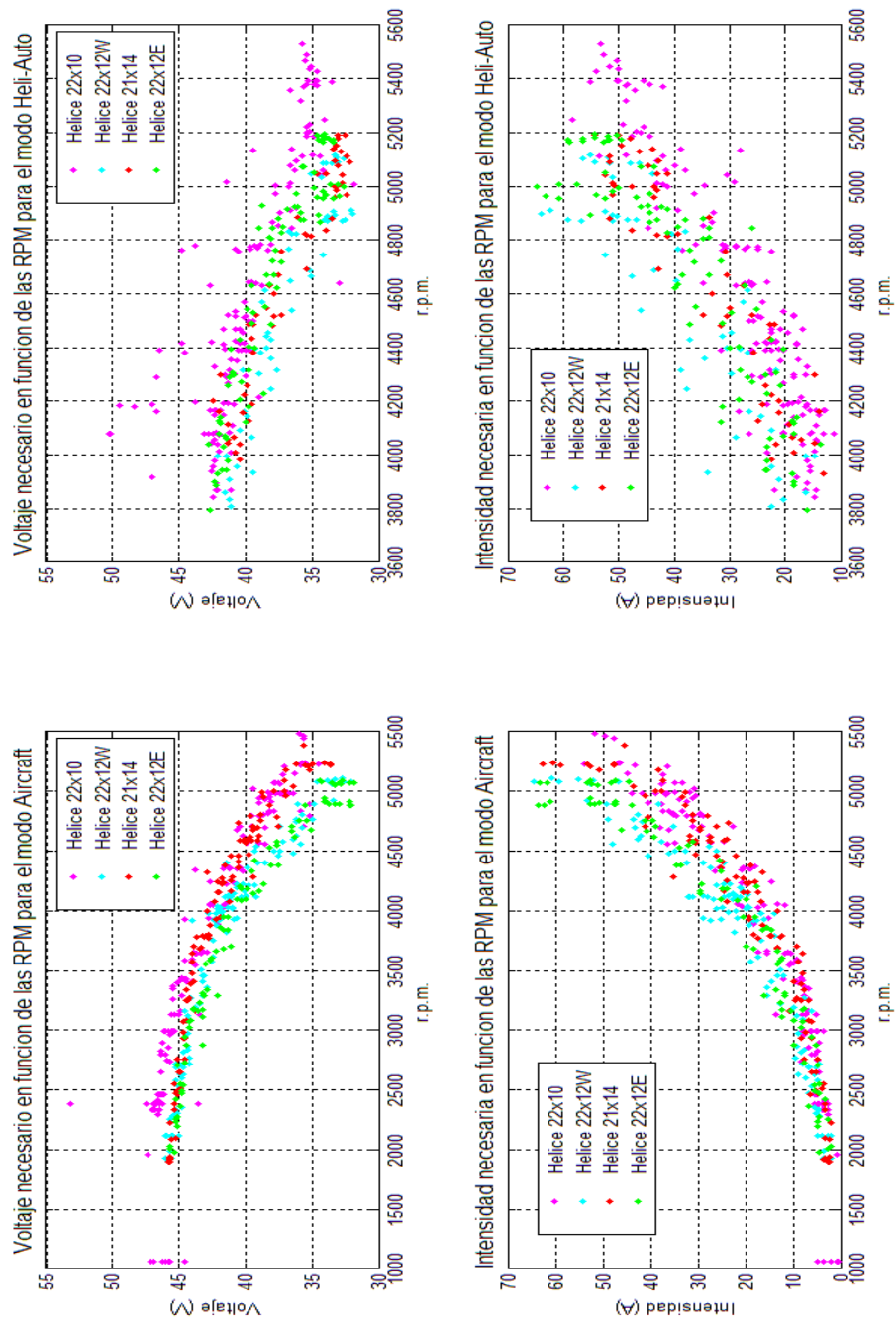


Ilustración 96 Voltaje e Intensidad. frente a r.p.m.'s. Modos Aircraft y Heli-Auto, todas las hélices (datos reales)

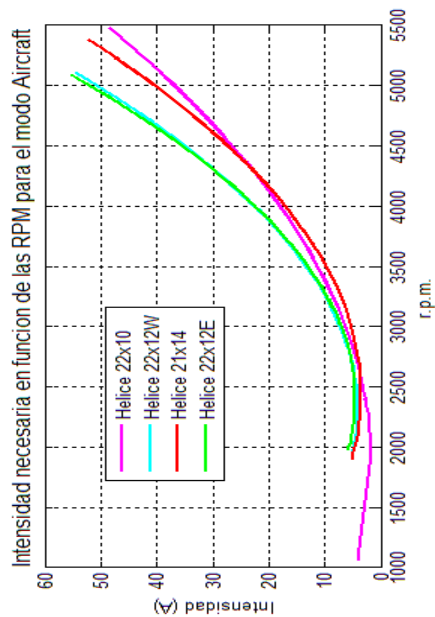
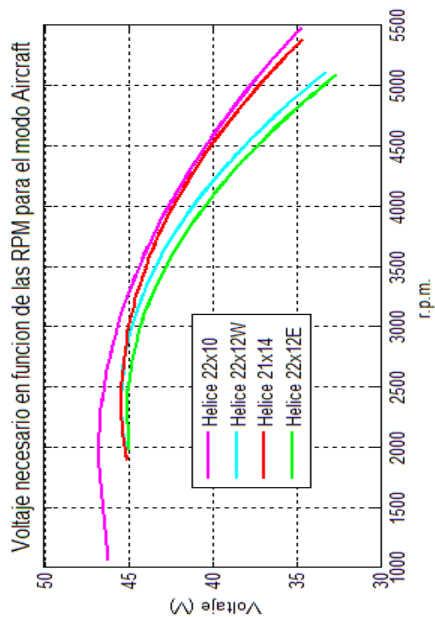
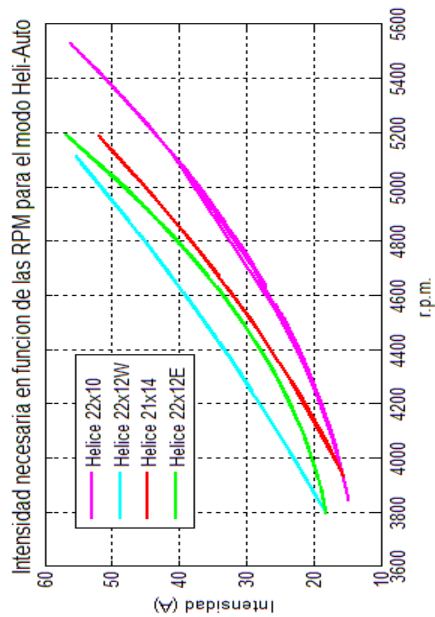
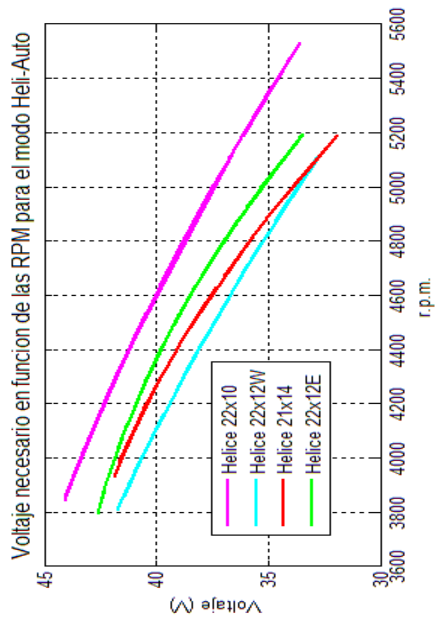


Ilustración 97 Voltaje e Intensidad. frente a r.p.m.'s Modos Aircraft y Heli-Auto, todas las hélices

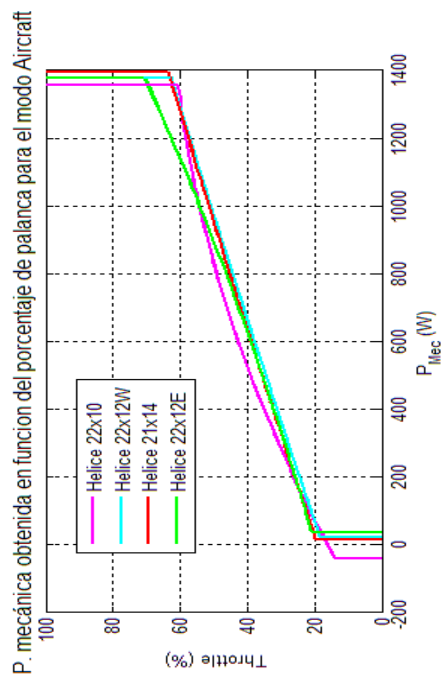
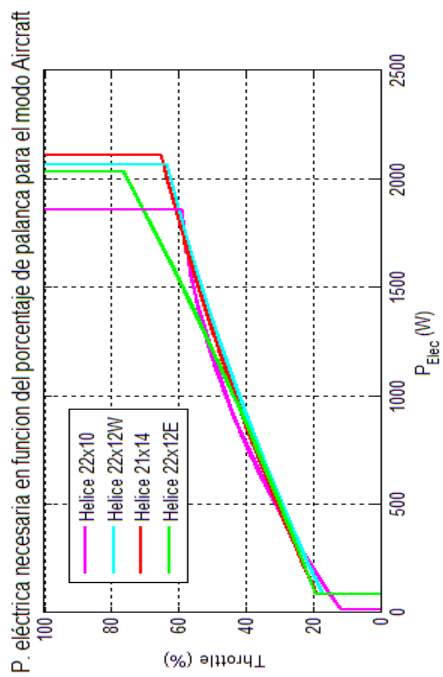
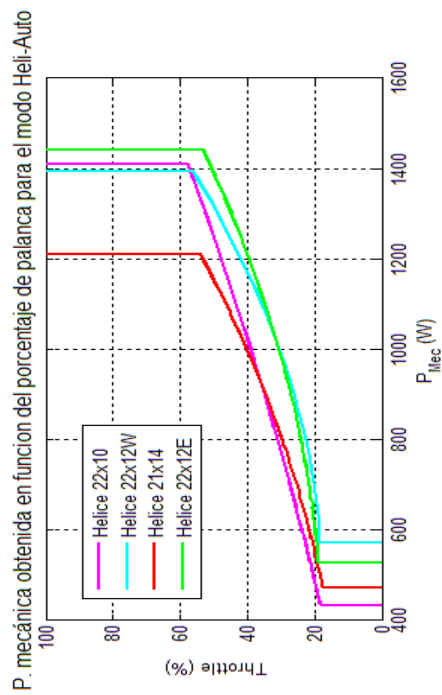
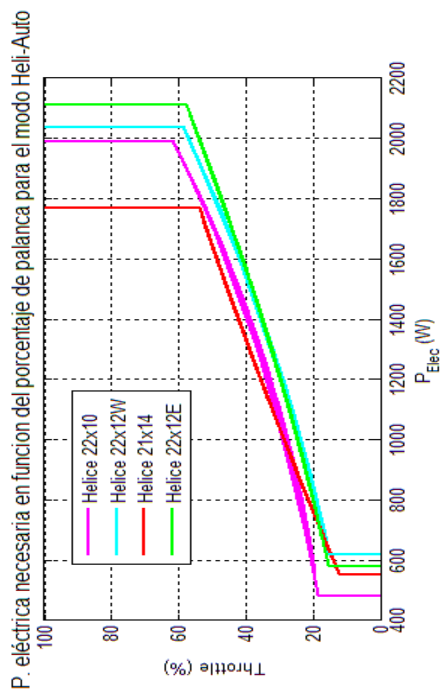


Ilustración 98 Potencias eléctricas y mecánicas frente al throttle. Modos Aircraft y Heli-Auto, todas las hélices

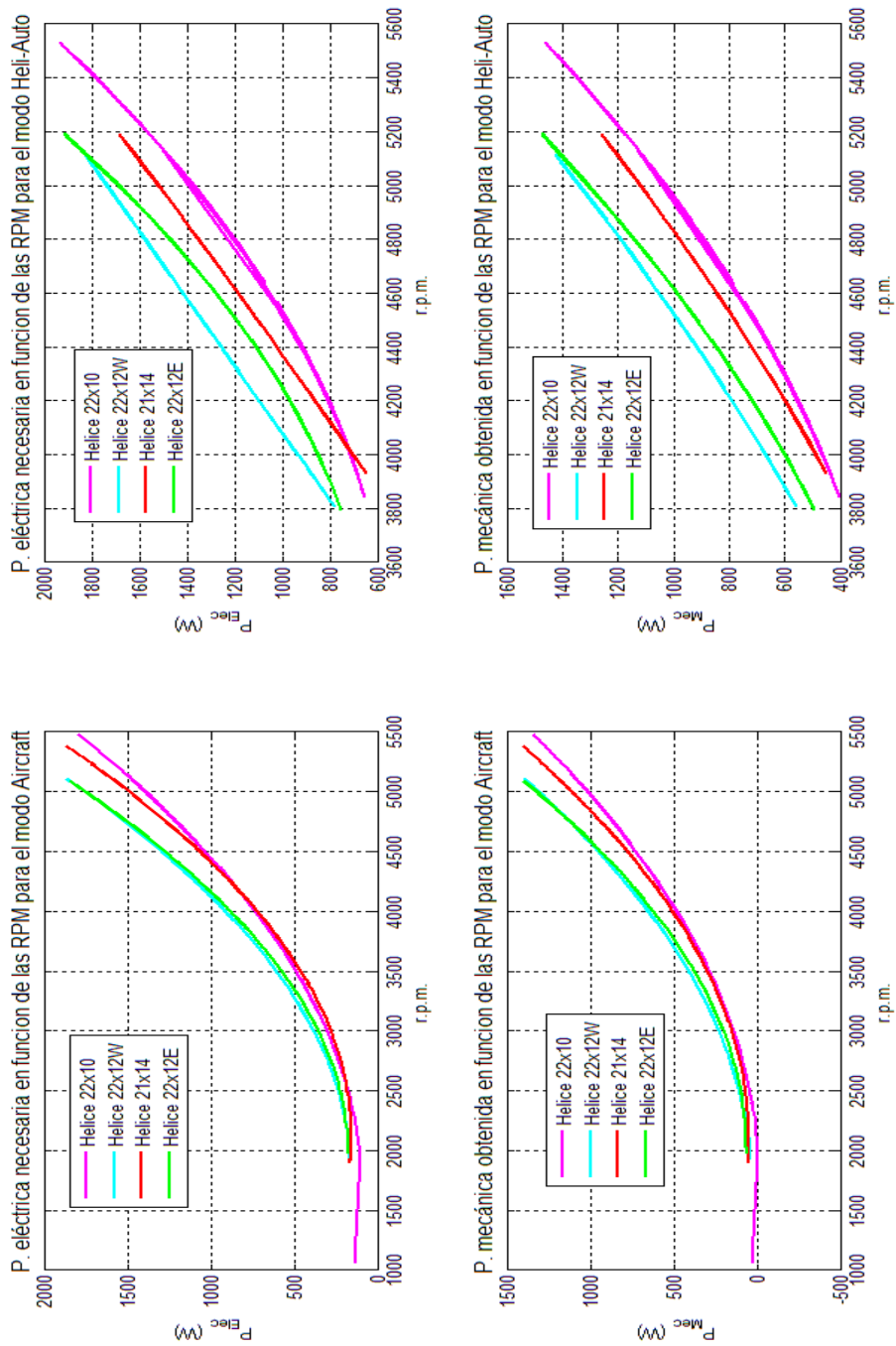


Ilustración 99 Potencias eléctricas y mecánicas frente a r.p.m.'s. Modos Aircraft y Heli-Auto, todas las hélices

En cuanto a las potencias consumidas y generadas se puede ver como también siguen una relación parabólica con las rpm, al igual que pasaba con el empuje y el par. Se vuelve a comprobar como las hélices de paso 22 vuelven a ser las que más potencia

consumen, pero también las que más generan, proporcionándonos todas ellas un mismo rendimiento motor por cada posición de palanca.

Se puede representar también en la Ilustración 100 el rendimiento como una función de los puntos obtenidos en la Tabla 11 para el modo *aircraft* y en la Tabla 12 para el modo *heli-auto*.

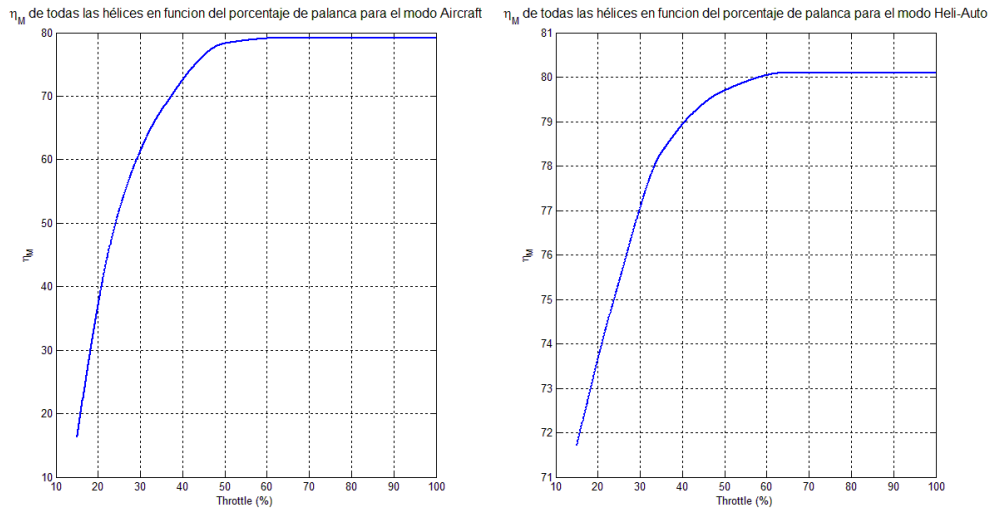


Ilustración 100 Rendimiento mecánico frente al throttle. Modos Aircraft y Heli-Auto, todas las hélices

Se aprecia como el rendimiento sigue una tendencia casi parabólica hasta su saturación que se encuentra en torno al 80%, un 4% menos de lo indicado por el fabricante.

3.2.3.4. Variables propulsivas adimensionales: C_T , C_Q , C_P y rendimientos propulsivos

El análisis dimensional es una herramienta que permite simplificar el estudio de cualquier fenómeno en el que estén involucradas muchas magnitudes físicas en forma de variables independientes. Gracias a esto se pueden conseguir una serie de coeficientes adimensionales que solo dependan de la geometría de la hélice, consiguiendo así desvincular su valor de la velocidad de giro de la misma. Si se revisan las referencias bibliográficas [17] y [22], para el modelo estático de ensayos o experimentos en bancada, los coeficientes adimensionales se definen de la siguiente manera:

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

$$C_Q = \frac{Q}{\rho A (\Omega R)^2 R}$$

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

Así una vez obtenidos todos estos valores el rendimiento estático propulsivo viene determinado por:

$$\eta_P = \sqrt{\frac{2 C_T^{3/2}}{\pi C_P}}$$

Los experimentos de barrido de revoluciones es que es fácil obtener muchos puntos de caracterización del sistema. Generalmente, mediante la adimensionalización, los coeficientes obtenidos para una misma hélice deberán coincidir para todo el intervalo de revoluciones por minuto generadas. No obstante, debido a que la toma de datos no es perfecta, y la realidad se aleja un poco de la teoría, lo que se conseguirá para cada coeficiente es una nube de puntos que se forma en torno a un valor medio, que será el tomado como valor real para la comparación propulsiva.

En la Tabla 13 se muestran los valores obtenidos para todos estos coeficientes adimensionales, así como el rendimiento propulsivo calculado para el caso de ensayos en bancada.

Coeficientes propulsivos adimensionales para todas las hélices en bancada				
Hélice	C_T	C_Q	C_P	η_P
22x10	0.0102	0.0366	$1.0423 \cdot 10^{-4}$	7.9066
22x12W	0.0120	0.0428	$1.0905 \cdot 10^{-4}$	9.5651
21x14	0.0091	0.0327	$7.9572 \cdot 10^{-5}$	8.7710
22x12E	0.0111	0.0397	$9.4388 \cdot 10^{-5}$	9.8710

Tabla 13 Coeficientes propulsivos adimensionales para todas las hélices en bancada

Se puede comprobar como las hélices 22x12W y 22x12E son las que más coeficiente de tracción y de par tienen, al igual que ocurría con las magnitudes dimensionales. El valor más alto lo encabeza la pala de mayor espesor seguido por la eléctrica de mismo paso y la hélice 22x10. Por último se encuentra la 21x14 cuyo valor es muy inferior al resto.

En cuanto al coeficiente de potencia, de nuevo es la hélice 22x12W la que tiene una mayor magnitud del mismo, sin embargo ahora es seguido por la 22x10 que supera, ahora, el valor del coeficiente de potencia mecánica de la hélice 22x12E. Debido a todo lo anterior, los rendimientos proporcionados de mayor a menor vienen asociados a las hélices 22x12E, 22x12W, 21x14 y 22x10. Hay que aclarar, que para los ensayos estáticos los rendimientos propulsivos solo sirven para comparar los tipos de hélices, pues se obtendrán mayores a la unidad, por lo que no tienen sentido físico.

Se puede concluir diciendo que en cuanto a características propulsivas es la hélice 22x12E la que mejor responde, debido a que es el tipo de pala que se utiliza especialmente en aeromodelismo para motores eléctricos. Recordando que tal como

se había explicado en secciones anteriores la 22x10 era la que más autonomía proporcionaba y la 22x12W la que más empuje.

3.3. Análisis de los ensayos de autonomía

Para cerrar la identificación de curvas en bancada es necesario también conocer las curvas de autonomía en función de los parámetros de consumo disponible, en concreto, el número de baterías con las que se cuente. Se ha visto previamente que para revoluciones constantes e iguales la autonomía en todos los modos no varía, por lo que con centrarnos en un solo modo bastaría.

Los experimentos realizados, son los que se recogían en la Tabla 7, donde se aprovecharon los ensayos de comparación de modos. En ellos se utiliza la hélice 22x10 y se busca obtener, en las tres pruebas realizadas, un régimen de revoluciones en torno a las 4000 por minuto.

Realmente, lo que se busca con estos ensayos es conocer la relación existente que hay entre las autonomías cuando se realiza un experimento con dos, cuatro o seis baterías. En la Ilustración 101 se pueden observar los resultados de la autonomía temporal.

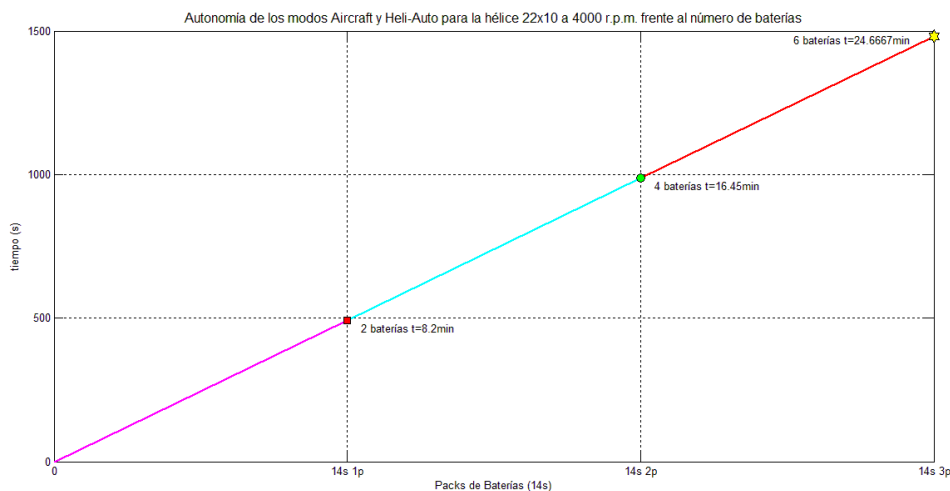


Ilustración 101 Autonomía del sistema moto-propulsivo con la hélice 22x10 a mismo régimen de revoluciones en función del número de baterías

Se puede apreciar que existe una cierta tendencia lineal en cuanto a autonomía y número de pares de baterías conectadas en paralelo. La relación existente entre los tiempos y las conexiones en paralelo de baterías es la que se aprecia en la Tabla 14.

Tabla 14 Relación temporal y autonomías para ensayos con distinta cantidad de baterías para la hélice 22x10 a régimen de 4000 r.p.m.

Relación de tiempos y autonomías para los ensayos comparativos de baterías			
Relaciones/Autonomía	1 par de Baterías	2 pares de Baterías	3 pares de Baterías
Tiempos	$T_1 = 8.2 \text{ min}$	$T_2 = 16.45 \text{ min}$	$T_3 = 24.667 \text{ min}$
Relación de tiempos	$\frac{T_1}{T_1} = 1$	$\frac{T_2}{T_1} = 2.006$	$\frac{T_3}{T_1} = 3.008$

Como se suponía, la relación existente es directamente proporcional al número de conexiones en paralelo de dos baterías realizadas. Esto es así debido a que un régimen de revoluciones constante a velocidad de viento constante (en este caso nula) se mantiene a través de una potencia eléctrica de entrada al motor también invariable.

Por definición, la potencia eléctrica es el consumo de energía eléctrica por unidad de tiempo. Además cada par de baterías está asociado a una cantidad de energía eléctrica disponible que siempre es la misma (salvo fluctuaciones por la temperatura o el tiempo de carga) cuando está al máximo de su capacidad. De esta manera, si el consumo no varía y aumenta en una cantidad “x” el número de baterías, entonces la cantidad de energía disponible se multiplica por este valor “x” y el tiempo que se tarda en gastar toda esta energía se verá también incrementado por éste parámetro. En general;

$$t_{\text{autonomía}}(n^{\circ} \text{ de Bat.}) = t_{\text{autonomía}}(1 \text{ Bat.}) * n^{\circ} \text{ de Bat.}$$

Aplicando lo comentado anteriormente, se podrán extrapolar los resultados que ya se habían obtenido en el apartado 3.2, pues la fórmula que proporciona la energía en función de la potencia consumida es la integral de ésta en función del tiempo (véase [26]).

$$E_{\text{Total Disponible}} = \int_0^{t_f} P(t) dt$$

Mediante las gráficas ya sacadas de potencia eléctrica en función del tiempo, es posible obtener la energía eléctrica total consumida en cada ensayo, que no será otra si no la energía total disponible que se obtiene de dos baterías.

La energía eléctrica disponible para la gráfica de potencia eléctrica de los ensayos de modos comparativos (véase Ilustración 42) es el área total que queda bajo las curvas de la Ilustración 102.

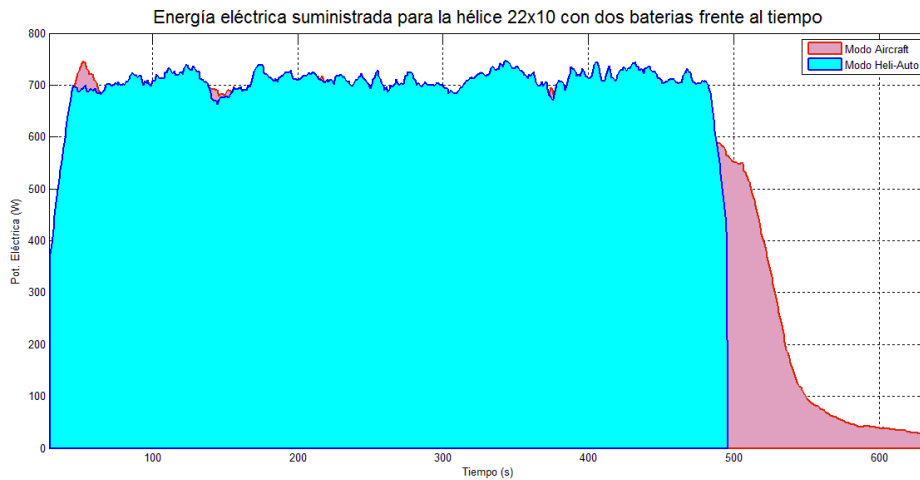


Ilustración 102 Energías disponibles para dos baterías. Prueba de modos comparativos

Se puede ver como para el modo *aircraft* la energía disponible es mayor. Esto es debido a que este tipo de control consume más las baterías a costa de un lento descenso de las revoluciones. A modo de tener en cuenta un factor de seguridad se considera que la energía disponible obtenida de un par de baterías conectadas en serie es el área que queda bajo la curva de potencia eléctrica en función del tiempo para el modo *heli-auto*.

Para obtener un valor más cercano al real de la energía disponible de la que se ha hablado, se calculan las integrales de potencia eléctrica para todas las hélices en cada régimen de revoluciones para el modo *heli-auto*. Así se obtiene una nube de puntos que se encuentran muy cercanos a un valor medio que se tomará de aquí en adelante para representar la energía total disponible para dos baterías de las características utilizadas conectadas en serie, este es; 295 kilojulios.

Llevando a cabo la teoría que se ha comentado anteriormente, la representa la autonomía para la hélice 22x10 a un régimen de revoluciones de 4000 por minuto en función de la energía eléctrica de la que el motor dispone.

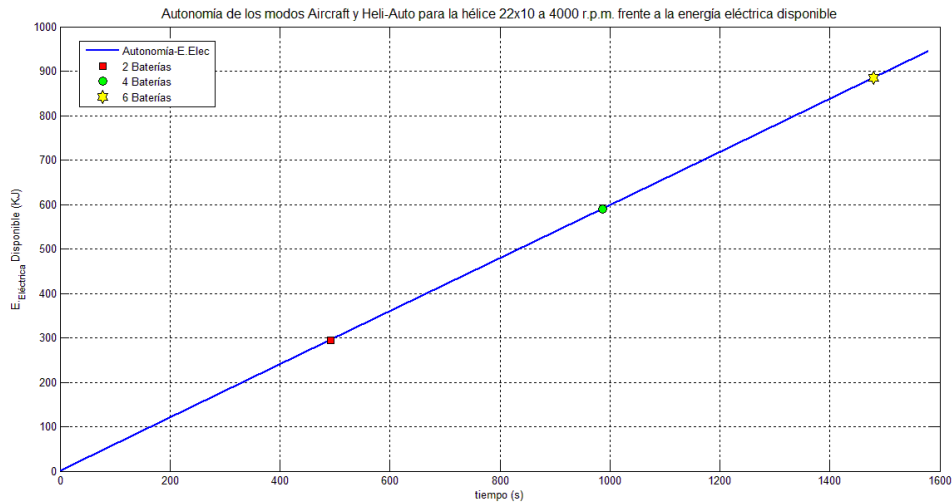


Ilustración 103 Autonomía del sistema moto-propulsivo con la hélice 22x10 a mismo régimen de revoluciones en función de la energía eléctrica disponible

En la Ilustración 103 se han presentado tres puntos que coinciden con la energía eléctrica disponible en el caso de que la corriente suministrada al motor fuese cedida por dos, cuatro o seis baterías.

Ahora que ya se sabe la relación existente entre la energía disponible y la autonomía. Por tanto, se puede obtener, partiendo del tiempo de duración de los ensayos del apartado 3.2, la relación existente, en cada modo para cada hélice y en función de la posición de la palanca, entre energías eléctricas y tiempo de autonomía.

En la Ilustración 104 y la Ilustración 105 se presenta la energía disponible frente al tiempo de operación. En las gráficas se puede ver como a medida que aumenta la posición de palanca las rectas del tiempo de duración de la energía disponible aumentan su pendiente hasta un máximo, que en el modo *aircraft* se da para el 65% de *throttle* y para el *heli-auto* al 50%.

Por las relaciones de tiempo sacadas en función del número de baterías y las curvas de autonomías obtenidas en 3.2, se puede sacar en una misma gráfica conjunta, las curvas de magnitudes cinemáticas, dinámicas, eléctricas y mecánicas en función del tiempo de operación para distintas hélices y número de baterías.

El empuje en función del tiempo total de operación viene representado por la Ilustración 106. Se han representado en el mismo color las curvas pertenecientes al mismo tipo de hélices, mientras que el tipo de línea estará asociado al número de baterías de las que se dispone. Para un mismo empuje, se puede apreciar como la hélice 22x10 es la que más autonomía proporciona, idea que ya se había obtenido de apartados anteriores, y ahora queda demostrada. A este tipo de pala, le siguen la 22x12W y la 22x12E, siendo la hélice de 21 pulgadas e diámetro la que menor empuje proporciona para un tiempo de operación máximo fijo.

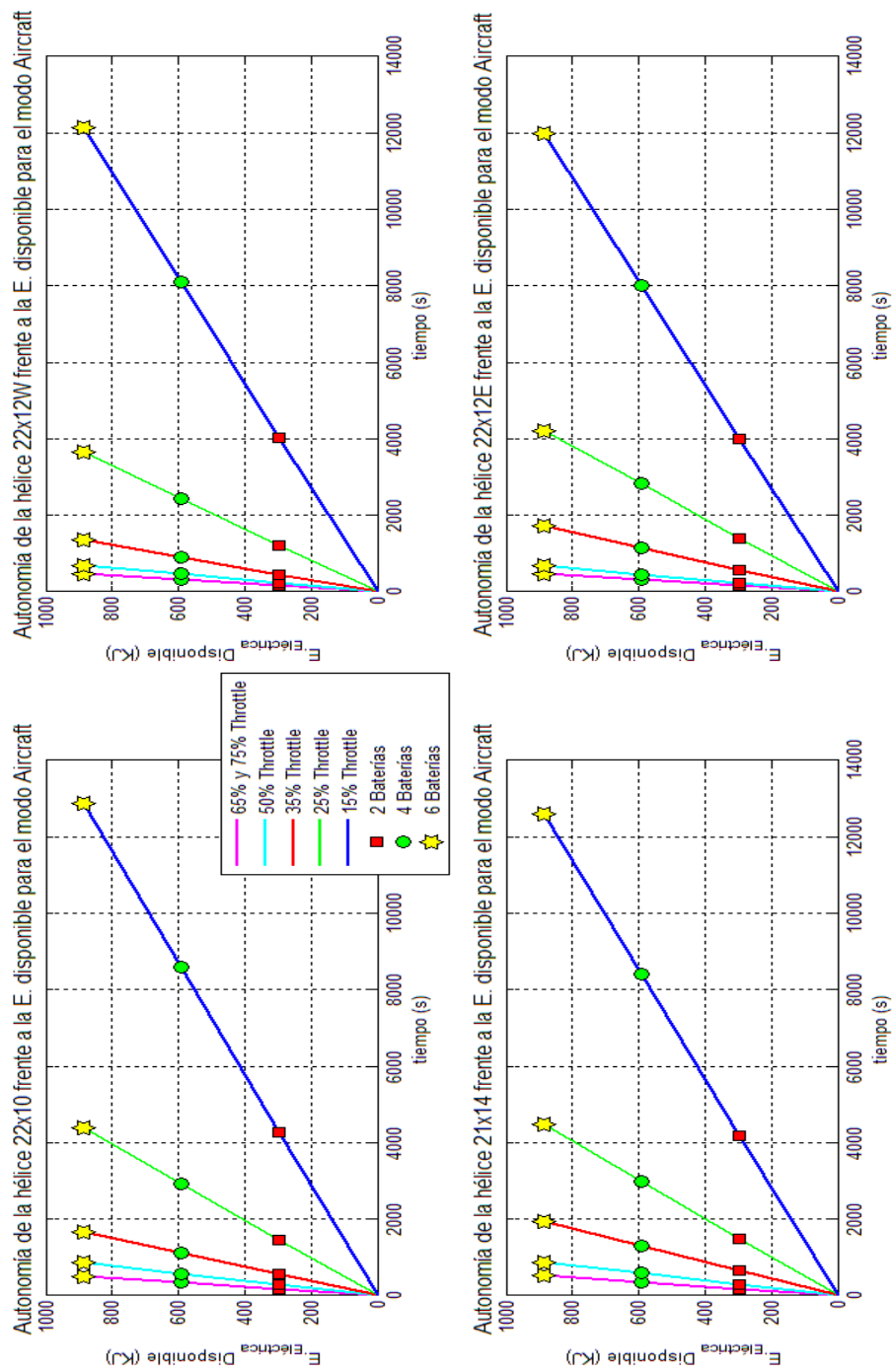


Ilustración 104 Autonomía del sistema moto-propulsivo para todas las hélices a distinto régimen de revoluciones en función de la energía eléctrica disponible para el modo Aircraft

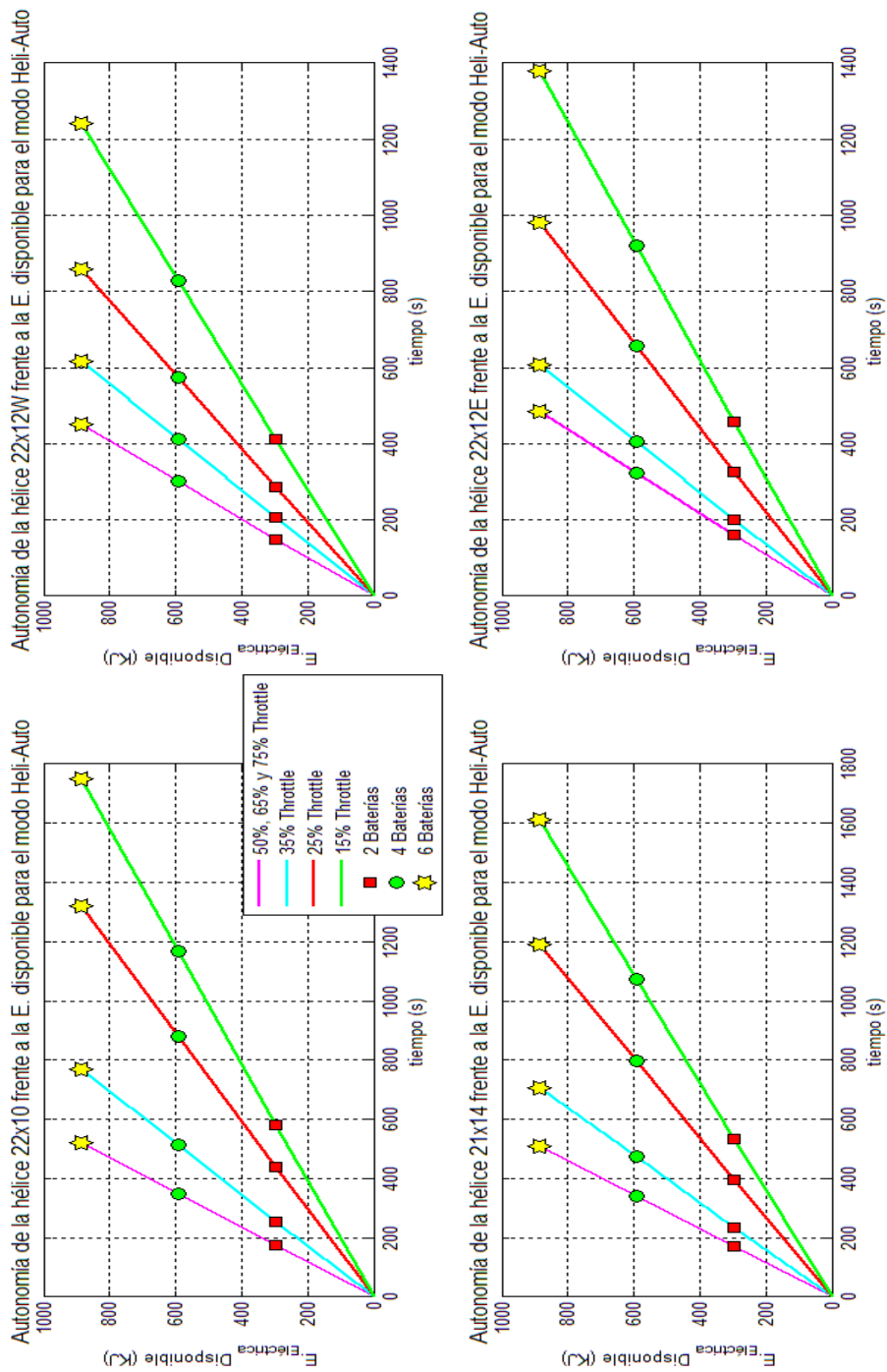


Ilustración 105 Autonomía del sistema moto-propulsivo para todas las hélices a distinto régimen de revoluciones en función de la energía eléctrica disponible para el modo Heli-Auto

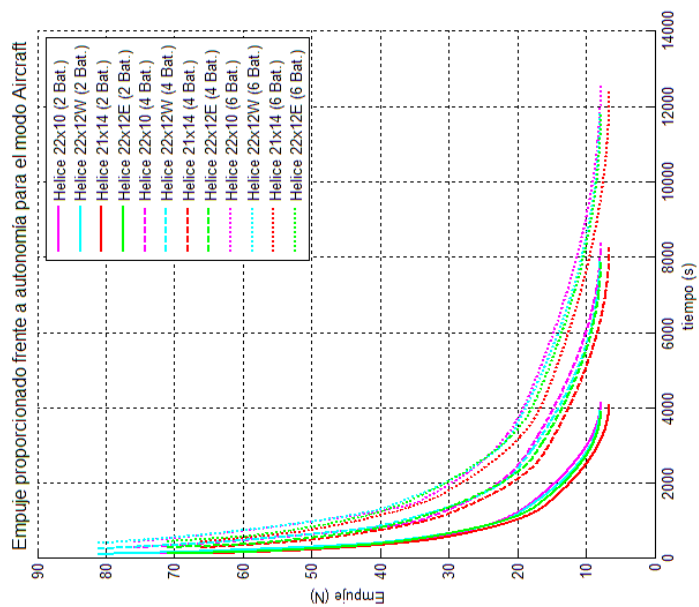
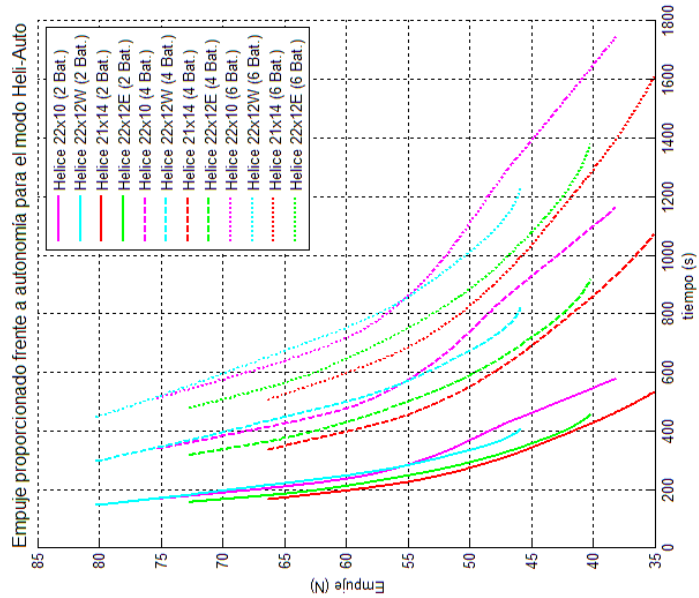


Ilustración 106 Curvas de autonomía en función del empuje para los modos Aircraft y Heli-Auto

En la Ilustración 107 se puede observar como la velocidad de giro para cada hélice también está asociada a distinto valor de autonomía. Así las hélices 22x10 y 21x14 girarán más rápidamente para un tiempo total de operación dado, mientras que para las hélices de paso 12 no será necesario.

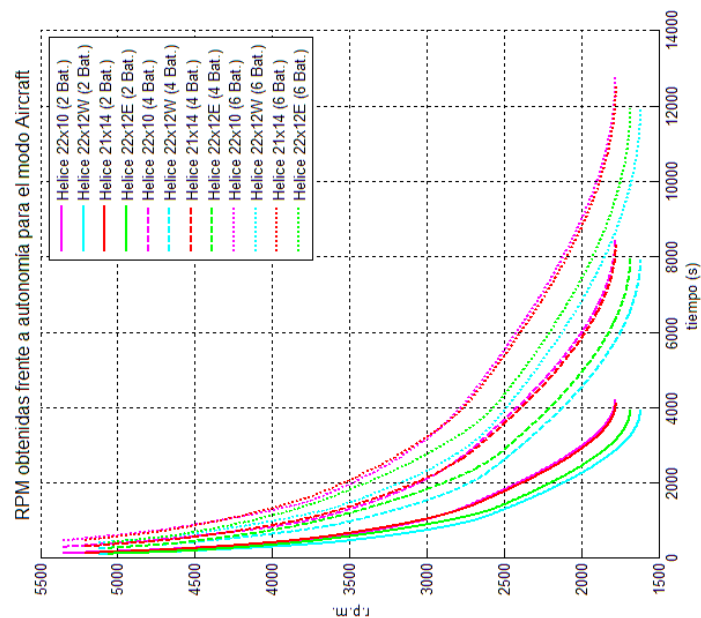
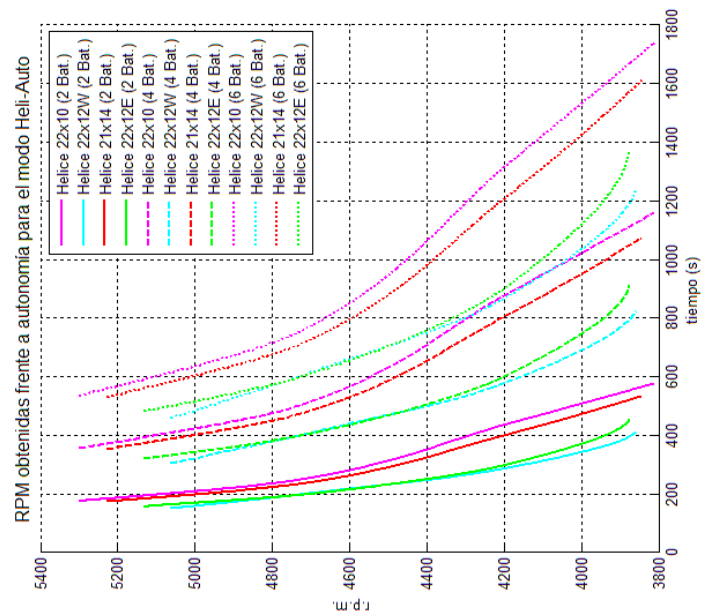


Ilustración 107 Curvas de autonomía en función de las r.p.m. para los modos Aircraft y Heli-Auto

En la Ilustración 108 y la Ilustración 109 se representan las potencias para los modos *aircraft* y *heli-auto* en función del tiempo de operación.

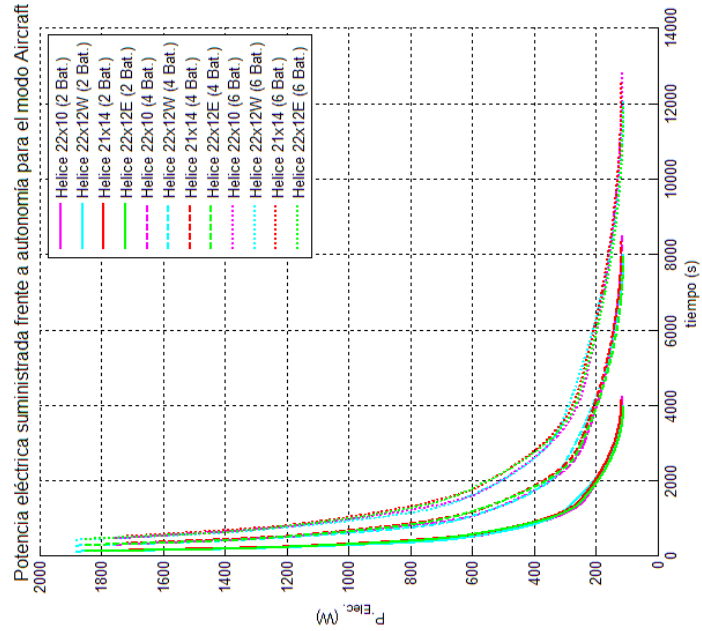
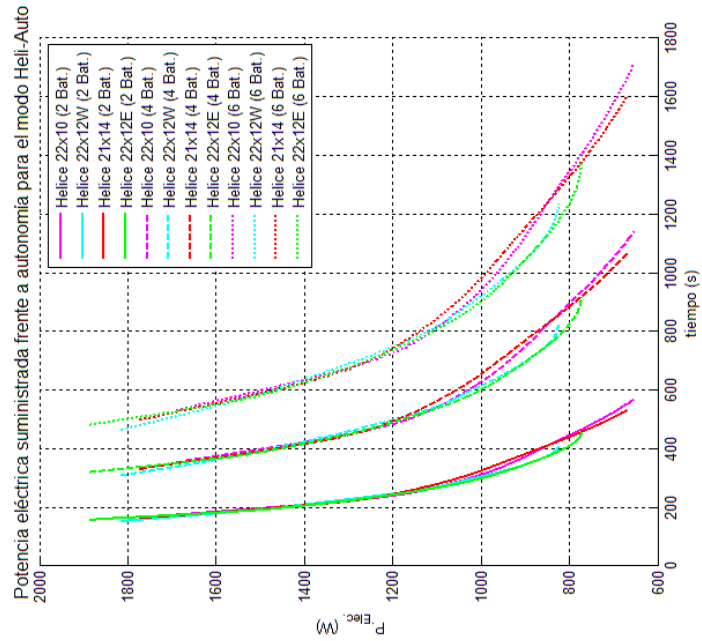


Ilustración 108 Curvas de autonomía en función de la potencia eléctrica consumida para los modos Aircraft y Heli-Auto

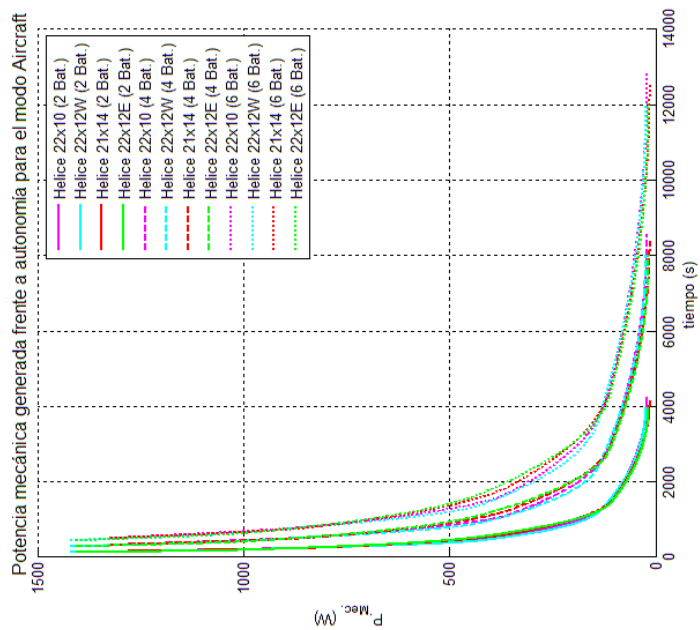
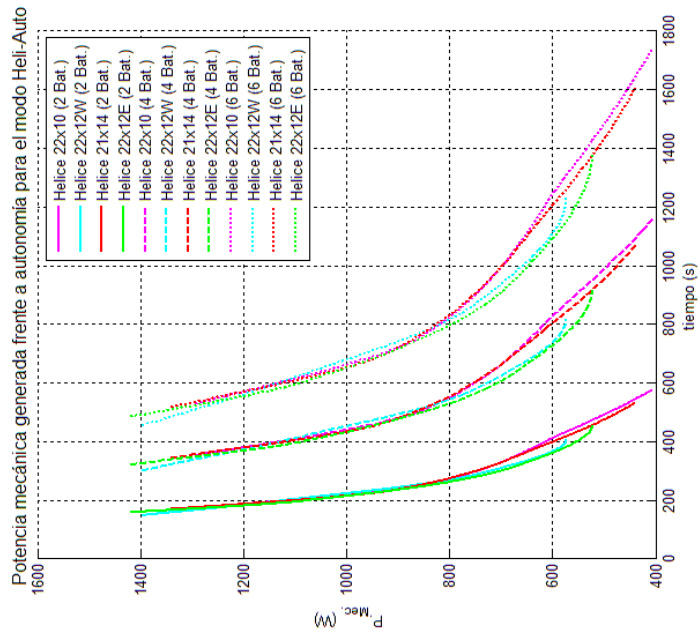


Ilustración 109 Curvas de autonomía en función de la potencia mecánica generada para los modos Aircraft y Heli-Auto

Para una potencia eléctrica suministrada al motor la duración será la misma, independientemente del tipo de hélice que se utilice. Por otro lado, ya se pudo ver como el rendimiento del motor era invariable al tipo de hélice utilizada, por lo que esto

se traduce también en un acople de las curvas de autonomía-potencia mecánica para los distintos tipos de hélices. De nuevo, la conclusión principal del análisis de autonomía vuelve a ser que la hélice 22x10 es la que más tiempo de operación proporciona para todas las actuaciones de vuelo que puede llevar a cabo el Céfiro 2.

3.4. Conclusiones sobre los experimentos en bancada

Se puede finalizar el estudio estático resumiendo las principales ideas que se han obtenido. Como se ha podido comprobar, los modos preferentemente utilizados por las características que proporcionan son el *aircraft* y el *heli-auto*. La diferencia entre estos radica en que el modo automático mantiene más constantes el régimen de revoluciones deseado, y por tanto el empuje, mientras que el *aircraft* disminuye un poco por el tiempo, pero lo compensa al avisar, mediante una caída no súbita de las r.p.m.'s, de que el motor se está quedando sin energía eléctrica. Habrá que esperar a sacar resultados dinámicos para saber con que modo se volará el avión. En cuanto al variador parece hacer fluctuar las variables eléctricas de corriente consumida y tensión, por lo que se supone que el controlador mantiene constantes las revoluciones a partir de una realimentación de apertura y corte de la corriente de entrada. También se ha visto como funciona el modo *heli-auto* en cuanto a las revoluciones para las distintas hélices, análisis que es válido para el modo *aircraft* también. La teoría desarrollada dice que *“un ancho de pulso de la palanca va asociado a un régimen de revoluciones concreto, al que hay que aplicarle un factor de corrección debido a la resistencia mecánica que le supone la hélice acoplada al eje del motor, y que es función creciente de la velocidad de giro del mismo”*.

Por otro lado, parece que la mejor hélice en cuanto a aptitudes es la 22x12W, pues es la que más empuje genera y no se ve que entre en pérdida parcial importante, sin embargo presentará menos autonomía que la hélice 22x10, por lo que la decisión aun queda por determinarse en los apartados posteriores.

4. Análisis de los ensayos en túnel de viento

En este apartado se presentarán los resultados obtenidos de los ensayos en túnel de viento y se comentarán de forma que se puedan sacar las últimas conclusiones importantes sobre el funcionamiento del sistema propulsivo en estudio y sus características.

Primeramente se hará un análisis comparativo de los diferentes modos que proporciona el variador, en concreto el modo *Aircraft* y el *Heli-Auto*. Con este análisis pretende conocerse la forma que tiene de actuar el variador para las dos programaciones utilizadas en el caso de que haya un aporte de energía externa a la hélice.

Posteriormente, se sacarán por separado las gráficas de resultados de dos tipos de experimentos, uno en el que se mantiene el régimen de revoluciones del motor y se varía la velocidad del viento suministrada por el túnel y otro en el que ésta última se mantiene constante y se realiza un barrido de revoluciones. Gracias a estos dos tipos de ensayos podrán obtenerse las cualidades moto-propulsivas a diferentes revoluciones en función de la velocidad de vuelo, así como las cualidades de caracterización que ya obteníamos en estático, ahora para el caso de dos velocidades de vuelo distintas.

Por último, se presentarán los resultados de un experimento en el que se simula el segmento de despegue, subida y crucero del Céfiro 2. En ellos se podrá observar como actúa el variador ante estas situaciones así como la autonomía que se obtendrá para la hélice 22x10 en el caso de que se utilizasen tres pares de baterías conectadas en paralelo al motor.

4.1. Análisis de los ensayos de identificación de modos

En este apartado se comparan los ensayos realizados en dos modos distintos de programación del variador para un valor semejante de revoluciones por minuto generadas con la hélice 22x10. La importancia fundamental de este análisis radica en conocer la diferencia existente entre los tipos de programación del Jeti Spin 99 Opto cuando trabaja en condiciones dinámicas. La realización de estos dos ensayos se llevó a cabo manteniendo una posición de palanca y variando la velocidad del viento.

Antes de comenzar a analizar los ensayos realizados para comparar tanto el modo *Aircraft* como el modo *Heli-Auto*, es conveniente representar los datos de revoluciones como una nube de puntos en función del tiempo de los ensayos. Con ello se conseguirá ver como actúa el variador durante el experimento a medida que se aumenta la velocidad del flujo de aire y la fluctuación de los datos. En la Ilustración 110 y la Ilustración 111 se representan los puntos reales e revoluciones obtenidos de los ensayos dinámicos comparativos de modos en función del tiempo que duró el ensayo.

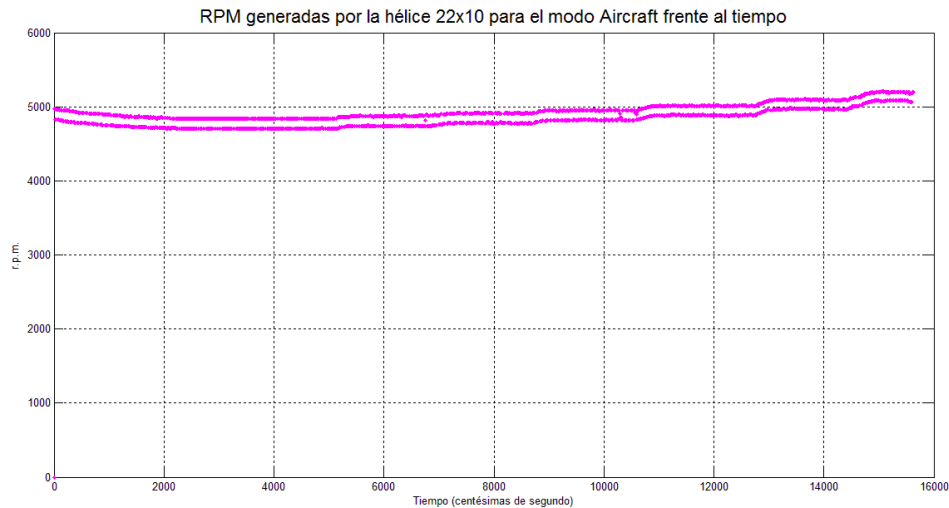


Ilustración 110 Valores de r.p.m. obtenidos en el análisis comparativo para el modo Aircraft (Túnel de Viento)

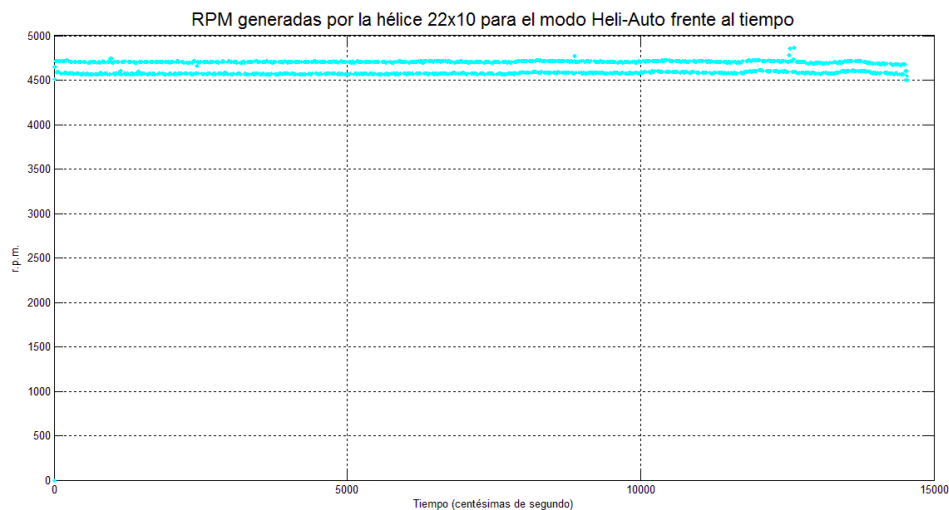


Ilustración 111 Valores de r.p.m. obtenidos en el análisis comparativo para el modo Heli-Auto (Túnel de Viento)

Como se ha podido observar, los datos obtenidos tienen una cierta fluctuación entre dos posiciones de revoluciones (de ahí que parezca que haya dos curvas distintas) que dificulta su análisis por lo que la representación de las variables conseguidas deberá hacerse mediante una línea de tendencia que proporcione una información lo más cercana a la realidad posible sobre el sistema propulsivo. Además ya se aprecia que mientras, que para el modo *heli-auto* (Ilustración 111), apenas hay variación de las revoluciones conseguidas, en el modo *aircraft* (Ilustración 110) si que hay variación.

De todas las líneas de tendencias, la más ejemplar para estos casos es sin duda la media móvil cuyo cálculo ya se explicó para el análisis de pruebas en bancada estática. Así, si se representan los datos anteriores con una media móvil simple para un periodo de tiempo de 10 segundos se obtienen en la Ilustración 112 la comparación de las revoluciones para los dos modos en función del tiempo.

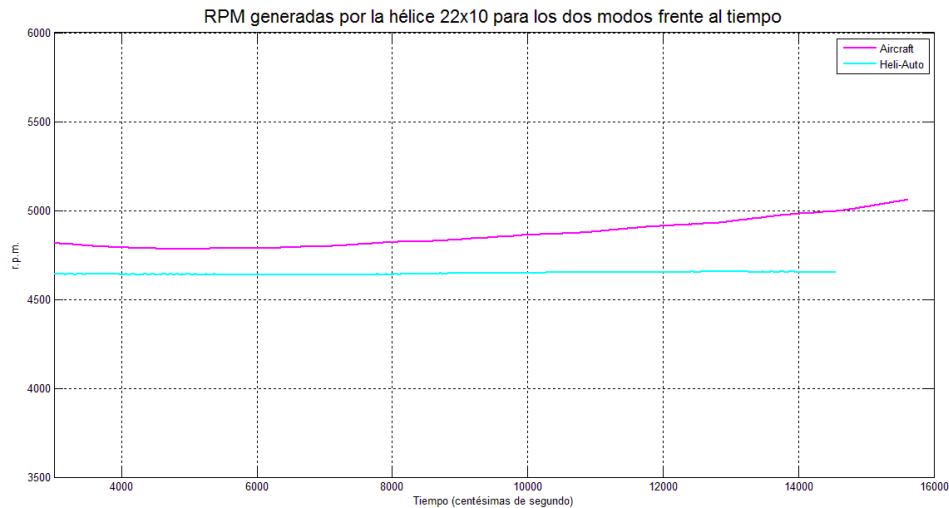


Ilustración 112 r.p.m. como función del tiempo obtenido en el análisis comparativo para distintos modos

Se puede observar como durante el transcurso del experimento las revoluciones para una posición de palanca fija en el modo *heli-auto* se han mantenido fijas, mientras que para el *aircraft* han variado primero disminuyendo hasta alcanzar un mínimo para posteriormente aumentar de nuevo.

Si se hace ahora la misma representación que antes con la misma media móvil y el mismo periodo, pero cambiando la variable de tiempo por la de velocidad de túnel de viento se obtiene una gráfica muy similar, lo cual es mucho más indicativo de que diferente velocidad dl túnel de viento implica que la carga es diferente y el modo *heli-auto* mantiene revoluciones por minuto constantes.

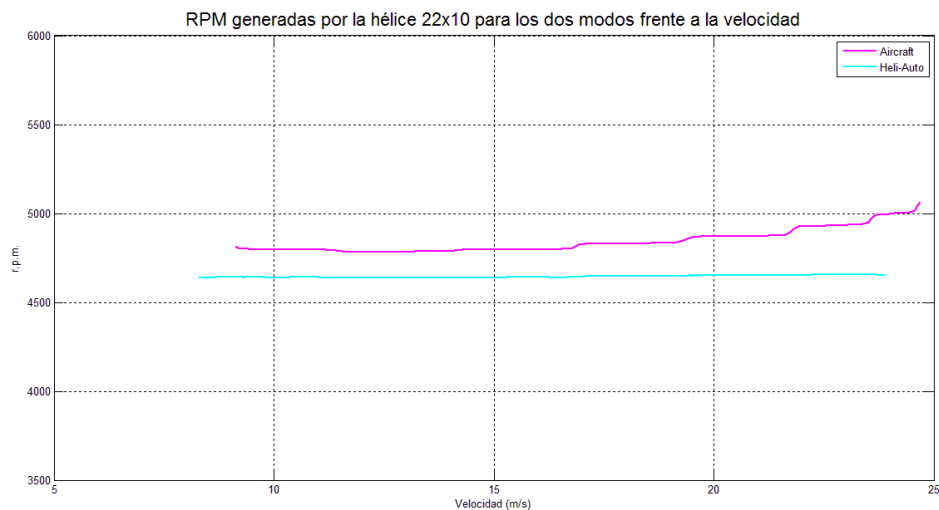


Ilustración 113 r.p.m. como función de la velocidad en el análisis comparativo para distintos modos

El hecho de que las dos gráficas (Ilustración 112 e Ilustración 113) sean tan similares es debido a la forma en la que se ha actuado en el experimento, pues el barrido se ha realizado desde la menor velocidad a la mayor acabándolo una vez conseguida esta

última velocidad. No obstante, en la segunda gráfica se observa más discontinuidad para el modo *aircraft*, lo cual es debido a que la aceleración del aire túnel de viento no se realizó de forma constante si no que se buscaba hacer transiciones rápidas a distintas velocidades y cuando se conseguían se mantenía en ellos durante un periodo de tiempo suficiente para obtener una estabilización de los valores de velocidad. Se puede ver como a velocidades constantes, las medidas de revoluciones ascienden o descienden durante un cierto tramo lo cual es lógico, pues durante ese periodo de mantenimiento de la velocidad, el motor intenta volver a estabilizarse a su punto de equilibrio en revoluciones. De esa manera se puede decir que la mejor representación sería una que tuviese en cuenta los valores estables y por tanto la solución más acertada de representar todas estas variables sería mediante un ajuste polinómico de mínimos cuadrados como el de la Ilustración 114.

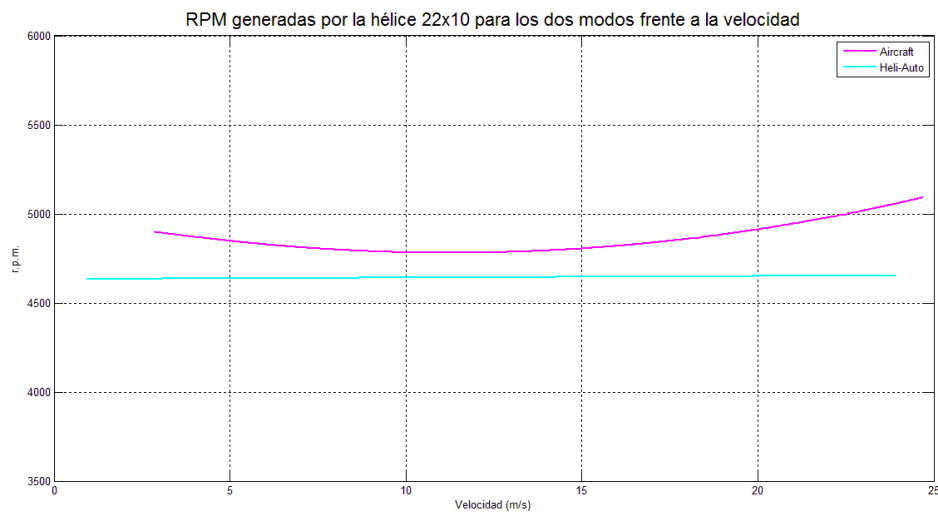


Ilustración 114 r.p.m. como función de la velocidad en el análisis comparativo para distintos modos (ajuste polinómico)

A modo de comparar este ajuste polinómico con otras variables y de estudiar el empuje obtenido se muestra la Ilustración 115 dónde se aprecia una gráfica en la que conjuntamente se muestran los datos obtenidos para los dos modos junto a su ajuste polinómico.

Se aprecia como el ajuste de nuevo es bastante bueno, por lo que a no ser que sea necesario, a partir de ahora solo se representarán las curvas correspondientes a los polinomios, que representan tanto en magnitud como en tendencia a la perfección los datos recogidos. Se puede ver como en el modo *heli-auto* la curva es casi líneas hasta un cierto valor de la velocidad donde empieza a aumentar el valor absoluto de su pendiente, sin embargo todo esto se pierde en la curva que representa el modo contrario, y que aparecen puntos de inflexión que cambian incluso el signo de la curvatura de la función. De nuevo se ve como el control automático mejora las características de funcionamiento del sistema propulsivo.

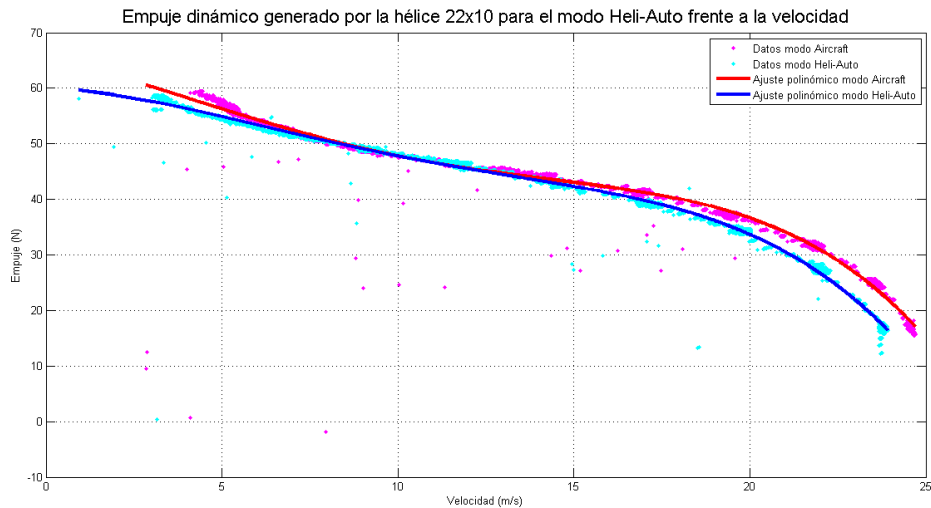


Ilustración 115 Valores de empuje y ajustes polinómicos obtenidos en el análisis comparativo para distintos modos

En la Ilustración 116 se aprecia como ahora el par es más acusado en el modo automático, lo cual es debido a mantener el número de las revoluciones por minuto, mientras que un aumento de las revoluciones en proporción, como ocurre con el modo *aircraft* fomenta que con el aumento de la velocidad el par disminuya con una tendencia más lenta.

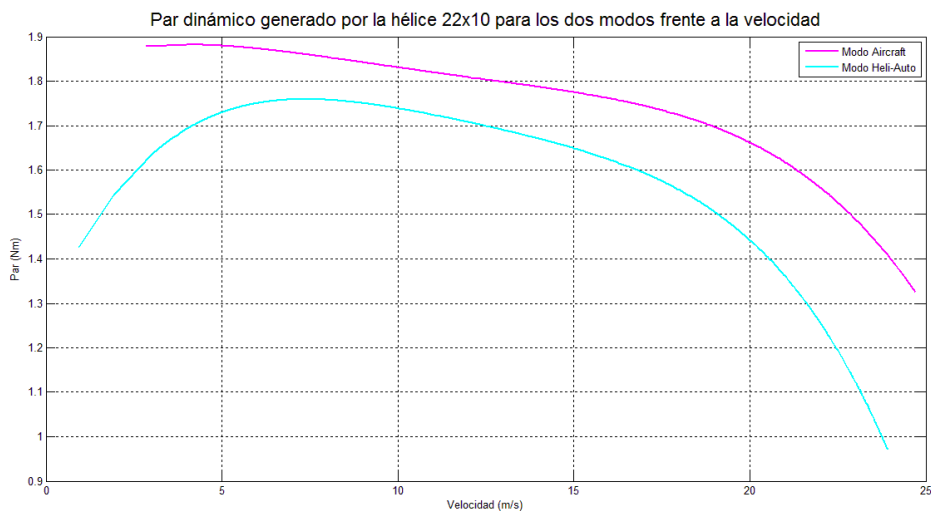


Ilustración 116 Par como función de la velocidad en el análisis comparativo para distintos modos

Si se representan en una misma figura (Ilustración 117) los valores reales obtenidos de los experimentos de intensidad y voltaje, se puede ver como para ambos modos oscila en torno a un intervalo de magnitud muy grande, por lo que no se pueden sacar resultados muy fiables de las magnitudes eléctricas. Además se observa como en ciertos puntos de la velocidad existe una mayor acumulación de datos, esto es debido a que son los momentos en los que se estableció un periodo de estabilización para la hélice, sin embargo en ellos no parece conseguirse la estabilización eléctrica, debido

posiblemente en gran parte a que el controlador que está actuando en el variador sea demasiado lento para cambios tan bruscos en la velocidad. Se podría decir que el variador “hace lo necesario” para conseguir su función (que en el caso *heli-auto* sería la de mantener las revoluciones). Sin embargo se sacarán los ajustes polinómicos que se pueden ver en la imagen pues gracias a ellos se consigue obtener una media de las variables y la tendencia que, en general, estas tienen.

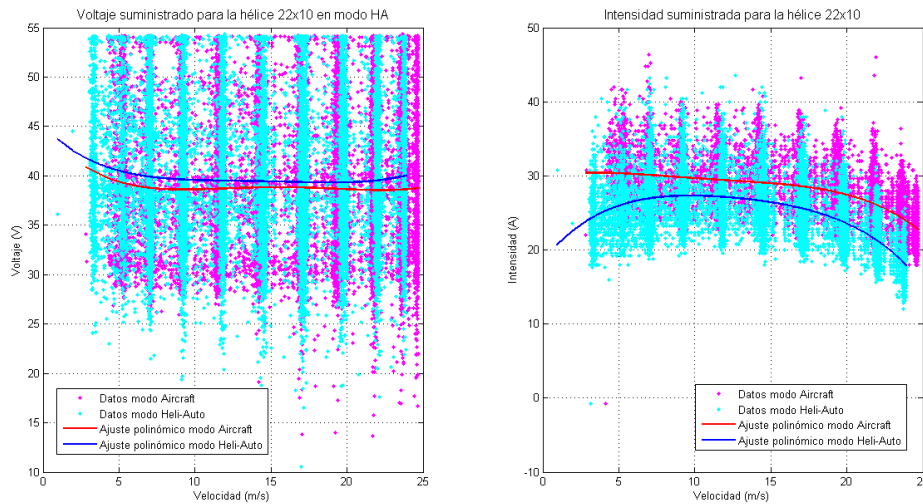


Ilustración 117 Valores de voltaje e intensidad y ajustes polinómicos obtenidos en el análisis comparativo para distintos modos

Para asegurar que realmente el variador tarda bastante tiempo en estabilizar el sistema de suministro eléctrico se representan los datos anteriores de los experimentos en función del tiempo en la Ilustración 118.

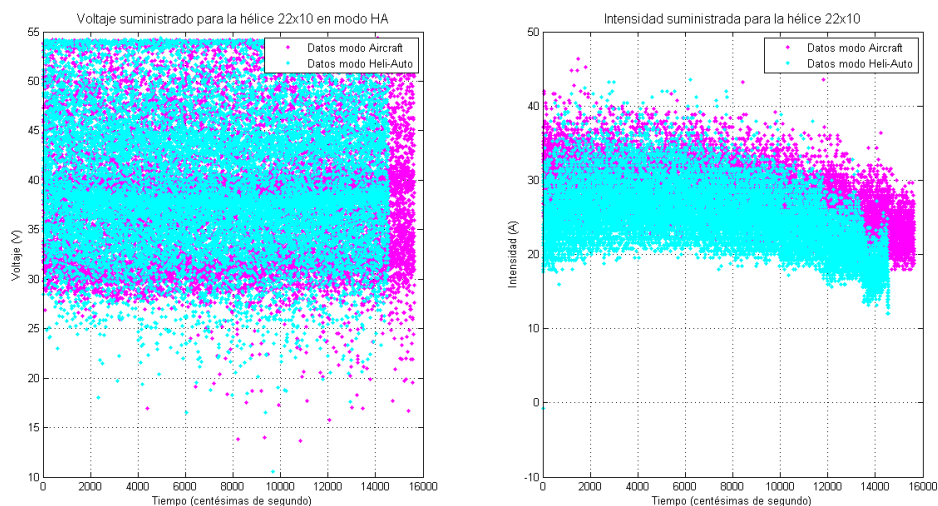


Ilustración 118 Valores de voltaje e intensidad en función del tiempo obtenidos en el análisis comparativo para distintos modos

Se aprecia como no existe ningún instante de tiempo en el que las variables comiencen a estabilizarse, lo cual es debido a que el variador está continuamente controlando la

intensidad. Simplemente puede verse como la intensidad (en media) tiende a aumentar con el tiempo (y consecuentemente con la velocidad) y el voltaje (en media) a disminuir.

Para estudiar la potencia eléctrica, y debido a la masificación de datos, se ha optado por sacar directamente las líneas de ajustes polinómicos, pues de nuevo ocurría lo mismo que para las variables simples eléctricas (el intervalo de perturbación es demasiado grande), solo que en este caso al ser la potencia un valor obtenido del producto de intensidad y voltaje, el efecto se incrementa en un orden de magnitud del kilovatio. De la Ilustración 119, en la que se representan ajustes de las potencias eléctricas consumidas frente a la velocidad de vuelo, se puede deducir la forma en la que va a variar en conjunto la potencia eléctrica, así como su valor medio. Para el modo *heli-auto* la potencia eléctrica aumenta hasta un valor máximo con el aumento de la velocidad de vuelo para finalmente disminuir, en el *aircraft* la ley siempre es descendente, aunque con cambios de curvatura debido a un punto de inflexión dónde la otra curva alcanzaba el máximo. Como era de esperar, si se representa la potencia mecánica frente a la velocidad se obtienen unas tendencias muy similares a las de la potencia disponible.

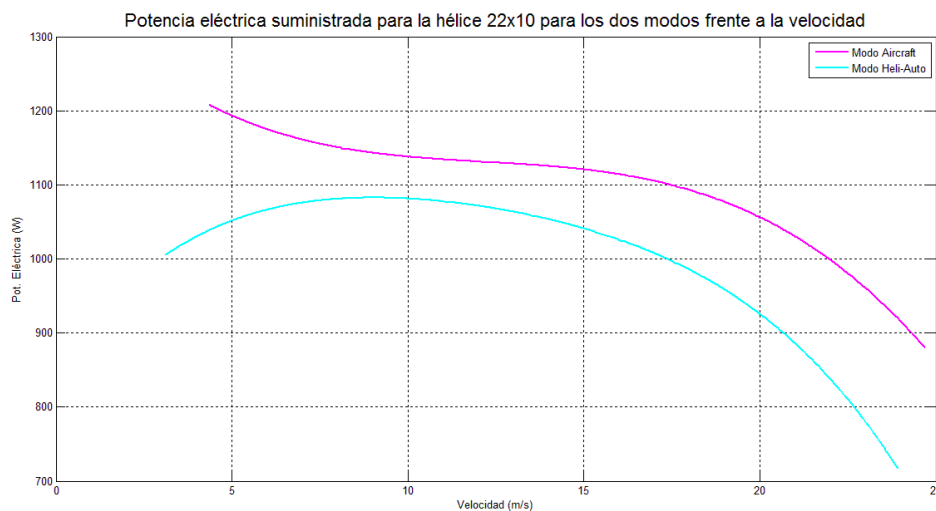


Ilustración 119 Potencia eléctrica como función de la velocidad en el análisis comparativo para distintos modos

Seguidamente, en la Ilustración 120 se representa la potencia mecánica frente a la velocidad del túnel de viento. Ahora los valores obtenidos con los ajustes, se aproximan mucho a la realidad, debido a que la potencia mecánica se ha obtenido del producto de dos valores que apenas contenían ruido en su adquisición. A grandes rasgos se puede apreciar como los valores reales de potencia mecánica son menores que la media de los obtenidos para potencia eléctrica, lo cual es lógico pues el motor no crea energía si no que consume con una cierta eficiencia menor a la unidad. En los experimentos dinámicos dejará de representarse el rendimiento motor, debido a que se falsearían mucho los datos pues los valores de la potencia eléctrica con los que se

cuenta tienen demasiado ruido y por tanto aparecerían rendimientos incluso mucho mayores al 100%.

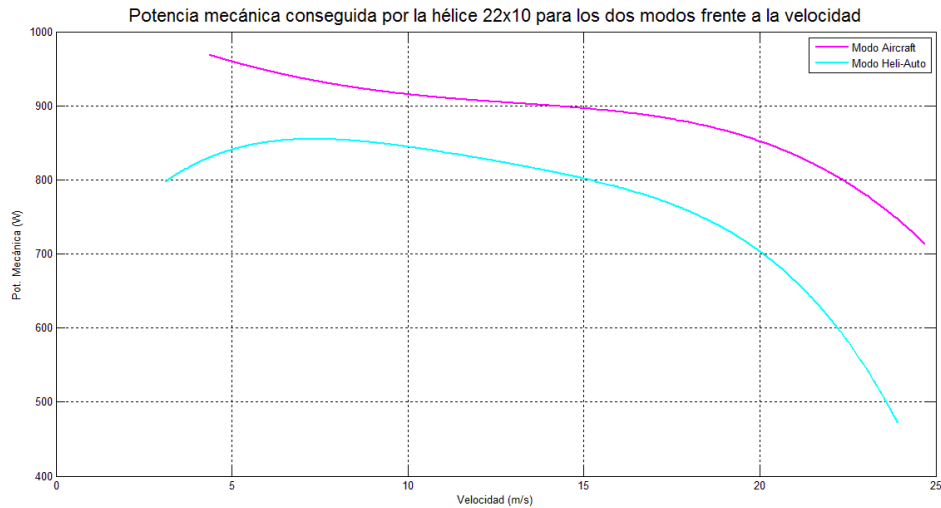


Ilustración 120 Potencia mecánica como función de la velocidad en el análisis comparativo para distintos modos

Por último se representan en las gráficas de la Ilustración 121 y de la Ilustración 122 el C_T y C_P en función del parámetro de avance, se puede hacer una primera apreciación de que estas curvas no dependen del modo en el que se realicen los experimentos pues la dependencia con las revoluciones desaparece al adimensionalizar, por lo que no importa la variabilidad de las mismas.

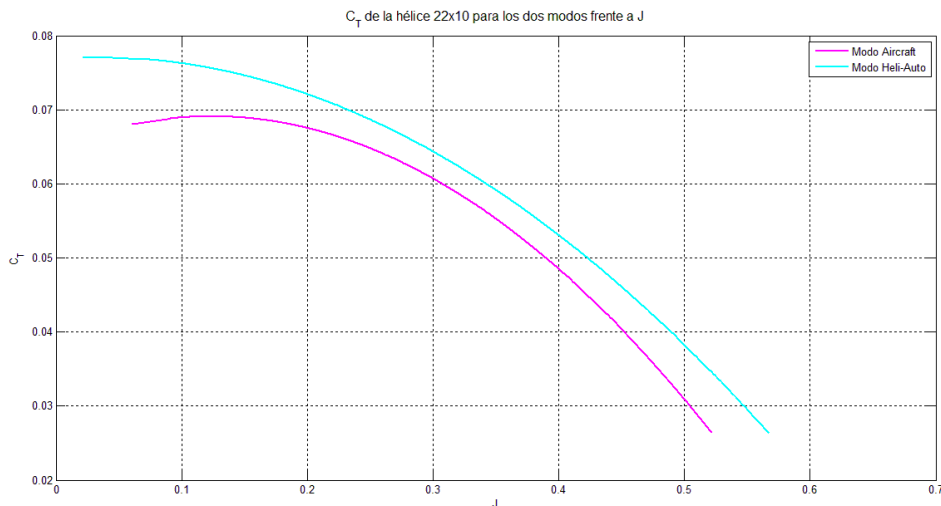


Ilustración 121 C_T como función del parámetro de avance en el análisis comparativo para distintos modos

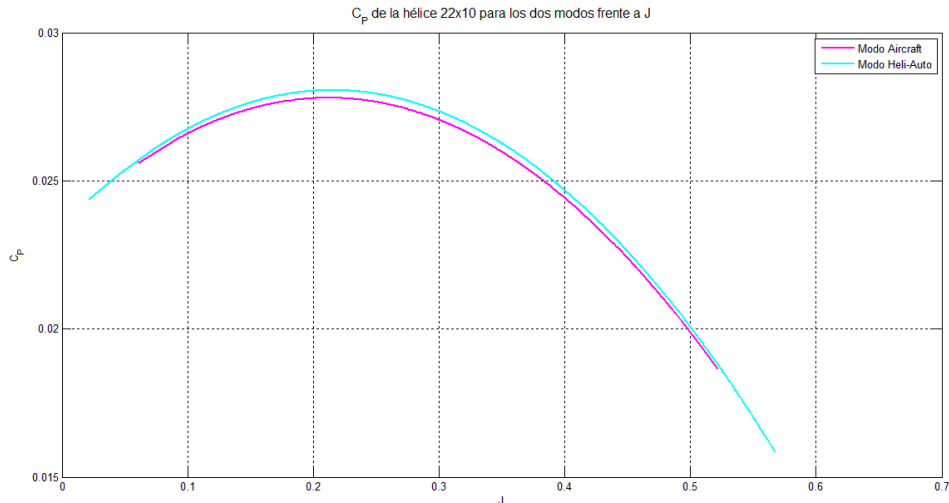


Ilustración 122 Cp como función del parámetro de avance en el análisis comparativo para distintos modos

En ambas gráficas, las curvas son muy cercanas sin embargo no se superponen, esto es debido a la diferencia del mach que ve la pala en cada experimento en función de la velocidad de vuelo que es muy similar, pero no tendrá el mismo valor debido a la diferencia de las revoluciones en los experimentos (en torno a unas 300-400 por minuto). No obstante, no se entra en detalle en este apartado sobre la implicación del Mach pues se hará a fondo en el apartado 4.2.

La conclusión principal que se puede obtener de estos ensayos es la que ya se vislumbraba anteriormente. Esto es, que el modo por el que se debe optar tanto en los ensayos como en vuelo para el Céfire 2 para mantener constancia en las revoluciones y evitar la incertidumbre será el *Heli-Auto*.

4.2. Análisis de los ensayos de caracterización

En este apartado se comparan los ensayos realizados para las hélices de 22 pulgadas de diámetro con el modo *Heli-Auto*. Con ello, simplemente se pretenden sacar curvas que puedan ser utilizadas para caracterizar el sistema propulsivo en vuelo para cualquier velocidad.

Inicialmente se hace un análisis de barrido de la velocidad de túnel de viento. Se mantiene la posición de palanca constante y se varia la velocidad de flujo de aire dentro del túnel. El mantener la palanca constante para una configuración de modo *heli-auto* supone, como ya se ha visto en el apartado 4.1, que las revoluciones se mantienen constantes, que es a fin de cuentas lo que se busca en estos ensayos. Contrariamente, se realizan a posteriori, los ensayos alternos. Es decir, se mantiene una velocidad del túnel de viento (65 y 75 Km/h) y se hace un barrido en revoluciones.

Con todo lo anterior se consiguen curvas de caracterización particulares para el sistema moto-propulsivo de variables en función de la velocidad de vuelo para distintos regímenes de revoluciones y de variables para un par de velocidades de vuelo (típicas del segmento de crucero del UAV) en función de las revoluciones por minuto. Además es posible hacer un análisis generalista que solo tenga en cuenta el tipo de hélices utilizado, para ello se utilizarán los coeficientes adimensionales que ya se definieron en el apartado 2.2.3.4. En este caso, las funciones obtenidas para los dos ensayos resultarán redundantes, pues definirán lo mismo. Por ello, habrá que quedarse con las que mejores aproximaciones den.

4.2.1. Barrido de velocidad en túnel de viento para una variación en r.p.m. con distintas hélices para el modo *Heli-Auto*

Para distintos valores de posición de palanca, la cual se corresponde con diferentes r.p.m.'s, y diferente geometría de las hélices utilizadas se pretende representar de la forma que más fielmente se ajuste a la realidad las variables que permitan definir el conjunto motor-hélice de la manera más completa posible. El orden de presentar los resultados viene definido por el tipo de variables que se está tratando (véase el apartado 2.2.3), mientras que el tipo de representación utilizado será el mismo que en el apartado de Análisis de los ensayos de identificación de modos.

4.2.1.1. Variables cinemáticas: RPM

Como ya se vio en las gráficas de análisis de los modos para el caso dinámico, en el control automático del motor las revoluciones permanecen constantes para un porcentaje de *throttle* constante, a pesar de que exista una variación de la velocidad de vuelo. Por ello, simplemente para tener una idea de las revoluciones a las que está funcionando el motor en cada uno de los experimentos se presentan las medias de la velocidad de giro de las hélices.



Ilustración 123 Media de las r.p.m. frente a la velocidad del túnel. Modo Heli-Auto, Hélice 22x10

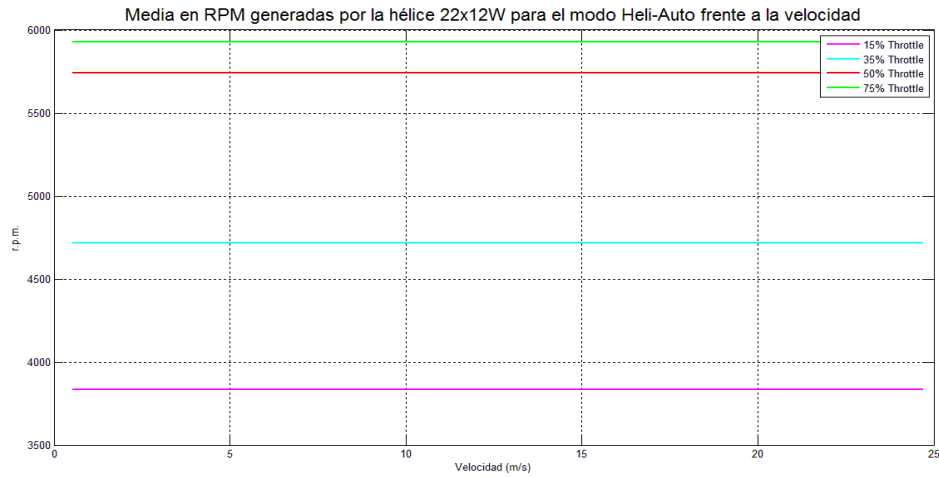


Ilustración 124 Media de las r.p.m. frente a la velocidad del túnel. Modo Heli-Auto, Hélice 22x12W

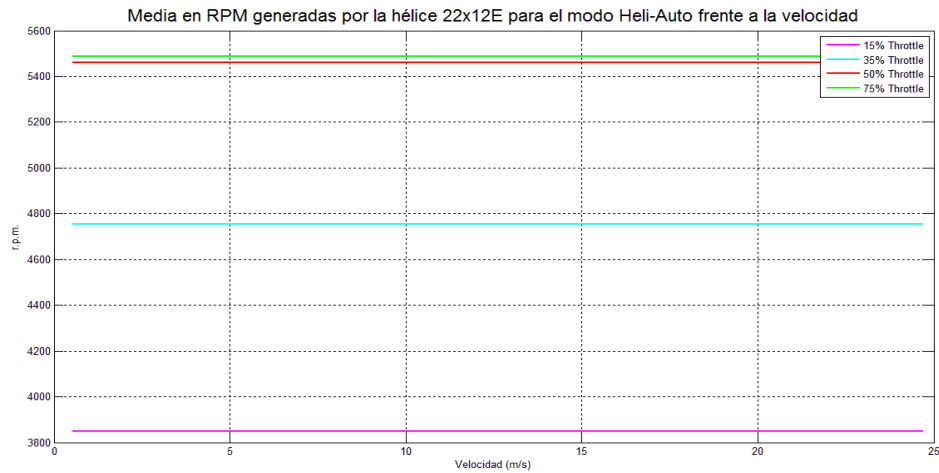


Ilustración 125 Media de las r.p.m. frente a la velocidad del túnel. Modo Heli-Auto, Hélice 22x12E

A modo de resumen, en la Tabla 15 se presentan los valores de las revoluciones obtenidas para cada posición de palanca según la hélice que se haya utilizado en cada uno de los experimentos realizados.

Relación r.p.m.'s en función de la posición de palanca y tipo de hélice			
% Throttle \ Hélices	22x10	22x12W	2x12E
15 %	3913 r.p.m.	3833 r.p.m.	3883 r.p.m.
35 %	4645 r.p.m.	4716 r.p.m.	4716 r.p.m.
50 %	5695.5 r.p.m.	5739 r.p.m.	5739 r.p.m.
75 %	5846.5 r.p.m.	5928.5 r.p.m.	5928 r.p.m.

Tabla 15 Relación r.p.m.'s en función de la posición de palanca y tipo de hélice para los ensayos dinámicos de caracterización

4.2.1.2. Variables dinámicas: Empuje y Par

Las variables dinámicas permiten obtener una idea mas fácil de comprender que las demás, pues un empuje mayor permite un mayor rango de desempeño de las actuaciones para las que se diseñó el UAV. Se comienza por representar en la Ilustración 126, Ilustración 127 e Ilustración 128 el empuje de las diferentes hélices para cuatro valores de la posición de palanca en tres gráficas distintas, una para cada hélice ensayada.

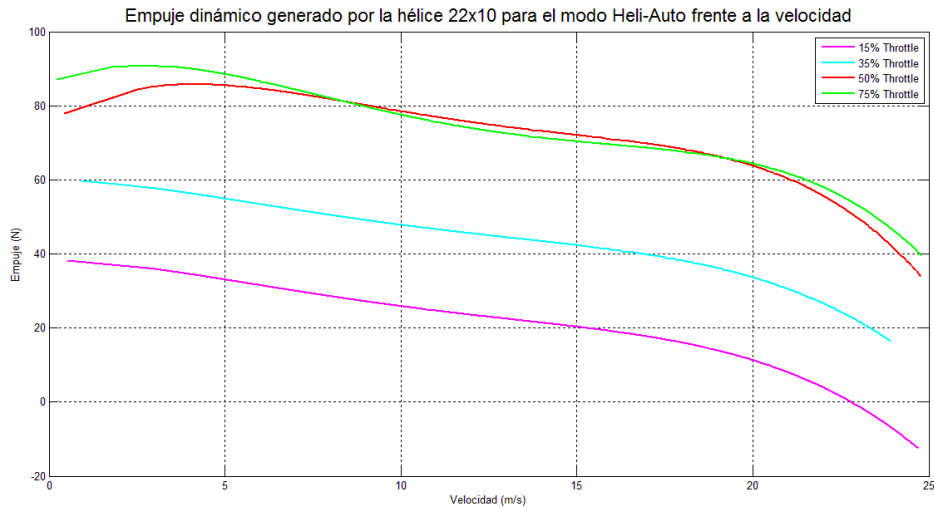


Ilustración 126 Empuje frente a la velocidad del túnel. Modo Heli-Auto, Hélice 22x10

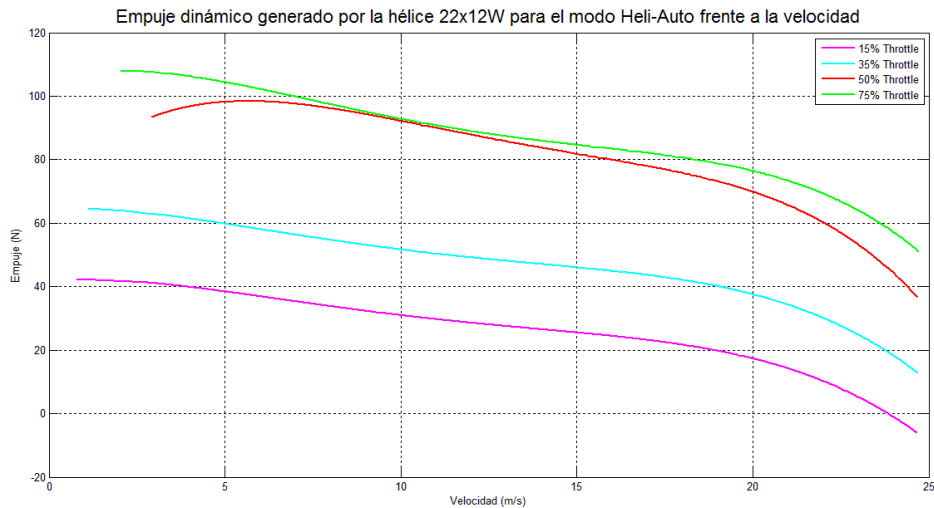


Ilustración 127 Empuje frente a la velocidad del túnel. Modo Heli-Auto, Hélice 22x12W

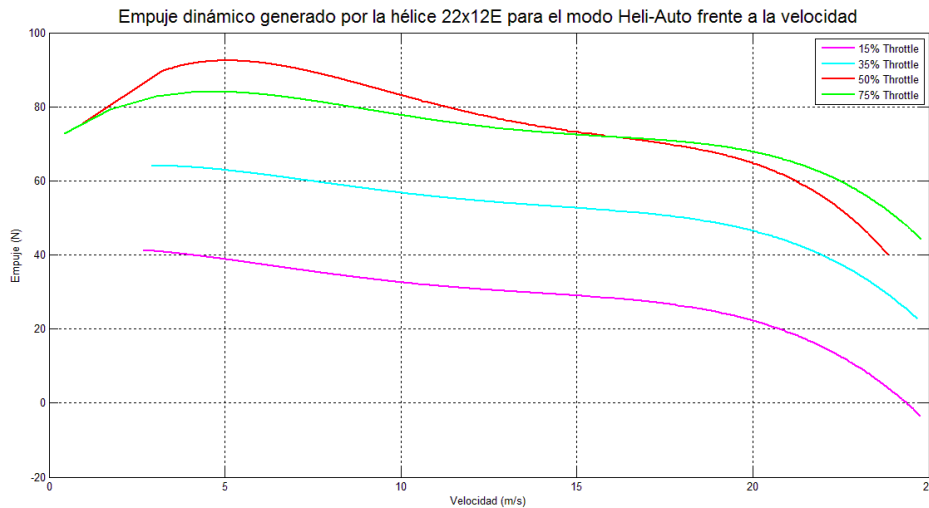


Ilustración 128 Empuje frente a la velocidad del túnel. Modo Heli-Auto, Hélice 22x12E

En la Ilustración 126, Ilustración 127 e Ilustración 128 se puede apreciar el empuje ofrecido por la hélice a un régimen de velocidades de giro constantes en función de la velocidad de vuelo. Al fijarse en la tendencia de cada una de las curvas, se ve como todas son muy semejantes, pues siguen una relación de pendiente negativa casi lineal con la velocidad hasta un valor en el que cae de forma parabólica. Este valor parece ser siempre el mismo para una hélice concreta, indistintamente del régimen de revoluciones. El hecho de que este valor sea independiente de las revoluciones por minuto a las que gire la hélice hace pensar que tiene una cierta independencia con factores debidos a la compresibilidad, algo que podría suponerse, sin embargo si se define el mach genérico como el valor del mach de vuelo que ve el perfil de una pala al 75% de la raíz, se obtiene la siguiente expresión:

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

donde D es el diámetro de la hélice en metros, Ω la velocidad de rotación en radianes por segundo, V_∞ la velocidad de vuelo en el sistema internacional y $\sqrt{\gamma R_g T}$ la velocidad del sonido para las características atmosféricas del ensayo. Así $\left(\frac{3}{8}D\Omega\right)$ representa la velocidad tangencial relativa del aire incidente sobre el 75% del radio de la pala y V_∞ la componente transversal.

Si se hace un calculo de orden de magnitud de las dos expresiones que contribuyen a la variación del mach para los puntos de inflexión que ya se comentaban, por ejemplo de la hélice 22x10 para el menor régimen de revoluciones, se obtiene que;

$$o\left(\left(\frac{3}{8}D\Omega\right)^2\right) \sim 7 \cdot 10^3 \gg o(V_\infty^2) \sim 3 \cdot 10^2$$

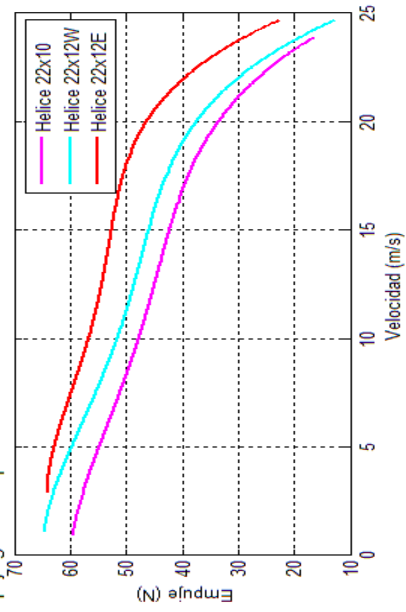
donde $o(\dots)$, es una expresión utilizada en la mecánica de los medios continuos para expresar los órdenes de magnitud.

Por lo que puede decirse que la contribución por excelencia al mach que ve la pala viene determinado en su mayor medida por la velocidad a la que ésta gira. Sin embargo, como ya se veía el punto de cambio de curvatura se da para la misma V_∞ independientemente de las r.p.m.'s asociadas al experimento. La única explicación posible es que esta velocidad característica de cada hélice es la denominada velocidad de autorrotación. La velocidad de autorrotación en motores movidos por hélice es la que consigue hacer girar la hélice libremente sin que el motor ejerza una potencia al eje. No obstante, para dar más convicción a la hipótesis, y que esta quedase comprobada, se realizó un ensayo para cada hélice en los cuales no se ejercía ninguna potencia al motor y se observó que la hélice comenzaba a girar libremente siempre a la misma velocidad de túnel de viento, que coincidió con la que ofrecía los puntos de inflexión de las curvas de empuje de cada hélice.

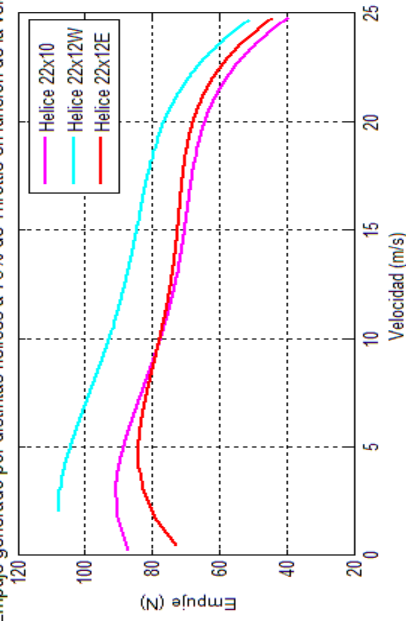
En la Ilustración 129 se puede observar lo que ya ocurría previamente en el caso de los ensayos estáticos, la hélice 22x12E, que inicialmente era la que más empuje generaba, finalmente pasa a ser la de menos empuje, debido a que a mayor régimen de revoluciones gran parte de la pala comienza a entrar en pérdida. Como ya se vieron los órdenes de magnitud de las velocidades que afectaban al mach de giro, se podría decir que la entrada en pérdida de la hélice no tiene en cuenta la velocidad de vuelo, si no la de giro de la hélice. Esto se puede comprobar observando el cambio de pendiente de la línea de empuje con el incremento de r.p.m.'s (nótese en la Tabla 15 la relación del δ_T con las revoluciones por minuto). Como ahora existen menos zonas de la hélice que se ven afectadas por la velocidad del túnel de viento, la caída con esta no es tan brusca y por tanto para un valor de 75% de *throttle*, aún hay una velocidad de vuelo a partir de la cual la hélice 22x12E sigue proporcionando más empuje que la 22x10.

Por otro lado, se puede decir que en general las tendencias de todas las curvas, ya sean o no de distintas hélices son muy similares. También se puede observar como los puntos de cambio de curvatura de los polinomios de ajuste del empuje son distintos para cada hélice aunque se obtienen para un entorno de velocidades similar, debido a la semejanza geométrica que existe entre ellas.

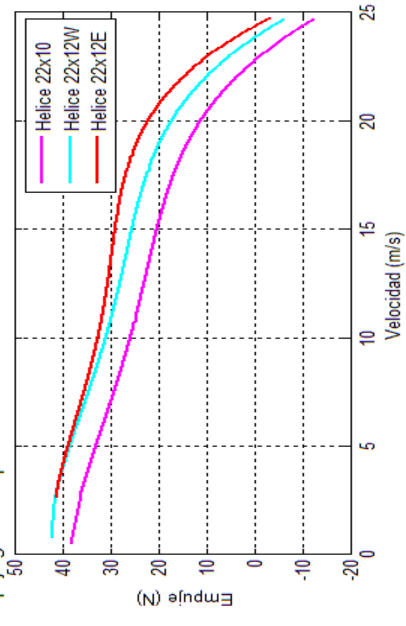
Empuje generado por distintas hélices a 35% de Throttle en función de la velocidad



Empuje generado por distintas hélices a 75% de Throttle en función de la velocidad



Empuje generado por distintas hélices a 15% de Throttle en función de la velocidad



Empuje generado por distintas hélices a 50% de Throttle en función de la velocidad

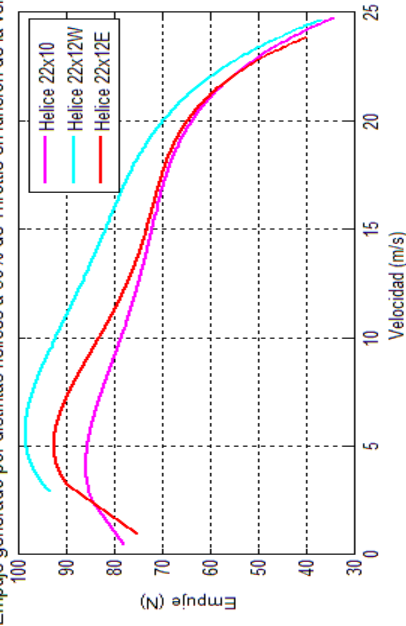


Ilustración 129 Empuje frente a la velocidad del túnel. Modo Heli-Auto, todas las hélices

En las figuras de la Ilustración 130, Ilustración 131 e Ilustración 132 se representa el par mecánico obtenido por cada una de las hélices en función de la velocidad para distintos regímenes de giro. Se puede apreciar como en general todas las curvas alcanzan suavemente un máximo para finalmente disminuir suavemente. Lo más notable es el hecho de que las curvas de 50% y 75% de posición de palanca se corten en dos puntos para la hélice 22x12E. Sin embargo lo más lógico es que esto sea debido al fenómeno de entrada en pérdida del que se ha hablado para el análisis del empuje, ya que solo ocurre con este tipo de pala y para regímenes de revoluciones muy similares (véase Ilustración 125).

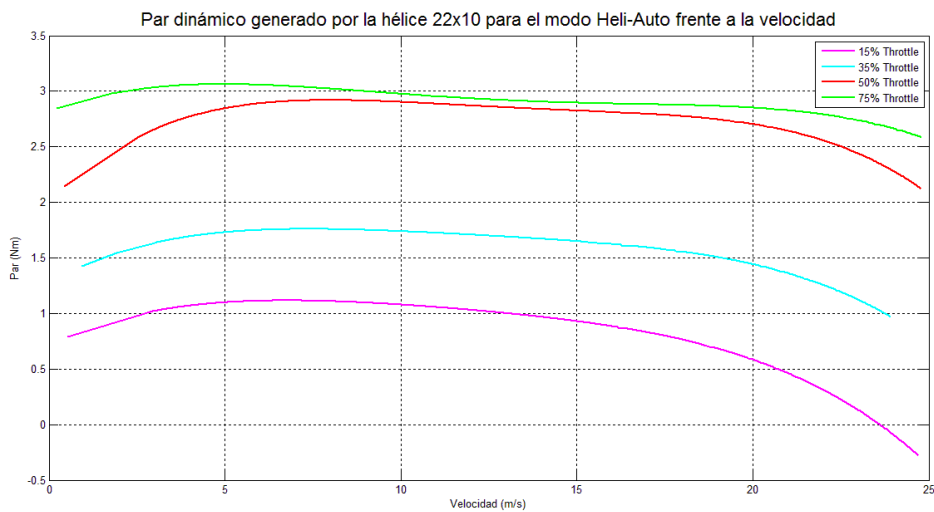


Ilustración 130 Par frente a la velocidad del túnel. Modo Heli-Auto, Hélice 22x10

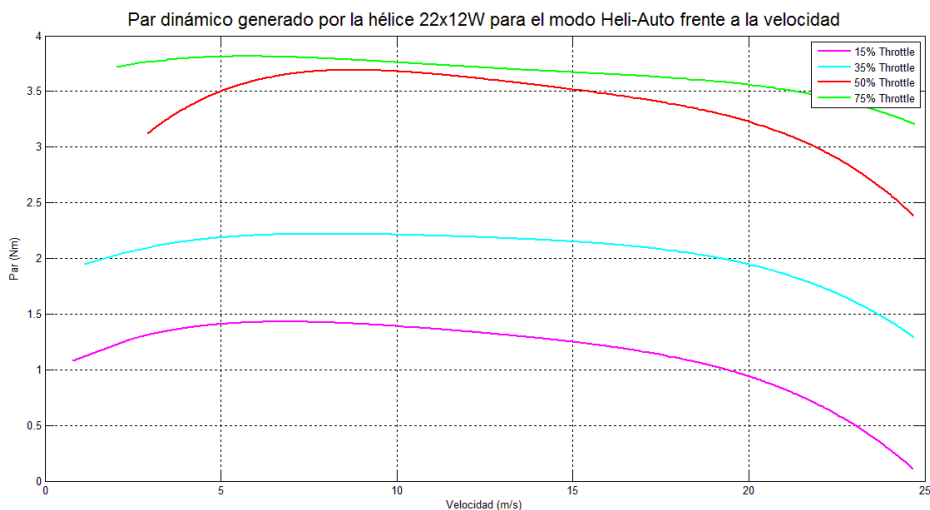


Ilustración 131 Par frente a la velocidad del túnel. Modo Heli-Auto, Hélice 22x12W

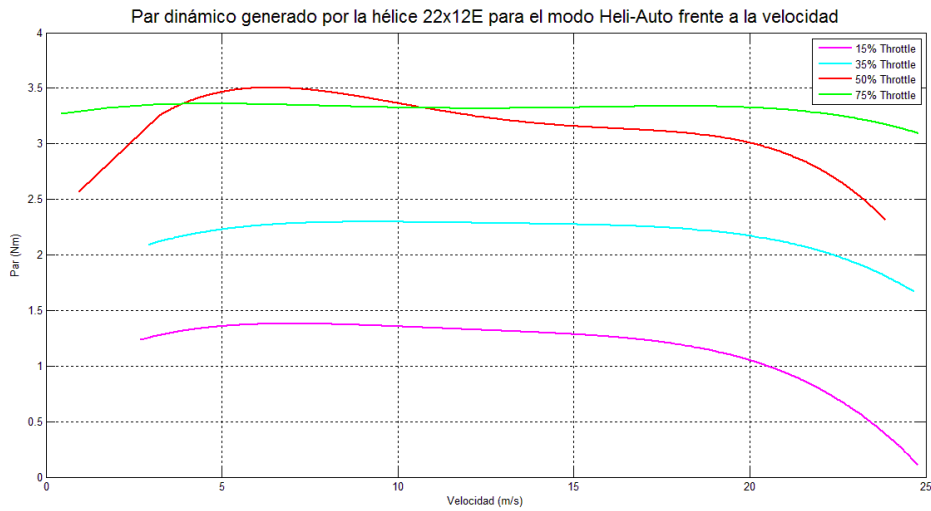
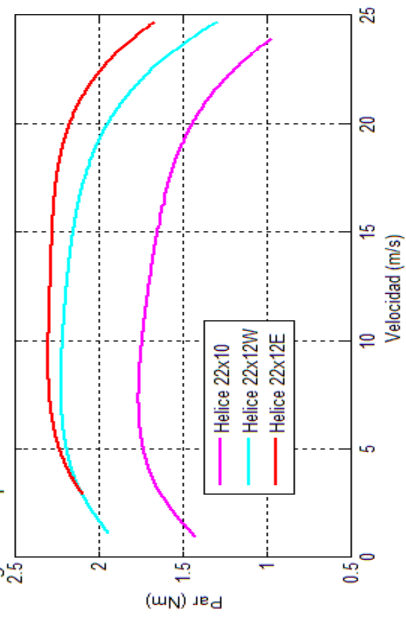


Ilustración 132 Par frente a la velocidad del túnel. Modo Heli-Auto, Hélice 22x12E

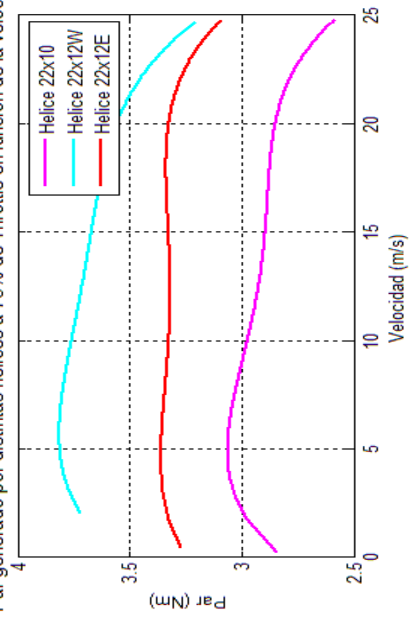
En la Ilustración 133 se representan cuatro gráficas en las que se encuentran el par generado por las distintas hélices ensayadas en el túnel de viento para cada posición de palanca analizada.

Como ya se comentó para el caso estático, la influencia de la entrada en pérdida de la hélice ahora no condiciona tanto el par como lo hacía con el empuje por lo que de mayor a menor par generado se encontrarán las hélice 22x12W, 22x12E y 22x10. Puede verse como el *torque* generado por la hélice 22x12E, que para las dos primeras posiciones de palanca con las que se realizan los ensayos es el mayor, se ve superado para un δ_T igual al 50 % por la hélice de mismo paso y diámetro pero mayor espesor, la 22x12W. Esto es debido a que la hélice 22x12E es la única que ha presentado realmente evidencias de entrada en pérdida parcial y casi total de la pala, por lo que a mayor régimen de revoluciones el flujo de aire se separa de gran parte de los perfiles que la forman y por tanto el par que se genera es menor, debido a que el aire que realmente mueve con la energía suministrada al eje es mucho menor.

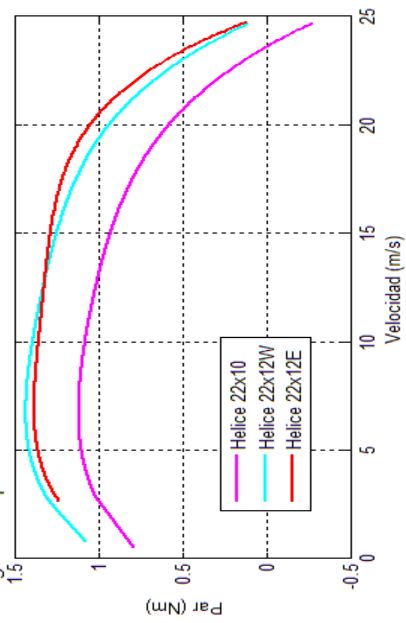
Par generado por distintas helices a 35% de Throttle en función de la velocidad



Par generado por distintas helices a 75% de Throttle en función de la velocidad



Par generado por distintas helices a 15% de Throttle en función de la velocidad



Par generado por distintas helices a 50% de Throttle en función de la velocidad

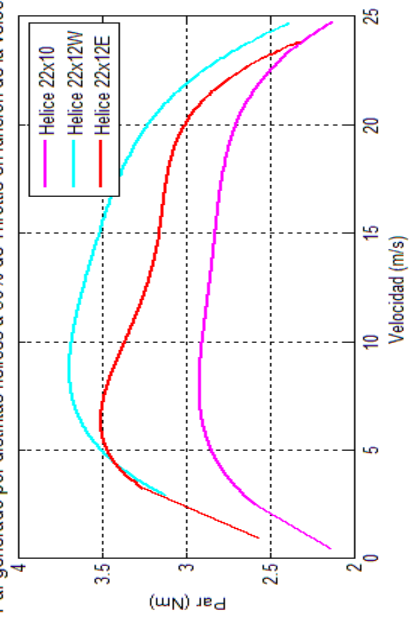


Ilustración 133 Par frente a la velocidad del túnel. Modo Heli-Auto, todas las hélices

A modo de reflejar el empuje obtenido en función de las revoluciones del motor y la velocidad de vuelo se han obtenido unas gráficas en tres dimensiones que pueden utilizarse como una herramienta importante de cálculo para las actuaciones del Céfiro 2. Estas representaciones se han obtenido de las curvas de la Ilustración 126, la Ilustración 127 y la Ilustración 128, interpolando los valores entre las distintas velocidades de giro de la hélice. Se observa como la superficie de las gráficas no presenta ningún “monte” ni “hoyo”, si no que la curva va cambiando su pendiente, según sea el caso, en las dos direcciones de forma suave. Lo cual es lógico pues no ocurre ningún efecto extraño o imprevisible en las condiciones en las que se trabaja, como podrían ser zonas de regímenes supersónicos en las palas. En todo caso tampoco se aprecian variaciones bruscas en la superficie de empuje proporcionada por la hélice 22x12E, que como ya se sabía es la que tiene tendencia a entrar en pérdida. Esto es debido a que las zonas de las palas que entran en ella no lo hacen acusadamente, si no poco a poco con las variaciones de las r.p.m.’s.

Las gráficas de la Ilustración 134 a la Ilustración 136 representan la superficie interpolada que se ha comentado de tracción en función de las revoluciones por minutos asociadas a una posición de palanca y de la velocidad de vuelo.

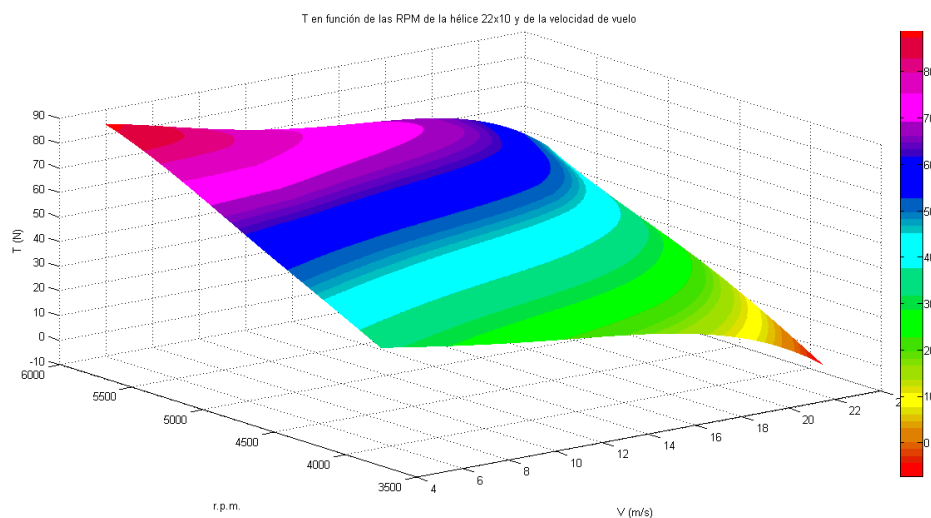


Ilustración 134 Empuje frente a la velocidad del túnel y las revoluciones por minuto. Modo Heli-Auto, Hélice 22x10

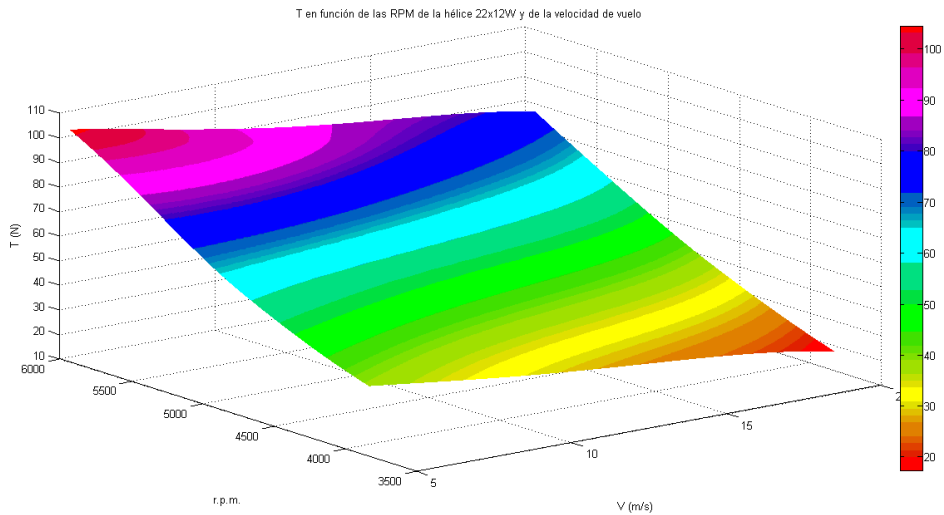


Ilustración 135 Empuje frente a la velocidad del túnel y las revoluciones por minuto. Modo Heli-Auto, Hélice 22x12W

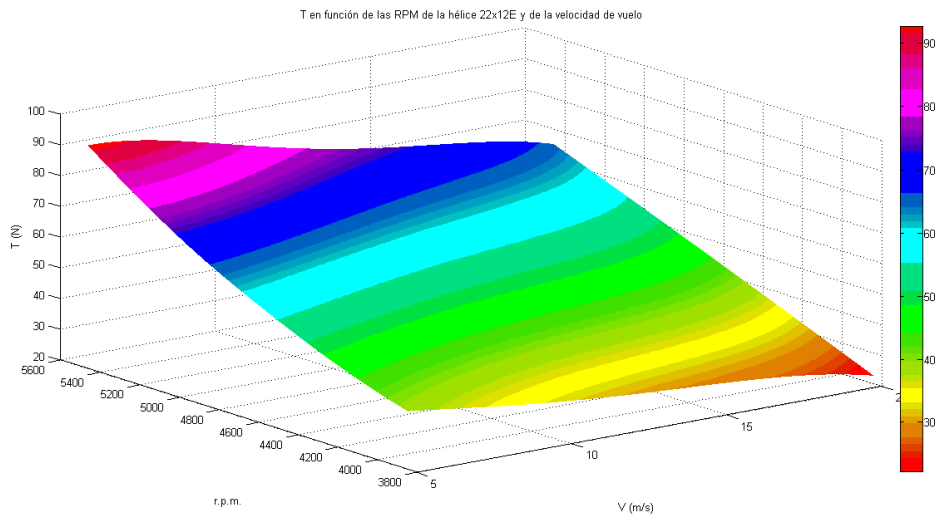


Ilustración 136 Empuje frente a la velocidad del túnel y las revoluciones por minuto. Modo Heli-Auto, Hélice 22x12E

Para ver más en detalle como son las curvas de empuje constante para cada una de las hélices, se representan las gráficas anteriores, en el código de colores expuesto en ellas, en dos dimensiones, las de las revoluciones por minuto y la velocidad del túnel de viento. En la Ilustración 137, Ilustración 138 e Ilustración 139 se puede apreciar como en general para un mismo valor de tracción de la hélice dado para mantenerlo a un aumento de la velocidad de vuelo, habrá que ampliar las revoluciones. En general este aumento es proporcional a la velocidad del vuelo hasta un cierto valor de la misma, que será menor cuanto más grande sea el empuje obtenido. Para valores inferiores a 25 newtons en la hélice 22x10 y al doble en las hélices restantes este efecto de no linealidad no se presenta a ninguna de las velocidades de vuelo.

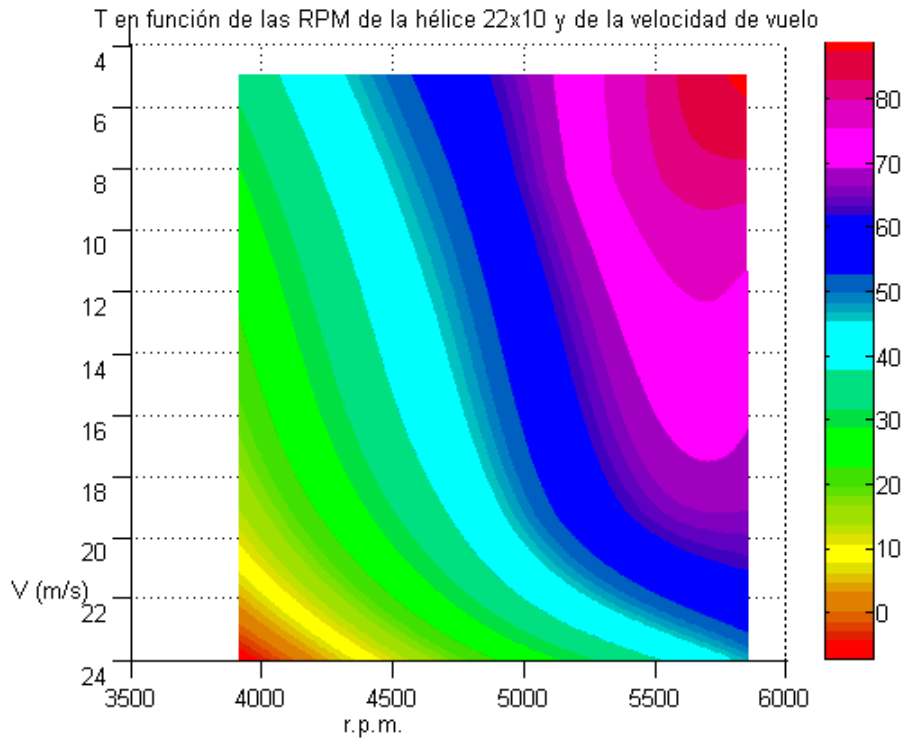


Ilustración 137 Empuje frente a la velocidad del túnel y las revoluciones por minuto. Modo Heli-Auto, Hélice 22x10 (2-D)

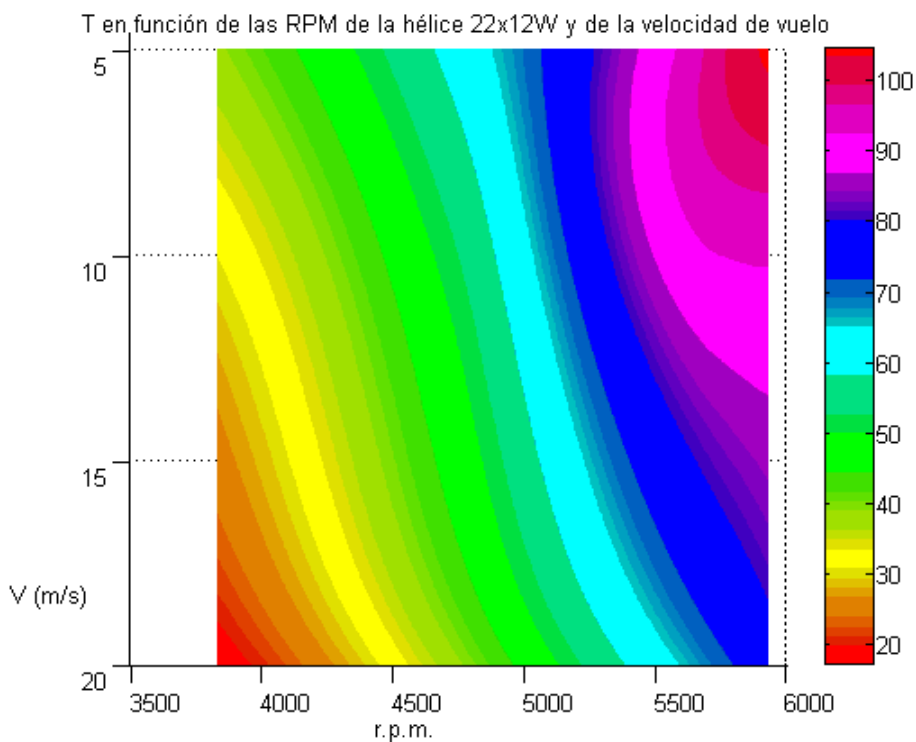


Ilustración 138 Empuje frente a la velocidad del túnel y las revoluciones por minuto. Modo Heli-Auto, Hélice 22x12W (2-D)

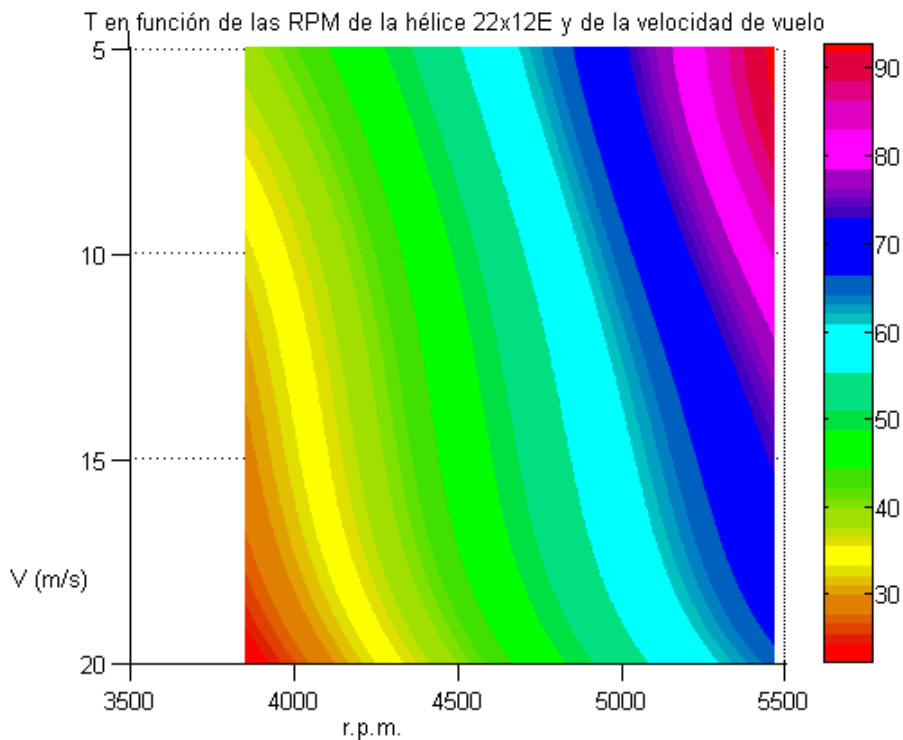


Ilustración 139 Empuje frente a la velocidad del túnel y las revoluciones por minuto. Modo Heli-Auto, Hélice 22x12E (2-D)

La importancia de las gráficas que van desde la Ilustración 134 a la Ilustración 139, como se verá en la sección de modelado, es que se introducen en una función automatizada que permitirá obtener cual es la tracción que se está dando en el Céfiro se si mide velocidad de vuelo y revoluciones en el eje del motor.

4.2.1.3. Variables de consumo: Intensidad, Voltaje, Potencia disponible y mecánica y rendimiento motor

Como ya se vio en las primeras gráficas obtenidas de intensidad y voltaje (Ilustración 117 e Ilustración 118), la adquisición de datos de estas dos variables fluctúa enormemente debido al control que ejerce el variador sobre su consumo. Sin embargo, ambas variables pueden representarse como un ajuste polinómico por mínimos cuadrados de los datos reales, esto ofrece una idea del voltaje y la intensidad media de las que precisa el motor en función de la velocidad, así como de la tendencia en función de la velocidad de vuelo. En la Ilustración 141, en la Ilustración 142 y en la Ilustración 143 se representan los ajustes de tensión y corriente en función de la velocidad de vuelo. Para poder conocer la dispersión de los valores obtenidos y la calidad de los ajustes realizados se muestra antes, en la Ilustración 140, la relación entre los valores y los ajustes de voltaje e intensidad para la hélice 22x10.

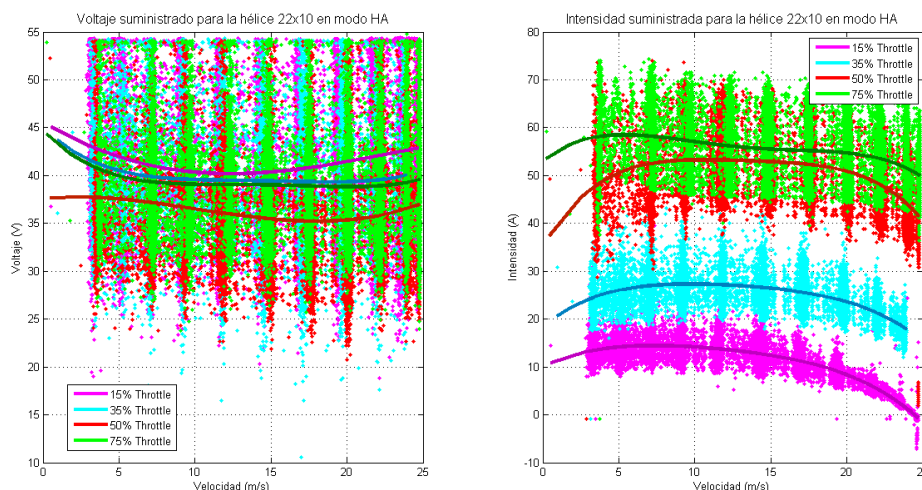


Ilustración 140 Voltaje e Intensidad frente a la velocidad del túnel. Modo Heli-Auto, Hélice 22x10. Valores y Ajustes

Hay que hacer hincapié en que los valores representados son los que se derivan del ajuste en mínimos cuadrados realizado, por lo que hay que asumir que los ajustes son adecuados. En régimen estático (apartado 3.2.2.3) puede apreciarse como existe una leve disminución con el tiempo del voltaje que se compensa con un aumento de la intensidad y por ello podría suponerse que el tiempo del ensayo afectase a la tendencia con la velocidad de éstas variables eléctricas. Sin embargo, los tiempos típicos de variación de intensidad y voltaje con el tiempo son mucho más grandes que la duración de los ensayos de barrido de velocidad del túnel de viento en sí. Por ellos se recomienda, en futuros proyectos, realizar los experimentos con una fuente de alimentación continua externa para así poder aumentar el tiempo de ensayo.

Puede apreciarse, como en general, excepto algunas salvedades, la corriente consumida para las hélices 22x12W y 22x10 aumenta a medida que aumenta el valor de la velocidad de giro del motor, ocurriendo lo contrario para el voltaje. Mientras que en el caso de la hélice 22x12E la corriente actúa de la forma lógica pero el voltaje es muy alto al 75% de throttle, lo cual ha de deberse a la problemática que tiene esta hélice con las tempranas entradas en pérdida. Sin embargo, la tendencia del voltaje con la variación de la velocidad de vuelo y r.p.m. no es del todo precisa ya que las baterías se van gastando con el tiempo. Para poder calcular las tendencias correctas, una vez más, sería necesario realizar los experimentos con una fuente de potencia que sea capaz de generar un voltaje constante.

En relación a la velocidad, puede decirse que la intensidad media aumenta hasta un valor máximo a medida que aumenta la velocidad de vuelo para después disminuir simétricamente al aumento que había tenido previo. Para el voltaje ocurre totalmente lo contrario, a medida que aumenta la velocidad del túnel de viento, éste va disminuyendo hasta alcanzar un mínimo para volver a ascender.

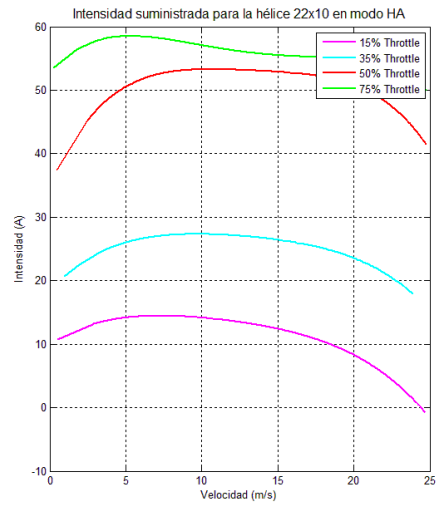
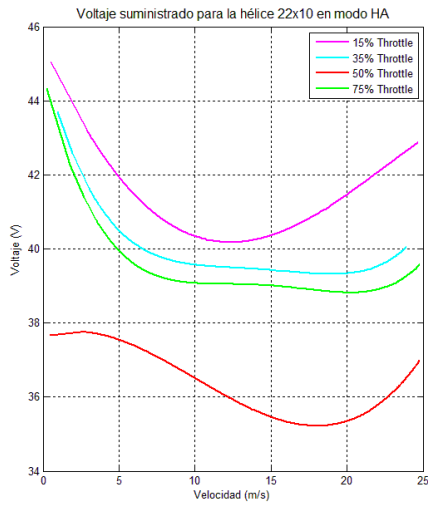


Ilustración 141 Voltaje e Intensidad frente a la velocidad del túnel. Modo Heli-Auto, Hélice 22x10

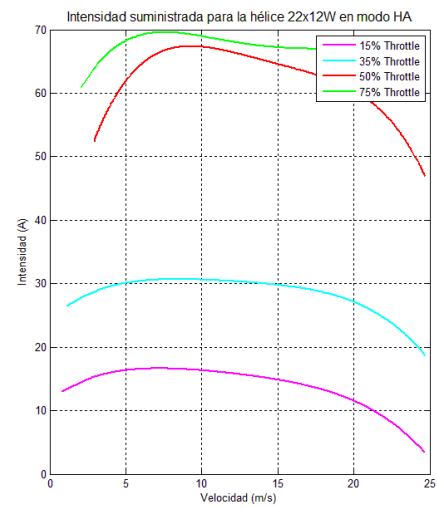
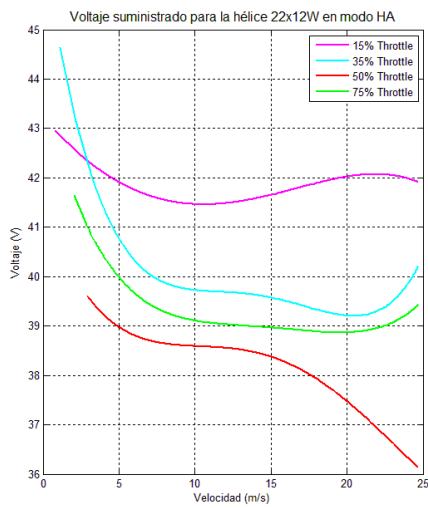


Ilustración 142 Voltaje e Intensidad frente a la velocidad del túnel. Modo Heli-Auto, Hélice 22x12W

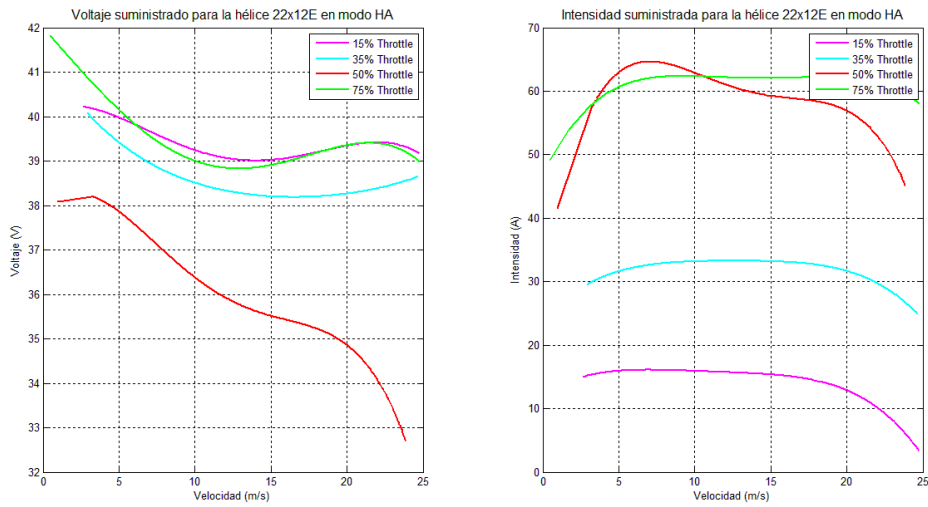


Ilustración 143 Voltaje e Intensidad frente a la velocidad del túnel. Modo Heli-Auto, Hélice 22x12E

Si se representa ahora el producto de intensidad y voltaje como una nube de puntos de los valores obtenidos para una de las hélices, por ejemplo la 22x10 se obtiene la Ilustración 145 y la Ilustración 144, donde puede apreciarse que la variación de magnitudes es del orden del kilovatio.

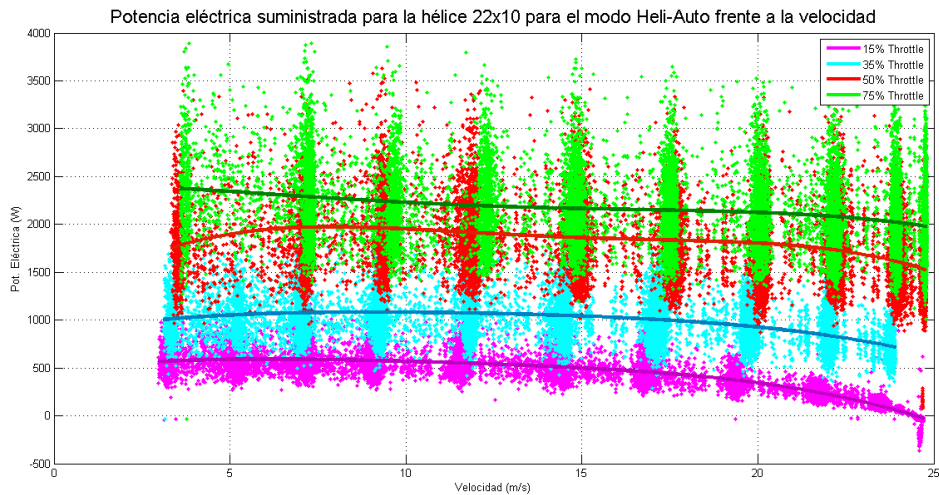


Ilustración 144 Valores y ajustes de la potencia eléctrica frente a la velocidad del túnel. Modo Heli-Auto, Hélice 22x10

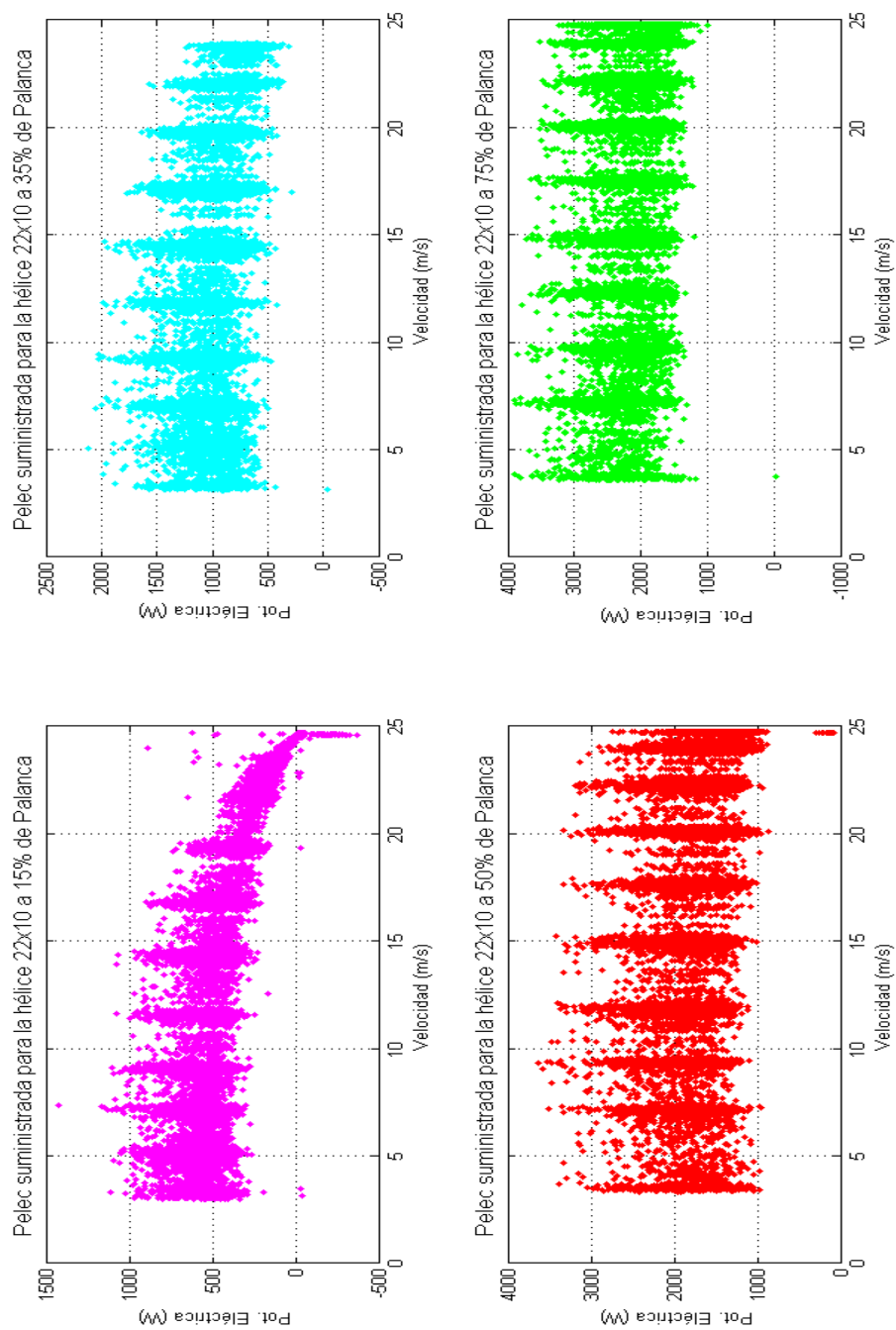


Ilustración 145 Valores de la potencia eléctrica frente a la velocidad del túnel. Modo Heli-Auto, Hélice 22x10

De nuevo podrá sacarse para potencia eléctrica una media de los valores y una tendencia para cada hélice, aunque sigue siendo algo poco fiable debido a la forma que tiene el variador de actuar.

En las gráficas de la Ilustración 146 a la Ilustración 148 pueden verse las curvas de ajuste en mínimos cuadrados de la potencia eléctrica para distinto *throttle* y hélices. Puede verse como la tendencia de la potencia eléctrica supone alcanzar un máximo a una velocidad típica para todos los regímenes de giros del motor para después menguar, obteniéndose una disminución más acusada para las velocidades en las que se da el fenómeno de autorrotación para cada hélice. Consiguientemente, en la Ilustración 149 se representan las potencias eléctricas en función de la posición de palanca para distintas hélices.

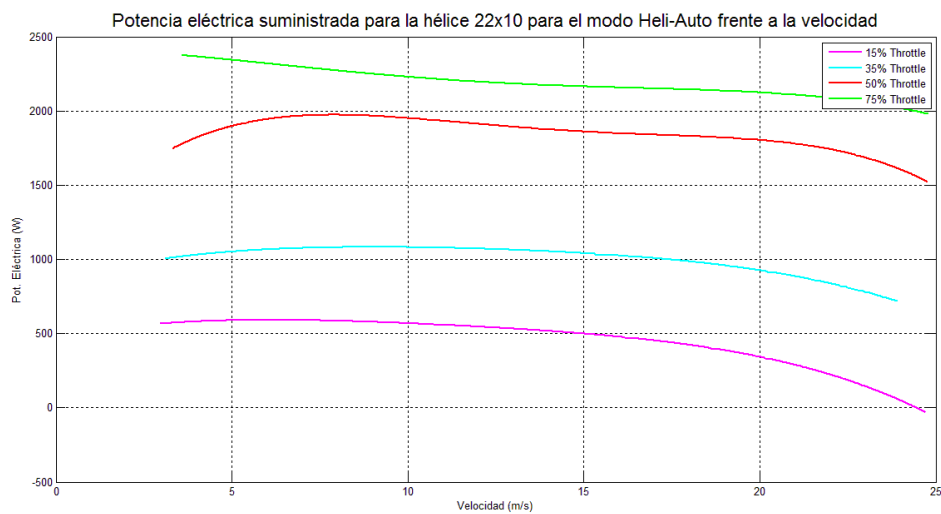


Ilustración 146 Potencia eléctrica frente a la velocidad del túnel. Modo Heli-Auto, Hélice 22x10

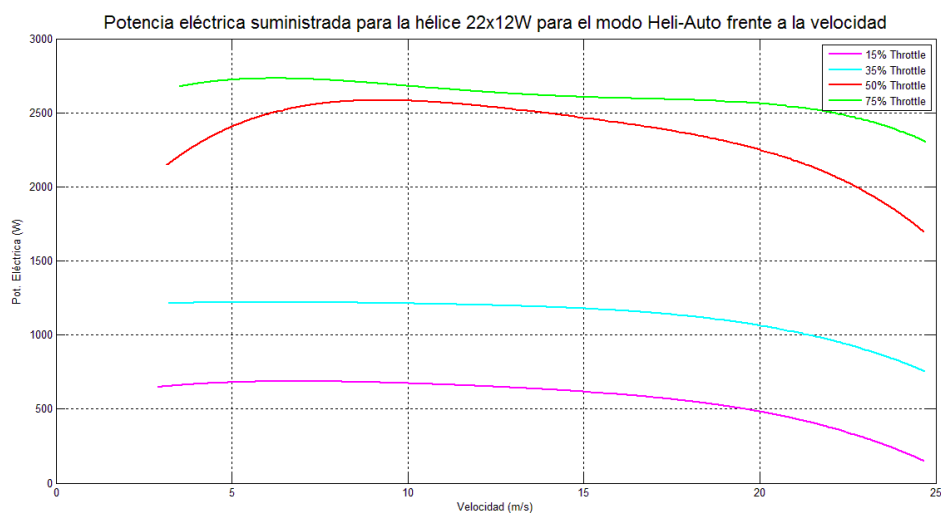


Ilustración 147 Potencia eléctrica frente a la velocidad del túnel. Modo Heli-Auto, Hélice 22x12W

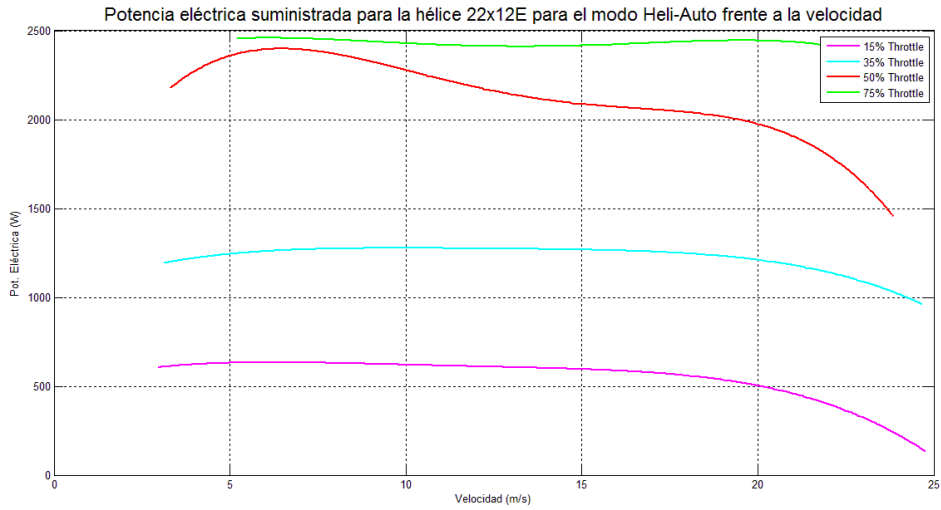


Ilustración 148 Potencia eléctrica frente a la velocidad del túnel. Modo Heli-Auto, Hélice 22x12E

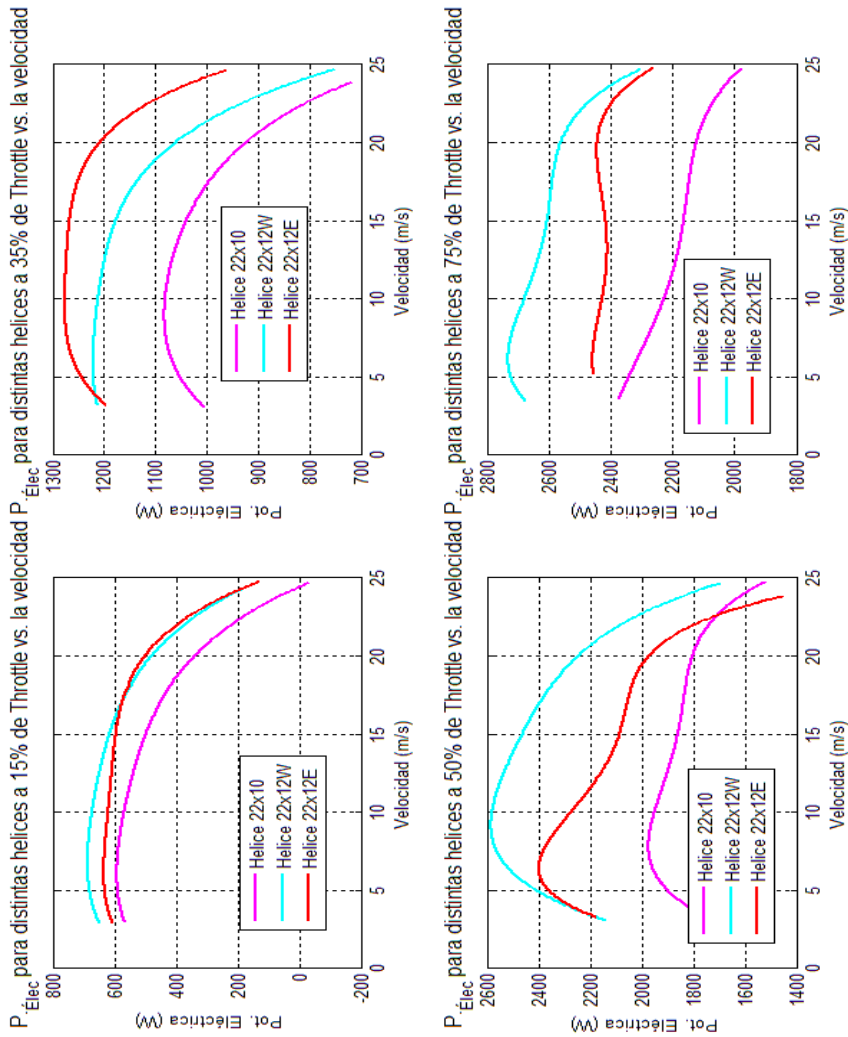


Ilustración 149 Potencia eléctrica frente a la velocidad del túnel. Modo Heli-Auto, todas las hélices

Por último, se representa la potencia mecánica generada para cada hélice a distintos valores de revoluciones en función de la velocidad del aire dentro del túnel (véase Ilustración 150 a la Ilustración 152).

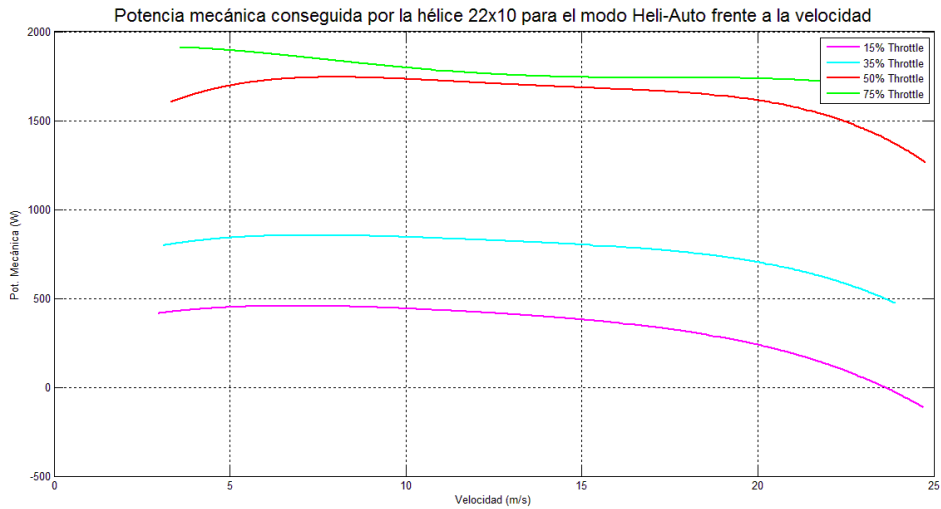


Ilustración 150 Potencia mecánica frente a la velocidad del túnel. Modo Heli-Auto, Hélice 22x10

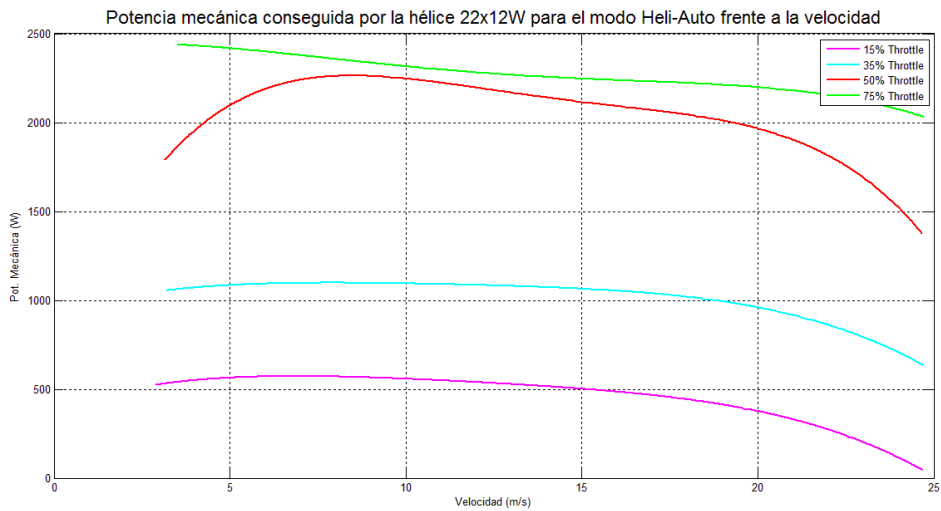


Ilustración 151 Potencia mecánica frente a la velocidad del túnel. Modo Heli-Auto, Hélice 22x12W

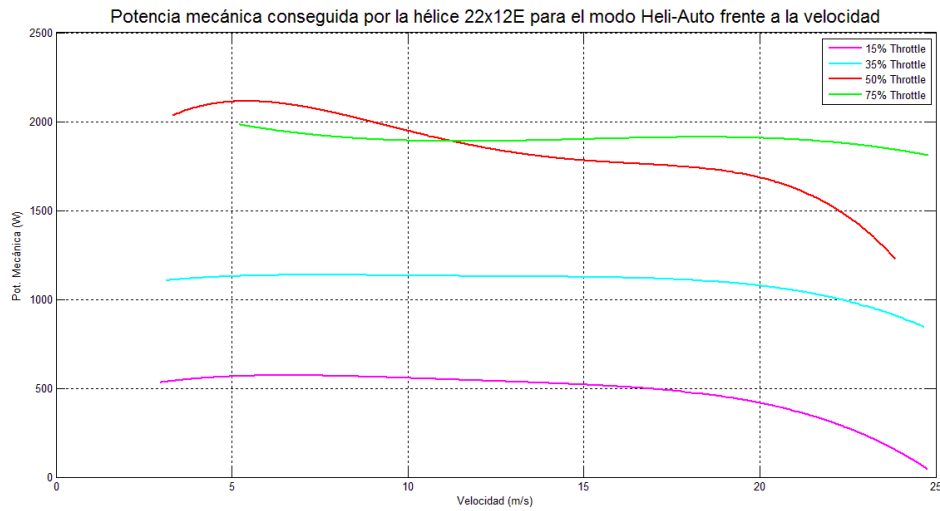
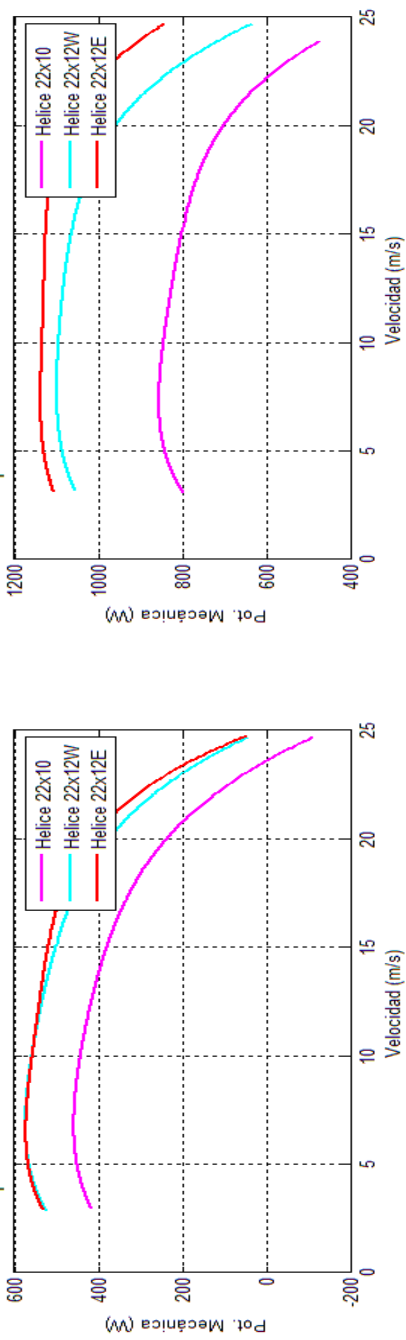


Ilustración 152 Potencia mecánica frente a la velocidad del túnel. Modo Heli-Auto, Hélice 22x12E

Ahora los valores obtenidos por los ajustes polinómicos de la potencia mecánica, al no depender de las variables de consumo eléctrico, representan muy fielmente la realidad, tanto en valores reales como en tendencia en función de la velocidad de vuelo. En cuanto a la geometría de la curva, ésta tiene la misma forma que el ajuste realizado para la potencia eléctrica, lo cual es lógico pues ambas potencias están relacionadas mediante un rendimiento. Para apreciar la potencia generada en el eje en función de las distintas hélices se incorpora la Ilustración 153 en la que puede verse como hasta el 50% de la posición de palanca, la hélice 22x12E ofrece más potencia que su homóloga, la 22x12W, no obstante, una vez se supera esta posición disminuye hasta casi alcanzar el valor ofrecido por la 22x10.

Potencia mecánica para distintas hélices a 15% de Throttle en función de la velocidad Potencia mecánica para distintas hélices a 35% de Throttle en función de la velocidad



Potencia mecánica para distintas hélices a 50% de Throttle en función de la velocidad Potencia mecánica para distintas hélices a 75% de Throttle en función de la velocidad

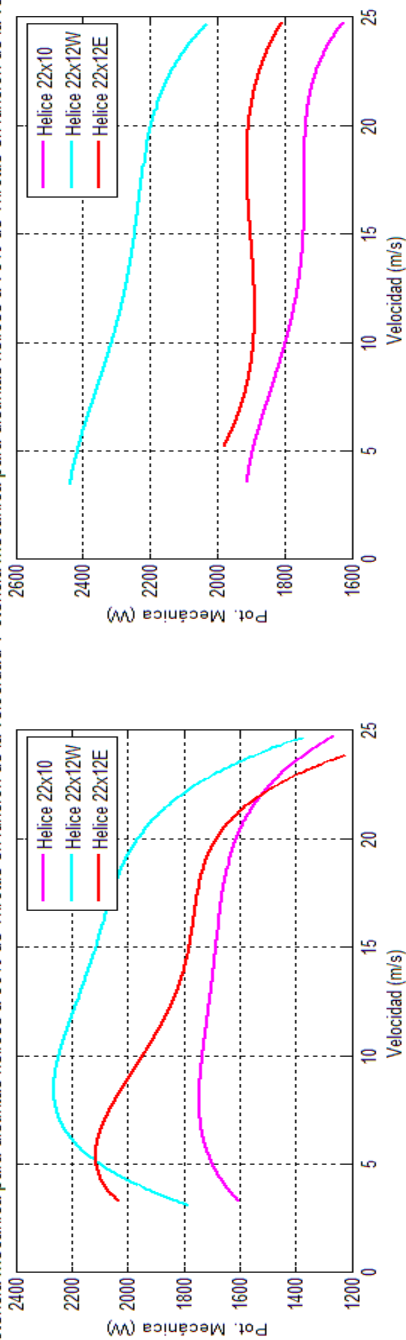


Ilustración 153 Potencia mecánica frente a la velocidad del túnel. Modo Heli-Auto, todas las hélices

Al igual que se hizo con el empuje generado, también se han conseguido representar unas gráficas en tres dimensiones, muy útiles para el análisis, en las que se enfrentan potencia mecánica en el eje del motor con las revoluciones por minuto y la velocidad transversal que ven las diferentes hélices. Como ocurría con la tracción de las hélices, el mapeado de la potencia mecánica frente a la velocidad de vuelo y la de giro de las palas es bastante uniforme.

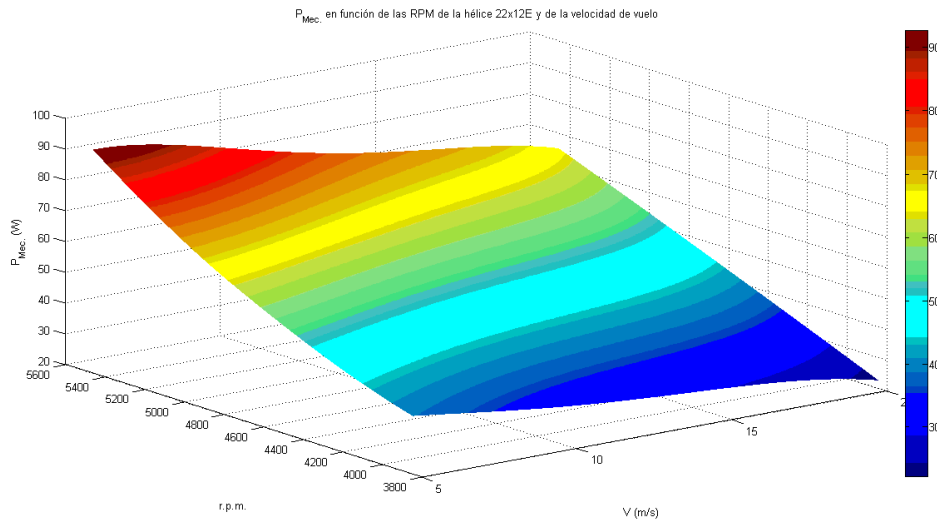


Ilustración 154 Potencia mecánica frente a la velocidad del túnel y las revoluciones por minuto. Modo Heli-Auto, Hélice 22x10

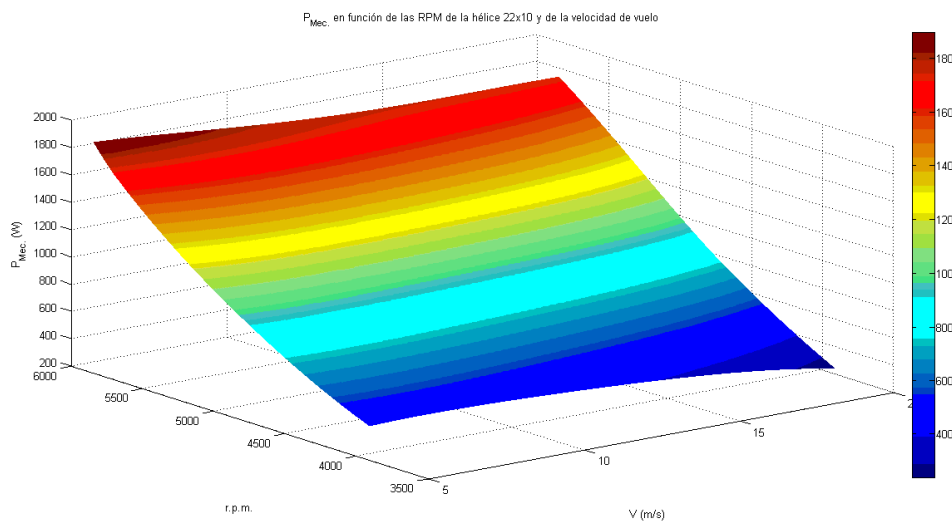


Ilustración 155 Potencia mecánica frente a la velocidad del túnel y las revoluciones por minuto. Modo Heli-Auto, Hélice 22x12W

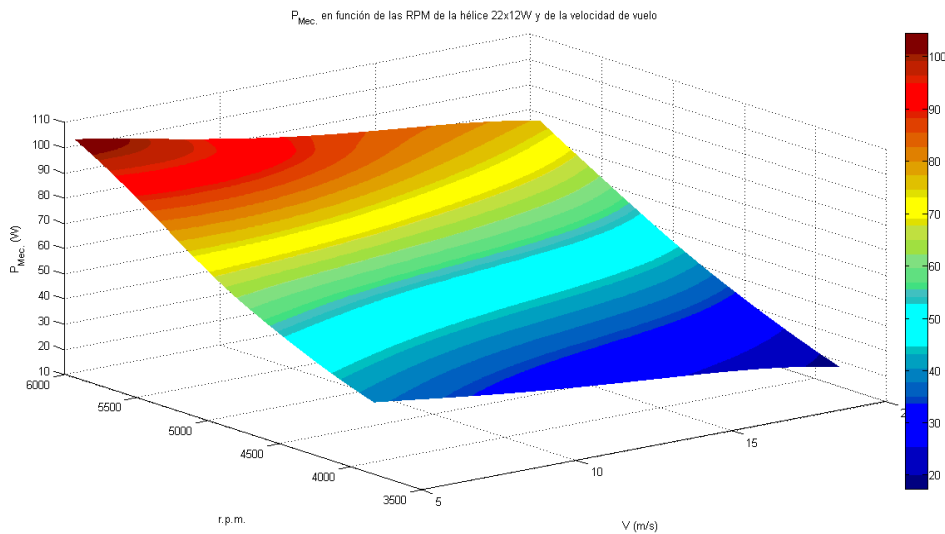


Ilustración 156 Potencia mecánica frente a la velocidad del túnel y las revoluciones por minuto. Modo Heli-Auto, Hélice 22x12E

Para ver más en detalle como son las curvas de potencia constante para cada una de las hélices, se representan las gráficas anteriores, como un mapa de colores, en dos dimensiones, las de las revoluciones por minuto y la velocidad del túnel de viento. En la Ilustración 157, Ilustración 158 e Ilustración 159 se puede apreciar como para mantener con las hélices 22x12W y 22x12E una potencia mecánica dada a un aumento de la velocidad de vuelo, habrá que ampliar las revoluciones. Es lo mismo que ocurrirá con la hélice 22x10 pero en mucha menor medida, para éste tipo de pala puede hacerse la simplificación de que la potencia generada en el eje del motor solo dependerá del régimen de revoluciones. En general para las hélices de paso 12, el aumento del que se hablaba es proporcional a la velocidad del vuelo.

De nuevo, la importancia de todas estas superficies es debida a que adjunto al proyecto se presenta un programa que es capaz de obtener la potencia mecánica generada en el eje del motor para el Céfiro a partir de un valor de velocidad de vuelo y de velocidad de giro de la hélice. Además, si en estudios posteriores se consigue filtrar las señales eléctricas, podría obtenerse la misma curva para la potencia eléctrica consumida y por tanto un rendimiento motor en función de los parámetros de vuelo para cada instante del mismo.

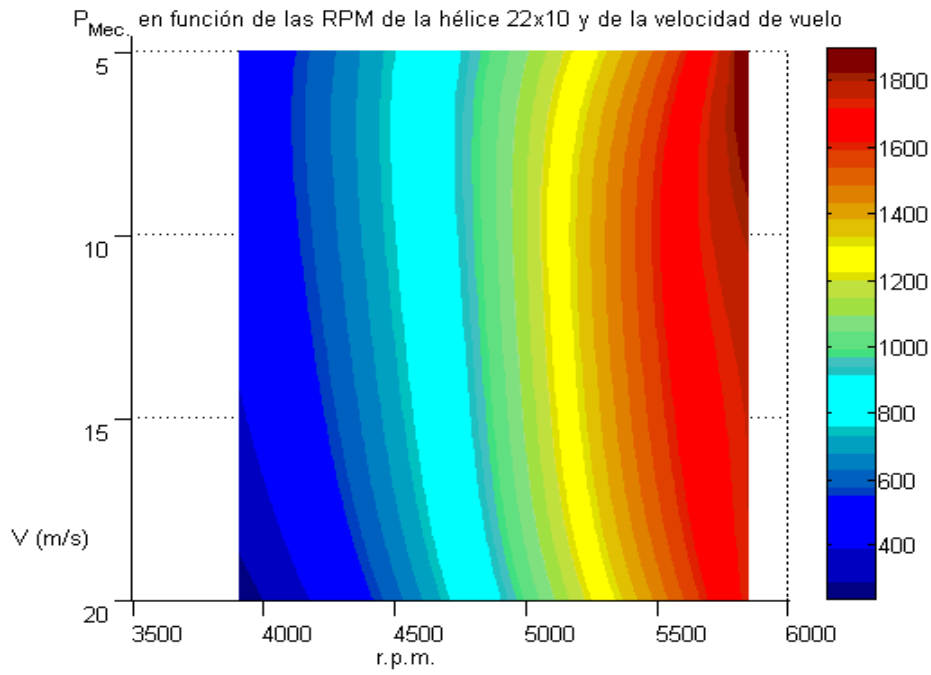


Ilustración 157 Potencia mecánica frente a la velocidad del túnel y las revoluciones por minuto. Modo Heli-Auto, Hélice 22x10 (2-D)

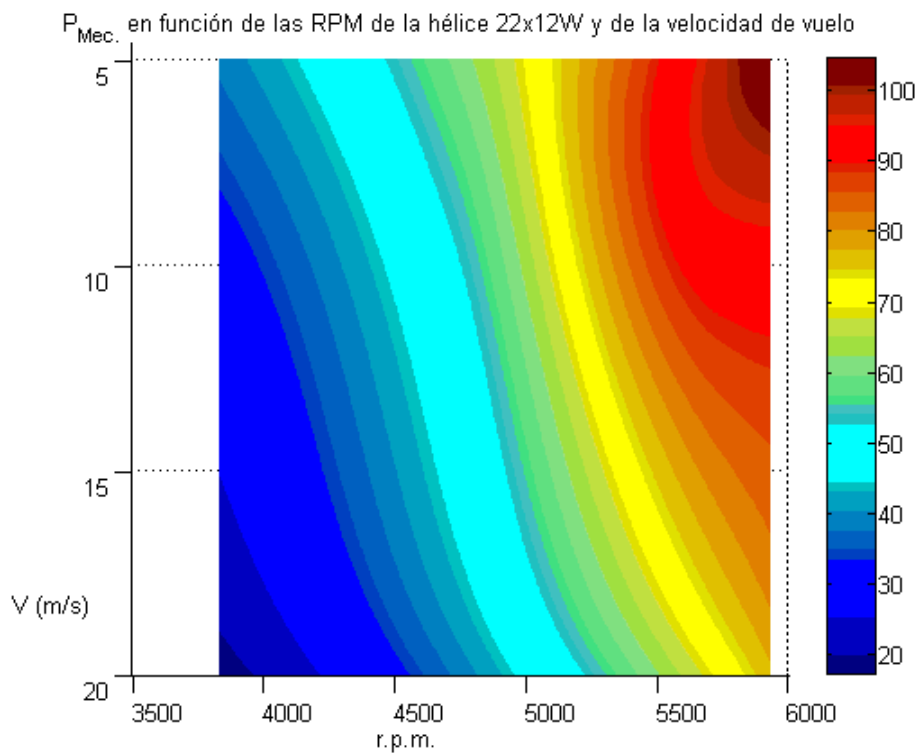


Ilustración 158 Potencia mecánica frente a la velocidad del túnel y las revoluciones por minuto. Modo Heli-Auto, Hélice 22x12W (2-D)

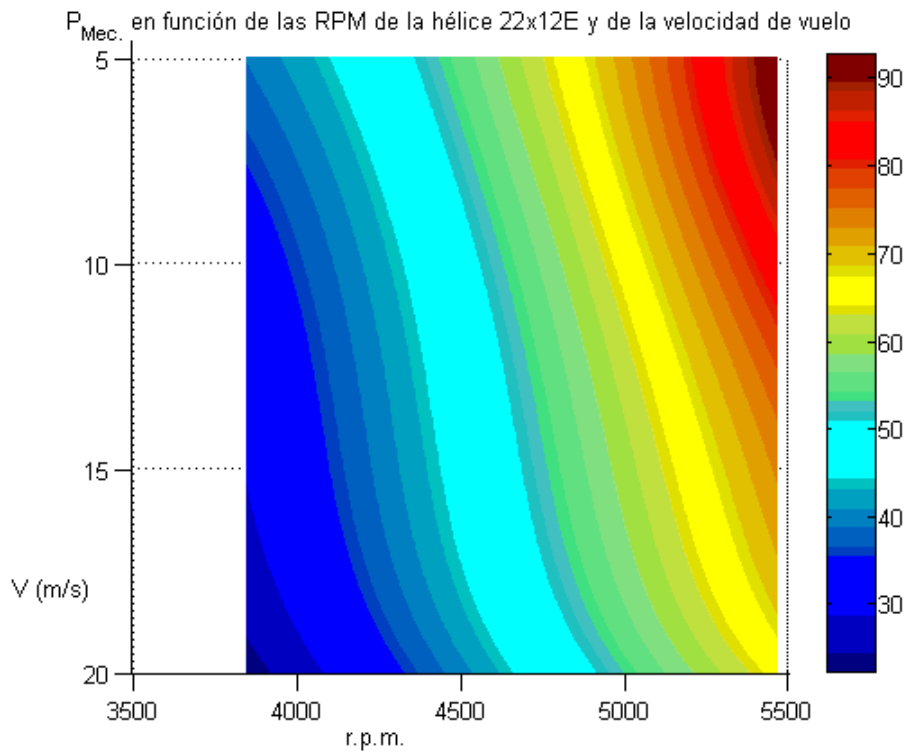


Ilustración 159 Potencia mecánica frente a la velocidad del túnel y las revoluciones por minuto. Modo Heli-Auto, Hélice 22x12E (2-D)

4.2.1.4. Variables propulsivas adimensionales: C_T , C_Q , C_P y rendimientos propulsivos

El análisis dimensional es una herramienta que permite simplificar el estudio de cualquier fenómeno en el que estén involucradas muchas magnitudes físicas en forma de variables independientes. Gracias a esto se pueden conseguir una serie de coeficientes adimensionales que solo dependan de la geometría de la hélice, consiguiendo así obtener un análisis general que no dependa del motor, si no solamente de la hélice.

Si se revisan las referencias bibliográficas [17] y [22], para el modelo dinámico de ensayos o experimentos en túnel de viento, los coeficientes adimensionales se definen de la siguiente manera:

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

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

$$C_P = \frac{P}{\rho_{\infty} n^3 D^5}$$

Estos coeficientes se han obtenido de las referencias bibliográficas [17] y [22] dónde n es la velocidad de giro de la hélice dada en revoluciones por segundo y D es el diámetro de la hélice. Los rendimientos asociados a cada hélice son por definición [22]:

$$\eta_P = \frac{C_T}{C_P} J$$

Dónde J es el parámetro de avance representado por el cociente entre la velocidad transversal al motor y el producto de la velocidad de giro (en revoluciones por segundo) por el diámetro de la hélice [22]:

$$J = \frac{V_\infty}{nD}$$

Si para cada hélice, se representa el coeficiente de tracción obtenido con éste análisis en las diferentes posiciones de palanca experimentadas se obtienen la Ilustración 160. Debido al análisis adimensional todas las curvas de cada una de las gráficas deberían superponerse pues la relación con las revoluciones por minuto del eje deja de depender de estas variables. Sin embargo, esto no ocurre así y es debido a que ahora aparece una nueva dependencia con otra variable adimensional, el mach. Todas las funciones de los coeficientes adimensionales tienen una relación biunívoca con el mach que ve la pala, cosa que ya se comentó con anterioridad. Por ello, distintos regímenes de revoluciones (véase Tabla 15) a una misma velocidad de vuelo tienen asociados puntos diferentes del coeficiente de tracción, ya que las r.p.m.'s tienen mayor relevancia que la velocidad sobre el mach de vuelo tal como se demostró en 4.2.1.2.

A modo de simplificar todo esto, se generan las curvas de coeficiente de tracción en función del parámetro de avance para cada hélice obtenido de la función polinómica resultante de aplicar mínimos cuadrados a todos los puntos de los experimentos realizados para un mismo propulsor (véase la Ilustración 162)

Por otro lado, en la Ilustración 161 se representan para distintas posiciones de palanca las curvas de diferentes hélices, comprobándose que entre todos los regímenes de revoluciones existe una relación aproximada de las líneas para cada pala.

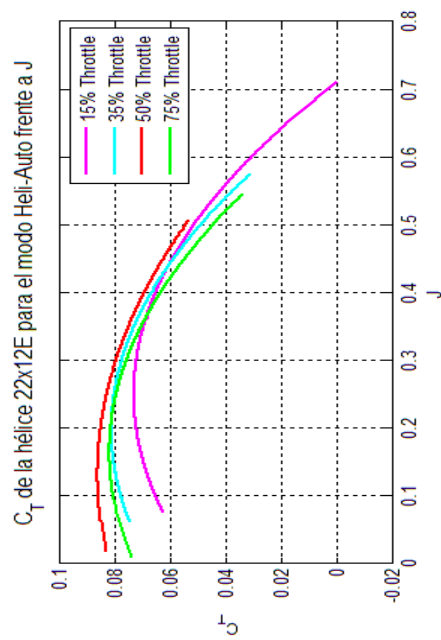
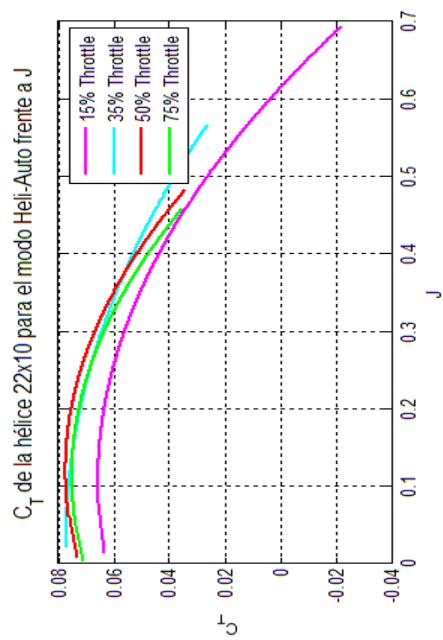
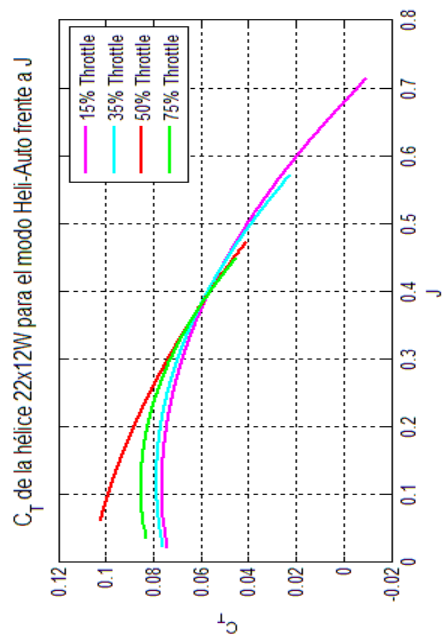


Ilustración 160 C_T frente al parámetro de avance. Modo Heli-Auto, todas las hélices (1)

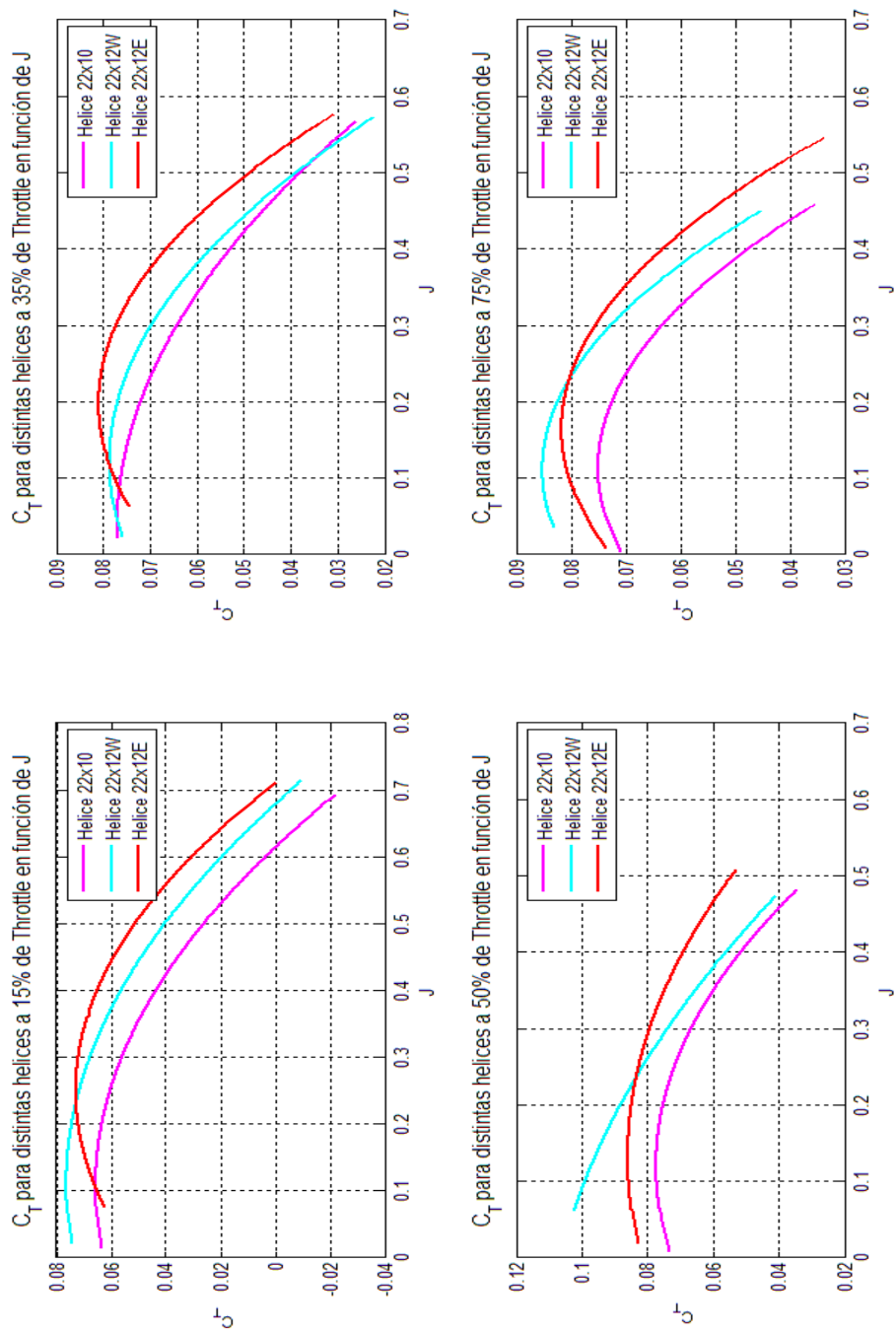


Ilustración 161 C_T frente al parámetro de avance. Modo Heli-Auto, todas las hélices (2)

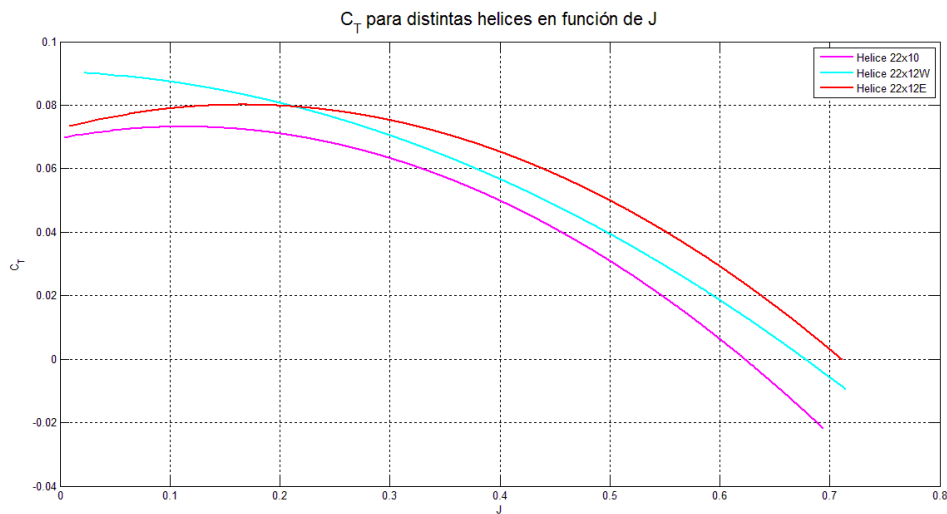


Ilustración 162 C_T medio frente al parámetro de avance. Modo Heli-Auto, todas las hélices

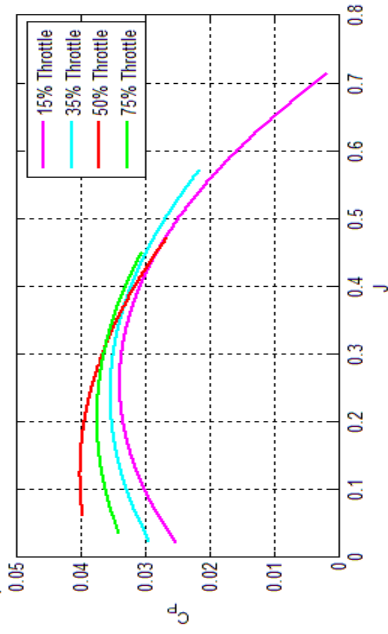
En la simplificación realizada en la Ilustración 162, puede apreciarse la diferencia existente entre los valores del coeficiente de tracción para cada hélice. En general, la hélice que mejor responde al C_T será la 22x12E, pues es la que valores más grandes aporta, que vendrá superada solo en un pequeño rango inferior del parámetro J por la 22x12W. De nuevo, será la hélice 22x10 la que aporte menor coeficiente de tracción.

Por otro lado, se puede sacar en conclusión que la tracción así adimensionalizada tiene una relación cuadrática (parabólica) con el parámetro de avance obteniendo para distintos valores de este el máximo de cada hélice. Lo cual hace pensar que el rendimiento máximo de cada hélice también dependerá de J (cosa que se demostrará posteriormente en este mismo apartado).

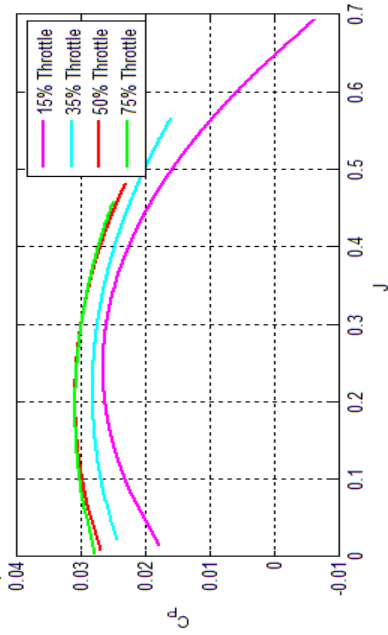
Si se representan de nuevo las mismas gráficas anteriores, para el coeficiente de potencia, se obtiene otra relación parabólica con el parámetro de avance, sin embargo, éstas parecen ser mas cerradas, es decir tener una distancia focal menor.

En la gráfica de la Ilustración 163 se puede ver como el coeficiente de potencia se aumenta casi en la misma proporción para todas las gráficas en los intervalos tomados de posición de palanca. Lo cual, parece indicar como ya se vio que, éste dependerá del Mach de vuelo. En cuanto a la relación entre la potencia mecánica adimensionalizada en función del tipo de hélice para diferentes r.p.m.'s conseguidas en el eje se puede observar en la página 182.

C_P de la hélice 22x12W para el modo Heli-Auto frente a J



C_P de la hélice 22x10 para el modo Heli-Auto frente a J



C_P de la hélice 22x12E para el modo Heli-Auto frente a J

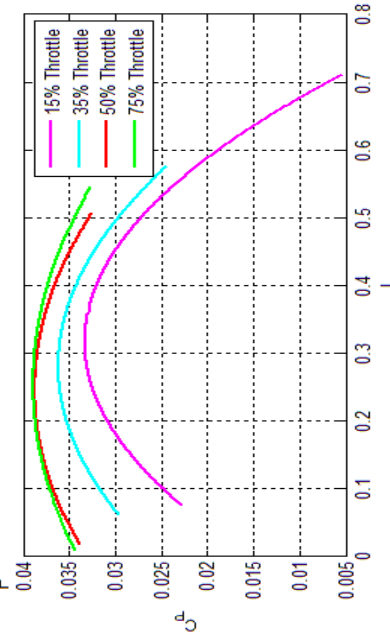


Ilustración 163 CP frente al parámetro de avance. Modo Heli-Auto, todas las hélices (1)

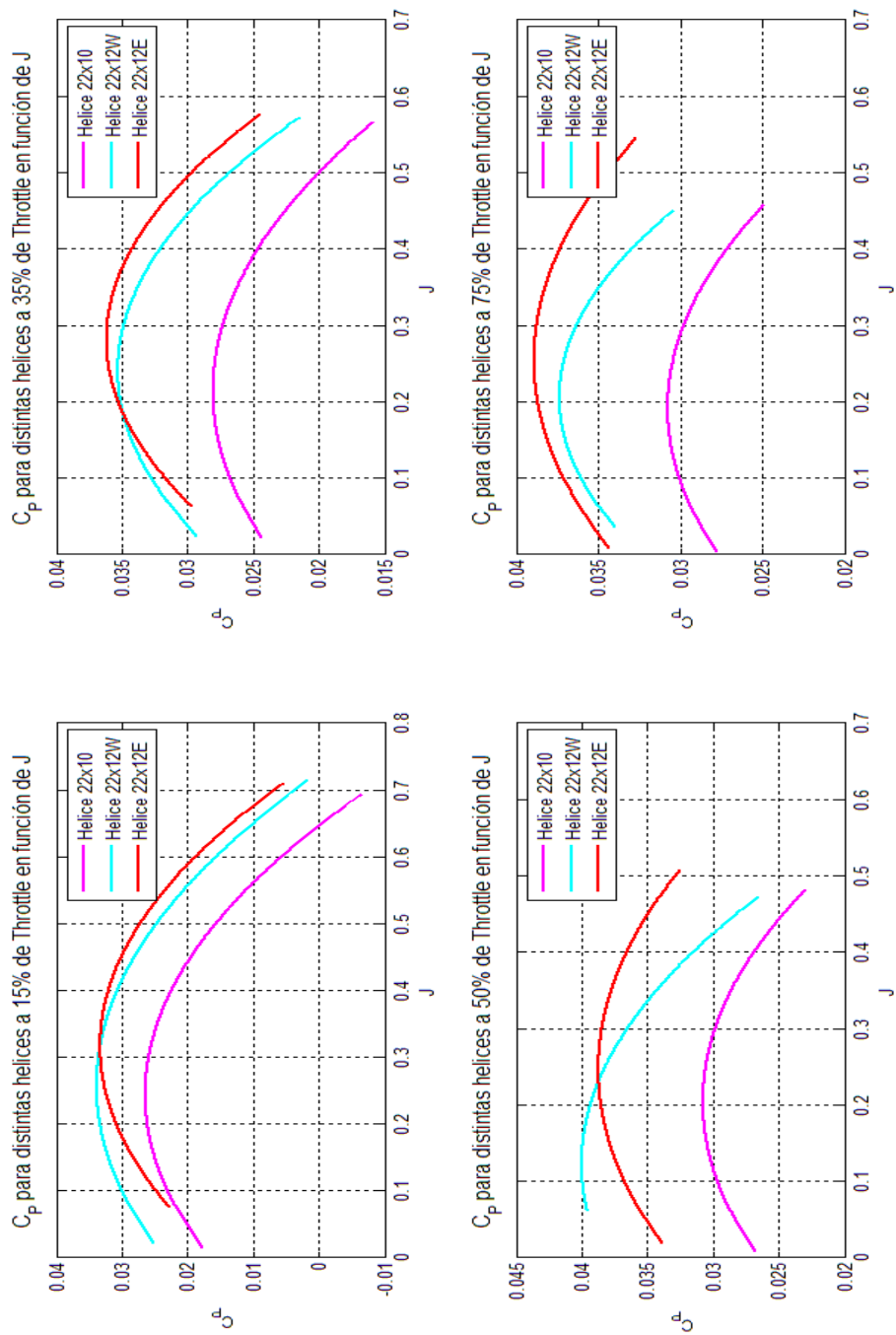


Ilustración 164 C_p frente al parámetro de avance. Modo Heli-Auto, todas las hélices (2)

Como ya se hizo para el C_T , a modo de simplificar se dibuja en la Ilustración 165 una gráfica con las curvas medias obtenidas por mínimos cuadrados de todas las posiciones de palanca para el C_p . Se observa como de nuevo la hélice 22x12 presenta en casi todo el intervalo de representación del parámetro de avance un mayor valor, alcanzando el máximo en torno al 0.3, mientras que la hélice 22x10 es la que menos proporciona retrasando su máximo al valor 0.25.

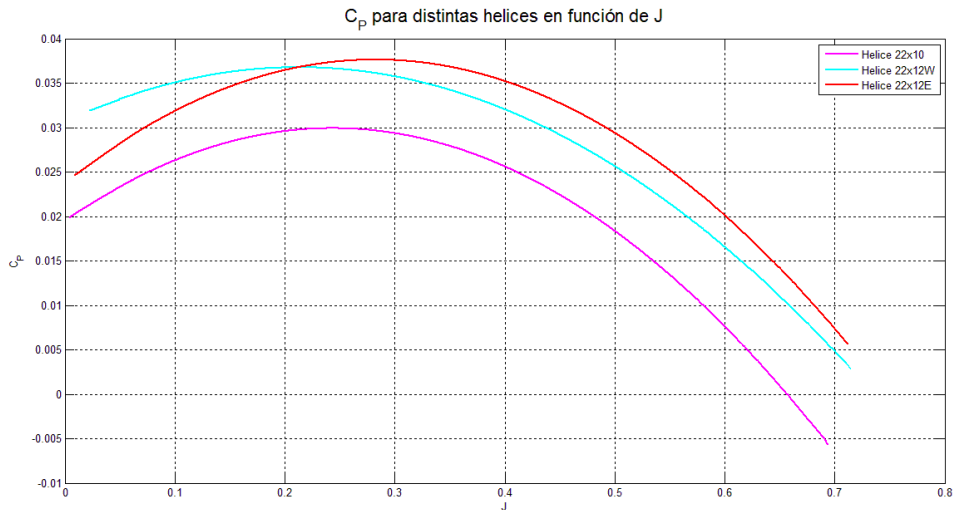


Ilustración 165 C_p medio frente al parámetro de avance. Modo Heli-Auto, todas las hélices

La diferencia existente entre el coeficiente de tracción y el de par consiste en una simple división por el diámetro, por lo que para éste solo se representará la gráfica correspondiente a la media de valores según la hélice, es decir la que se ha denominado simplificada (véase la Ilustración 166).

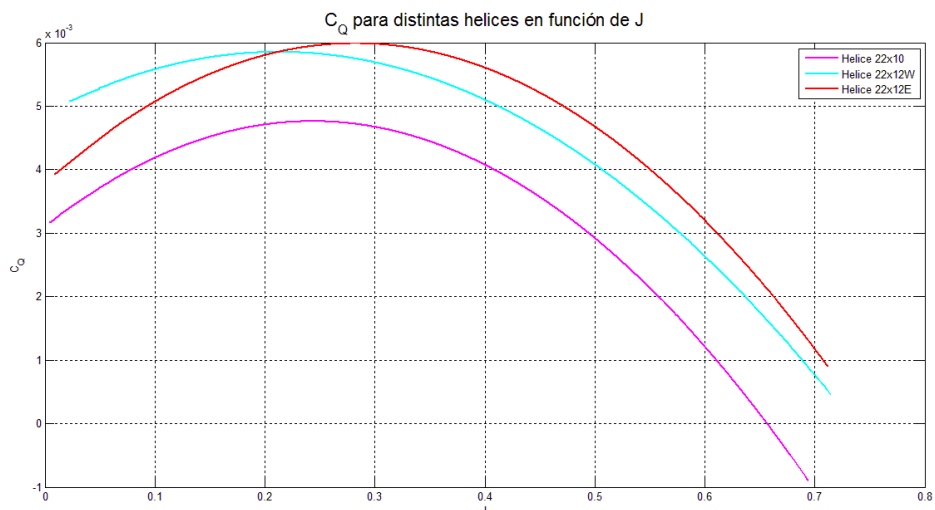


Ilustración 166 C_Q medio frente al parámetro de avance. Modo Heli-Auto, todas las hélices

Para conseguir la curva de rendimientos, ahora se actúa de una manera un tanto diferente. El problema principal a la hora de conseguir la representación adecuada de esta magnitud surge de las relaciones existentes entre el parámetro de avance y los dos coeficientes asociados a la fórmula del rendimiento, pues hacen tender a infinito mucho de los puntos, por lo que hay que valorar otra opción. Por ello se propuso obtener la eficiencia mediante las curvas medias de r.p.m. de C_T y C_P ya obtenidas. El resultado fue el de la Ilustración 167.

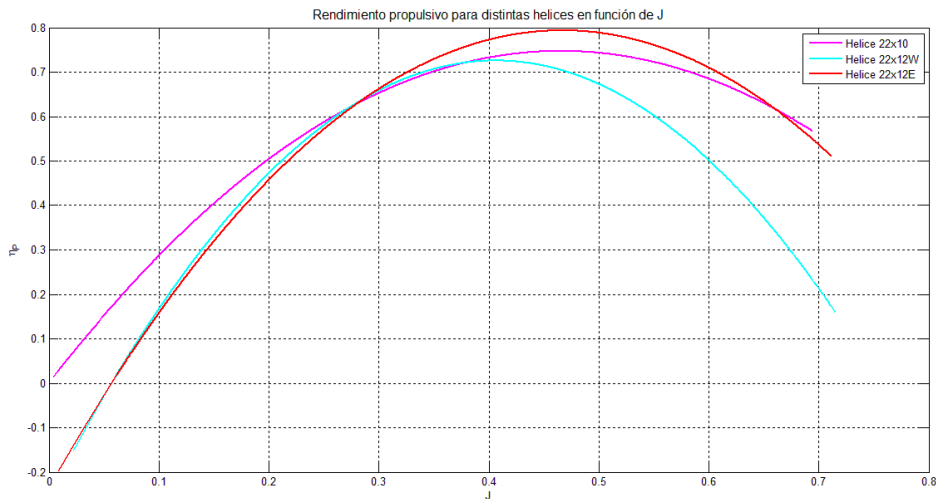


Ilustración 167 Rendimiento propulsivo medio frente al parámetro de avance. Modo Heli-Auto, todas las hélices

En esta gráfica simplificada (debido a que no se ha considerado el efecto debido al Mach de vuelo), se puede ver como a partir de un valor cercano al 0.28 del parámetro de avance la hélice 22x12E es la que consigue un mayor rendimiento propulsivo que tiene un máximo del 80% para $J = 0.47$. Por otro lado, la hélice 22x10 es la siguiente en conseguir el máximo rendimiento (75%) a la par que lo hacía la anterior, además es la que ofrece menor pendiente (hasta $J = 0.28$ es la que mayor eficiencia valor tiene), por lo que si tenemos en cuenta todo el intervalo en el que se mueven las curvas, en general, la hélice más eficiente será la de paso 10. En cuanto a la pala de mayor espesor en ningún momento ofrece mayor rendimiento que las otras dos.

Se ha ido comentando, según se analizaban las gráficas, que existe una dependencia implícita con el mach que ve la pala. Proporciona mucha información hace un estudio de como afecta el mach de vuelo a todas estas variables adimensionales, para obtener así un modelo genérico completo de las tres hélices. Se definió previamente el Mach genérico como el que ve el perfil de una pala al 75% de la raíz.

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

Donde D era el diámetro de la hélice en metros, Ω la velocidad de rotación en radianes por segundo, V_∞ la velocidad de vuelo en el sistema internacional y $\sqrt{\gamma R_g T}$ la velocidad del sonido para las características atmosféricas del ensayo.

Una vez obtenido el mach, se pueden poner todas las curvas de una misma hélice como función de intervalos del mismo. Así, tal y como se hizo para la representación en tres dimensiones del empuje y la potencia mecánica, estos valores se podrán interpolar y obtener superficies de las variables propulsivas adimensionales en función del parámetro de avance y el mach de vuelo.

A continuación se incorporan tanto las curvas obtenidas para los distintos números de mach genéricos como la representación en tres dimensiones y su proyección en el plano Mach-J del coeficiente de tracción para las tres hélices ensayadas.

En la Ilustración 168, Ilustración 169 e Ilustración 170 se han representado las curvas de los ajustes polinómicos realizados en conjunto con los datos de valores dentro de un intervalo del mach en función del parámetro de avance. El hecho de que estas gráficas no se presenten de forma ampliada se debe a que no son importantes, simplemente se utilizan para comprobar que los ajustes responden bien a los datos reales que remplazan.

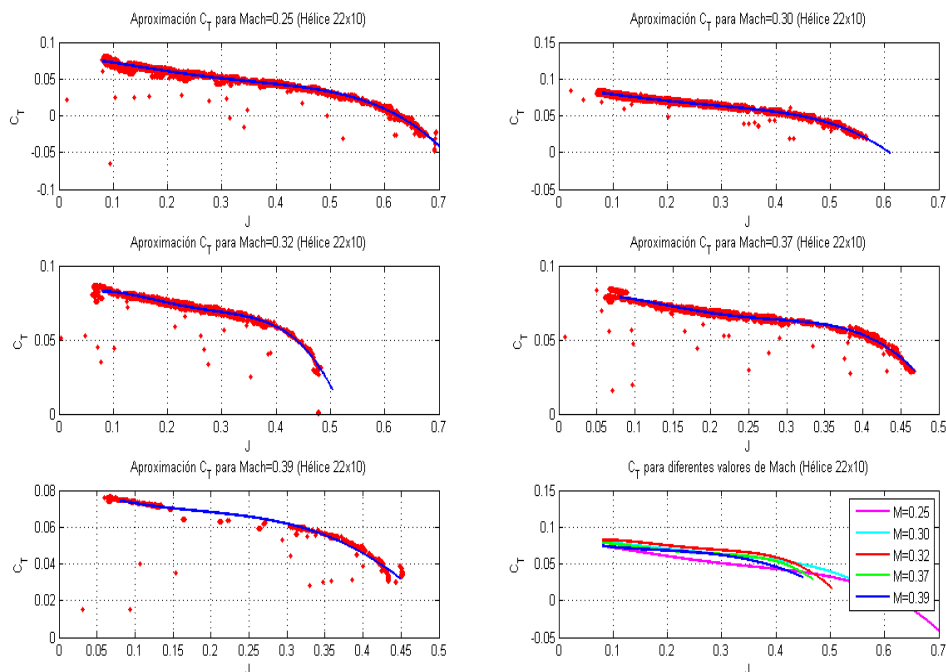


Ilustración 168 Curvas de ajuste para los diferentes Mach genéricos en función del parámetro de ajuste. Hélice 22x10

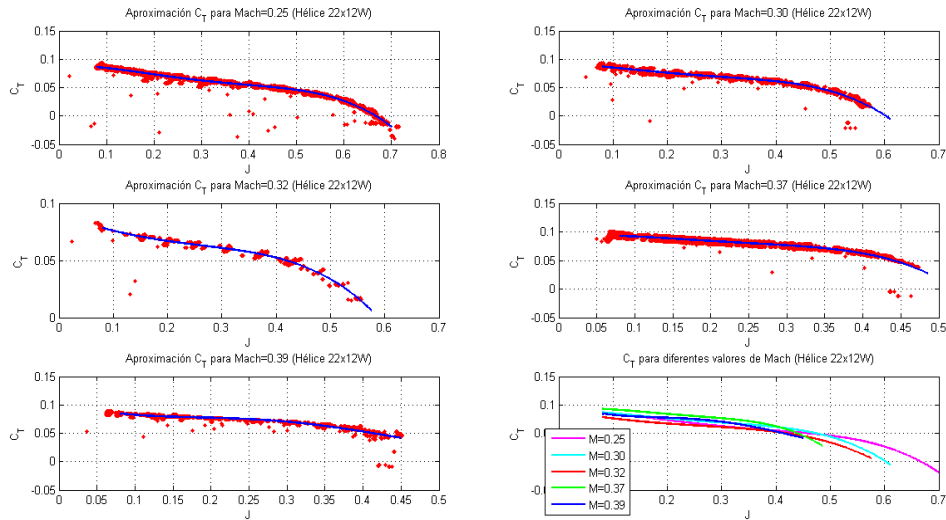


Ilustración 169 Curvas de ajuste para los diferentes Mach genéricos en función del parámetro de ajuste. Hélice 22x12W

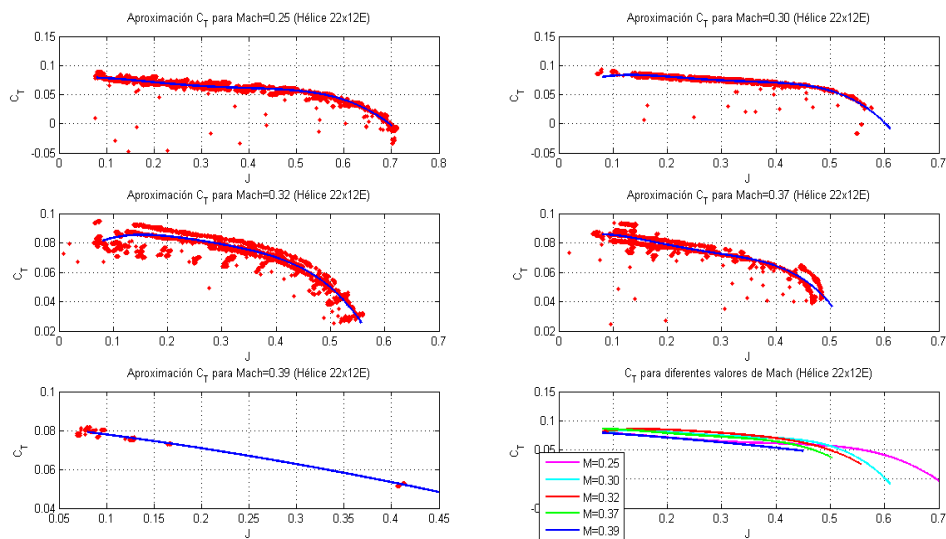


Ilustración 170 Curvas de ajuste para los diferentes Mach genéricos en función del parámetro de ajuste. Hélice 22x12E

Se obtienen superficies tridimensionales, igual que se consiguieron para el empuje, si se interpolan los resultados anteriores para el intervalo de mach de operación de los ensayos realizados. Con las gráficas de las Ilustración 171 a la Ilustración 176 se puede caracterizar el modelo de tracción de las tres hélices experimentadas de forma general, es decir haciéndolo independiente de las revoluciones o el motor al que las palas vayan acopladas. En cuanto a las superficies proporcionadas por las distintas hélices se puede apreciar como las correspondientes a la 22x10 y 22x12E son muy semejantes, pues para valores bajos del parámetro de avance e intermedios de mach visto por la pala es donde mayores C_T se obtienen. Cosa que ocurre de forma contraria con la hélice de mayor espesor. No obstante, para todas las hélices a medida que se

Si se aumenta J se va obteniendo una tendencia lineal con el mach para coeficientes de tracción constantes.

Si se evitan representar las gráficas de los ajustes, debido a que anteriormente ya se han visto que eran buenos para el C_T , se pueden obtener las gráficas de coeficiente de potencia y rendimiento en tres dimensiones juntos con sus proyecciones directamente, para posteriormente pasar a analizarlas.

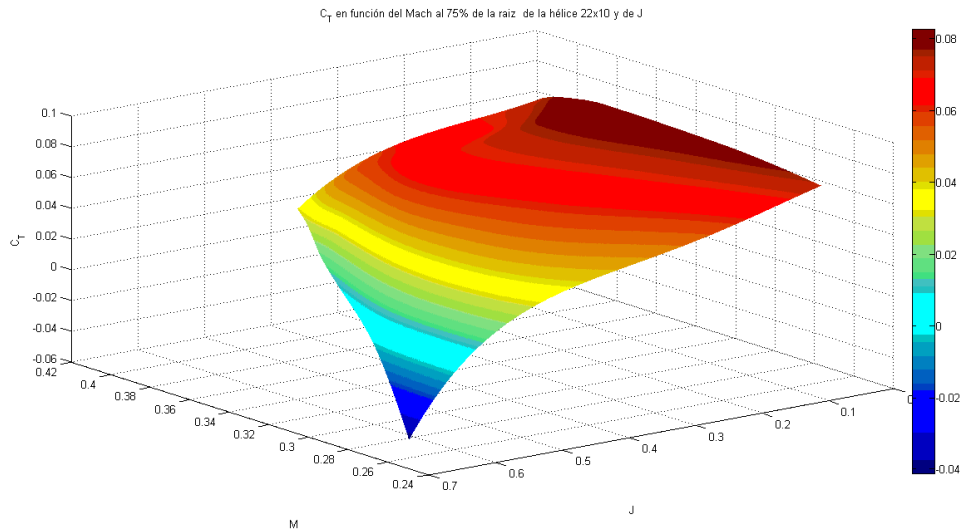


Ilustración 171 CT frente al parámetro de avance y el mach genérico. Hélice 22x10

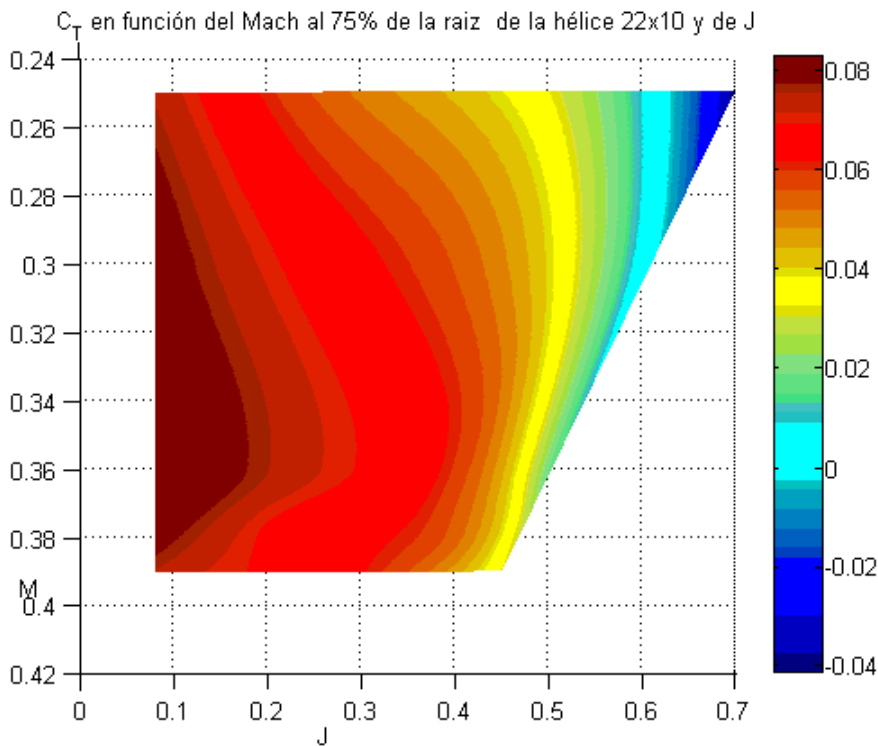


Ilustración 172 CT frente al parámetro de avance y el mach genérico. Hélice 22x10 (2-D)

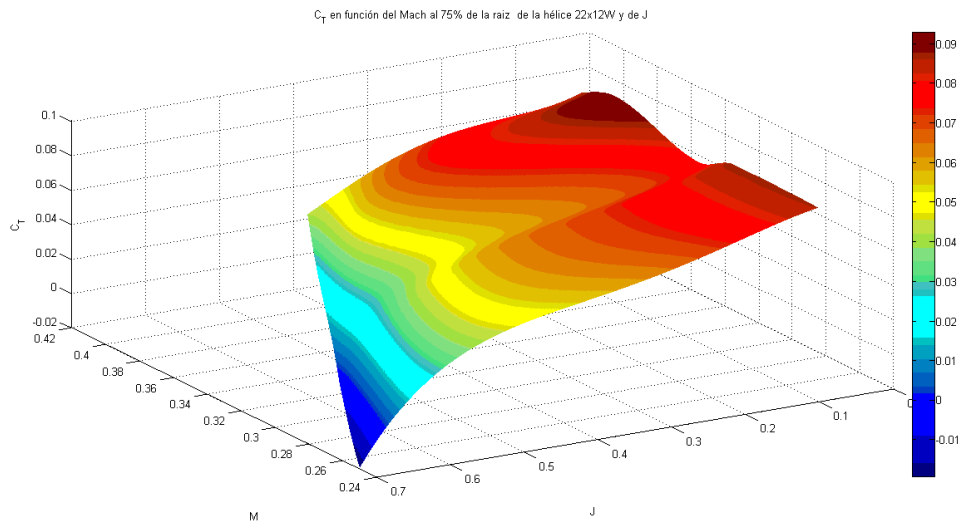


Ilustración 173 C_T frente al parámetro de avance y el mach genérico. Hélice 22x12W

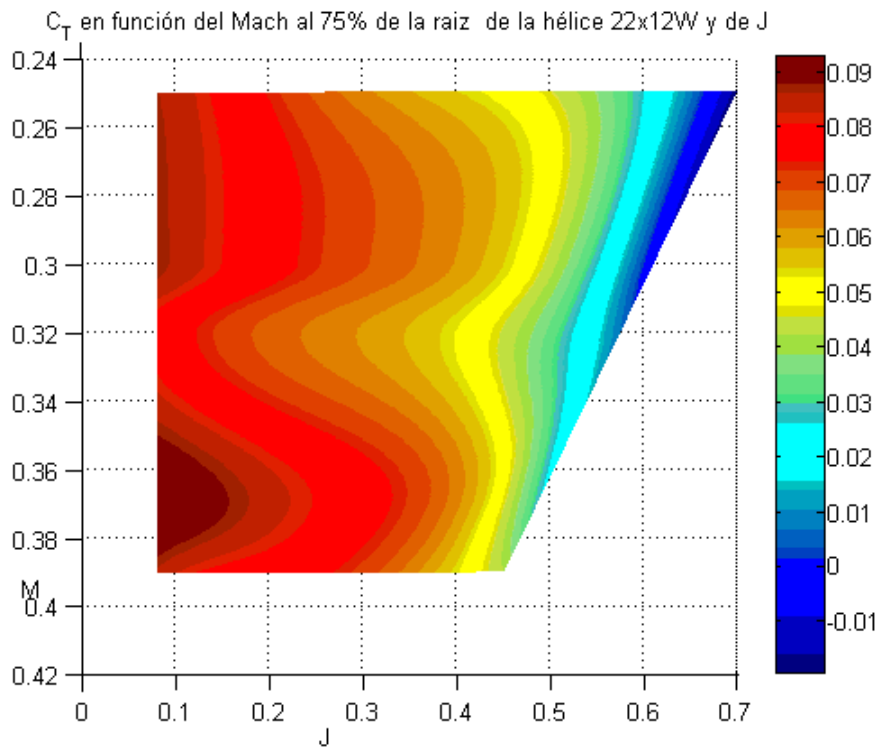


Ilustración 174 C_T frente al parámetro de avance y el mach genérico. Hélice 22x12W (2-D)

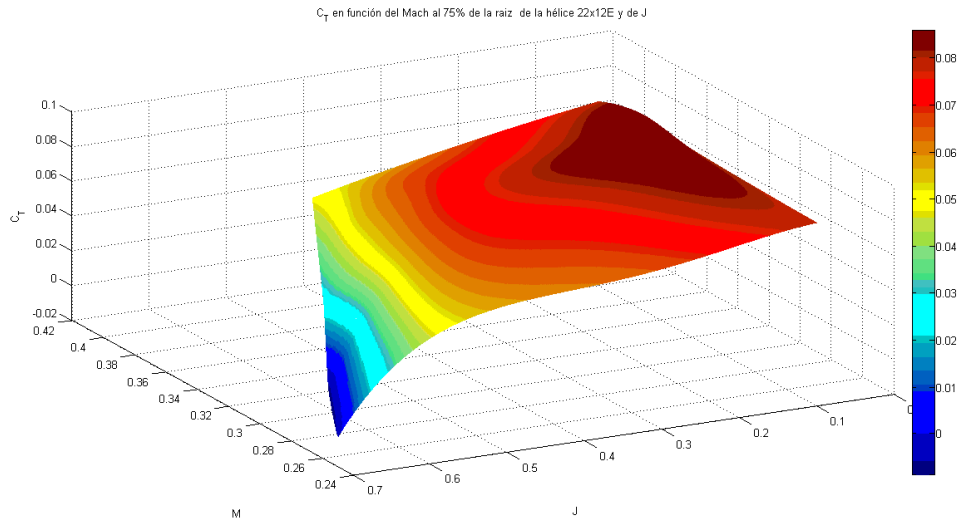


Ilustración 175 CT frente al parámetro de avance y el mach genérico. Hélice 22x12E

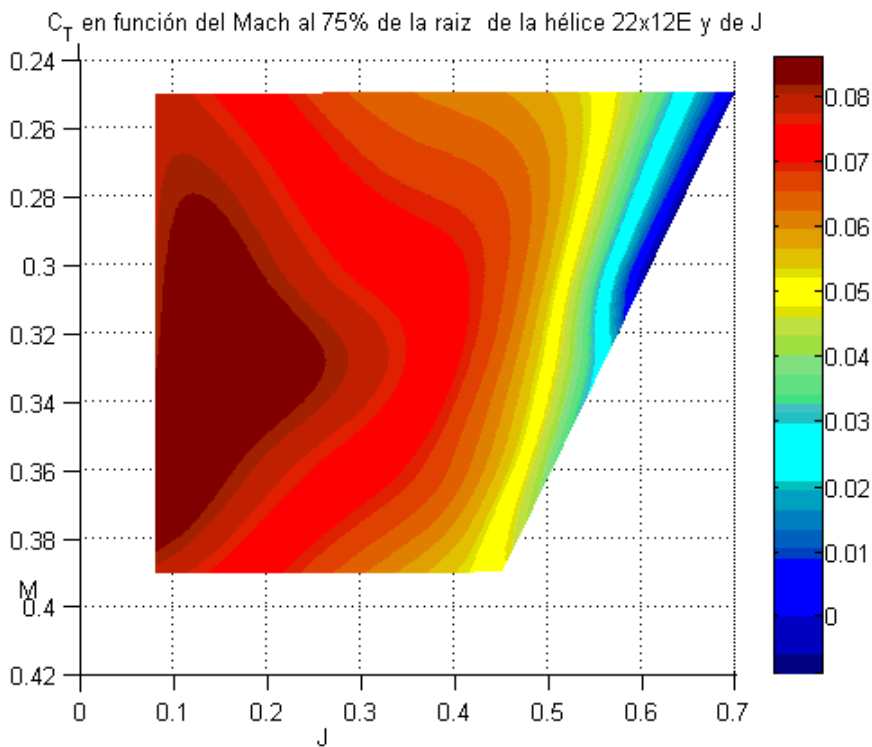


Ilustración 176 CT frente al parámetro de avance y el mach genérico. Hélice 22x12E (2-D)

En las gráficas de la Ilustración 177 a la Ilustración 188 se representan las superficies obtenidas de los coeficientes de potencia y los rendimientos propulsivos para cada hélice estudiada. Si se centra la atención en los C_p , de nuevo puede apreciarse como en las mismas zonas de J bajos y mach de valor medio dónde el C_T conseguía obtener los máximos, los coeficientes de potencia mecánica de las hélices 22x10 y 22x12E vuelven a alcanzarlo. De forma similar en estos tramos la hélice 22x12W adquiere un mínimo relativo en cuanto a coeficiente de potencia. Además, y esto ocurre para todas

las hélices, a medida que se aumenta J se va obteniendo una tendencia lineal con el mach para C_p constantes. En cuanto al rendimiento, se puede apreciar como esta vez los que son muy semejantes en cuanto a tendencia y pendientes son los proporcionados por las palas de paso 12 consiguiéndose en ellos el máximo para altos valores de mach y del entorno del $J = 0.5$. En cambio, la hélice 22x10 muestra unas pendientes más suaves y consigue el máximo también para valores cercanos a $J = 0.5$ pero para números de mach intermedios. Por último, puede verse como en todas las ilustraciones de superficies de rendimientos, las líneas de η_p constantes para valores bajos del parámetro de avance, no dependen de el número de mach visto por las palas.

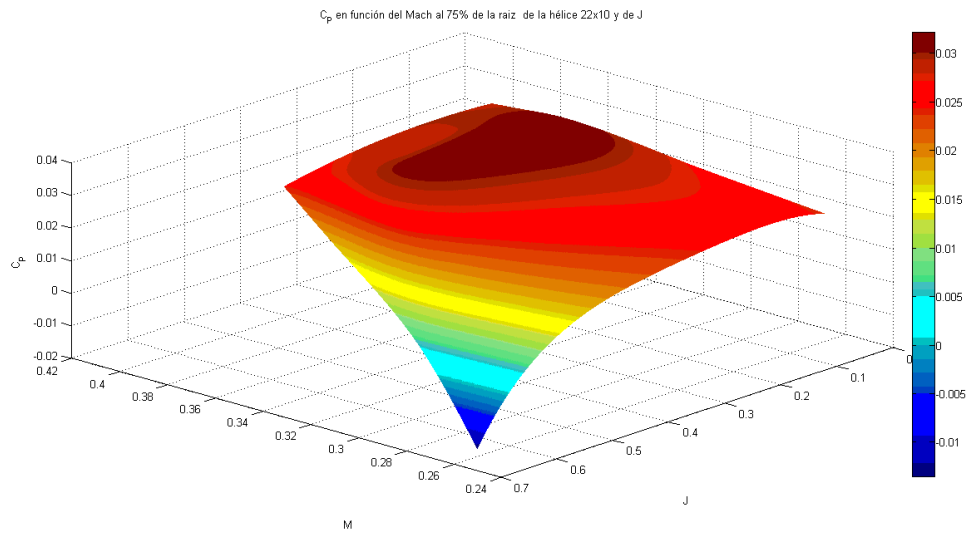


Ilustración 177 CP frente al parámetro de avance y el mach genérico. Hélice 22x10

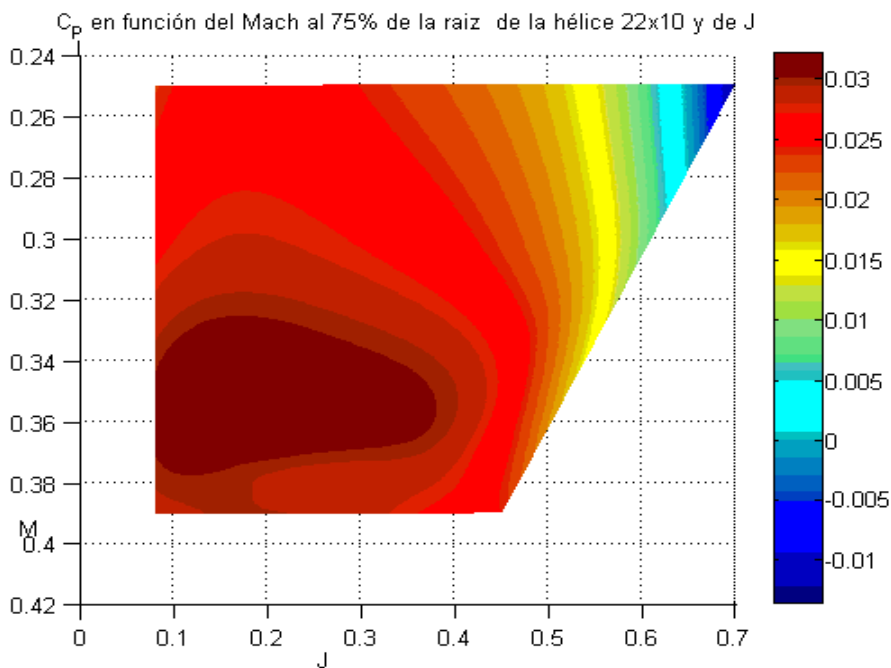


Ilustración 178 CP frente al parámetro de avance y el mach genérico. Hélice 22x10 (2-D)

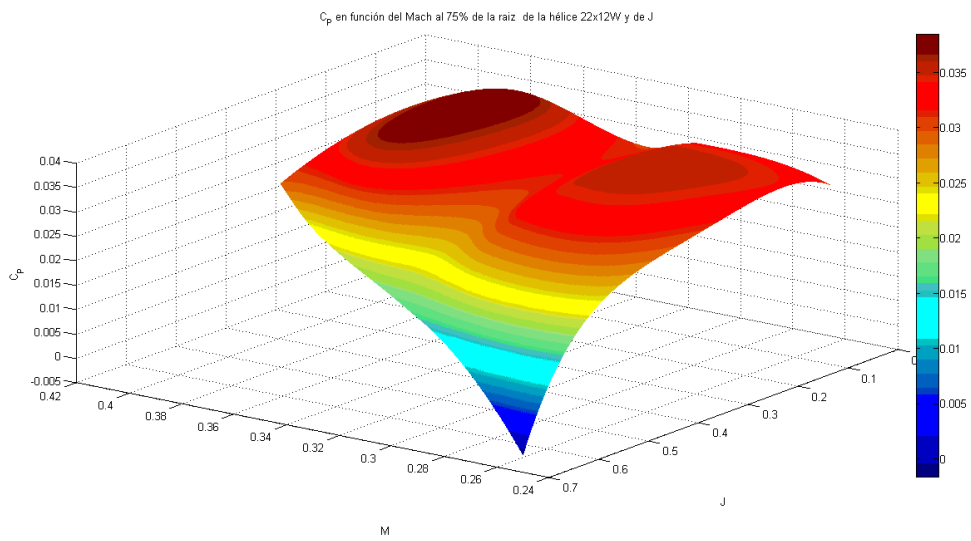


Ilustración 179 CP frente al parámetro de avance y el mach genérico. Hélice 22x12W

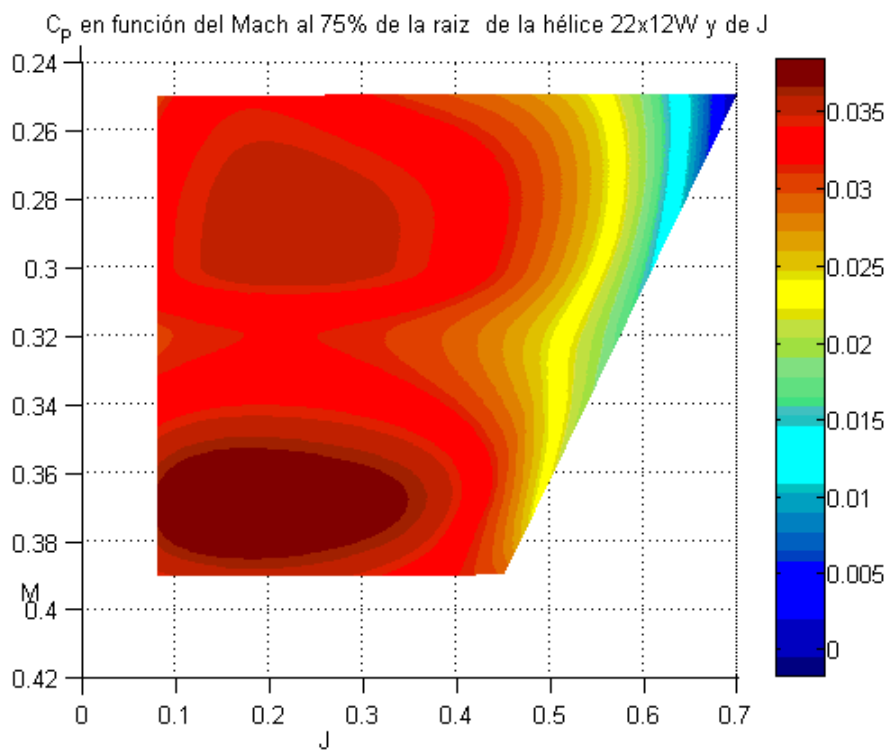


Ilustración 180 CP frente al parámetro de avance y el mach genérico. Hélice 22x12W (2-D)

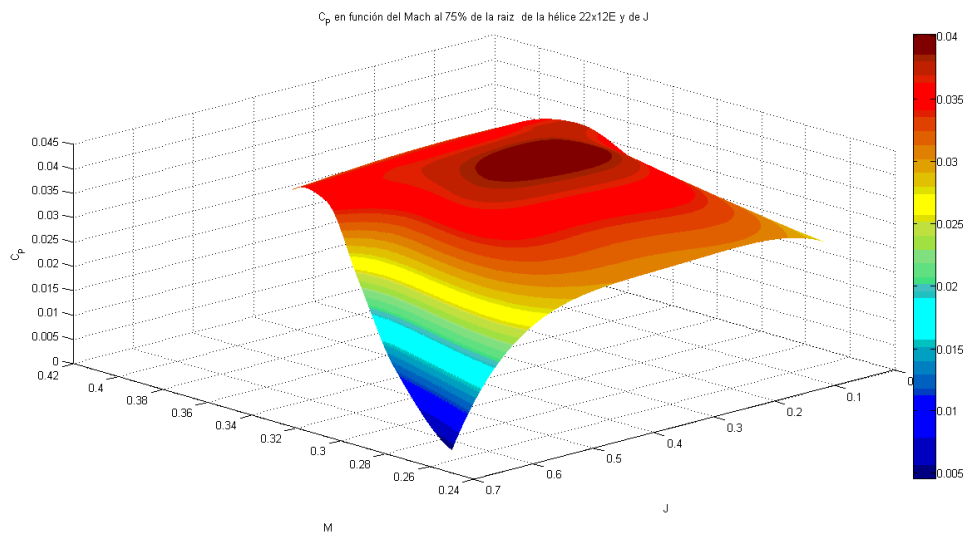


Ilustración 181 CP frente al parámetro de avance y el mach genérico. Hélice 22x12E

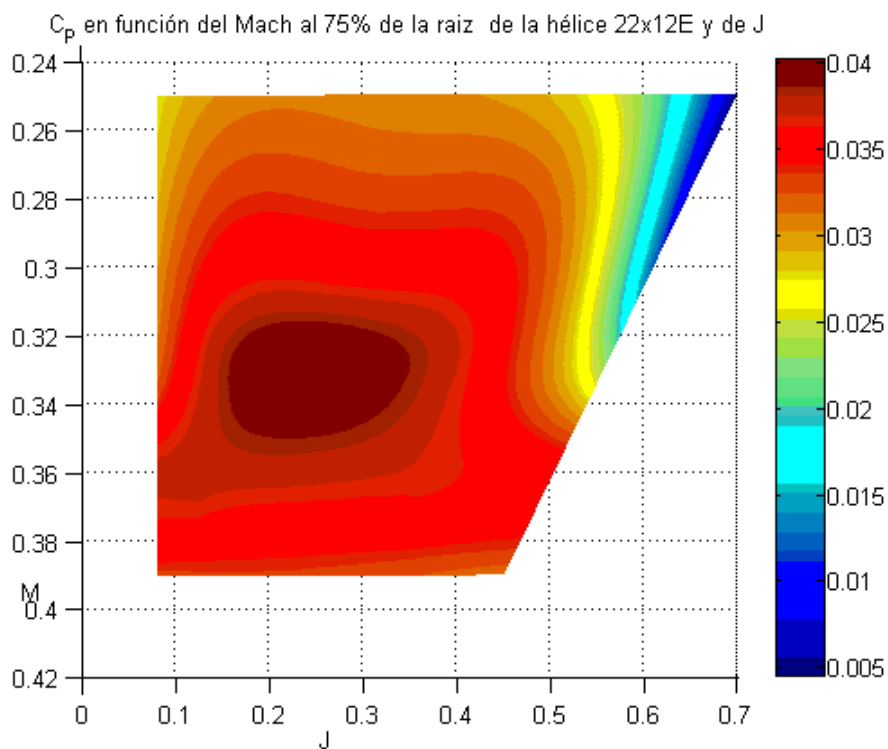


Ilustración 182 CP frente al parámetro de avance y el mach genérico. Hélice 22x12E (2-D)

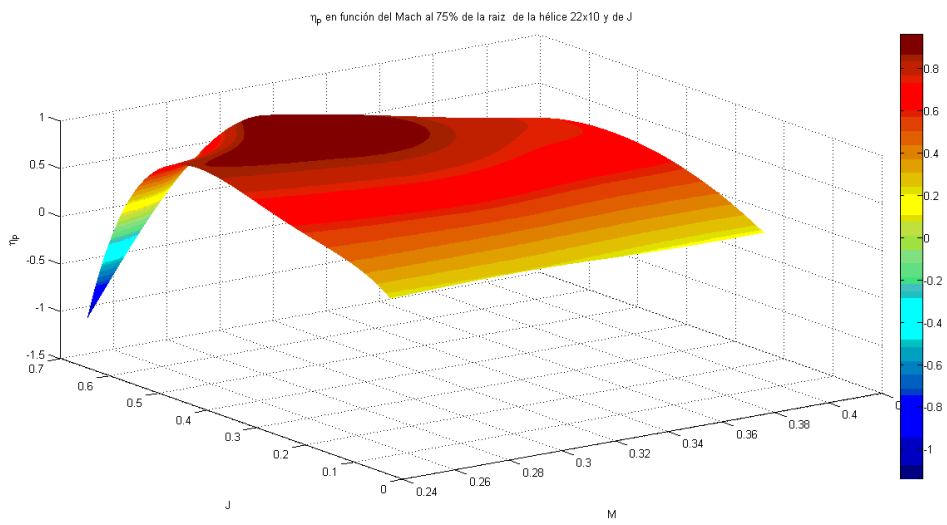


Ilustración 183 Rendimiento propulsivo frente al parámetro de avance y el mach genérico. Hélice 22x10

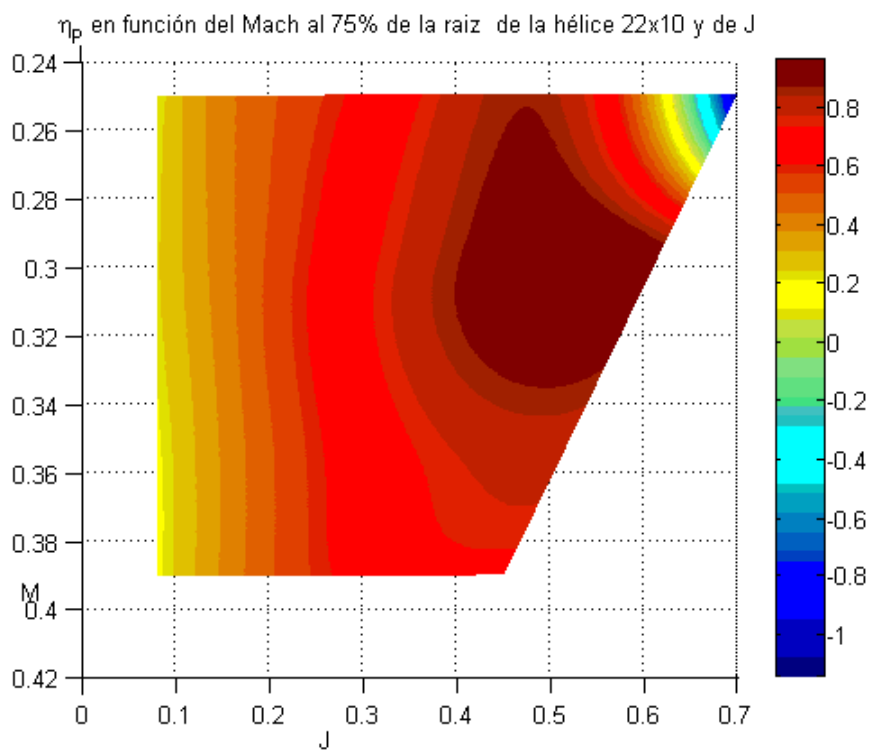


Ilustración 184 Rendimiento propulsivo frente al parámetro de avance y el mach genérico. Hélice 22x10 (2-D)

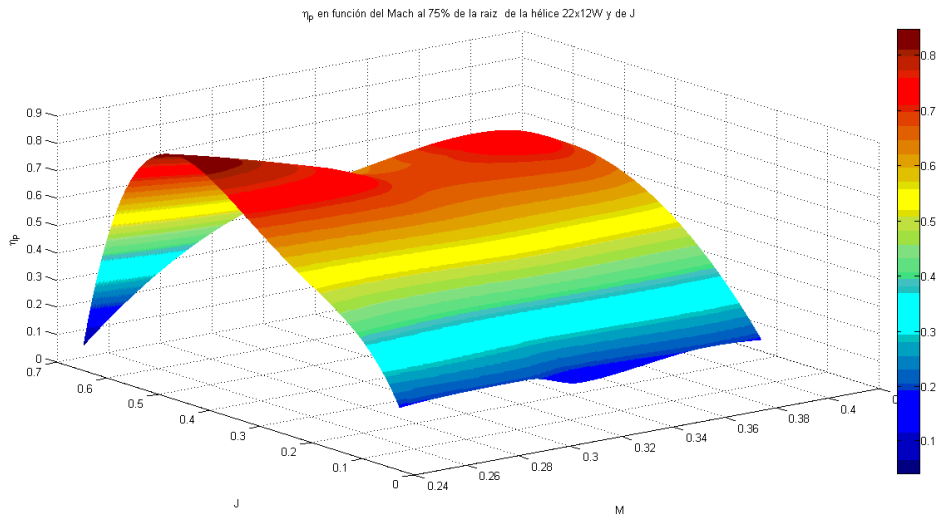


Ilustración 185 Rendimiento propulsivo frente al parámetro de avance y el mach genérico. Hélice 22x12W

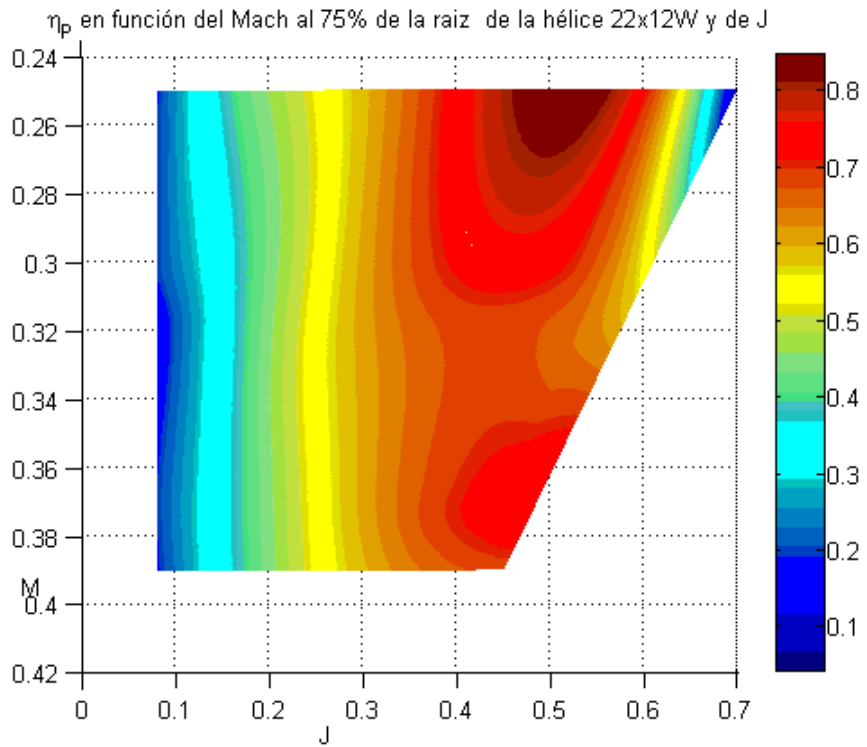


Ilustración 186 Rendimiento propulsivo frente al parámetro de avance y el mach genérico. Hélice 22x12W (2-D)

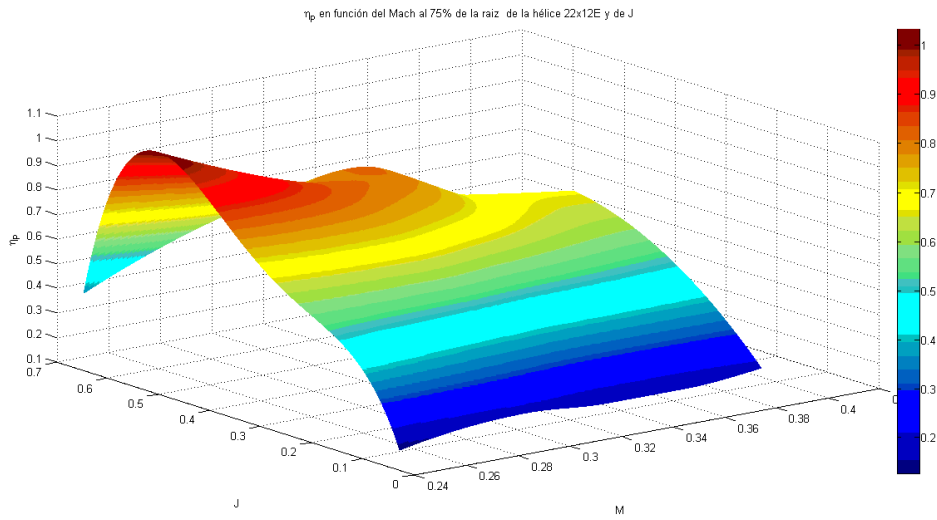


Ilustración 187 Rendimiento propulsivo frente al parámetro de avance y el mach genérico. Hélice 22x12E

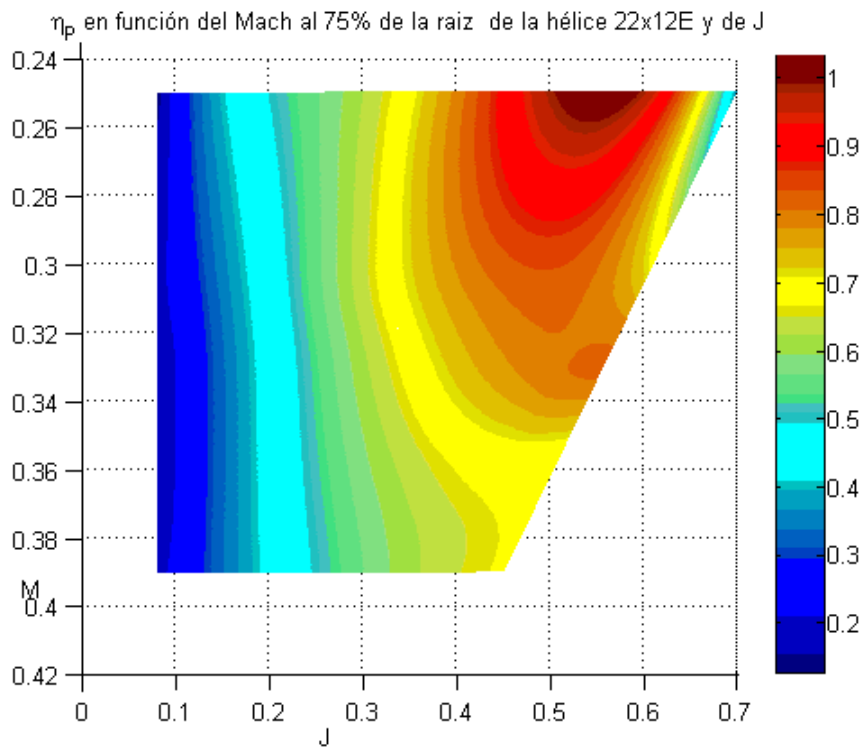


Ilustración 188 Rendimiento propulsivo frente al parámetro de avance y el mach genérico. Hélice 22x12E (2-D)

4.2.2. Barrido en r.p.m. para una variación en velocidades de túnel de viento con distintas hélices para el modo *Heli-Auto*

Para tener redundancia de resultados, también se realizaron experimentos en los que para dos velocidades distintas del túnel de viento (65 Km/h y 75 Km/h) se hace un barrido en revoluciones para tres tipos distintos de hélices. Los resultados obtenidos en cuanto a características propulsivas no aportan información adicional, y por representar las mismas curvas no se tienen en cuenta y no se volverán a exponer para este apartado.

La forma de presentar los datos, es en función de las variables analizadas, así se exponen gráficas de empuje y par en función de las revoluciones y seguidamente se hace lo mismo con las variables de consumo.

El hecho de que no se dibujen en este apartado las gráficas de revoluciones por minuto de cada hélice en función de la posición de palanca del servo para las dos velocidades de vuelo ensayadas se debe a que, como ya se comentó, en el modo *heli-auto* las revoluciones no dependerán de la velocidad de vuelo, por lo que la Ilustración 90 bastará para representarlas.

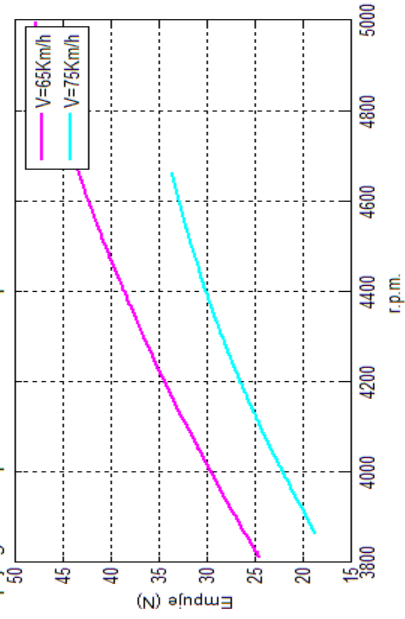
4.2.2.1. Variables dinámicas: Empuje y Par

Para exponer los resultados de las variables dinámicas se utilizarán tres gráficas en las que se compararán, para cada hélice, dos curvas funciones de la velocidad de vuelo de las variables dinámicas frente a las revoluciones por minuto.

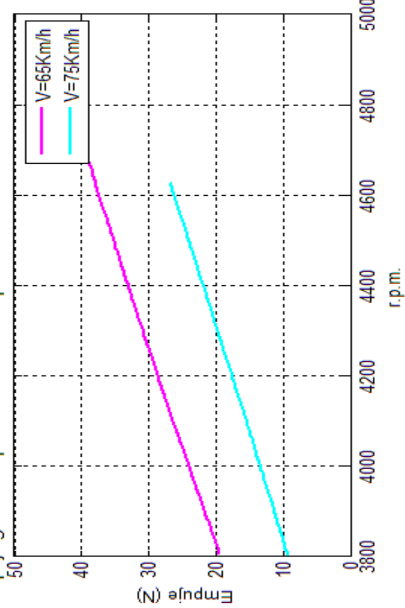
En la Ilustración 189 se puede ver como las curvas obtenidas de empuje frente a las revoluciones para dos velocidades distintas de viento son equivalentes en cuanto a forma, sin embargo un aumento de la velocidad supone una disminución del empuje que se va incrementando muy lentamente a medida que se aumentan las revoluciones de giro del eje del motor, cosa que ya se podía observar en las superficies en 3-D de tracción en función de velocidad del túnel y régimen de r.p.m.'s (véase las gráficas de la Ilustración 134 a la Ilustración 139). De la misma manera ocurre para el par (Ilustración 190).

Puede decirse, que tanto el empuje como el par mantienen casi la misma ley de pendientes respecto de las revoluciones por minuto de la hélice independientemente de la velocidad a la que vuela el sistema propulsivo.

Empuje generado por la hélice 22x12W para el modo Heli-Auto frente a las RPM



Empuje generado por la hélice 22x10 para el modo Heli-Auto frente a las RPM



Empuje generado por la hélice 22x12E para el modo Heli-Auto frente a las RPM

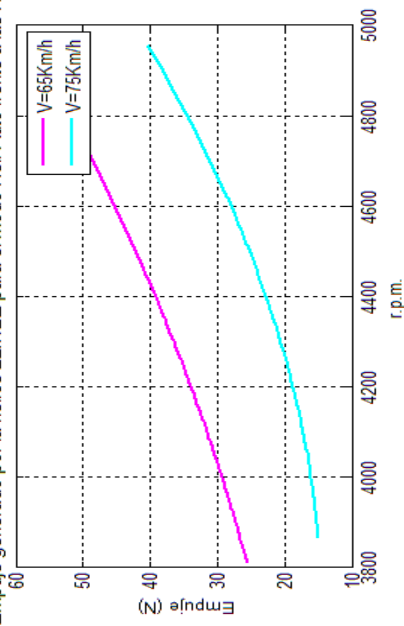


Ilustración 189 Empuje frente a las r.p.m.'s a dos velocidades de vuelo. Todas las Hélices

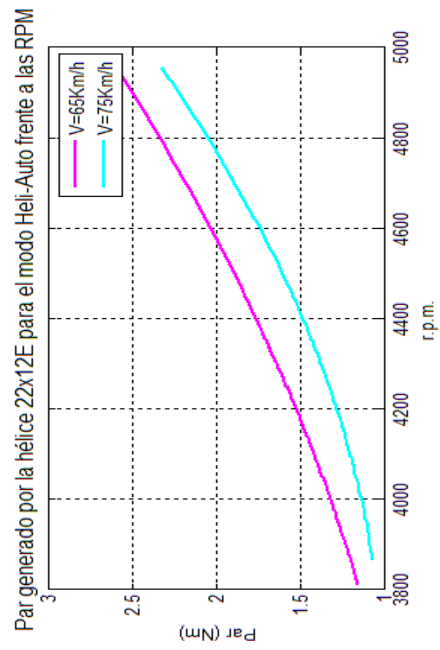
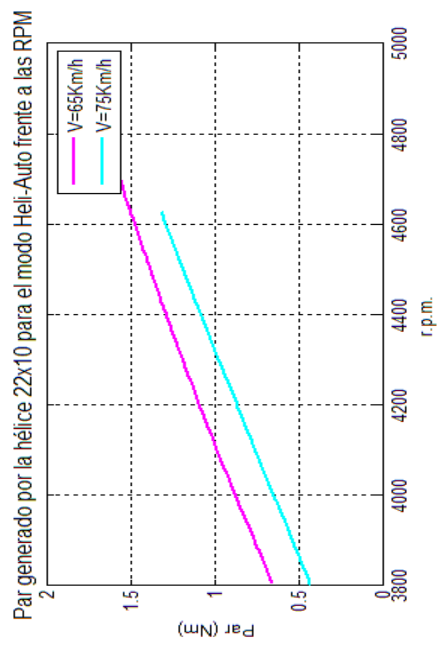
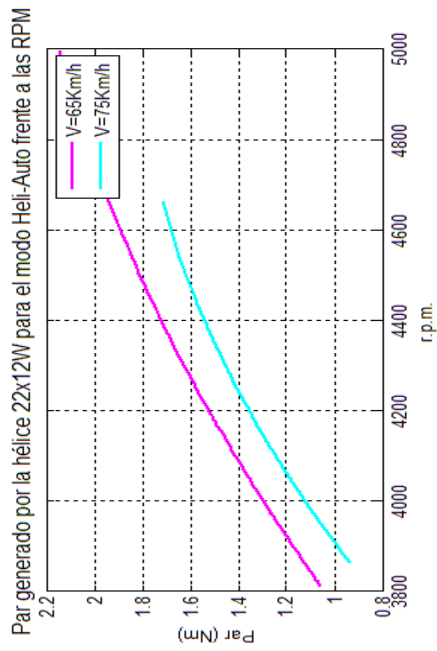


Ilustración 190 Par frente a las r.p.m.'s a dos velocidades de vuelo. Todas las Hélices

4.2.2.2. Variables de consumo: Potencia disponible y mecánica

Como ya se vio las variables de intensidad y voltaje realmente, no proporcionan gran información por lo que directamente se pasa a evaluar las gráficas de potencias obtenidas.

En la Ilustración 191 puede apreciarse como los datos obtenidos de potencias eléctricas siguen fluctuando en un entorno del kilovatio. El hecho de que no se representen intensidades y tensiones es debido a que las tendencias serán las mismas que en los barridos de velocidades de giro de las palas realizados en estático, por lo que apenas proporcionarían información. Puede verse como también para la potencia eléctrica consumida, la relación existente con las revoluciones en cuanto a tendencia es la misma que la que se obtenía en los barridos para los experimentos en bancada, al igual que la magnitud de amplitud de la distorsión de datos existente. Comparando los resultados obtenidos para estas variaciones de las revoluciones con los ensayos realizados de barrido de la velocidad transversal a la hélice, puede decirse sin llegar a confundirse que el variador responde mejor a la señal enviada de forma interna mediante un ancho de pulso para la variación de las r.p.m.'s que para la variación de energía externa debido a velocidades del túnel cambiantes.

Como es lógico, puede decirse que las potencias tanto consumida como ofrecida al eje responden ampliándose en magnitud para distintas velocidades de vuelo si se quieren mantener constantes las revoluciones por minuto de las palas. Al igual que ocurría con el empuje y el par, puede observarse como, en general, también las variables de potencia sistema varían aumentando la distancia entre dos curvas a distintas velocidades de vuelo según se aumenta el régimen de giro del motor.

Los coeficientes propulsivos adimensionales no se representarán en este apartado por obtenerse un intervalo de parámetro de avance muy pequeño y por definición de las variables coincidir con las curvas ya obtenidas en el apartado 4.2.1.4.

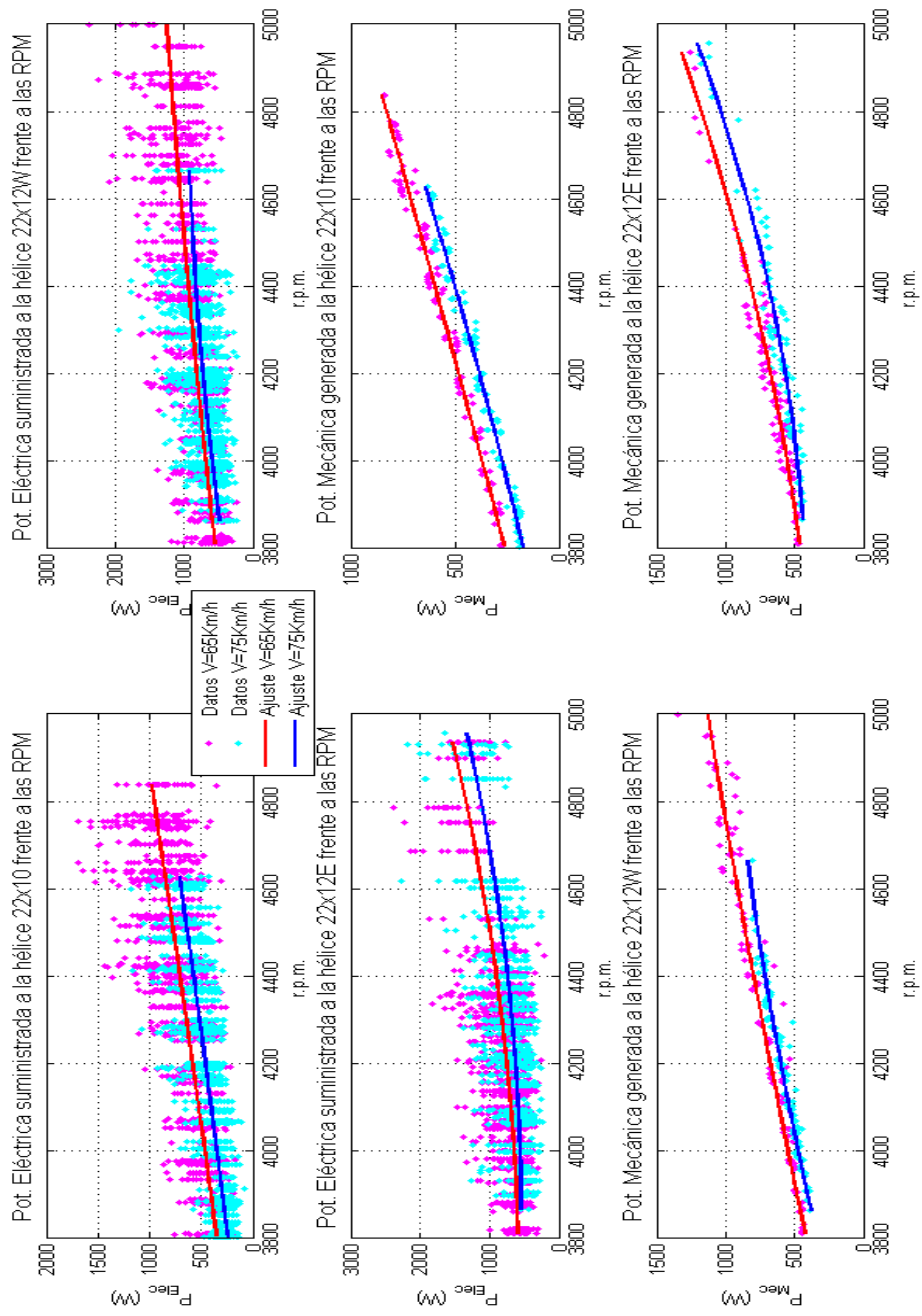


Ilustración 191 Datos y ajustes de potencias frente a las r.p.m.'s a dos velocidades de vuelo. Todas las Hélices

4.3. Análisis de los ensayos de actuaciones

Para saber con más detalle la forma de actuar del sistema propulsivo y conocer sus capacidades en cuanto a los requerimientos que necesita el Céfiro 2, se hace un ensayo en el que se simula el despegue, ascenso y segmento de crucero de la aeronave. La forma de actuar viene indicada en el apartado del diseño del experimento dedicado esto. La hélice utilizada es la 22x10 por ser la que mejores características en cuanto a autonomía presenta, en cuanto a rendimientos propulsivos es la segunda mejor, sin embargo la que mayor proporciona (22x12E) tiene el problema de que entra en pérdida gran parte de la pala a un régimen de revoluciones intermedio y la que más empuje ofrece tiene una baja autonomía y eficiencia propulsiva (22x12W).

A continuación (en la Ilustración 192) se representa en función del tiempo la posición de palanca utilizada y las revoluciones por minuto generadas en función del tiempo que duró el ensayo. La forma de representar de nuevo vuelve a ser mediante medias móviles simples de periodo 5 segundos, por lo que la comparación de los ajustes a los puntos es muy buena.

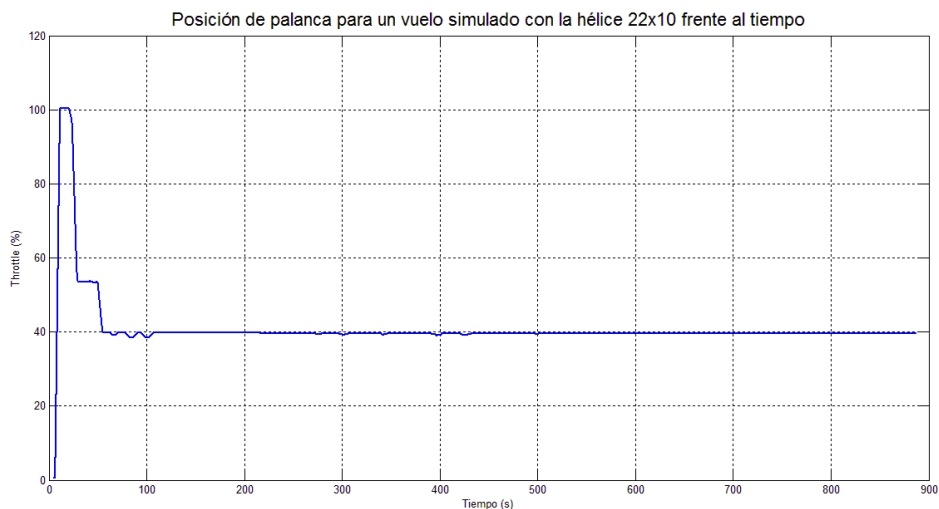


Ilustración 192 Porcentaje de throttle frente al tiempo para el experimento de actuaciones del Céfiro

Se puede apreciar como se mantiene una posición de palanca para los tres segmentos de vuelo indicados. El 100% de *throttle* se utiliza para el despegue, debido a que se busca que el Céfiro 2 pueda despegar en pistas de una longitud no muy grande. Para la subida el porcentaje de la palanca se redujo al 54% y en el crucero al 40%, pues los requisitos en cuanto a potencia y empuje disminuyen enormemente.

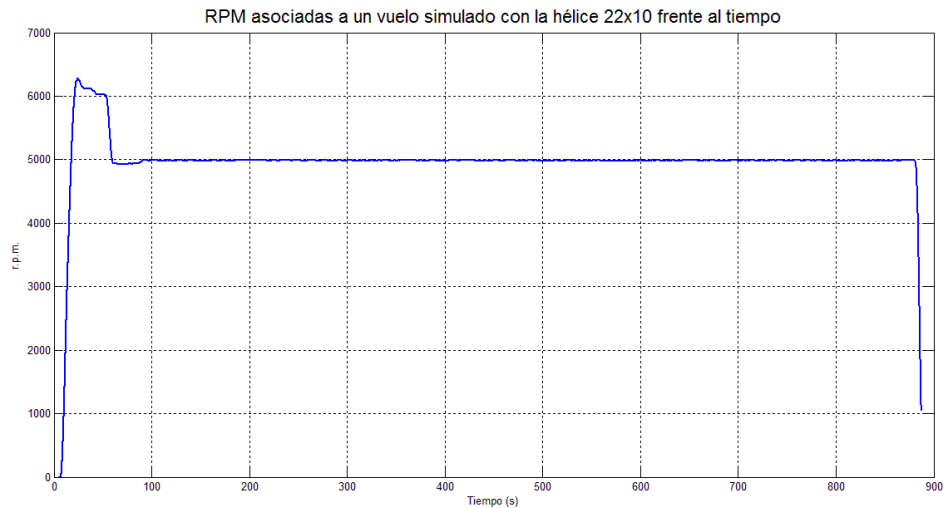


Ilustración 193 r.p.m.'s frente al tiempo para el experimento de actuaciones del Céfiro

Durante los 15 primeros segundos que dura el despegue el tiempo se utiliza para acelerar lo máximo posible en cuanto a velocidad de giro la hélice y mantenerla, después hasta el despegue. Se obtiene el máximo al cabo de un entorno de unos 10 segundos, sin embargo la representación en media móvil simple de la figura no permite verlo y por ello en la Ilustración 194 se representan los valores de revoluciones durante el instante que dura el despegue. Posteriormente aparece una disminución suave de las revoluciones hasta mantenerlas en el valor requerido para el ascenso y transcurridos unos 30 segundos desde el despegue vuelven a bajar suavemente hasta la magnitud que corresponde al régimen de vuelo en crucero.

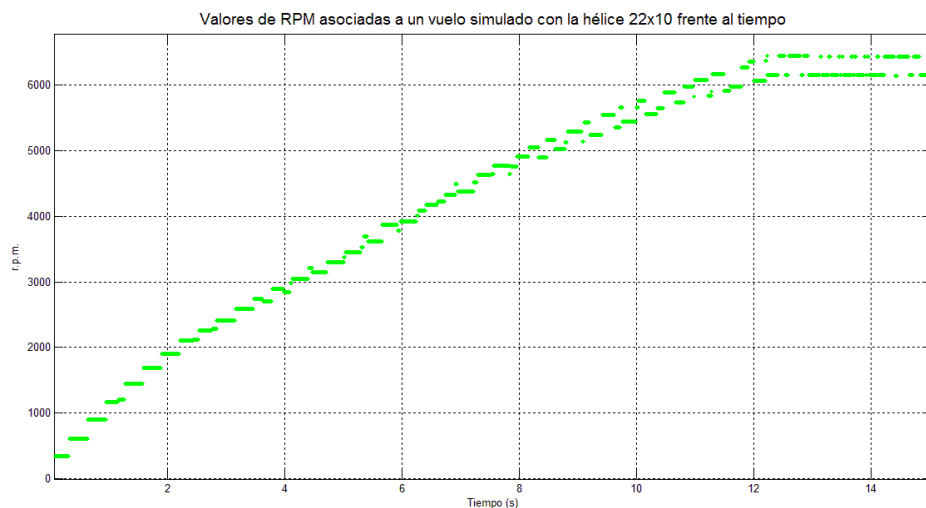


Ilustración 194 Valores de r.p.m.'s frente al tiempo en el despegue para el experimento de actuaciones del Céfiro

El empuje obtenido (véase Ilustración 195) frente al tiempo es algo distinto al que se había calculado en el apartado de diseño de experimentos sobre las actuaciones del avión. Recordando, se buscaba obtener una tracción de valor 52 newtons para el

segmento de subida y de 20 para el crucero, sin embargo en ambos se ha conseguido un empuje de 18 newtons superior, el cual es debido a la resistencia aerodinámica que presentaba en el momento del ensayo la estructura de la bancada de pruebas dinámicas a 70 Km/h y que no fue considerada durante el experimento. Éste es el factor de seguridad utilizado para los dos segmentos, de un valor cercano a 2 en el vuelo horizontal. En cuanto al par de la figura de la Ilustración 196 presenta unos valores lógicos para el vuelo.

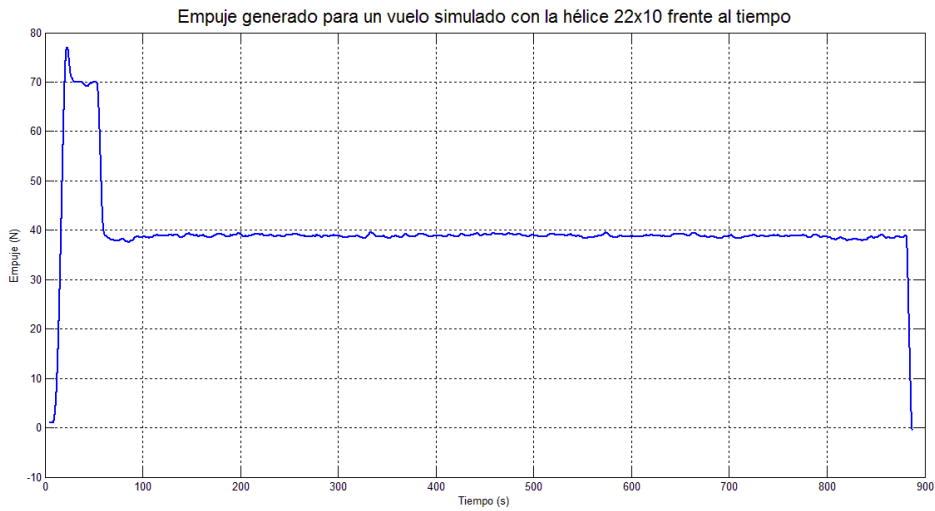


Ilustración 195 Empuje frente al tiempo para el experimento de actuaciones del Céfiro

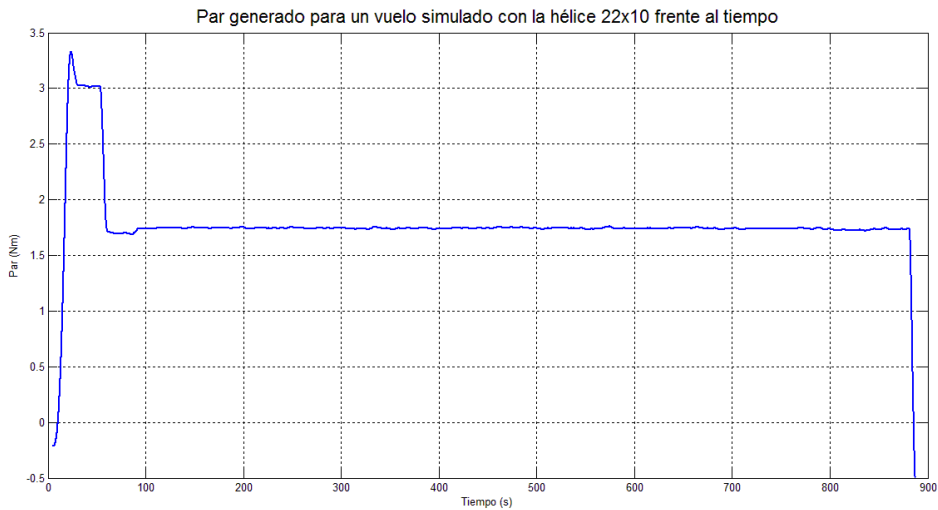


Ilustración 196 Par frente al tiempo para el experimento de actuaciones del Céfiro

En cuanto a las variables eléctricas simples de corriente y tensión obtenidas, se puede ver en la Ilustración 197 como de nuevo existe una fluctuación muy grande de valores, sin embargo se puede sacar en claro como la tendencia obtenida para el modo *heli-auto* a otras velocidades de vuelo distintas de cero también es la misma. Con el tiempo el balotaje va disminuyendo, cosa que se compensa con un aumento de la intensidad.

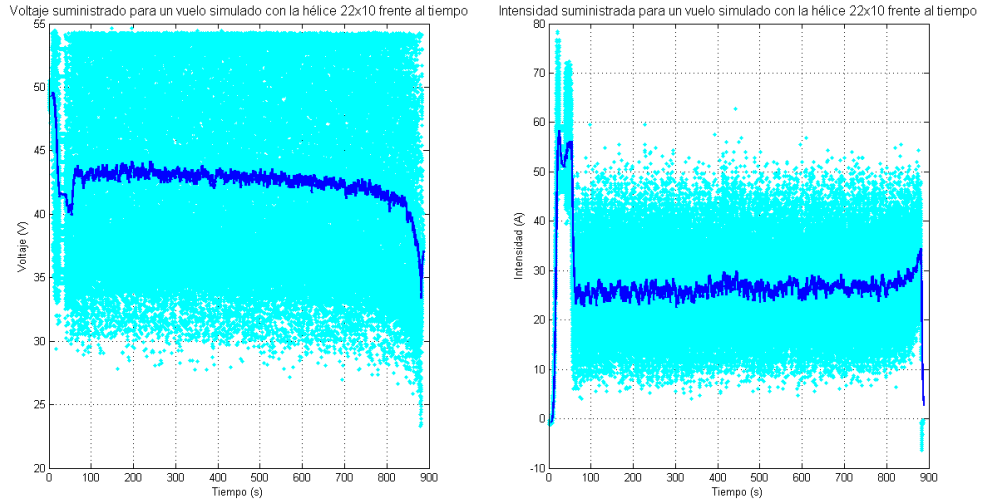


Ilustración 197 Valores reales y ajustes de voltaje e intensidad frente al tiempo para el experimento de actuaciones del Céfiro

El producto de la corriente por la tensión y el par por la velocidad de giro de la hélice proporciona las potencias consumidas y generadas en el eje. En las gráficas de la Ilustración 198 se presentan las gráficas de ajustes para ambas potencias, dibujándose también los puntos obtenidos en el experimento para la eléctrica. De nuevo, la variación en vatios del consumo sigue teniendo un orden de magnitud del kilovatio, por lo que se puede decir ya, sin lugar a dudas, que el variador hace fluctuar enormemente las variables de entrada eléctricas cuando el motor se encuentra enfrenteado a un flujo de aire exterior de velocidad no despreciable (por lo que se recomienda investigar en el filtrado de señales). Por otro lado, la potencia mecánica responde muy bien al ajuste, ya que las variables de las que depende antes lo hacían correctamente.

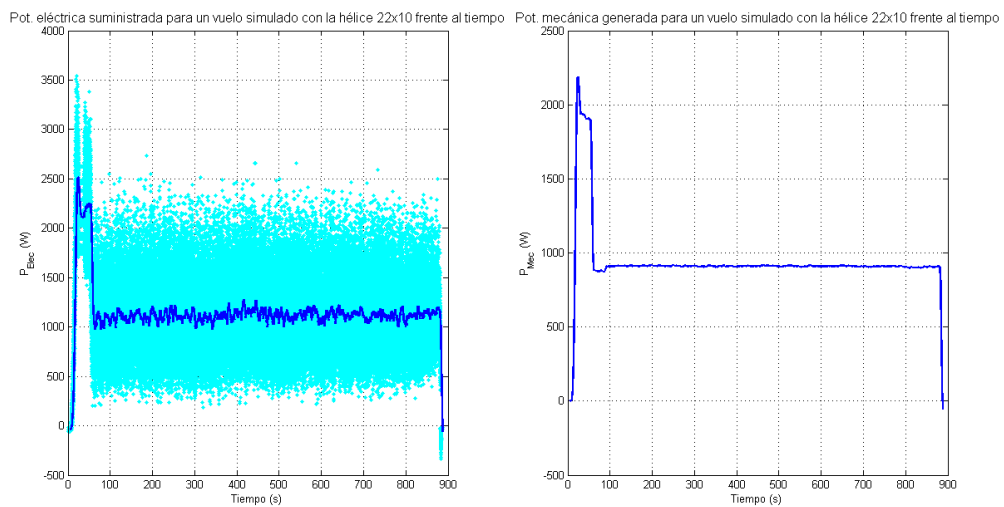


Ilustración 198 Valores reales y ajustes de potencias frente al tiempo para el experimento de actuaciones del Céfiro

A fin de obtener un valor del rendimiento en crucero, que realmente no se debería tener muy en cuenta, se hace el cociente de potencias por curvas ajustadas. Así se consigue la Ilustración 199.

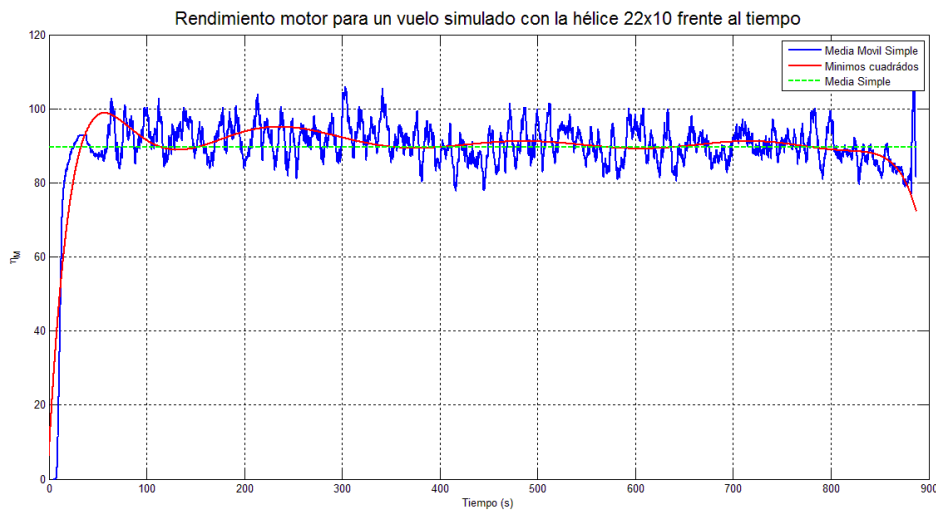


Ilustración 199 Ajuste del rendimiento motor frente al tiempo para el experimento de actuaciones del Céforo

Puede verse como esta hipotética eficiencia del motor es más o menos constante con el tiempo, produciendo un valor medio de 88% para el crucero, lo cual es una cifra bastante buena. Sin embargo se sabe por las características técnicas del fabricante que la máxima obtenida es del 84%, por lo que se cogerá ésta como la aproximación más válida hasta el momento. Si se tiene en cuenta que para 70 Km/h a un régimen de revoluciones de 5000 por minuto el rendimiento propulsivo es del 74%, se puede calcular una estimación de la eficiencia global del sistema moto-propulsivo.

$$\eta_G = \eta_M \eta_P = \frac{P_{\text{útil}}}{P_{E.\text{Disponible}}} = 0.62$$

Por lo que, valor arriba o valor abajo, la eficiencia global obtenida del sistema será del entorno al 62%. A continuación, y ya que aún no se ha hablado del tiempo de operación conseguido, se puede decir que la autonomía que han tenido las seis baterías para el experimento es de unos 14 minutos y medio. Se puede sacar más información del tiempo de duración de las baterías para las actuaciones representadas si se supone que la estimación realizada de que la potencia eléctrica viene bien representada por su ajuste de valor medio es buena. Tomando por válida el área bajo la curva de potencia consumida en función del tiempo para despegue y ascenso como la energía consumida en estos segmentos de la Ilustración 200 se obtiene un valor de 93kJ de energía eléctrica gastada.

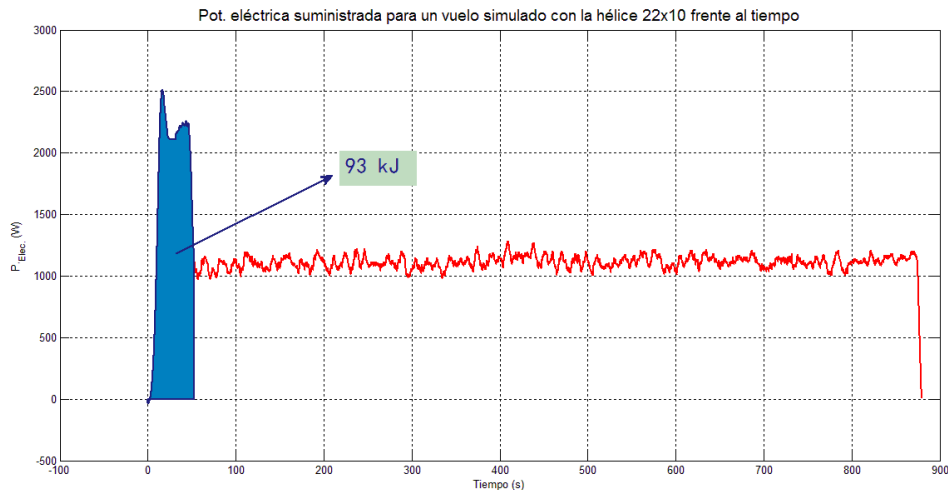


Ilustración 200 Energía consumida en despegue y ascenso

Así, gracias a las curvas de autonomías en función de la energía consumida en función del tiempo, puede decirse que en estos segmentos de vuelo solo se consume un 10% de la capacidad de las baterías. Si se considera por una buena estimación todo lo anterior, también se puede calcular para los 70 Km/h aproximadamente, con la ayuda de la Ilustración 191 y la Ilustración 189 del apartado anterior, la potencia consumida en función del empuje. Así si se toma el empuje de 20 newtons calculado para crucero sin factor de seguridad, por ser el que más afecta a la autonomía, la potencia consumida se encontrará entorno a unos 500 vatios. Por tanto, se pueden utilizar las curvas de potencia consumida en función del tiempo de operación representadas en la página 139 para concluir con que, teniendo en cuenta que se ha gastado un 10% de la energía eléctrica la autonomía en crucero crítica será de 30 minutos para 3 packs de baterías en paralelo.

Por último, se puede obtener con las gráficas del 4.2.1.4 el rendimiento propulsivo que proporciona la hélice para el segmento de crucero estudiado. Para la configuración del Céfiro en la situación de crucero (combinación hélice de 22 pulgadas y paso 10, velocidad de vuelo 70 Km/h y empuje de 38 newtons necesario para esa velocidad) se obtienen un régimen necesario de revoluciones por minuto de entre 4800 y 5000 (véase la Ilustración 137). Adimensionalizando todos los datos, se consigue un valor del mach genérico, definido en apartados anteriores, de valor 0.31 y un parámetro de avance de valor 0.14, por lo que, por consiguiente, mediante la utilización de la gráfica de la Ilustración 184 se deduce que la hélice no es la adecuada por que corresponde a una eficiencia de 0.4.

Teniendo en cuenta que para el Mach el componente de la velocidad que aporta más son las revoluciones por minuto de la hélice, y que el J se puede relacionar con la velocidad se pueden sacar conclusiones con respecto a cual sería la condición de vuelo óptima pensando en aumentar el parámetro de avance (mayor velocidad de vuelo y

seguramente mayor diámetro de la hélice ya que permitirá generar el mismo empuje con unas r.p.m. menores). Está es una conclusión muy importante ya que está diciendo que la hélice elegida es mas pequeña de lo que debería ser para obtener el óptimo rendimiento propulsivo. Sin embargo, el problema aquí es que el radio de las palas, está limitado por imposiciones físicas (distancia entre los tailboms). Esto se puede resolver eligiendo una hélice de 3 o 4 palas que permita tener una hélice efectiva más grande.

4.4. Conclusiones sobre los experimentos en túnel de viento

Según se han visto en los análisis de los experimentos dinámicos, se ha optado por el modo *heli-auto* para controlar el variador, pues es el único capaz de mantener el régimen de revoluciones constantes con la velocidad de vuelo. Por otro lado, se ha podido observar como el variador se ve muy afectado en cuanto a consumo eléctrico por la velocidad del túnel de viento, ya que las magnitudes de las fluctuaciones en corriente, tensión y potencia eléctrica se han visto incrementadas respecto a los ensayos en bancada estática.

Por otro lado, ha podido observarse como el empuje decrece casi linealmente hasta la velocidad de autorrotación, característica única del tipo de hélice e independiente del régimen de revoluciones, a partir de la cual disminuye de forma cuadrática. Además se ha considerado la hélice 22x10 la mejor opción, pues a pesar de ser la segunda que más empuje proporciona tiene un rendimiento propulsivo mucho mejor que el resto en cuanto a tendencia y para valores bajos e intermedios del parámetro de avance, mientras que la única hélice que consigue superarlo a J 's grandes es la hélice 22x12E, la cual se consideró que entraba en pérdida y por tanto no se utilizaría. A todo esto se le suma el hecho de ser la hélice que para el sistema motor estudiado, más tiempo de operación proporciona.

Por último, el estudio de la simulación de las actuaciones del Céfiro 2 ha podido proporcionar valores de tiempos y empujes que ayudarán a conocer previamente el comportamiento del propulsor una vez instalado en la aeronave.

5. Modelos de la planta propulsora

Junto con el informe se entrega un archivo programado que contiene toda la información en cuanto a curvas de caracterización analizadas en los apartados 3 y 4. El programa contiene las curvas de variables cinemáticas, dinámicas, de consumo y propulsivas estudiadas durante todo el informe parametrizadas y ligadas entre sí, de

forma que insertándole parámetros referidos a las condiciones de vuelo se obtengan las variables deseadas.

Para explicar la funcionalidad del programa, éste trabaja como una caja negra que es capaz de ofrecer todos los datos disponibles a partir de otros. En la Ilustración 201 se presenta un esquema de como funciona el programa. Como puede verse el programa te pide tres datos de vuelo o de ensayos, estos son; el tipo de hélice, las revoluciones por minuto a las que ésta gira, y la velocidad de vuelo, dando a suponer si es cero que el ensayo es estático.

Si el programa reconoce el ensayo como estático, a través de la interpolación de las curvas que se obtienen experimentalmente, el programa es capaz de volcar sobre la ventana de comandos del mismo los resultados de empuje y par generado, potencia eléctrica necesaria, potencia mecánica en el eje del motor y rendimiento motor. Por otro lado, si el programa reconoce que la toma de datos está referida a un vuelo, éste puede generar tanto las variables propulsivas adimensionales asociadas a la hélice como las variables físicas de vuelo. Así, a través de un análisis del número de mach que ve la sección de la pala que se encuentra al 75% de la raíz, es capaz de obtener el coeficiente de tracción, el de par, el de potencia y el rendimiento propulsivo. Sin embargo, si el análisis es físico, el programa puede aportar información sobre el empuje y par necesario, las potencias tanto mecánica como eléctrica como útil y de estas, los rendimientos motor, propulsivo y global. Por otro lado, se enumeran las funciones que se pueden obtener también con el modelado:

1. $T(V_{\infty}, r. p. m.)$
2. $Q(V_{\infty}, r. p. m.)$
3. $P_{eléctrica}(V_{\infty}, r. p. m.)$
4. $P_{mecánica}(V_{\infty}, r. p. m.)$
5. $P_{útil}(V_{\infty}, r. p. m.)$
6. $\eta_M(V_{\infty}, r. p. m.)$
7. $\eta_P(V_{\infty}, r. p. m.)$
8. $\eta_G(V_{\infty}, r. p. m.)$
9. $C_T(V_{\infty}, r. p. m.), C_T(M_{\infty}, J)$
10. $C_Q(V_{\infty}, r. p. m.), C_Q(M_{\infty}, J)$
11. $C_P(V_{\infty}, r. p. m.), C_P(M_{\infty}, J)$
12. $\eta_P(V_{\infty}, r. p. m.), \eta_P(M_{\infty}, J)$

En un primer momento, se intentó obtener también valores de autonomías poniendo como entrada el número de packs de baterías, sin embargo debido a que los valores de potencia eléctrica obtenidos no son muy fiables debido a la fluctuación que generan se ha evitado incluir los tiempos de operación en el análisis del programa.

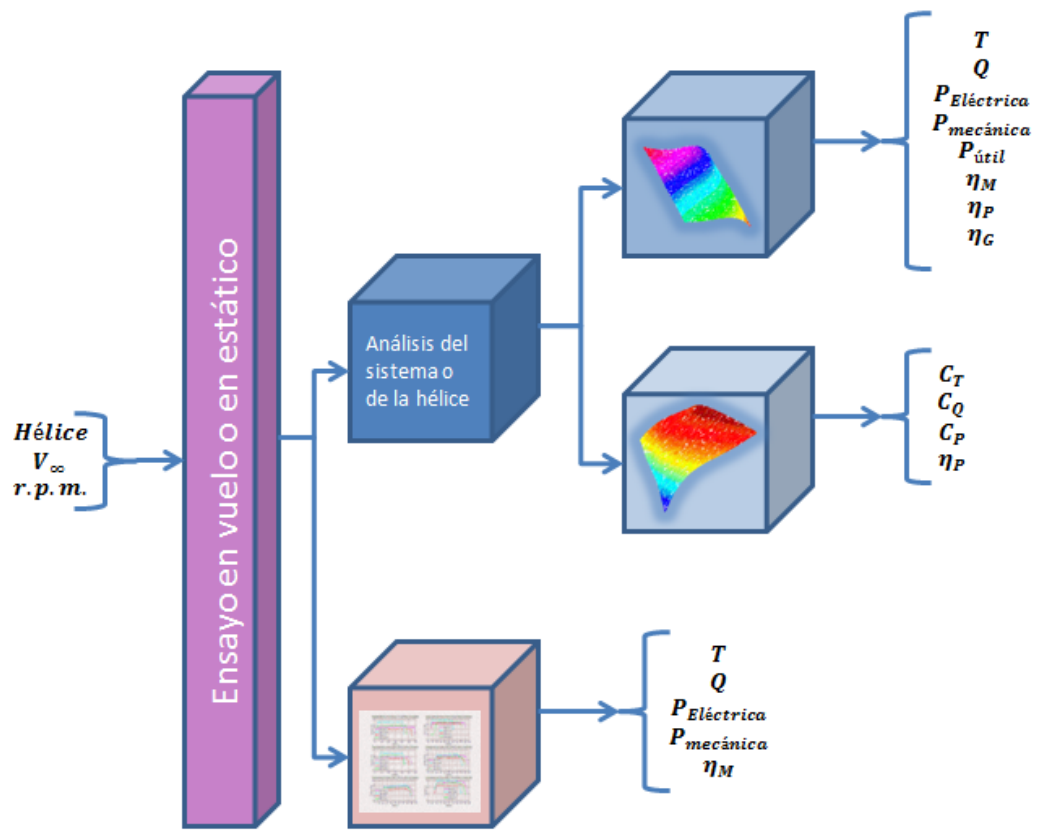


Ilustración 201 Esquema del programa de modelado de caracterización de curvas

6. Conclusiones

El objetivo principal de este proyecto es la obtención de curvas experimentales de actuaciones de la planta propulsora del avión no tripulado Céfiro 2. La realización de los experimentos ha permitido determinar de una forma razonable y bastante aproximada el comportamiento del motor en situaciones de vuelo reales, pues el objetivo final es proporcionar las herramientas necesarias para el estudio de las actuaciones del UAV. A la vista de los resultados obtenidos, se considera que se han alcanzado importantes avances en la dirección esperada, aunque existe un gran margen de mejora, tanto en la caracterización de los ensayos como en la obtención de medidas. A continuación se exponen las principales conclusiones que se pueden extraer del proyecto, así como las posibles mejoras que pueden realizarse para futuros trabajos sobre la materia.

6.1. Conclusiones de los ensayos en bancada estática

En los experimentos estáticos se han obtenido resultados que han permitido caracterizar de forma general el sistema moto-propulsivo. Además, se han conseguido las primeras estimaciones de empuje, par, variables eléctricas de consumo, potencias, rendimientos del motor y autonomía. Gracias a todo esto, se ha realizado un primer análisis sobre como funciona el variador y el motor y así como de las características de las distintas hélices ensayadas.

Se han elegido dos modos principales de operación del variador, estos son; el *aircraft* y el *heli-auto*. La diferencia principal sobre su funcionamiento es la manera de tratar las revoluciones generadas en el eje, mientras el *heli-auto* mantiene constante e invariable el régimen de revoluciones en el *aircraft* éste cae lentamente. Se relaciona por tanto la constancia de la velocidad de giro del motor con la tendencia de la potencia eléctrica suministrada.

Por otro lado se ha sacado la conclusión de que las revoluciones generadas por el motor para el eje sin carga, es decir sin hélice, viene determinada por un ancho de pulso ofrecido por la posición de palanca constante. Sin embargo, existe una variación de las revoluciones generadas para un δ_T constante en función de la hélice utilizada. Esta variación es debida a la resistencia que produce el eje del motor al giro, que viene muy relacionada con el par mecánico. De esta manera, al crecer el régimen de revoluciones el par es mayor y por tanto la diferencia entre las velocidades de giro de distintas hélices al incrementar la posición de palanca aumenta. Además, el par generado por las distintas hélices se va asemejando según aumenta su valor y por ser una magnitud que la potencia eléctrica debe contrarrestar, la tendencia de ésta, a medida que se aumenta la posición del *throttle*, es la misma que para el *torque*.

En cuanto a los rendimientos obtenidos para el motor, se ha podido observar como estos crecen con el régimen de revoluciones hasta alcanzar un valor máximo entorno al 80%. Es remarcable también que este rendimiento no depende del tipo de hélice utilizada, por lo que la teoría del párrafo anterior aún toma más relevancia.

Seguidamente, el análisis de experimentos de autonomías ha permitido obtener curvas que permiten extrapolar valores de tiempos de operación para los distintos regímenes ya características de vuelo.

Por último, se han analizado las cualidades de cada una de las cuatro hélices ensayadas, llegándose a la conclusión de que la mejor de ellas por cumplir una solución de compromiso es la hélice 22x10. Ésta es la que más autonomía proporciona y la que se encuentra en segunda posición en cuanto a rendimientos propulsivos y empuje generado. La hélice 21x14 queda descartada, pues tiene una leve entrada en pérdida para altas revoluciones por su gran paso, además a pesar de ser la pala que puede hacerle frente en cuanto a autonomía a la 22x10, es la que menos masa de aire mueve y por tanto genera un empuje muy escaso en comparación con todas las demás. La hélice 22x12E, es la que mejor rendimiento propulsivo proporciona, sin embargo entra gran parte de sus secciones en pérdida para un régimen de giro intermedio, por lo que a partir de ese instante empieza a generar poco empuje a costa de un porcentaje de la potencia mecánica generada y la W obtiene los mayores empujes pero su rendimiento propulsivo y su autonomía tienen unos valores un tanto peores que el resto de las palas de 22 pulgadas de diámetro. Llegados a este punto, se optó por seguir ensayando todas las hélices menos la 21x14.

6.2. Conclusiones de los ensayos en túnel de viento

Los experimentos dinámicos en túnel de viento han permitido caracterizar más completamente el sistema moto-propulsivo. Además, se han conseguido las variables de empuje, par, valores eléctricos de consumo y potencias como función de la velocidad de vuelo. Por último, se ha realizado un estudio específico y generalista de la hélice, lo cual ha permitido sacar un modelo propulsivo que es independiente del motor utilizado. Gracias a todo esto, se ha entrado en más detalle sobre como funciona el variador y sobre qué hélice, de las ensayadas, es la mas propicia para los vuelos del Céforo 2.

Se ha elegido el modo heli-auto como el más idóneo para realizar los experimentos, aunque posiblemente no sea el modo más apto para los vuelos, ya que no permite régimen de revoluciones a ralentí y no es desagradable para el piloto porque no puede carretear (taxy) a bajas velocidades. Se ha demostrado que este modo, es el único entre los dos comparados (*heli-auto* y *aircraft*) que mantiene las revoluciones por minuto constantes a pesar de la variación de la velocidad del viento en el túnel. Para

conseguir la constancia en la velocidad de giro de la hélice, el variador solo consume la potencia eléctrica necesaria para mantener, a través de una eficiencia motora, una potencia mecánica que es función de la velocidad de vuelo, ya que la energía cinética del aire fluido se convierte en una componente asociada al par. Así, a grandes rasgos, la dos potencias asociadas a consumo y generación del motor disminuyen con la velocidad de vuelo.

Se ha observado también como las tendencias obtenidas en todas las curvas de caracterización en túnel de las variables dinámicas y las potencias frente a la velocidad de vuelo son casi lineales hasta una velocidad, característica del tipo de hélice, a partir de la cual las variables anteriormente mencionadas comienzan a disminuir de forma cuadrática. Esta velocidad para la que surge este fenómeno es la velocidad de autorrotación de la hélice. La autorrotación fenómeno que surge a partir de un valor de la velocidad del viento para el cual la hélice no necesita de potencia eléctrica consumida para girar. En cuanto a empuje y par se ha podido observar una tendencia clara de disminución con la velocidad de vuelo.

Seguidamente, se han analizado las cualidades de cada una de las tres hélices ensayadas. Para ello, además de tenerse en cuenta el análisis de variables dimensionales anterior, se ha realizado un estudio de los coeficientes propulsivos adimensionales, así como del rendimiento propulsivo de las distintas hélices, siendo todas estas variables características propias del tipo de pala utilizada. Se llega a la conclusión de que la mejor hélice, es de nuevo la 22x10. Como era de preveer, por haber ocurrido ya en el caso estático, es la que más autonomía proporciona y la que se encuentra en segunda posición en cuanto a rendimiento propulsivo máximo y empuje generado. Además es la hélice cuya curva asociada a la eficiencia propulsiva como función del parámetro de avance menos pendiente tiene, y la que más rendimiento consigue para J 's medias y bajas, por lo que es la que proporciona un mejor comportamiento frente a cambios en el régimen de revoluciones y de la velocidad de vuelo. La hélice 22x12E, es la que mayor rendimiento propulsivo máximo proporciona, sin embargo, de nuevo, gran parte de sus secciones entran en pérdida, por lo que a partir de ese instante empieza a generar poco empuje a costa de un porcentaje de la potencia mecánica generada. La 22x12W, en cambio, obtiene los mayores empujes pero su rendimiento propulsivo y su autonomía tienen unos valores muy bajos, por lo que deja de considerarse como una opción deseable.

En los análisis de los ensayos dinámicos por túnel de viento, se han obtenido superficies interpoladas que muestran los resultados de empuje y potencia mecánica en función del régimen de revoluciones y la velocidad de vuelo, que son muy útiles para el estudio de actuaciones del Céfiro. Posteriormente se ha conseguido lo mismo con las variables adimensionales propulsivas, representándose una superficie de éstas como función del parámetro de avance y del mach. Con ello se ha conseguido tanto

mostrar las influencias que tiene volar bajo régimen de compresibilidad del aire para las actuaciones de las hélices como el obtener modelos generales de las características propulsivas asociadas al tipo de pala.

Por último se ha realizado un experimento de simulación de requisitos moto-propulsivos para despegue, subida y aterrizaje del Céfiro. En este ensayo se ha podido comprobar como el motor es capaz de generar los empujes necesarios en cada momento dando un margen de maniobra, por si fuese preciso. Sin embargo la conclusión más importante obtenida de la prueba de simulación es la autonomía obtenida que se encontrará para seis baterías, instaladas en la aeronave, de 15 a 30 minutos. Sin embargo, haciendo un análisis posterior de la eficiencia propulsiva obtenida para el segmento de crucero, se puede concluir con que la hélice elegida es más pequeña de lo que debería ser para obtener el óptimo rendimiento propulsivo. Sin embargo, el problema aquí es que el radio de las palas, está limitado por imposiciones físicas (distancia entre los tailboms). Esto se puede resolver eligiendo una hélice de 3 o 4 palas que permita tener una hélice efectiva más grande.

6.3. Propuestas para mejoras en trabajos futuros

A continuación se presentan las posibles propuestas para mejoras en los estudios posteriores:

- ✓ Automatización de la obtención de datos telemétricos para los valores tarados a partir del modelo de resistencia aerodinámica de la estructura y de los parámetros atmosféricos asociados a cada ensayo.
- ✓ Realización de experimentos de larga duración a partir de la conexión al variador con una fuente de alimentación que permitan la obtención de valores medidos en un mismo ensayo para regímenes permanentes.
- ✓ Modelación de un filtro para los datos telemétricos que permita tomar medidas de gran fiabilidad, haciendo especial atención a la mejora en la obtención de datos telemétricos de variables eléctricas de consumo.
- ✓ Validación de los resultados experimentales con los modelos teóricos obtenidos en el informe interno de García Martínez [13].
- ✓ Realización de los cálculos teóricos de actuaciones del Céfiro 2 en base a los modelos obtenidos en éste informe, con la configuración óptima del conjunto moto-propulsivo.

Bibliografía

- [1] J. E. Bailey, "Mini-RPV Engine-Propeller Wind Tunnel Tests," in *National Free Flight Society Annual Symposium Proceedings*, 1978.
- [2] W. F. Durand, «Experimental Research on Air Propellers,» 1923.
- [3] R. M. Bass, «Small Scale Wind Tunnel Testing of Model Propellers,» de *AIAA*, 1986, p. 86–392.
- [4] K. M. Asson and P. F. Dunn, "Compact Dynamometer System That Can Accurately Determine Propeller Performance," *Journal of Aircraft*, Vol. 29, No. 1,, pp. 8-9, 1992.
- [5] M. Ol, C. Zeune y M. Logan, «Analytical/Experimental Comparison for Small Electric Unmanned Air Vehicle,» de *AIAA*, 2008, p. 2008–7345.
- [6] J. B. Brandt y M. S. Selig, «Small-Scale Propeller Performance at Low Speeds – Online Database,» 2010. [En línea]. Available: <http://www.ae.illinois.edu/m-selig/props/propDB.html>.
- [7] J. B. Brandt y M. S. Selig, «Propeller Performance Data at Low Reynolds Numbers,» de *49th AIAA Aerospace Sciences Meeting*, 2011.
- [8] A. Fernández Lucena, «Ensayos en vuelo para caracterización de winglets: Propuesta para ensayos en vuelo para caracterización de winglets.» Reporte interno Grupo de Ingeniería Aeroespacial, Ingeniería Aeroespacial y Mecánica de Fluidos, Sevilla: Universidad de Sevilla, 2010.
- [9] F. V. Samblás, «Análisis de actuaciones y planta propulsora de un avión no tripulado: El Proyecto Céfiro,» Reporte interno Grupo de Ingeniería Aeroespacial, Ingeniería Aeroespacial y Mecánica de Fluidos, Sevilla: Universidad de Sevilla, 2010.
- [10] APC, «APC Propellers,» [En línea]. Available: <http://www.apcprop.com/v/index.html>.
- [11] A. F. Lucena, «Reporte interno del Céfiro,» Universidad de Sevilla, Departamento de Ingeniería Aeroespacial y Mecánica de Fluidos, Sevilla, 2010.

- [12] H. López Pérez, «Diseño y construcción de una bancada para caracterización de plantas propulsoras por hélice con motor eléctrico,» Reporte interno Grupo de Ingeniería Aeroespacial, Ingeniería Aeroespacial y Mecánica de Fluidos, Sevilla: Universidad de Sevilla, 2012.
- [13] A. García Martínez, «Caracterización de un sistema de propulsión por hélice con motor eléctrico,» Reporte interno Grupo de Ingeniería Aeroespacial, Ingeniería Aeroespacial y Mecánica de Fluidos, Sevilla: Universidad de Sevilla, 2011.
- [14] T. Kenjo y S. Naganni, Permanent-magnet and brushless DC motors..
- [15] M. Drela, First-Order DC Electric Motor Model, MIT Aero & Astro, 2007.
- [16] J. Wayne, Helicopter Theory, Dover Publications Inc., 1995.
- [17] Ó. López García y A. Valenzuela Romero, Apuntes sobre teoría de helicópteros, Departamento de Ingeniería Aeroespacial y y Mecánica de Fluidos, Universidad de Sevilla, 2010.
- [18] G. W. Stickle y J. L. Crigler, «Propeller analysis from experimental data,» NACA Report No. 712, Langley Memorial Aeronautical Laboratory, Langley Field, VA: National Advisory Committee for Aeronautics, 1940.
- [19] H. B. Freeman, «Comparison of full-scale propeller having R.A.F 6 and Clark Y airfoil sections,» Naca Report No. 378, Langley Memorial Aeronautical Laboratory, Langley Field, VA: National Advisory Committee for Aeronautics, 1930.
- [20] A. Silverstein, «Scale effect on Clark Y airfoil characteristics from NACA full-scale wind tunnel tests,» NACA Report No. 502, Langley Memorial Aeronautical Laboratory, Langley Field, VA: National Advisory Committee for Aeronautics, 1934.
- [21] M. Rodríguez Danta, Mecánica, Publicaciones de la Universidad de Sevilla. Escuela Técnica Superior de Ingenieros, 2010.
- [22] A. Franco Espín, «Práctica de simulación de turborreactores: software de simulación GasTurb,» Departamento de Ingeniería Aeroespacial y y Mecánica de Fluidos, Universidad de Sevilla, 2011.
- [23] A. Barrero Ripoll y M. Pérez-Saborid Sánchez-Pastor, Fundamentos y Aplicaciones de la Mecánica de Fluidos, Mc Graw Hill, 2005.
- [24] I. Martínez, Termodinámica Básica y Aplicada, Madrid: Dossat, 1992.

- [25] M. Gutiérrez Fernández y E. Gutiérrez Moya, Estadística en la ingeniería: probabilidad, Sevilla: DIGITAL ATRES, 2004.
- [26] J. Ortega Jiménez, V. Parra Prieto, A. Pastor Gutierrez y Á. Pérez-Coyto, Circuitos Eléctricos. Volumen 1, UNED.
- [27] J. Meseguer Ruiz, Aerodinámica básica, Madrid: Garceta Grupo, 2010.

Anexo A

Propuesta para ensayos en vuelo para caracterización de winglets (Andrés Fernández Lucena)

Resumen

Propuesta para campaña de ensayos en vuelo para caracterización de winglets, así como todas las pruebas previas necesarias, incluyendo la caracterización de la propulsión de Céfiro.

1. Objetivos

El fin del proyecto es llevar a cabo una serie de ensayos que aporten información sobre el efecto de unos winglets sobre la resistencia inducida. Los objetivos a superar para este fin son varios:

1. Implementar en Céfiro un sistema de winglets intercambiables, a fin de poder ensayar en ellas varios diseños.
2. Establecer unas medias a pautas para medir la resistencia aerodinámica en vuelo. Esto incluye la adecuación de Céfiro para tal fin.
3. Desarrollar un controlador que permita el uso del Céfiro de forma eficiente para este tipo de ensayos.

2. Propuesta de campana de ensayos

El objetivo es observar los efectos sobre las actuaciones del avión que tienen unos winglets determinadas. Si se tienen dos configuraciones con masas y superficies alares iguales pero winglets diferentes, el efecto en las actuaciones vendrá dado tan sólo por la variación en la resistencia inducida.

2.1. Fundamentos teóricos

El fin es entonces disponer de las medias para medir la resistencia aerodinámica del avión en las dos configuraciones.

Supongamos el avión en vuelo horizontal, rectilíneo y uniforme (esto es, a altitud constante y velocidad constante), entonces:

$$T(h, V, \pi) - D(h, V, L) = 0 \quad (1)$$

$$L - W = 0 \quad (2)$$

Si el peso es constante, la sustentación lo es también. Y para una determinada tracción, existe una determinada resistencia. La resistencia se adimensionaliza como:

$$D = \frac{1}{2}\rho V^2 S C_D(\alpha, M, Re) = \frac{1}{2}\rho V^2 S (C_{D_o}(M, Re) + k(M, Re)C_L^2) \quad (3)$$

Donde el primer sumando es el término de resistencia a sustentación nula y el segundo es el de resistencia inducida por la sustentación, C_{D_i} . La variación de los términos de resistencia a sustentación nula y de resistencia inducida es tal que el primero es proporcional al cuadrado de la velocidad y el segundo es proporcional a la inversa del cuadrado de la velocidad.

$$D_o = \frac{1}{2}\rho V^2 S C_{D_o} \quad (4)$$

$$D_i = \frac{2kL^2}{\rho V^2 S} \quad (5)$$

La ecuación (1) junto con las (4), (5), establecen por tanto que para una tracción dada, y fijada, una altitud de vuelo, un determinado avión podrá volar a dos velocidades, llamadas V_1 y V_2 . La primera puede ser que no sea factible, por encontrarse muy cerca de la pérdida o directamente en zona de pérdida.

Aun conociendo la velocidad de vuelo, todavía es necesario un modelo propulsivo.

Si se tiene un sistema de propulsión por hélice, el empuje o tracción de dicha hélice puede expresarse como:

$$T = C_T \rho (nD^2) D^2 = C_T(\text{geom}, J, Re, M) \rho (nD^2) D^2 \quad (6)$$

Siendo J el parámetro de avance, $J = V/nD$. Si se juzgan despreciables los efectos del número de Reynolds, y ya que $M = M(V, h)$, se tiene que:

$$T = T(V, n, h) \quad (7)$$

Si se tiene este modelo propulsivo, y se conoce la altitud de vuelo, forzando la velocidad de giro de la hélice (n), el avión alcanzara en vuelo rectilíneo y uniforme a altitud constante una velocidad determinada, V_2 . Si se conoce esa velocidad, automáticamente se conoce la tracción, y ya que $V = 0$, la resistencia, por (1).

A fin de recoger los efectos de la altitud de vuelo, conviene trabajar con el coeficiente de tracción (CT). El coeficiente de tracción es independiente de la densidad y para un motor dado y efectos del número de Reynolds despreciables puede considerarse función de (J, M).

3. Modificaciones a Céfiro

Se plantean varias. La más importante es la conversión a propulsión eléctrica con alimentación para baterías.

3.1. Conversión a propulsión eléctrica

Las siguientes razones motivan dicha conversión:

1. Hace real la hipótesis de masa constante, lo que facilita los ensayos en vuelo.
2. Es más limpio. Permite el ensayo del motor en túnel de viento.
3. Las vibraciones se reducen frente a las que provocaría un motor alternativo de potencia equivalente.
4. Además, aunque no es relevante para este proyecto, la propulsión eléctrica permite nuevas posibilidades como es la posibilidad de la medición de la potencia consumida. Esto haría posible estudiar con gran precisión problemas de actuaciones integrales.

Motores sin escobillas. Los motores sin escobillas de corriente continua, conocidos por sus siglas en inglés BLDC (*BrushLess DC*) han sustituido casi por completo a los motores tradicionales con escobillas. En los BLDC, se eliminan los elementos rozantes de los motores tradicionales, consiguiendo una mayor eficiencia, menores niveles de ruido, y mayor fiabilidad. Estas ventajas se obtienen a cambio de la complicación necesaria en la electrónica de control. La electrónica de control está contenida en los variadores, también llamados ESC (*Electronic Speed Controllers*).

Un motor sin escobillas consta de un rotor con imanes permanentes y un estator con un juego de inductores. El motor más sencillo es el formado por un sólo circuito eléctrico.

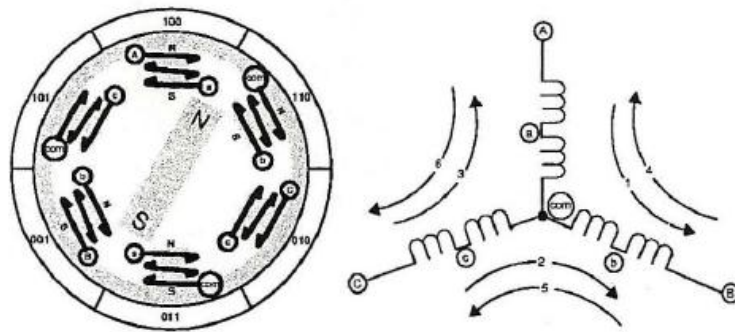


Figura 1: Esquema de motor BLDC de un solo circuito eléctrico. Fuente Microchip Technologies

El circuito de la figura (1) tiene tres bobinas, cada una de las cuales está dividida de forma que el rotor gira en su centro. El motor va alternando la excitación de un circuito a otro para conseguir el movimiento. La clave para la conmutación es disponer de un medio que permita conocer la posición del rotor respecto del estator, de manera que se vayan energizando las bobinas que den más par. Como se deduce, estos motores son síncronos (sin resbalamiento): la excitación lleva la misma frecuencia que el movimiento.

En este motor, de un solo circuito, una revolución del eje equivale a un ciclo del circuito eléctrico.

Usualmente los motores tienen más de un circuito. Para un motor de dos circuitos, en una vuelta del eje se completarían dos ciclos eléctricos.

El problema de medición de la posición del rotor se suele abordar mediante un juego de tres sensores de efecto Hall, o mediante el análisis de la intensidad y la tensión que circulan por los cables de alimentación del motor.

El circuito equivalente de un motor BLDC de un solo circuito es el de la figura (2).

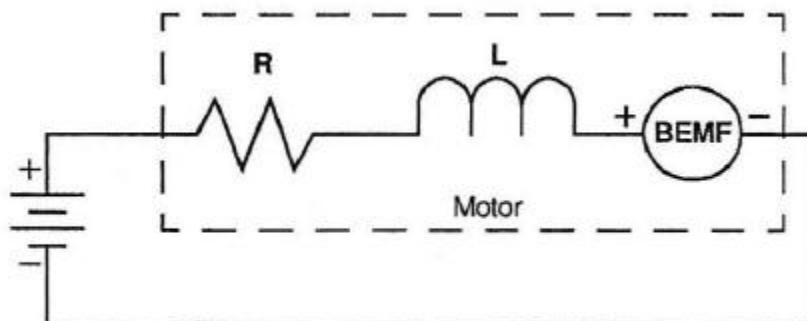


Figura 2: Circuito equivalente de un motor BLDC. Fuente Microchip Technologies

Cuando el rotor está parado, la corriente puede llegar a ser muy alta ya que la única impedancia al paso de la corriente es la de las bobinas. Esta es muy baja por diseño. Cuando el rotor comienza a girar, los imanes del rotor girando frente a las bobinas inducen en estas un potencial, la fuerza contraelectromotriz (FCEM). Esta fuerza es directamente proporcional a la velocidad de giro del motor, siguiendo una constante propia del motor Hamada la constante de velocidad, K_v . En un motor ideal, las R y L del circuito equivalente seran 0, con lo que la FCEM seria idéntica al voltaje de alimentación.

$$RPM = K_v \cdot V_{alim} \quad (8)$$

La corriente que consume un motor es directamente proporcional al par en el eje. La constante de proporcionalidad recibe el nombre de constante de par del motor, K_r . Para un motor dado, se cumple que $K_r \cdot K_v = 1$.

El control de la velocidad del motor no se lleva a cabo ajustando la frecuencia de excitación, que viene dada por los sensores del motor, sino por el voltaje medio recibido por el motor. Se habla de voltaje medio porque lo común es llevar a cabo una modulación PWM de la señal de alimentación del motor. De esta manera, una cadena PWM con pulsos más largos equivaldrá a un voltaje medio más cercano al máximo, mientras que una cadena con pulsos cortos será equivalente a un voltaje menor. De esta forma podemos decir que son motores de alimentación por corriente continua, aunque el variador del motor envíe al motor en sí tres señales separadas y alternas. La modulación PWM es fácil de llevar a cabo mediante MOSFETs.

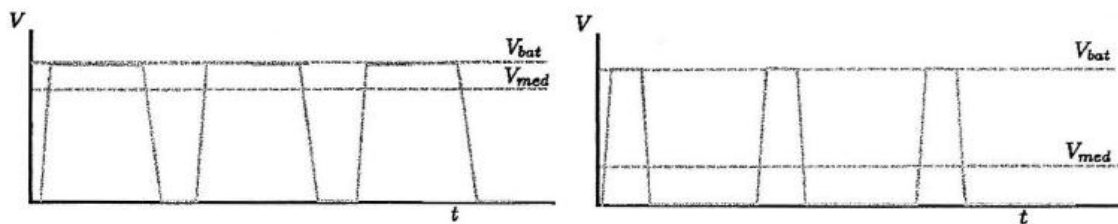


Figura 3: Control de alimentación de un motor BLDC en PWM. A la izquierda, mayor voltaje medio (V_{med}), a la derecha, menor voltaje medio. La cota superior es la tensión máxima de alimentación del sistema (V_{bat}), fijada por la batería.

Controlando el ancho de los pulsos se puede llevar a cabo un arranque suave, que no dañe el motor. La frecuencia de la señal PWM tiene diversas implicaciones. Una frecuencia baja permite disminuir las pérdidas en la conmutación de los MOSFETs, pero si se hace demasiado baja, hará que el motor tenga un funcionamiento muy brusco a bajas vueltas, ya que recibirá impulsos fuertes muy separados. Una frecuencia alta es deseable si los MOSFETs son eficientes. Si se tiene una inductancia parasita del bobinado del motor relativamente alta, la señal PWM de alimentación se suavizará de

manera que se parecerá mas a un voltaje continuo. Pero una inductancia alta es indeseable por las perdidas que conlleva. Al final, es necesario llegar a un compromiso.

Si nos centramos en el control desde el punto de vista operacional, es decir, del comportamiento del motor frente al control de motor, existen dos opciones:

1. Modo 1: el control se lleva a cabo mediante la anchura de la señal de control PWM. El motor alcanzara un número de vueltas que vendrá dado por la tensión de alimentación, la intensidad que se le permita absorber, y la carga en el eje.

2. Modo 2: las señales de conmutación de la electrónica del variador se usan para implementar un control de velocidad de giro constante. Para cada posición de palanca, el variador enviara al circuito de conmutación el ancho de pulso de la señal PWM tal que el motor quede girando a una velocidad determinada. Este modo de control no lo tienen todos los variadores, aunque es cada vez más común encontrarlo.

Elección del motor. Para elegir el motor se puede fijar una relación potencia/ masa, P_{kg} entorno a $120w/kg$. Este valor deja un margen suficiente de potencia disponible para el ascenso (ver [9]). Si consideramos una masa típica de Céfiro de $25kg$, tenemos que:

$$P_{kg} = \frac{P_{instalada}}{m_{avion}} \quad (9)$$

$$P_{instalada} = P_{kg} \cdot m_{avion} = 120 \cdot 25 = 3000W \quad (10)$$

El motor elegido es un AXI 5345/ 16. Este motor tiene las características de la tabla.

Especificaciones de AXI 5345/16	
Constante de velocidad	195 rpm/V
Voltaje de alimentación	26,4 – 44,4V
Eficiencia máxima, η_{max}	94 %
Intensidad máxima	90A durante 20s
Intervalo de intensidades con eficiencia superior a 84 %	30 – 75A
Resistencia interna	34mΩ
Peso	895g
Diámetro del eje	8mm
Corriente sin carga	2,1A

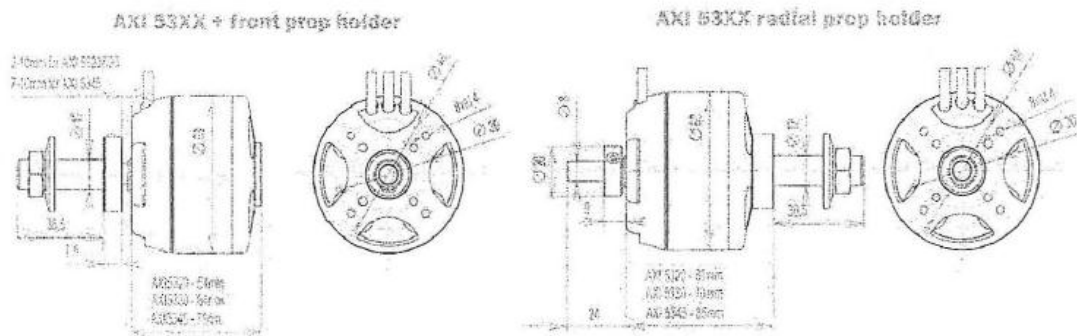


Figura 4: Dimensiones relevantes del motor AXI 5345/ 16. Se muestran las dos configuraciones posibles para fijar el eje de la hélice. Fuente AXI.

Si se alimenta este motor con una batería de polímero de litio (LiPo) de 12 elementos, consideramos un voltaje medio por elemento de 3,3V, y una eficiencia del motor $\eta = 84\%$ este motor nos da la potencia instalada siguiente:

$$P_{instalada} = U \cdot I_{max} \cdot \eta = 12 \cdot 3,3 \cdot 90 \cdot ,84 = 2993,76W \simeq 3000W \quad (11)$$

El motor está diseñado para mover una hélice 22x10, 22 pulgadas de diámetro y paso tal que se tienen 10 pulgadas de avance por revolución. Pese a que los motores BLDC pueden girar indistintamente en un sentido y otro, no es cuestión simplemente de poner la hélice con una cara hacia delante o hacia atrás. Esto sería posible si el eje del motor fuera lo suficientemente largo como para acoger hélices estándar como las usadas en Céfiro hasta el día de hoy. No es así, el eje de este motor es corto. Se necesitan hélices especiales para motores eléctricos, que tienen la zona cercana al eje rebajada. El problema está en que este rebaje hace que sobresalgan las palas, sobre todo en la cara del borde de ataque. Ya que pueden darse problemas de interferencia entre el motor y la hélice si se pone una hélice convencional (tractora) montada en el sentido contrario al previsto por el fabricante, es mejor intentar conseguir hélices especiales para motores impulsores. La casa XOAR8 fabrica este tipo de hélices, en las medidas adecuadas para este proyecto.

Elegir un buen motor no tiene sentido si el variador (ESC) no acompaña. La casa JETI fabrica variadores de excelente calidad. El modelo adecuado para el motor AXI 5345 es el Jeti Spin 99 Opto. Este variador permite controlar el motor en los dos modos que se comentaron antes. Además, es totalmente programable con una caja de programación, la JetiBox.

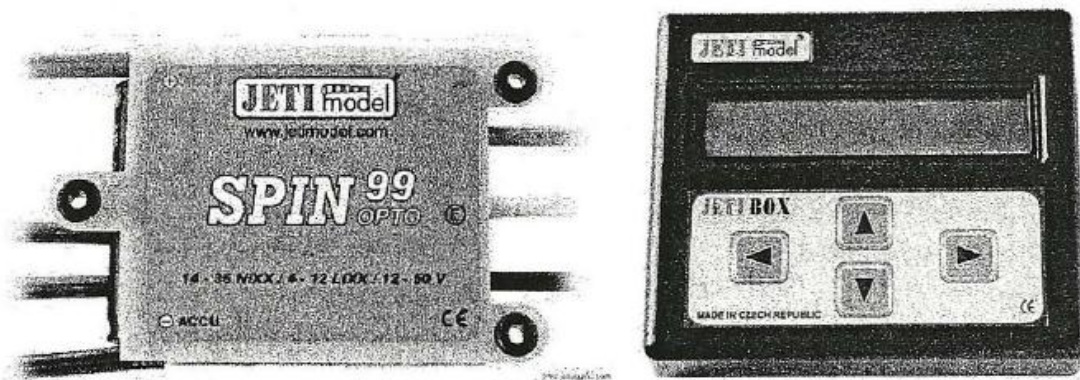


Figura 5: Variador Spin99 y caja de programación JetiBox.

3.2. Modificación de las alas

Otra modificación necesaria es la adaptación del diseño de las alas a uno nuevo que permita el cambio entre varios diseños de winglets. Se sugiere como opción más razonable colocar una costilla reforzada, donde se anden los distintos winglets. La ubicación deseable para esta costilla es la actualmente ocupada por la costilla que delimita los vanos segundo y tercero desde la punta del ala.

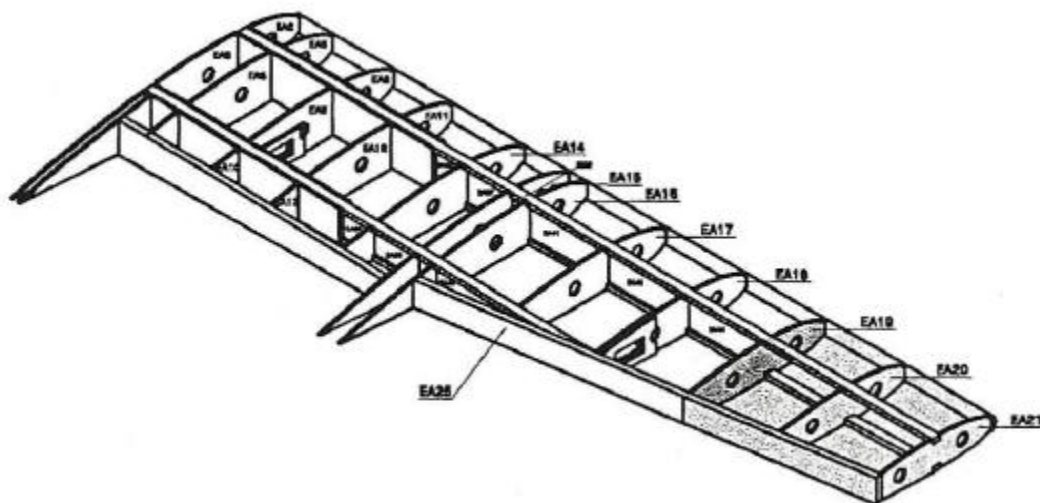


Figura 6: Propuesta de zona a modificar del ala.

3.3. Control automático

La última modificación entra dentro de 10 que estaba previsto en el desarrollo de Céfiro, que es desarrollar un piloto automático. El piloto automático es necesario, ya que la condición de vuelo a altitud constante es prácticamente imposible de conseguir mediante vuelo radiocontrolado. No es necesario un piloto automático completo. Con que exista a un control de altitud sería suficiente, aunque sería deseable un control de nivelación de ala. El control de altitud debería usar como variable de control sólo 10 la

posición del timón de profundidad. La velocidad de giro del motor estará fijada para cada ensayo.

4. Caracterización de la planta propulsiva

El principal obstáculo que aparece en principio es la caracterización de la planta propulsiva a fin de obtener la ecuación (2.1). Si se quiere hacer de forma correcta, no basta con medir el empuje del motor en banco, sino que es necesario ensayarlo en el fuselaje de Céfiro, ya que el comportamiento de la vena fluida alrededor del fuselaje afectara a las actuaciones del motor. Se propone la solución siguiente (si se tiene la posibilidad de realizar ensayos en túnel de viento):

Se andaría el fuselaje del Céfiro a una plataforma dotada de una célula de carga. Un esquema de la plataforma se muestra en la figura (7). Entonces, con el fuselaje en la plataforma y en el interior del túnel, se haría un ensayo para medir la resistencia aerodinámica del fuselaje (D_{oif}) para una serie de valores de velocidad de la corriente. Estos valores se tomaran con la hélice desmontada, a fin de anular los efectos de su resistencia.

Obtenidos estos valores, se montará la hélice, y para cada una de las velocidades que se tomaron en la primera etapa, se hacen una serie de ensayos a diferentes velocidades de giro del motor,

(n_j). Para cada ensayo se obtendrá la diferencia entre $T_{i,j}$ y D_{oif} . Ya que la resistencia se conoce de los primeros ensayos, se conoce $T_{i,j}$, de donde se puede sacar el modelo propulsivo de la ecuación (2.1). Es mas, la velocidad se obtendría como una medición del anemómetro de hilo caliente propio del túnel, muy preciso, que serviría para calibrar el sistema anemométrico de Céfiro, a fin de obtener la mayor precisión de las medidas en los vuelos de ensayo. Adimensionalizando este modelo propulsivo se obtiene un modelo del coeficiente de tracción, CT , en función de J , M .

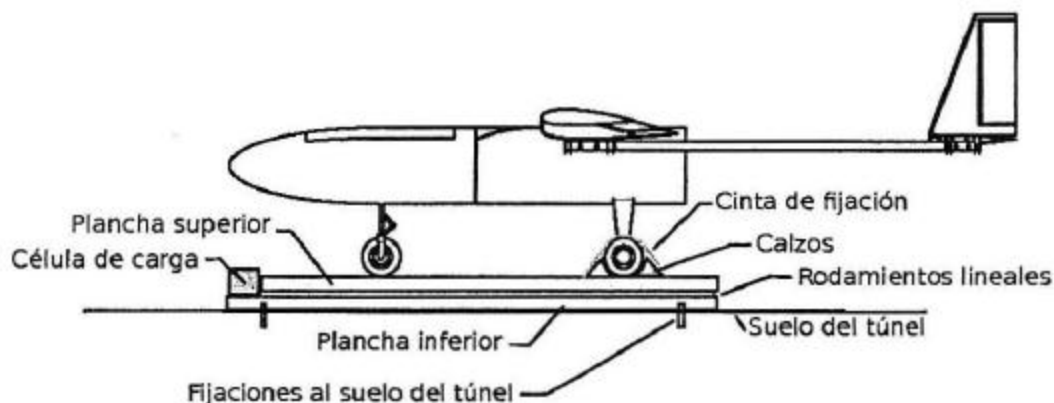


Figura 7: Propuesta de montaje de Céfiro en túnel de viento.

La configuración para el ensayo será de avión completo a excepción de alas, ya que no cabe en la cámara de ensayos con ellas. Se considera que las alas no tienen efecto en la corriente de aire que afecta al motor.

4.1. Diseño de la plataforma de ensayos

La plataforma de ensayos constara de un carro dotado de guías lineales, al que se anclara al avión. Este carro deslizará sobre unas guías lineales que estarán fijadas a una base. A la base se fijará también una célula de carga de flexión, que dará la medida de la fuerza horizontal que ejerza el avión.

Se propone usar las guías lineales **LI U 15 0430** de **NSK**. Los carros que deslizarán sobre estas guías serán la referencia **LAUI5AL85**, también de **NSK**.

La célula de carga que se propone es el modelo **1022 de Tedeo Huntley**, junto con el acondicionador de señal y visor **ZIK-30** de **Grmn Precision s.1**.

5. Ensayos en vuelo

La propuesta de ensayo en vuelo es la siguiente:

1. Despegue y subida hasta la altitud de ensayo bajo control manual del piloto. Se lleva el avión a una distancia prudencial, en un punta preferiblemente alineado con el eje de 1a pista. (~ 1km).
2. Se equilibra manualmente el avión para una velocidad de giro del motor determinada con anterioridad.
3. Se orienta el avión hacia la pista, y se activa el control de mantenimiento de altitud, y el de nivelación de alas. Tan pronto se estabilice la velocidad, se puede comenzar la toma de datos validos para el ensayo. Los datos a registrar en la pasada son:
 - a) Velocidad de vuelo, obtenida a partir del sistema de anemometría.
 - b) Altitud, obtenida a partir del sistema de anemometría o por GPS, dependiendo de la precisión que se alcance con este.
 - c) Vueltas del motor, impuestas.
4. Cuando el avión llegue a una distancia que se juzgue suficiente, se desactivará el control de nivelación de alas y se pasará a control manual para efectuar un giro suave de 180 grados.

El control de mantenimiento de altitud seguirá activo en todo momento.

5. Se vuelve a ejecutar el ciclo desde el paso (3), para cada velocidad de giro del motor n_j .
6. Una vez tomados todos los datos, se recupera el control manual total y se hace aterrizar el avión.

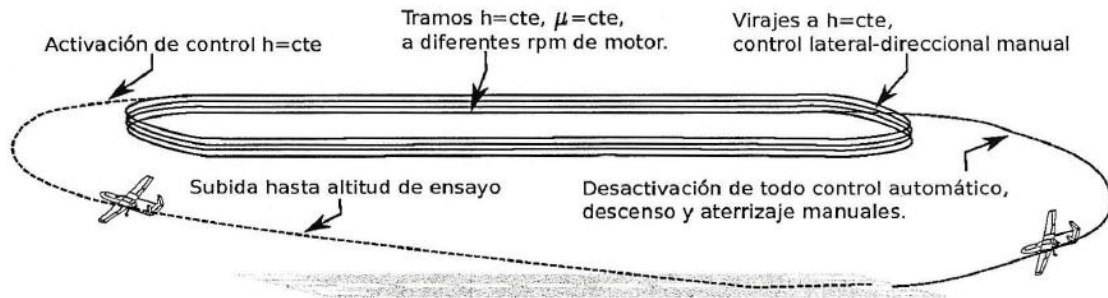


Figura 8: Plan de vuelo previsto.

Sería suficiente realizar una batería de ensayos de diez velocidades de giro del motor. Convendría realizar múltiples (en toma a cuatro) pasadas para cada velocidad de giro, a fin de reducir la incertidumbre de las medidas.

Una vez obtenidas estas medidas, podrían sacarse fácilmente los datos de la resistencia aerodinámica del avión. Se cambiaría la configuración de las alas y se volvería a repetir la misma batería de ensayos, a la misma altitud y para las mismas velocidades de giro. La diferencia entre ambas baterías ilustraría el efecto de los diferentes winglets.

6. Disposiciones adicionales: campo de vuelo

Para realizar los ensayos es fundamental disponer de una base de operaciones con las características adecuadas de seguridad y comodidad. Los vuelos de Céfiro han sido realizados desde el aeródromo de la Escuela de Vuelo Aerohispalis, situado en Mairena del Alcor (Sevilla). Este aeródromo es privado, por lo que queda a disposición del propietario el permiso de vuelo. Hasta el día de hoy, el propietario ha tenido un comportamiento muy altruista, dejando volar a Céfiro sin ningún coste. Sin embargo, hasta hoy no había asociado ningún proyecto concreto que diera beneficio económico a nadie. Dado que estas circunstancias cambian con este proyecto, sería deseable ofrecer al propietario una compensación económica por la utilización de su aeródromo.

Anexo B

Analogía de Prandtl-Glauert para alas giratorias. Aplicación teórica a los resultados obtenidos

Durante el pos-procesado de los datos obtenidos para los experimentos de barridos de velocidades de vuelo para distintas hélices se pudo observar como existía una cierta relación entre los coeficientes propulsivos adimensionales y el número de mach correspondiente al perfil de la pala al 75% de la raíz.

Así con la colaboración conjunta de Esteban Roncero y Franco Espín se obtuvo una teoría basada en la analogía de Prandtl-Glauert para alas giratorias, que fuese capaz de tener en cuenta los efectos de compresibilidad para hélice y rotores.

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 [27]). Así, para alas el coeficiente de sustentación se obtiene por:

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

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 (2) y (3) que los relacionan con sus valores calculados para el caso de régimen incompresible ($M_\infty < 0.3$).

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

$$C_P = \frac{C_P^i(D\sqrt{1-M_\infty^2})}{\sqrt{1-M_\infty^2}} \quad (3)$$

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 (4)).

$$M_\infty = \frac{\sqrt{\left(\frac{3}{8}D\Omega\right)^2 + V_\infty^2}}{a} \quad (4)$$

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.

$$C_T = \frac{T}{\rho_\infty n^2 D^4} \quad (5)$$

$$C_P = \frac{P}{\rho_\infty n^3 D^5} \quad (6)$$

Partiendo de la definición de estos coeficientes (ecuaciones (5) y (6)), 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 (7) y (8) que relacionan estos parámetros con sus valores para el caso de régimen incompresible.

$$C_T = \frac{\frac{T^i}{\rho_\infty n^2 D^4 (1 - M_\infty^2)^2}}{\sqrt{1 - M_\infty^2}} = \frac{\frac{T^i}{\rho_\infty n^2 D^4}}{(1 - M_\infty^2)^{5/2}} \quad (7)$$

$$C_P = \frac{\frac{P^i}{\rho_\infty n^3 D^5 (1 - M_\infty^2)^{5/2}}}{\sqrt{1 - M_\infty^2}} = \frac{\frac{P^i}{\rho_\infty n^3 D^5}}{(1 - M_\infty^2)^3} \quad (8)$$

Hay que tener en cuenta que dichas expresiones son sólo válidas si se tiene en cuenta que el parámetro de avance, J , para el caso incompresible viene determinado por la relación (9).

$$J^i = \frac{V}{nD\sqrt{1 - M_\infty^2}} = \frac{J}{\sqrt{1 - M_\infty^2}} \quad (9)$$

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 (10) y (11).

$$J^i = \frac{J}{\sqrt{1 - M_\infty^2}}; \quad C_T^i = \left(\sqrt{1 - M_\infty^2}\right)^5 C_T \quad (10)$$

$$J^i = \frac{J}{\sqrt{1 - M_\infty^2}}; \quad C_P^i = \left(\sqrt{1 - M_\infty^2}\right)^{\delta} C_P \quad (11)$$

Llegados a este punto, con los resultados obtenidos de coeficientes de tracción y potencia frente al parámetro de avance, se hace una comparación para diferentes hélices entre las variables reales y las incompresibles obtenidas mediante esta teoría. Las figuras de la Ilustración 202 a la Ilustración 204 representan para las tres hélices ensayadas en dinámico las curvas de C_T real (a la izquierda) y de C_T^i (a la derecha). En todas ellas puede verse como el error cometido representando el valor real es mucho mayor que para el caso en el que las curvas vienen definidas por el parámetro de avance y el coeficiente de tracción adimensional para la analogía de Prandtl-Glauert. Tanto para las hélices 22x10 como para la 22x12E se obtiene una aproximación de las curvas bastante buena, llegando a casi acoplarse, además los máximos se acercan a un mismo valor de J^i . Sin embargo, el acople de las curvas para la hélice 22x12W es muchísimo mejor, por lo que podría suponerse que es debido al mayor espesor que tiene con respecto a las demás palas.

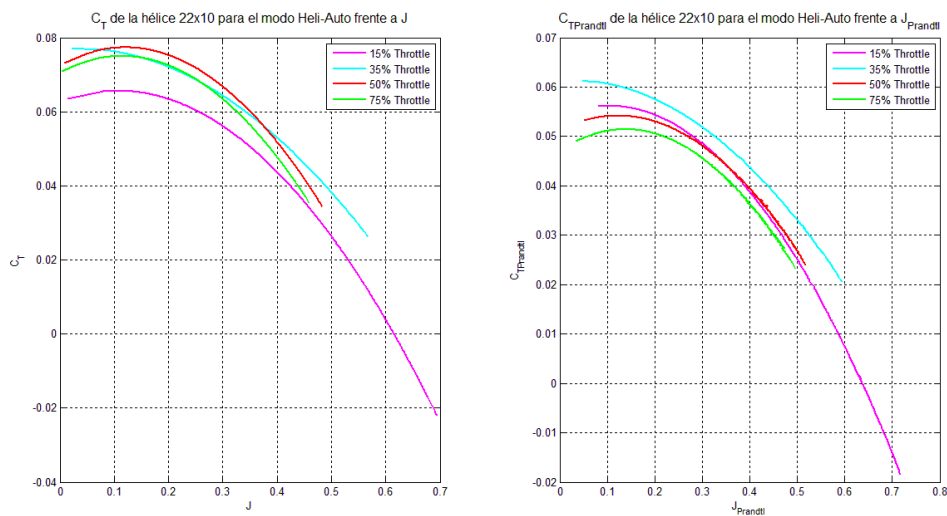


Ilustración 202 Comparación de CT para valores reales y obtenidos mediante la analogía de Prandtl-Glauert para alas giratorias. Hélice 22x10

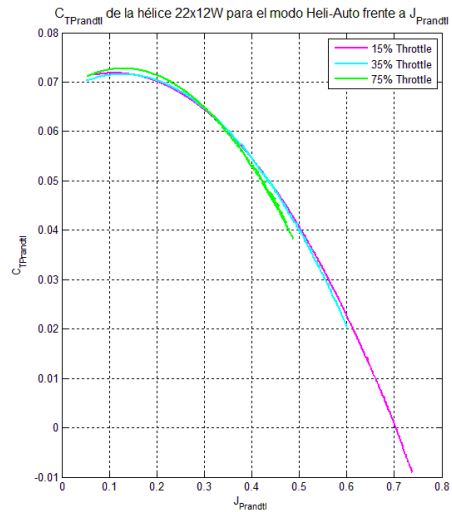
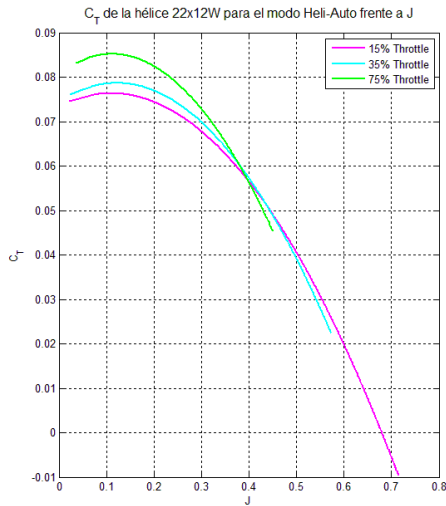


Ilustración 203 Comparación de C_T para valores reales y obtenidos mediante la analogía de Prandtl-Glauert para alas giratorias. Hélice 22x12W

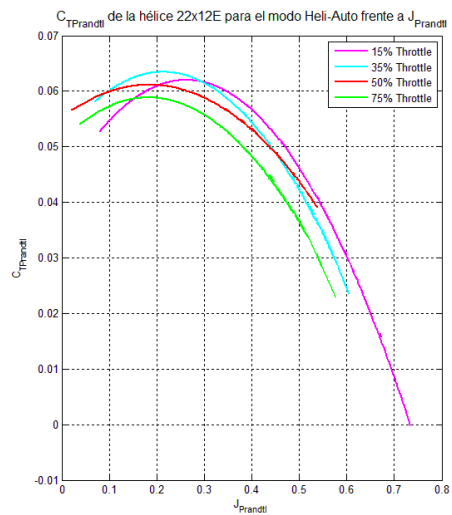
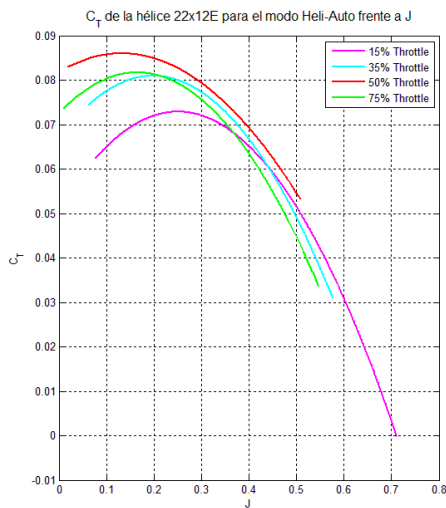


Ilustración 204 Comparación de C_T para valores reales y obtenidos mediante la analogía de Prandtl-Glauert para alas giratorias. Hélice 22x12E

Si de la misma manera se representan las gráficas para el C_P real (a la izquierda) y el C_P^i (a la derecha) en la ilustraciones de las páginas 230 y 231 puede verse como de nuevo se consigue para los ajustes una muy buena aproximación, debiéndose quizás la diferencia entre las curvas por la aplicación de un desarrollo teórico a unos cálculos experimentales, ya que esto siempre suele dar un pequeño error.

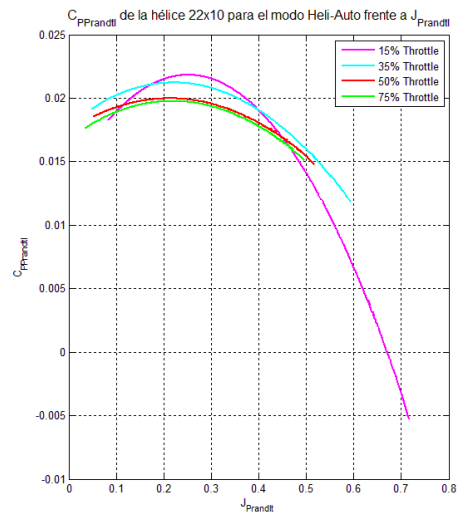
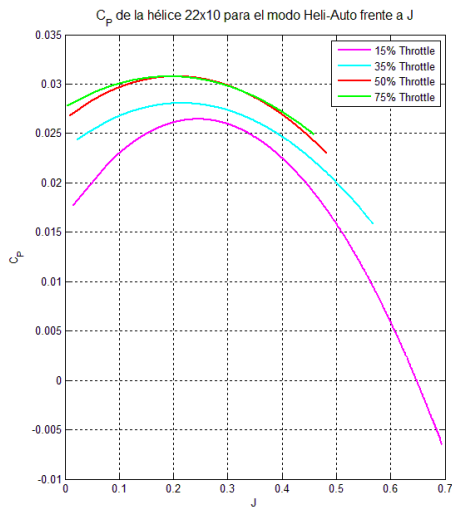


Ilustración 205 Comparación de C_P para valores reales y obtenidos mediante la analogía de Prandtl-Glauert para alas giratorias. Hélice 22x10

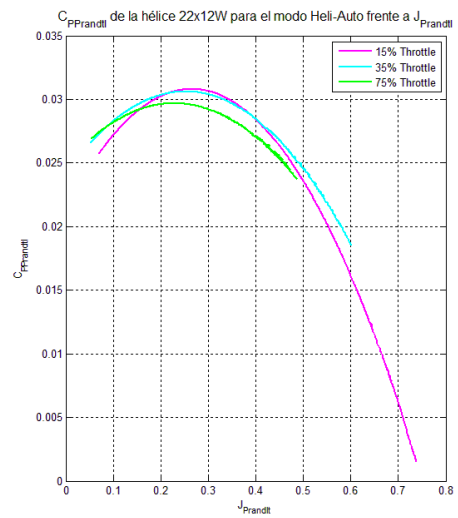
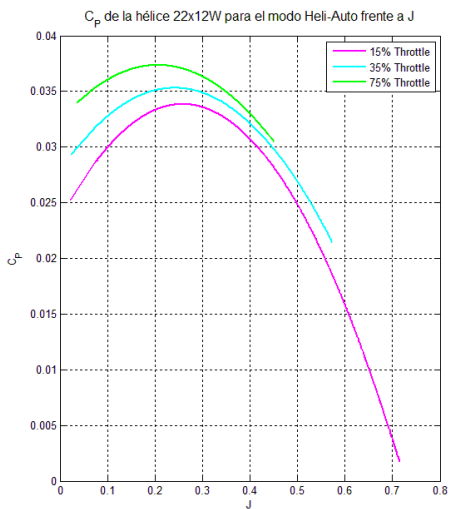


Ilustración 206 Comparación de C_P para valores reales y obtenidos mediante la analogía de Prandtl-Glauert para alas giratorias. Hélice 22x12W

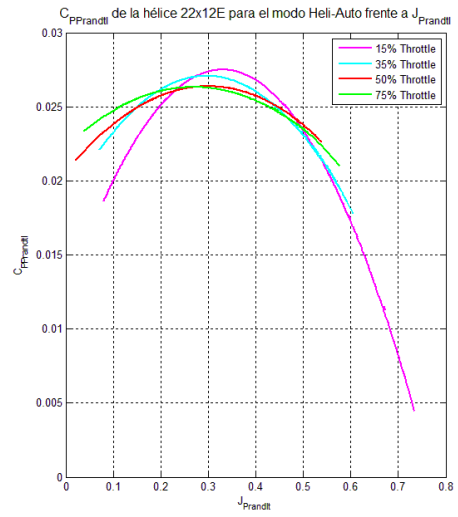
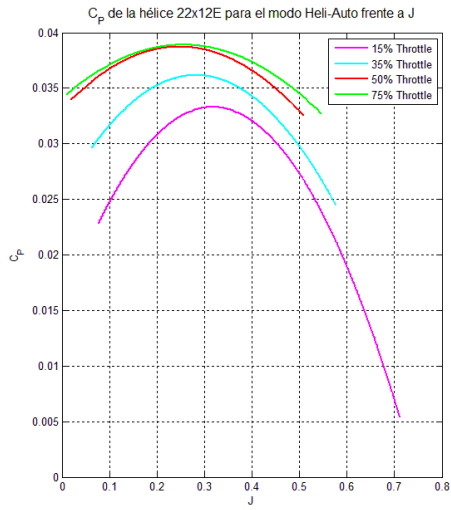


Ilustración 207 Comparación de C_P para valores reales y obtenidos mediante la analogía de Prandtl-Glauert para alas giratorias. Hélice 22x12E