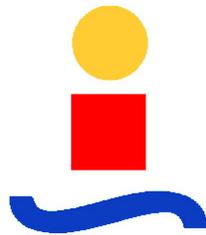


UNIVERSIDAD DE SEVILLA

ESCUELA TÉCNICA SUPERIOR DE INGENIEROS

DEPARTAMENTO DE INGENIERÍA AEROESPACIAL Y MECÁNICA DE
FLUIDOS

Titulación de Ingeniería Aeronáutica



**Proyecto Fin de Carrera: Análisis detallado
de las actuaciones de vuelo para UAV
propulsado con motor eléctrico**

Autor:
Juan Andrés Doblado Agüera

Tutor:
D. Sergio Esteban Roncero

Sevilla, Julio de 2013

Página dejada en blanco intencionadamente

Agradecimientos

El escribir estas líneas implica el fin de una de las etapas más importantes de mi vida, así como el comienzo de una nueva. No sé dónde, pero sí que tengo claro la gente que para mí siempre estará ahí. Por ello, me gustaría agradecer a todos los que me han ayudado de una forma u otra llegar hasta aquí.

En primer lugar me gustaría agradecer a mi tutor, Sergio, la oportunidad que me dió a principio de curso de participar en este proyecto y aprender de él, no sólo en lo referente a la temática aquí tratada, sino como persona en el resto de ámbitos. Gracias por influir de ese modo en mí, por presentarme la ingeniería aeroespacial en primero y despedirte con cálculo de aviones en quinto. También he de incluir al resto de profesores del departamento de Ingeniería Aeroespacial: Francisco, Alfonso, Antonio F., Damián, Rafael, Antonio C. y Carlos; gracias por hacerme un poco más *aerofriki* tras cada una de vuestras clases, por motivarme a seguir con la carrera y llenarme de cultura aeronáutica.

A mis amigos de la facultad Jose María, Ricardo, Manuel Jesús, Javi Langa, Ana Victoria, Beatriz y al resto del gran equipo de cálculo de aviones, a todos los que fueron apareciendo por el camino. Por supuesto a Javi, que ha estado ahí desde hace casi 10 años, desde la secundaria, de forma incondicional. Gracias a todos por los buenos momentos vividos y los que están por llegar.

Por último dejo a las personas más importantes en mi vida. Quiero dedicar unas palabras a mis padres, por soportarme y apoyarme siempre, por sus buenos consejos y todas las ayudas que me han dado, porque son ellos los responsables de que hoy me encuentre escribiendo este documento con todo lo que ello significa. A mi hermano Mario, que viene tras mis pasos pisando fuerte y sé que llegará lejos, no pierdas nunca el sentido del humor que tienes. A mis abuelos por ayudarme a desconectar siempre que lo necesitaba, por darme ánimos siempre. Y a Simone, por conseguir tranquilizarme en momentos de agobio, por darme un punto de vista distinto, por no dejar que me vuelva loco, por su humor, por no faltar nunca y por ayudarme a seguir creciendo y mejorando como persona.

Muchas gracias a todos.

Página dejada en blanco intencionadamente

Índice general

1. Introducción	10
1.1. Motivación	10
1.2. Antecedentes	10
1.3. Desarrollo del proyecto	11
1.3.1. Estudios previos	11
1.3.2. Herramienta <i>Trajectory</i>	12
1.3.3. Caracterización de la planta motora	12
1.3.4. Estudio de las actuaciones	12
1.3.5. Manual de usuario	12
2. Herramienta <i>PAT</i>	14
2.1. Estado inicial: <i>Trajectory</i>	14
2.1.1. Operaciones Implementadas	15
2.1.2. Velocidades	16
2.2. Herramienta <i>PAT</i>	17
2.2.1. Ejemplo de funcionamiento del programa	19
2.3. Nuevas operaciones	21
2.3.1. Despegue y aterrizaje	21
2.3.2. Viraje uniforme	21
2.4. Cambio de planta propulsora	22
2.5. Misiones	22
2.5.1. Plano vertical sin giro	23
2.5.2. Giro	23
2.5.3. Hipódromo	23
2.5.4. Regreso a pista	23
3. Caracterización de la planta motora	24
3.1. Elección del motor	24
3.2. Resultados experimentales	26
3.3. Modelo propulsivo	32
3.3.1. Posición de palanca	33
3.3.2. Rendimientos	35
3.3.3. Independencia con la altitud	35
3.3.4. Resultados	36
3.4. Extrapolación	41
3.4.1. Relación R.P.M. - Posición de palanca	41
3.4.2. Resultados	44
4. Actuaciones	52
4.1. Energía disponible	52
4.1.1. Datos del fabricante	53
4.1.2. Datos experimentales	53
4.2. Despegue	55
4.2.1. Ecuaciones	55

4.2.2.	Ensayos	56
4.2.3.	Comparativa numérica	61
4.3.	Ascenso	61
4.3.1.	Tendencias generales	62
4.3.2.	Análisis detallado	73
4.3.3.	Óptimos	82
4.3.4.	Variación con la masa	95
4.4.	Crucero	105
4.4.1.	Alcance/Autonomía vs n° de baterías	105
4.4.2.	Carga de pago - Alcance/Autonomía	111
4.5.	Loiter	120
4.5.1.	Resultados gráficos	122
4.5.2.	Carga de pago - Autonomía	127
4.6.	Descenso	129
4.6.1.	Descenso con motor activo	129
4.6.2.	Descenso sin motor	139
4.7.	Aterrizaje	142
5.	Conclusiones	150
5.1.	Conclusiones sobre la herramienta <i>PAT</i>	150
5.2.	Conclusiones sobre el modelo propulsivo	151
5.3.	Conclusiones sobre las actuaciones	151
6.	Manual de usuario	152
6.1.	Análisis de trayectorias	152
6.2.	Batería de ensayos	154

Índice de figuras

2.1.	Diagramas de flujo de la herramienta <i>trajectory</i>	15
2.2.	Diagramas de flujo de la herramienta <i>PAT</i>	19
2.3.	Perfil vertical. Misión de ejemplo	20
2.4.	Evolución de la masa en función del tiempo. Misión de ejemplo	21
3.1.	Motor eléctrico AXI 5345/16	25
3.2.	Motor eléctrico AXI 5345/16	25
3.3.	Potencia eléctrica frente a R.P.M. y velocidad para la hélice 22x10	27
3.4.	Tracción frente a R.P.M. y velocidad para la hélice 22x10	28
3.5.	Potencia mecánica frente a R.P.M. y velocidad para la hélice 22x10	28
3.6.	Potencia eléctrica frente a R.P.M. y velocidad para la hélice 22x12W	29
3.7.	Tracción frente a R.P.M. y velocidad para la hélice 22x12W	29
3.8.	Potencia mecánica frente a R.P.M. y velocidad para la hélice 22x12W	30
3.9.	Potencia eléctrica frente a R.P.M. y velocidad para la hélice 22x12E	30
3.10.	Tracción frente a R.P.M. y velocidad para la hélice 22x12E	31
3.11.	Potencia mecánica frente a R.P.M. y velocidad para la hélice 22x12E	31
3.12.	Esquema del proceso de análisis	32
3.13.	R.P.M. frente a velocidad para la hélice 22x10	33
3.14.	R.P.M. frente a velocidad para la hélice 22x12W	34
3.15.	R.P.M. frente a velocidad para la hélice 22x12E	34
3.16.	Potencia útil en función de las R.P.M. y la velocidad para la hélice 22x10	36
3.17.	Rendimiento propulsivo en función de las R.P.M. y la velocidad para la hélice 22x10	37
3.18.	Rendimiento motor en función de las R.P.M. y la velocidad para la hélice 22x10	37
3.19.	Potencia útil en función de las R.P.M. y la velocidad para la hélice 22x12W	38
3.20.	Rendimiento propulsivo en función de las R.P.M. y la velocidad para la hélice 22x12W	38
3.21.	Rendimiento motor en función de las R.P.M. y la velocidad para la hélice 22x12W	39
3.22.	Potencia útil en función de las R.P.M. y la velocidad para la hélice 22x12E	39
3.23.	Rendimiento propulsivo en función de las R.P.M. y la velocidad para la hélice 22x12E	40
3.24.	Rendimiento motor en función de las R.P.M. y la velocidad para la hélice 22x12E	40
3.25.	Relación entre R.P.M. y posición del servo para la hélice 22x10	42
3.26.	Relación entre R.P.M. y posición del servo para la hélice 22x12W	43
3.27.	Relación entre R.P.M. y posición del servo para la hélice 22x12E	43
3.28.	Potencia mecánica en función de las R.P.M. y la velocidad para la hélice 22x10	45
3.29.	Potencia eléctrica en función de las R.P.M. y la velocidad para la hélice 22x10	45
3.30.	Tracción en función de las R.P.M. y la velocidad para la hélice 22x10	46
3.31.	Rendimiento mecánico en función de las R.P.M. y la velocidad para la hélice 22x10	46
3.32.	Potencia mecánica en función de las R.P.M. y la velocidad para la hélice 22x12W	47
3.33.	Potencia eléctrica en función de las R.P.M. y la velocidad para la hélice 22x12W	47
3.34.	Tracción en función de las R.P.M. y la velocidad para la hélice 22x12W	48
3.35.	Rendimiento mecánico en función de las R.P.M. y la velocidad para la hélice 22x12W	48
3.36.	Potencia mecánica en función de las R.P.M. y la velocidad para la hélice 22x12E	49
3.37.	Potencia eléctrica en función de las R.P.M. y la velocidad para la hélice 22x12E	49
3.38.	Tracción en función de las R.P.M. y la velocidad para la hélice 22x12E	50
3.39.	Rendimiento mecánico en función de las R.P.M. y la velocidad para la hélice 22x12E	50

4.1. Batería de ion-Litio utilizada	53
4.2. Esquema del ensayo de autonomía	54
4.3. Potencia eléctrica proporcionada por las baterías frente al tiempo	54
4.4. Distancia de despegue. Hélice 22x10	56
4.5. Energía consumida en el despegue. Hélice 22x10	57
4.6. Tiempo para despegar. Hélice 22x10	57
4.7. Distancia de despegue. Hélice 22x12W	58
4.8. Energía consumida en el despegue. Hélice 22x12W	58
4.9. Tiempo para despegar. Hélice 22x12W	59
4.10. Distancia de despegue. Hélice 22x12E	59
4.11. Energía consumida en el despegue. Hélice 22x12E	60
4.12. Tiempo para despegar. Hélice 22x12E	60
4.13. Velocidad vertical. Análisis inicial. Hélice 22x10	63
4.14. Ángulo de trayectoria. Análisis inicial. Hélice 22x10	63
4.15. Energía consumida. Análisis inicial. Hélice 22x10	64
4.16. Velocidad vertical 3D. Análisis inicial. Hélice 22x10	64
4.17. Ángulo de trayectoria 3D. Análisis inicial. Hélice 22x10	65
4.18. Energía consumida 3D. Análisis inicial. Hélice 22x10	65
4.19. Velocidad vertical. Análisis inicial. Hélice 22x12W	66
4.20. Ángulo de trayectoria. Análisis inicial. Hélice 22x12W	67
4.21. Energía consumida. Análisis inicial. Hélice 22x12W	67
4.22. Velocidad vertical 3D. Análisis inicial. Hélice 22x12W	68
4.23. Ángulo de trayectoria 3D. Análisis inicial. Hélice 22x12W	68
4.24. Energía consumida 3D. Análisis inicial. Hélice 22x12W	69
4.25. Velocidad vertical. Análisis inicial. Hélice 22x12E	70
4.26. Ángulo de trayectoria. Análisis inicial. Hélice 22x12E	70
4.27. Energía consumida. Análisis inicial. Hélice 22x12E	71
4.28. Velocidad vertical 3D. Análisis inicial. Hélice 22x12E	71
4.29. Ángulo de trayectoria 3D. Análisis inicial. Hélice 22x12E	72
4.30. Energía consumida 3D. Análisis inicial. Hélice 22x12E	72
4.31. Velocidad vertical. Análisis detallado. Hélice 22x10	73
4.32. Ángulo de trayectoria. Análisis detallado. Hélice 22x10	74
4.33. Energía consumida. Análisis detallado. Hélice 22x10	74
4.34. Velocidad vertical 3D. Análisis detallado. Hélice 22x10	75
4.35. Ángulo de trayectoria 3D. Análisis detallado. Hélice 22x10	75
4.36. Energía consumida 3D. Análisis detallado. Hélice 22x10	76
4.37. Velocidad vertical. Análisis detallado. Hélice 22x12W	76
4.38. Ángulo de trayectoria. Análisis detallado. Hélice 22x12W	77
4.39. Energía consumida. Análisis detallado. Hélice 22x12W	77
4.40. Velocidad vertical 3D. Análisis detallado. Hélice 22x12W	78
4.41. Ángulo de trayectoria 3D. Análisis detallado. Hélice 22x12W	78
4.42. Energía consumida 3D. Análisis detallado. Hélice 22x12W	79
4.43. Velocidad vertical. Análisis detallado. Hélice 22x12E	79
4.44. Ángulo de trayectoria. Análisis detallado. Hélice 22x12E	80
4.45. Energía consumida. Análisis detallado. Hélice 22x12E	80
4.46. Velocidad vertical 3D. Análisis detallado. Hélice 22x12E	81
4.47. Ángulo de trayectoria 3D. Análisis detallado. Hélice 22x12E	81
4.48. Energía consumida 3D. Análisis detallado. Hélice 22x12E	82
4.49. Óptimos para la velocidad vertical. Hélice 22x10	83
4.50. R.P.M. vs Velocidad vertical. Óptimos. Hélice 22x10	84
4.51. Velocidad de vuelo vs Velocidad vertical. Óptimos. Hélice 22x10	84
4.52. Óptimos para la Energía eléctrica. Hélice 22x10	85
4.53. R.P.M. vs Energía eléctrica. Óptimos. Hélice 22x10	85
4.54. Velocidad de vuelo vs Energía eléctrica. Óptimos. Hélice 22x10	86
4.55. Óptimos para la velocidad vertical. Hélice 22x12W	86
4.56. R.P.M. vs Velocidad vertical. Óptimos. Hélice 22x12W	87

4.57. Velocidad de vuelo vs Velocidad vertical. Óptimos. Hélice 22x12W	87
4.58. Óptimos para la Energía eléctrica. Hélice 22x12W	88
4.59. R.P.M. vs Energía eléctrica. Óptimos. Hélice 22x12W	88
4.60. Velocidad de vuelo vs Energía eléctrica. Óptimos. Hélice 22x12W	89
4.61. Óptimos para la velocidad vertical. Hélice 22x12E	89
4.62. R.P.M. vs Velocidad vertical. Óptimos. Hélice 22x12E	90
4.63. Velocidad de vuelo vs Velocidad vertical. Óptimos. Hélice 22x12E	90
4.64. Óptimos para la Energía eléctrica. Hélice 22x12E	91
4.65. R.P.M. vs Energía eléctrica. Óptimos. Hélice 22x12E	91
4.66. Velocidad de vuelo vs Energía eléctrica. Óptimos. Hélice 22x12E	92
4.67. R.P.M. vs Velocidad vertical. Comparativa entre hélices	93
4.68. Velocidad de vuelo vs Velocidad vertical. Comparativa entre hélices	93
4.69. R.P.M. vs Energía eléctrica. Comparativa entre hélices	94
4.70. Velocidad de vuelo vs Energía eléctrica. Comparativa entre hélices	94
4.71. Velocidad vertical frente a TOW. Hélice 22x10	96
4.72. Ángulo de ascenso frente a TOW. Hélice 22x10	97
4.73. Energía eléctrica frente a TOW. Hélice 22x10	98
4.74. Velocidad vertical frente a TOW. Hélice 22x12W	99
4.75. Ángulo de ascenso frente a TOW. Hélice 22x12W	100
4.76. Energía eléctrica frente a TOW. Hélice 22x12W	101
4.77. Velocidad vertical frente a TOW. Hélice 22x12E	102
4.78. Ángulo de ascenso frente a TOW. Hélice 22x12E	103
4.79. Energía eléctrica frente a TOW. Hélice 22x12E	104
4.80. Alcance vs Velocidad. Hélice 22x10	106
4.81. Autonomía vs Velocidad. Hélice 22x10	106
4.82. Alcance vs Velocidad. Hélice 22x12W	107
4.83. Autonomía vs Velocidad. Hélice 22x12W	108
4.84. Alcance vs Velocidad. Hélice 22x12E	109
4.85. Autonomía vs Velocidad. Hélice 22x12E	109
4.86. Comparativa de alcance entre hélices	110
4.87. Comparativa de autonomía entre hélices	111
4.88. Alcance - Velocidad - Carga de pago. Hélice 22x10	112
4.89. Autonomía - Velocidad - Carga de Pago. Hélice 22x10	112
4.90. Diagrama Carga de pago - Alcance. Hélice 22x10	113
4.91. Diagrama Carga de pago - Autonomía. Hélice 22x10	113
4.92. Alcance - Velocidad - Carga de pago. Hélice 22x12W	114
4.93. Autonomía - Velocidad - Carga de Pago. Hélice 22x12W	115
4.94. Diagrama Carga de pago - Alcance. Hélice 22x12W	115
4.95. Diagrama Carga de pago - Autonomía. Hélice 22x12W	116
4.96. Alcance - Velocidad - Carga de pago. Hélice 22x12E	117
4.97. Autonomía - Velocidad - Carga de Pago. Hélice 22x12E	117
4.98. Diagrama Carga de pago - Alcance. Hélice 22x12E	118
4.99. Diagrama Carga de pago - Autonomía. Hélice 22x12E	118
4.100 Diagrama Carga de pago - Alcance. Comparativa	119
4.101 Diagrama Carga de pago - Autonomía. Comparativa	120
4.102 Radio de giro	121
4.103 Energía empleada en dar una vuelta. Hélice 22x10	122
4.104 Energía específica para dar una vuelta. Hélice 22x10	123
4.105 Autonomía en función del ángulo de balance y de la velocidad. Hélice 22x10	123
4.106 Energía empleada en dar una vuelta. Hélice 22x12W	124
4.107 Energía específica para dar una vuelta. Hélice 22x12W	124
4.108 Autonomía en función del ángulo de balance y de la velocidad. Hélice 22x12W	125
4.109 Energía empleada en dar una vuelta. Hélice 22x12E	125
4.110 Energía específica para dar una vuelta. Hélice 22x12E	126
4.111 Autonomía en función del ángulo de balance y de la velocidad. Hélice 22x12E	126
4.112 Diagrama carga de pago - autonomía en viraje. Hélice 22x10	127

4.113	Diagrama carga de pago - autonomía en viraje. Hélice 22x12W	128
4.114	Diagrama carga de pago - autonomía en viraje. Hélice 22x12E	128
4.115	Diagrama carga de pago - autonomía en viraje. Comparativa	129
4.116	Velocidad vertical en función de la velocidad de vuelo. Hélice 22x10	130
4.117	Ángulo de descenso en función de la velocidad de vuelo. Hélice 22x10	131
4.118	Energía consumida en función de la velocidad de vuelo. Hélice 22x10	131
4.119	Velocidad vertical en función de V y R.P.M. 3D. Hélice 22x10	132
4.120	Ángulo de descenso en función de V y R.P.M. 3D. Hélice 22x10	132
4.121	Energía consumida en función de V y R.P.M. 3D. Hélice 22x10	133
4.122	Velocidad vertical en función de la velocidad de vuelo. Hélice 22x12W	133
4.123	Ángulo de descenso en función de la velocidad de vuelo. Hélice 22x12W	134
4.124	Energía consumida en función de la velocidad de vuelo. Hélice 22x12W	134
4.125	Velocidad vertical en función de V y R.P.M. 3D. Hélice 22x12W	135
4.126	Ángulo de descenso en función de V y R.P.M. 3D. Hélice 22x12W	135
4.127	Energía consumida en función de V y R.P.M. 3D. Hélice 22x12W	136
4.128	Velocidad vertical en función de la velocidad de vuelo. Hélice 22x12E	136
4.129	Ángulo de descenso en función de la velocidad de vuelo. Hélice 22x12E	137
4.130	Energía consumida en función de la velocidad de vuelo. Hélice 22x12E	137
4.131	Velocidad vertical en función de V y R.P.M. 3D. Hélice 22x12E	138
4.132	Ángulo de descenso en función de V y R.P.M. 3D. Hélice 22x12E	138
4.133	Energía consumida en función de V y R.P.M. 3D. Hélice 22x12E	139
4.134	Velocidad vertical en función de la velocidad de vuelo. Planeo	140
4.135	Ángulo de descenso en función de la velocidad de vuelo. Planeo	140
4.136	Velocidad vertical en función de V y TOW 3D. Planeo	141
4.137	Ángulo de descenso en función de V y TOW 3D. Planeo	141
4.138	Distancia de aterrizaje en función de TOW. Hélice 22x10	143
4.139	Energía consumida para aterrizar en función de TOW. Hélice 22x10	143
4.140	Tiempo empleado en aterrizar en función de TOW. Hélice 22x10	144
4.141	Distancia de aterrizaje en función de TOW. Hélice 22x12W	144
4.142	Energía consumida para aterrizar en función de TOW. Hélice 22x12W	145
4.143	Tiempo empleado en aterrizar en función de TOW. Hélice 22x12W	145
4.144	Distancia de aterrizaje en función de TOW. Hélice 22x12E	146
4.145	Energía consumida para aterrizar en función de TOW. Hélice 22x12E	146
4.146	Tiempo empleado en aterrizar en función de TOW. Hélice 22x12E	147
4.147	Distancia de aterrizaje en función de TOW. Comparativa	147
4.148	Energía consumida para aterrizar en función de TOW. Comparativa	148
4.149	Tiempo empleado en aterrizar en función de TOW. Comparativa	148
6.1.	Ejemplo de trayectoria generada con <i>PAT</i>	154

Capítulo 1

Introducción

1.1. Motivación

El conjunto de trabajos relacionados con el proyecto Céfiro surge de dos necesidades principales del Departamento de Ingeniería Aeroespacial de la Universidad de Sevilla:

- Investigación. Algunas de las áreas en las que se lleva a cabo son:
 - Optimización de trayectorias.
 - ATM.
 - Diseño de aeronaves.
 - Dinámica de aeronaves y modelado de actuaciones de motores.
 - Sistemas de control automático de vuelo.

La necesidad de avanzar en muchas de esos campos de investigación necesitan de plataformas a escala (UAV). Así pues, la baja disponibilidad de material comercial adecuado *off-the-shelf*, en cuanto a aeronaves a escala se refiere, crea la necesidad de diseñar y construir las propias plataformas de test para UAVs.

- Educación. La filosofía del departamento ha identificado como necesario el dedicar un esfuerzo especial en el diseño de aeronaves por:
 - Unificar el conocimiento adquirido tras 5 años de estudio.
 - Dar al estudiante una visión real de cómo funciona la industria aeroespacial.

Ambas necesidades, tanto de investigación como educacionales se han fusionado dando como resultado el proyecto *Céfiro*.

La motivación de este trabajo es ahondar más en los distintos tipos de misiones que puede realizar un UAV concreto, el *Céfiro II*, en el que se ha montado una planta motopropulsora consistente en un motor eléctrico y una hélice por detrás del centro de gravedad del avión, lo que en inglés se conoce como *pusher*. Para ello se propone la creación de una herramienta de software, usando el programa MATLAB, que permite analizar en detalle y optimizar las actuaciones de la aeronave.

1.2. Antecedentes

Este trabajo forma parte del proyecto *Céfiro*. En la segunda versión del avión no tripulado desarrollado íntegramente por el Departamento de Ingeniería Aeroespacial se busca mejorar la funcionalidad y la eficiencia del aparato respecto a la anterior versión, aceptando el reto que es un cambio del sistema de

propulsión. En el RFP inicial se pedían requisitos mínimos como una autonomía de 45 minutos, velocidad de crucero de 90 km/h y una altitud de crucero de 500 m. A partir de ahí se repartieron las 5 principales áreas del diseño preliminar a 5 alumnos distintos, de donde salieron 5 proyectos fin de carrera.

En el presente se trata el análisis de las actuaciones de la aeronave al montar la planta propulsora ya mencionada, siendo sólo una de las disciplinas asociadas al diseño de aeronaves. Para ello se parte del trabajo ya realizado por los compañeros en [1] sobre las actuaciones de la planta propulsora eléctrica y [2] acerca de las actuaciones del UAV. Esos dos proyectos suponen un punto de partida sobre el que trabajar, aportando datos experimentales sobre la planta motopropulsora y un primer análisis de las actuaciones a mejorar con la incorporación del motor eléctrico.

1.3. Desarrollo del proyecto

El procedimiento seguido en este proyecto ha sido, partiendo de unos resultados previos, desarrollar una herramienta de software que permita hacer un análisis de las distintas operaciones de las que es capaz el avión, con objeto de que junto a la caracterización de la planta propulsora eléctrica en distintas configuraciones (3 hélices), se pueda aunar para llevar a cabo el estudio de las actuaciones del *Céfiro II*.

1.3.1. Estudios previos

Se parte, como ya se ha mencionado, de los estudios previos proporcionados por los PFC [1] y [2].

- El primero realiza un estudio previo de las actuaciones de la aeronave y una primera caracterización de la planta motora necesaria para llevar a cabo la misión marcada por el RFP. Se determinan velocidades de óptimas de operación así como el diagrama de maniobras del avión y el diagrama de carga de pago - alcance, resultados que servirán como punto de partida
- En el segundo se obtienen curvas reales de actuaciones de la planta propulsora eléctrica del *Céfiro II*. Los datos experimentales se utilizarán para parametrizar el motor y poder integrarlo en los estudios de actuaciones de la aeronave mediante el uso de una herramienta de software que se describirá en los próximos apartados.

Características del modelo

Además de los informes anteriores, hay características tales como el modelo aerodinámico de polar o el peso estructural que intervienen de forma directa en la capacidad de la aeronave para maniobrar.

- **Polar:** Para modelar la resistencia se emplea un modelo de polar parabólica compensada de coeficientes constantes (C_{D0} , k_1 , k_2) tal y como indica la expresión 1.1.

$$C_D = C_{D0} + k_1 \cdot C_L + k_2 \cdot C_L^2 \quad (1.1)$$

Del proyecto relacionado [3] se obtienen los valores numéricos de la tabla 1.1.

C_{D0}	K_1	k_2
0,031	-0,000433	0,04296

Tabla 1.1: Coeficientes de la polar del avión

- **Distribución de masas:** De los trabajos [6] y [1] se obtienen los datos de pesos de la tabla 1.2. En cuanto a la capacidad y características de las baterías, se desarrollará con mayor profundidad más adelante en el apartado 4.1.

Peso en vacío	Motor + hélice	Pack de batería	Masa máxima
15 kg	1 kg	1,16 kg	25,5 kg

Tabla 1.2: Pesos característicos

- **Geometría:** Además, en los documentos mencionados anteriormente, así como en [4] se dan como datos geométricos la envergadura y superficie alar, especificados en la tabla 1.3

S	b
1,088 m ²	3 m

Tabla 1.3: Geometría alar

1.3.2. Herramienta *Trajectory*

Gran parte del presente trabajo se basa en la herramienta *Trajectory* obtenida de [8], su desarrollo y evolución en un software específico para el análisis de actuaciones llamado *PAT*. Esta herramienta *PAT* consta de un conjunto de programas y ficheros de MATLAB que integran las ecuaciones de la mecánica del vuelo para distintas operaciones como pueden ser ascenso, crucero o giro. En este proyecto se usará y modificará dicha herramienta tal y como se describe en el primer apartado del capítulo 2 para llevar a cabo el estudio y la optimización de las actuaciones el UAV.

1.3.3. Caracterización de la planta motora

Dado que la principal motivación de este trabajo es la incorporación de un motor eléctrico al UAV *Céfiro II*, una vez desarrollado el software mencionado en el apartado anterior, es necesario un correcto procesamiento de los datos obtenidos en [1].

Para ello, en el capítulo 3 se presentan tanto el motor eléctrico escogido como el proceso y las consideraciones necesarias para poder modularizar el funcionamiento del software de análisis y ser capaz de elegir entre motor de combustión o motor eléctrico, estando este último disponible con 3 hélices distintas.

1.3.4. Estudio de las actuaciones

Por último, en el presente proyecto se lleva a cabo un estudio de las actuaciones usando métodos numéricos basados en los datos experimentales del motor, tratando así de determinar leyes de empuje (RPM en este caso) para realizar las misiones tipo a las que está destinado el UAV *Céfiro II* de la forma lo más óptima posible.

Por último se proponen recomendaciones, no sólo para la mejora de las actuaciones, sino también para conseguir una mayor precisión en las simulaciones, como se muestra al final del capítulo 4 .

1.3.5. Manual de usuario

Como anexo, se adjunta un manual que puede ser útil a los futuros usuarios de la herramienta de software aquí desarrollada, no con fines divulgativos sino para facilitar el entendimiento del sistema de archivos de MATLAB.

Con esto se cerraría el presente trabajo, permitiendo enlazarlo de una forma más cómoda con los nuevos proyectos que estén por venir.

Página dejada en blanco intencionadamente

Capítulo 2

Herramienta *PAT*

En este capítulo se redacta el desarrollo de la herramienta *PAT* para el análisis detallado de las actuaciones del UAV *Céfiro II*. Para ello se parte inicialmente de la herramienta, previamente desarrollada, *Trajectory*. Tras un estudio a fondo de dicha herramienta y su funcionamiento, se ha creado la herramienta *PAT*, que se diferencia de *Trajectory* por su modularidad.

Es esta modularidad la que ha hecho posible la inclusión de nuevas operaciones, como el giro estacionario, nuevos modelos moto-propulsivos con las variables que ello conlleva (consumo de energía eléctrica en el caso del nuevo motor eléctrico) así como la posibilidad de poder elegir entre 3 hélices. Se muestra también en este capítulo un pequeño ejemplo de funcionamiento de dicha herramienta y el tipo de interacción que el usuario puede tener para definir la misión.

Además se describe el proceso seguido para enlazar el despegue y el aterrizaje, la incorporación del viraje estacionario y la introducción de los nuevos modelos propulsivos que son la combinación del motor eléctrico con cada una de las hélices.

2.1. Estado inicial: *Trajectory*

Como ya se ha comentado, el conjunto de programas (archivos o *scripts* .m de MATLAB) denominados en el presente trabajo como herramienta *Trajectory* integra las ecuaciones de la mecánica del vuelo para distintas operaciones con objeto de analizar y mejorar las misiones a realizar por el UAV *Céfiro II*. Inicialmente se dispone de 4 tipos básicos de archivos:

- Datos: almacenan o llaman a archivos .mat con resultados almacenados para cargarlos y poderlos utilizar en la integración. Constan de velocidades, rendimientos, consumos, etc. a distintas altitudes y velocidades.
- Funciones de interpolación: con objeto de tener los datos definidos anteriormente en todo el rango operativo se interpolan para el punto correspondiente en que se encuentre el avión.
- Funciones de integración: es donde realmente se definen e integran las ecuaciones de la mecánica del vuelo. Se tienen las correspondientes a subida o descenso con revoluciones, rumbo y velocidad constante, crucero con rumbo, velocidad y altitud constante y crucero con revoluciones, rumbo y altitud constante.
- Archivo a ejecutar: script que define unas condiciones iniciales y define las distintas operaciones de la misión (subidas, cruceros y descensos). Encadena los resultados de una operación con la siguiente para finalmente representar de forma gráfica datos de trayectoria, masa, empuje, sustentación, etc.

Como se ha comentado, inicialmente todas las operaciones a realizar se describen en un sólo archivo, una detrás de otra, actualizando las distintas variables de estado para su posterior representación.

Para una visualización de forma mas gráfica del proceso descrito se adjuntan los diagramas de flujo de la figura 2.1. En ellos se muestra el funcionamiento de la herramienta *Trajectory* en su estado inicial:

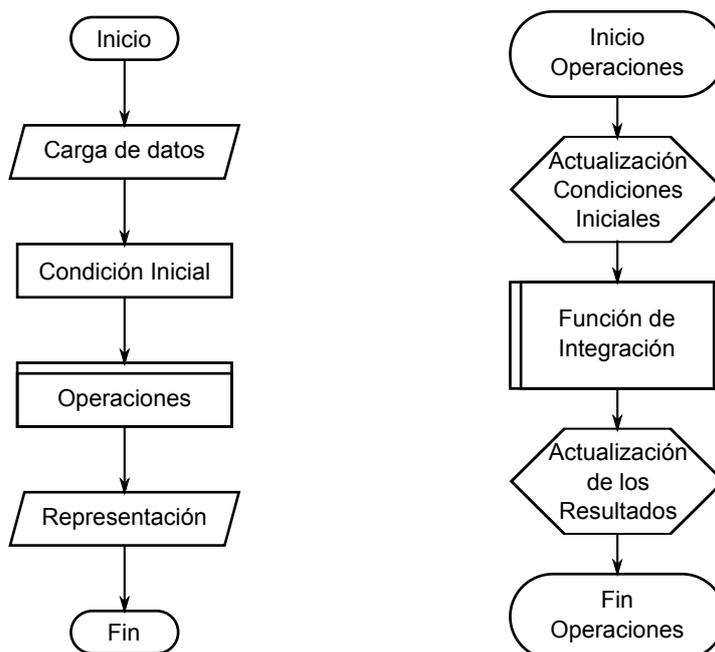


Figura 2.1: Diagramas de flujo de la herramienta *trajectory*

El proceso descrito hace que para definir una misión el usuario tenga que editar el archivo ejecutable directamente. Esto es conveniente cuando ya se tienen una o varias misiones fijas a estudiar, pero para llevar a cabo el análisis de las actuaciones en distintas situaciones resulta ventajoso facilitar la definición de cada tramo operativo de forma sencilla.

Es lo que se pretende al desarrollar la herramienta *PAT*, en la que debido a su alta modularidad puede configurarse tanto para llevar a cabo análisis de un sólo tramo con distintas configuraciones (de velocidades, carga de pago o régimen de giro del motor), analizar la trayectoria y los consumos de una misión ya definida o introducir manualmente todos los tramos de una nueva misión.

2.1.1. Operaciones Implementadas

En la herramienta *Trajectory*, en el estado en que se encontraba cuando se comenzó este trabajo, se tienen dos tipos de operaciones (en situación ya estacionaria, sin tener en cuenta el transitorio ni tramos de aceleración) implementadas:

- Ascenso/descenso con revoluciones, rumbo y velocidad constante.
- Crucero con rumbo, velocidad y altitud constante.

Son operaciones en situación ya estacionaria, sin tener en cuenta el transitorio ni tramos de aceleración. Se recomienda para futuros trabajos el incluir dichos tramos para aumentar la precisión de las simulaciones. Nótese que se integra la variación de la masa en el tiempo. Esta misma ecuación sigue estando disponible en la herramienta *PAT* pues, aunque en el caso de un motor eléctrico la variable \dot{m} se anule, sigue ofreciendo la posibilidad de llevar a cabo la misión con un motor de combustión.

Se ha de tener en cuenta $c_E(T_{sl}, V_{TAS}, h)$ y $P_d(T_{sl}, V_{TAS}, h)$ son funciones que devuelven el consumo específico (referido a la potencia) y potencia útil para una posición de palanca de gases, velocidad y altitud dadas. Se tratan de las anteriormente descritas como “funciones de interpolación”, pues son éstas las encargadas de interpolar y obtener, para la condición de vuelo en la que se encuentre el avión, las características que correspondan.

A continuación se presentan las ecuaciones de los dos tipos de operación base de *Trajectory* disponibles inicialmente. Ambas se caracterizan por definir las 3 ligaduras necesarias para determinar la operación, reflejadas en su nomenclatura.

Ascenso/Descenso

En MATLAB se encuentra como *HER HH HVTAS*, acrónimo de *Hold Engine Rate, Hold Heading, Hold VTAS* se trata de un vuelo con régimen de vueltas del motor, rumbo y velocidad constantes.

$$\dot{\gamma} = \frac{L - mg \cos(\gamma)}{V_{TAS} m} \quad (2.1)$$

$$\dot{LAT} = \frac{V_{TAS} \cos(\gamma) \cos(\chi)}{R_T + h} \quad (2.2)$$

$$\dot{LONG} = \frac{V_{TAS} \cos(\gamma) \sin(\chi)}{(R_T + h) \cos(LAT)} \quad (2.3)$$

$$\dot{h} = V_{TAS} \sin(\gamma) \quad (2.4)$$

$$\dot{m} = -c_E(T_{sl}, V_{TAS}, h) P_d(T_{sl}, V_{TAS}, h) \quad (2.5)$$

$$\dot{r} = V_{TAS} \cos(\gamma) \quad (2.6)$$

Crucero

Que en MATLAB es el archivo denominado *HH HS HA*, acrónimo de *Hold Heading, Hold Speed, Hold Altitude* que se trata de un vuelo con rumbo, velocidad y altitud constantes, usado para los tramos de crucero.

$$\dot{LAT} = \frac{V_{TAS} \cos(\chi)}{R_T + h} \quad (2.7)$$

$$\dot{LONG} = \frac{V_{TAS} \sin(\chi)}{(R_T + h) \cos(LAT)} \quad (2.8)$$

$$L = mg \quad (2.9)$$

$$P_n = 0,5\rho V_{TAS}^3 SC_{D0} + \frac{k_2 L^2}{\frac{1}{2}\rho V_{TAS} S} + k_1 L V_{TAS} \quad (2.10)$$

$$\dot{m} = -c_E(T_{sl}, V_{TAS}, h) P_n \quad (2.11)$$

$$\dot{r} = V_{TAS} \quad (2.12)$$

2.1.2. Velocidades

En el análisis inicial, con las características de la aeronave definidas por [2] de las que parte el actual proyecto se definen las siguientes velocidades óptimas y de operación:

- Velocidades para ascenso:
 - *Steepest climb*: 10,015 m/s.
 - *Fastest climb*: 16,22 m/s.
- Velocidades de crucero:
 - Crucero: 25 m/s.
 - Crucero de máximo alcance: 18,14 m/s.

- Crucero de máxima autonomía: 16,03 m/s.
- Máxima velocidad: 39,54 m/s.
- Velocidad de descenso: 22,22 m/s.
- Velocidad de entrada en pérdida RFP: 15,56 m/s.
- Velocidad de entrada en pérdida: 15,08 m/s.
- Velocidad de entrada en pérdida con flaps: 13,08 m/s.
- Velocidad de viraje estacionario de máxima autonomía: 25,34 m/s.

Estas velocidades sirven como punto de partida y dan una primera estimación para el análisis actual.

2.2. Herramienta *PAT*

Pese a que la herramienta *Trajectory* es bastante completa y eficiente en cuanto a la integración de las ecuaciones de la mecánica del vuelo, se le han encontrado algunas limitaciones:

- Número de operaciones: No incluye la operación de viraje ni la continuidad entre despegue y ascenso o descenso y aterrizaje, necesaria si se quiere analizar una misión completa.
- Un sólo modelo motopropulsor: Todo el sistema de archivos y funciones “.m” de MATLAB está pensado para el motor de combustión, sin dar la opción a elegir otro modelo.
- Definición de la misión: La misión queda implementada en un único archivo “.m”, requiriendo una tediosa modificación del mismo en caso de querer analizar otra misión distinta de la tipo definida en el *RFP* original.
- Análisis de las actuaciones: No proporciona la opción de analizar tramos específicos para realizar un análisis detallado de las actuaciones en distintos modos de operación.

Es por tanto necesaria la generación de una nueva herramienta de software que, con objetivo de poder llevar a cabo un análisis detallado de cada operación posible dentro de una misión, sea modular. Esta modularidad, además, permitirá el poder incorporar nuevas operaciones siguiendo el esquema de las que están desarrolladas actualmente, así como ampliar el resto de opciones (nuevos motores, hélices y fácil definición de distintas misiones). Es mediante esta necesidad de modularidad como se llega al concepto de la herramienta *PAT*.

Para el desarrollo de la herramienta *PAT* (Performance Analysis Tool) se ha llevado a cabo una depuración del código de la serie de archivos de la que consta la herramienta *Trajectory* hechos en MATLAB. Esto ha consistido en la programación de un archivo que simula una posible futura interfaz GUI en la que se da a elegir cuántas operaciones tendrá la misión y cómo será cada una de ellas.

Se ha tratado de organizar el conjunto de archivos *Trajectory* por bloques, comprendiendo el funcionamiento de cada uno de sus componentes para la posterior incorporación de un distinto modelo motopropulsor (cambio de motor de combustión interna por motor eléctrico), consiguiendo una estructura modular de funciones (en archivos .m de MATLAB) que se encadenen según diga un archivo principal. Este paso de análisis y organización de las distintas variables necesarias, archivos y funciones utilizados es un punto clave y básico sobre el que se apoya el posterior trabajo realizado.

Ese archivo principal consta de una serie de entradas: número de operaciones de las que consta la misión, tipo de cada tramo, altitud de pista, etc. Y llamará a las funciones oportunas para integrar las ecuaciones de la mecánica de vuelo correspondientes a cada tramo de la misión. En cuanto a las opciones y operaciones disponibles tras esta primera revisión de los códigos siguen la siguiente estructura:

- Definición del número de operaciones.
- Definición de cada una de las operaciones.
 1. Ascenso con V_{TAS} y revoluciones constantes.

- Fastest climb.
 - Velocidad definida por el usuario.
2. Crucero a altitud y velocidad constante.
 - Crucero de máximo alcance.
 - Crucero de máxima autonomía.
 - Velocidad definida por el usuario.
 3. Descenso con V_{TAS} y revoluciones constantes.
 - Flatest glide.
 - Descenso genérico a $V_{TAS} = 80km/h$.
 - Velocidad definida por el usuario.

■ Obtención de resultados.

Aunque no se muestren todas las opciones disponibles en la versión final, debido a la continua modificación que ha ido sufriendo la herramienta *PAT*, es esa la base que se sigue, tratando de simular una posible futura interfaz gráfica *GUI* (del inglés *graphical user interface*).

Como resultado final del proceso, se muestran en pantalla las siguientes gráficas:

1. Latitud ($^{\circ}$) frente a longitud ($^{\circ}$).
2. Altitud (m) frente a distancia recorrida (m).
3. Masa (kg) frente a tiempo (s).
4. Ángulo de trayectoria, γ , ($^{\circ}$) frente a tiempo (s).
5. Empuje (N) frente a tiempo (s).
6. Distancia recorrida (m) frente a tiempo (s).

Para una visualización de forma más gráfica del funcionamiento se muestran los diagramas de flujo de la figura 2.2 tras la reestructuración la herramienta.

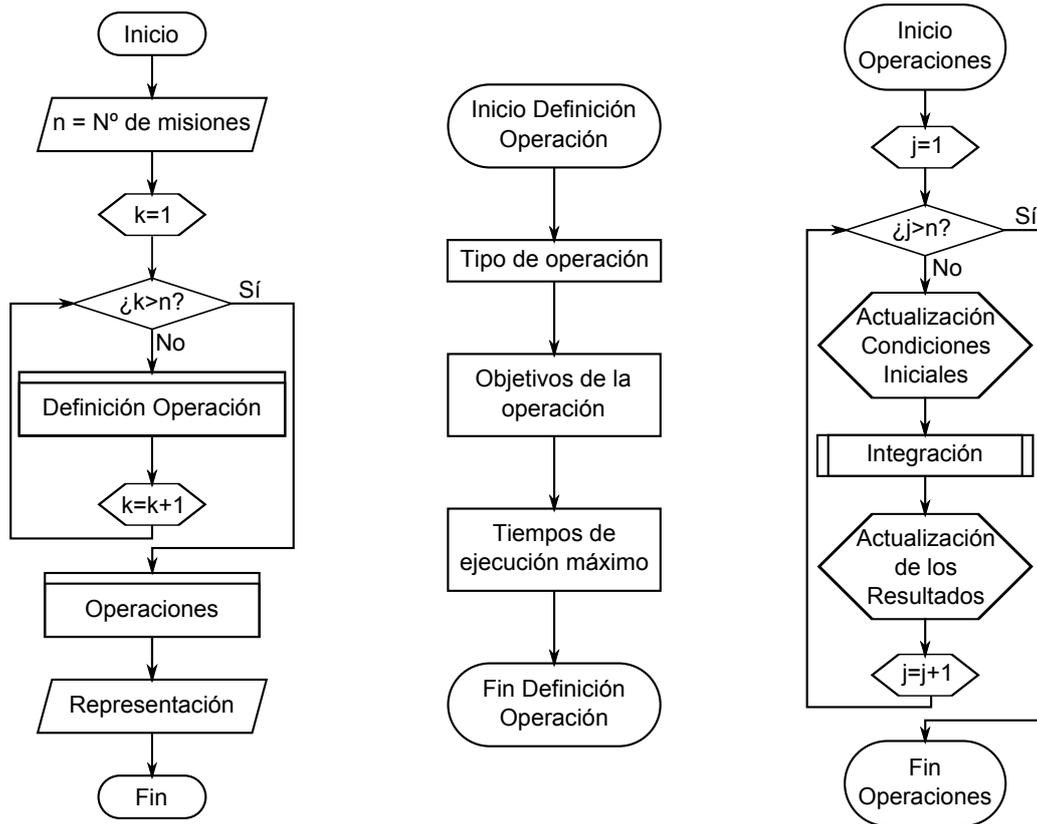


Figura 2.2: Diagramas de flujo de la herramienta *PAT*

2.2.1. Ejemplo de funcionamiento del programa

A continuación se presenta un ejemplo de funcionamiento del programa, donde todo el texto se muestra en la pantalla de MATLAB al ejecutar el programa. Se pueden apreciar las distintas opciones, donde en **negrita** se presentan las entradas que debe de dar el usuario.

Introduzca el número de operaciones de la misión: **3**

- Operación 1.- Las opciones disponibles son las siguientes:
 1. Ascenso con V_{TAS} y revoluciones constantes.
 2. Crucero a altitud y velocidad constante.
 3. Descenso con V_{TAS} y revoluciones constantes.

Elija el tipo de operación a realizar: **1**

Ascenso con V_{TAS} y revoluciones constantes.

- Altitud a alcanzar (m): **100**
- Tiempo máximo para la operación (s): **60**

Selección del tipo de subida:

1. Fastest climb.
2. Velocidad definida por el usuario.

Introduzca el tipo de subida que quiere realizar: **1**

- Operación 2.- Las opciones disponibles son las siguientes:
 1. Ascenso con V_{TAS} y revoluciones constantes.
 2. Crucero a altitud y velocidad constante.
 3. Descenso con V_{TAS} y revoluciones constantes.

Elija el tipo de operación a realizar: **2**

Crucero a altitud y velocidad constante.

- Tiempo máximo para la operación (s): **300**
- Selección del tipo de crucero:

1. Crucero de máximo alcance.
2. Crucero de máxima autonomía.
3. Velocidad definida por el usuario.

Introduzca el tipo de crucero que quiere realizar: **2**

- Operación 3.- Las opciones disponibles son las siguientes:

1. Ascenso con V_{TAS} y revoluciones constantes.
2. Crucero a altitud y velocidad constante.
3. Descenso con V_{TAS} y revoluciones constantes.

Elija el tipo de operación a realizar: **3**

Descenso con V_{TAS} y revoluciones constantes.

- Altitud a alcanzar (m): **0**
- Tiempo máximo para la operación (s): **10**

Selección del tipo de descenso:

1. Flatest glide.
2. Descenso genérico a $V_{TAS} = 80km/h$.
3. Velocidad definida por el usuario.

Introduzca el tipo de descenso que quiere realizar: **2**

Tras estas entradas se obtiene la serie de gráficas definidas anteriormente, como ejemplo representativo se muestran a continuación las gráficas del perfil vertical de la misión (altitud en función del tiempo) así como la evolución de la masa del avión.

Este consumo de combustible existe por haberse hecho la simulación con el motor de combustión, cuando se selecciona una combinación de motor eléctrico con una de las hélices disponible la masa permanece constante, variando la energía eléctrica consumida, cuya implementación se verá de forma más detallada en el capítulo 3.

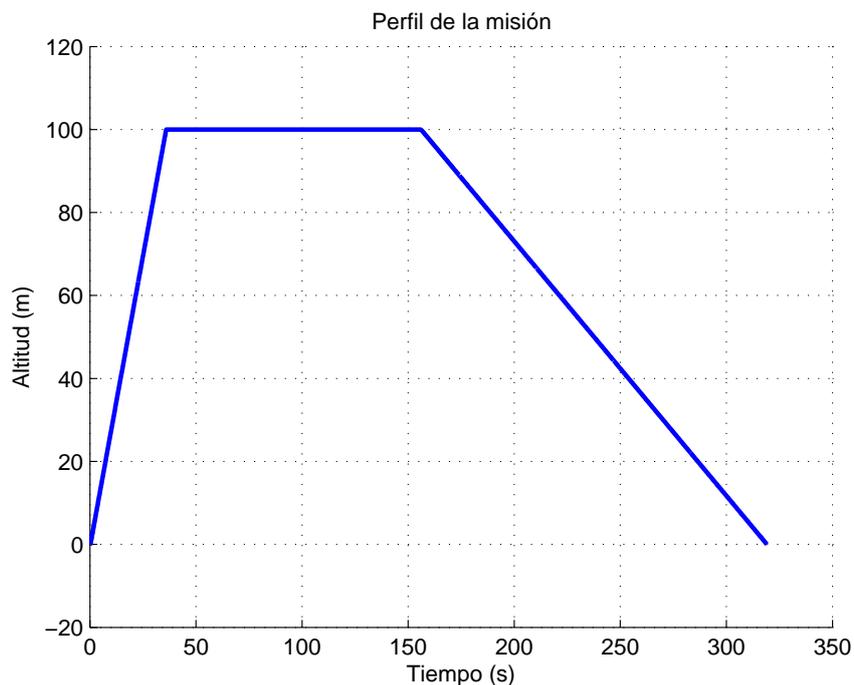


Figura 2.3: Perfil vertical. Misión de ejemplo

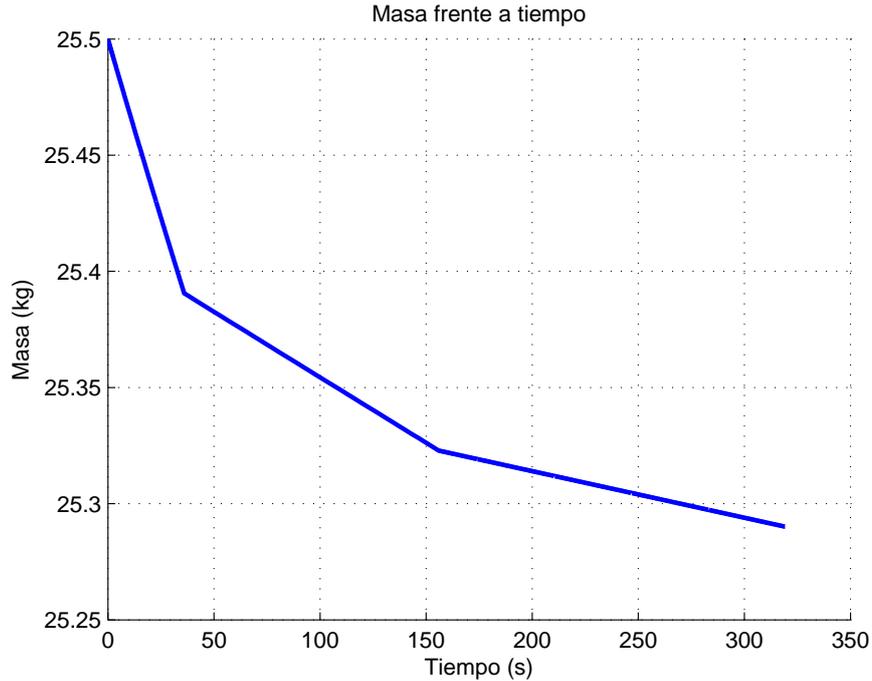


Figura 2.4: Evolución de la masa en función del tiempo. Misión de ejemplo

2.3. Nuevas operaciones

En este punto se tiene una herramienta completamente operativa capaz de simular y analizar misiones en el plano vertical compuestas por las operaciones anteriormente descritas (ascenso/descenso y crucero). Para poder simular una misión más realista y llevar a cabo un estudio más completo de las actuaciones es necesario introducir las operaciones de despegue y aterrizaje.

En cuanto al plano horizontal, inicialmente sólo cubierto por la operación de crucero ya comentada, se plantea la opción de realizar un viraje uniforme estacionario, con ángulo de balance (y por tanto factor de carga), velocidad y altitud constantes.

2.3.1. Despegue y aterrizaje

Para completar las actuaciones en el plano vertical y aportar un mayor realismo a la hora de estudiar la autonomía y el alcance en vuelo del UAV se han introducido las operaciones de despegue y aterrizaje en el conjunto de opciones de las que dispone la herramienta a la hora de definir una misión.

Dichas operaciones ya estaban definidas previamente, pero ha sido necesario el implementarlas como una opción más en el proceso de definición de la misión por parte del usuario, así como la introducción del consumo de energía eléctrica que, como ya se ha comentado, se desarrollará con más profundidad en el capítulo 3.

2.3.2. Viraje uniforme

Con objeto de hacer la herramienta *PAT* más completa y poder analizar misiones complejas ha sido necesario el incorporar la opción de realizar un giro en el plano horizontal. Las ecuaciones de la mecánica del vuelo que definen el viraje uniforme (vuelo simétrico en el plano horizontal) son:

$$\dot{x} = V \cos \chi \quad (2.13)$$

$$\dot{y} = V \sin \chi \quad (2.14)$$

$$\dot{m} = -C_E T \quad (2.15)$$

$$0 = T - D \quad (2.16)$$

$$mV\dot{\chi} = L \sin \mu \quad (2.17)$$

$$0 = L \cos \mu - mg \quad (2.18)$$

Las ecuaciones 2.13 y 2.14 son las ecuaciones cinemáticas del movimiento, definiendo al ser integradas la forma en planta que tendrá la operación. Quedan implementadas en la función (archivo “.m” de MATLAB) correspondiente integrándolas y devolviendo los resultados en el mismo formato que las anteriores operaciones de las que disponía la herramienta *Trajectory*.

Nótese además que se sigue implementando el consumo de combustible, para, una vez más, permitir esa modularidad en cuanto a modelo de planta motora se refiere.

2.4. Cambio de planta propulsora

La gran motivación del presente proyecto viene por el cambio de planta propulsora. Inicialmente se contaba con un motor de combustión. Se ha incorporado la opción de elegir un motor eléctrico con 3 hélices distintas, que son las que se han analizado en el PFC [1].

- 22x10: Hélice más convencional usada en motores eléctricos de aeromodelismo.
- 22x12W: De mismo diámetro que la anterior pero con más paso y espesor en las palas.
- 22x12E: Diseñada especialmente para motores eléctricos por tener menos espesor en las palas y en el encastrado de las mismas.

Además, de [1] se obtienen, para cada combinación de motor eléctrico y hélice, datos de:

- Potencia eléctrica en función de la velocidad de vuelo y régimen de giro del motor.
- Potencia mecánica obtenida en el eje, definida por la expresión 2.19, donde Q es el par que ofrece el motor en el eje y Ω es la velocidad de giro del motor.

$$P_m = Q \cdot \Omega \quad (2.19)$$

- Tracción proporcionada por la hélice, al igual que las variables anteriores, en función de la velocidad de vuelo y las R.P.M. del motor.

Estos son datos experimentales obtenidos de ensayos en túnel de viento, es donde radica la dificultad de, a partir de ahí, obtener un modelo propulsivo integrable en el software aquí desarrollado. La parametrización y caracterización numérica de esta planta motora con cada una de las hélices se explica en detalle en el capítulo 3.

2.5. Misiones

Con objeto de estudiar el comportamiento del UAV y el correcto funcionamiento e interacción de los módulos creados a partir de la base de la herramienta *Trajectory* inicial se pueden definir una serie de misiones a implementar, de este modo se simularían distintos ensayos en vuelo para el análisis de actuaciones integrales de forma rápida y eficaz. El objetivo es llegar al análisis de la misión tipo que ha de realizar el *Céfiro II*, que se trata, tal y como refleja su *RFP* inicial de una misión de vigilancia en la

que se realizará un ascenso hasta la altitud de crucero, allí se describirá una trayectoria tipo hipódromo alrededor de la zona de interés.

Por tanto, aunque el objetivo de la herramienta *PAT* al que está enfocada es el análisis de las actuaciones en tramos específicos (y así es como se desarrolla el capítulo 4), debido a su alta modularidad también se permite analizar misiones tipo completas tales como las que se describen en este apartado. Dichas misiones tipo pueden ser implementadas en ficheros “.m” de MATLAB, de modo que el usuario no tenga que definir la misión completa de forma manual tal y como se describe en el ejemplo del apartado 2.2.1 cada vez que quiera hacer un ensayo, sino que podrá crear baterías de ensayos (a distintas velocidades de vuelo o posiciones de palanca para el ascenso) con los que se facilita el análisis de las actuaciones. Es lo que se hace en el capítulo 4 y se explica con mayor detalle en el manual del usuario. Es otra de las ventajas que ofrece la herramienta *PAT* frente a la original *Trajectory*.

2.5.1. Plano vertical sin giro

Se trata de una trayectoria sólo en el plano vertical que incluye carrera de despegue, ascenso, crucero, planeo y aterrizaje en una pista ficticia a continuación de la de despegue.

Permitirá analizar las actuaciones de ascenso, crucero y descenso óptimas para maximizar la autonomía y el alcance.

2.5.2. Giro

Trayectoria que incluye el despegue, ascenso, un primer crucero, giro de 180° , un segundo crucero y una trayectoria de aproximación a una pista paralela a la de despegue (ficticia nuevamente).

Esta misión permitirá establecer un radio de giro óptimo y aceptable tanto para el cumplimiento de la misión final de vigilancia como en términos de autonomía.

2.5.3. Hipódromo

Se trata de ampliar la misión anterior para incluir un segundo giro de 180° , definiéndose así un hipódromo sobre el que se dará un número N de giros completos.

Posteriormente se realizará un aterrizaje en una pista dispuesta a continuación de la inicial con objeto de no centrar la misión en buscar la pista sino en optimizar la ejecución de los hipódromos.

2.5.4. Regreso a pista

En esta última misión se quiere que el UAV despegue, pueda dar varias vueltas al hipódromo anterior y encadene 2 giros de 90° para encarar la pista de aterrizaje real de la que despegó.

Además, este tipo de misión tipo que incluye el regreso a pista sólo es posible por la carencia de viento, tal y como están definidas las ecuaciones. La herramienta *PAT* también está enfocada para que en un futuro se puedan implementar y probar leyes de control para gestionar la inclusión de perturbaciones como pueden ser el viento o ráfagas.

Capítulo 3

Caracterización de la planta motora

En este capítulo se describe el proceso seguido para caracterizar la planta motora eléctrica e incorporarla a la herramienta *PAT* para poder llevar a cabo el análisis de las actuaciones del *Céfiro II* con una planta motopropulsora eléctrica y 3 hélices distintas. Se empieza por la elección del motor eléctrico y también se realiza un pequeño desglose de sus características en el apartado 3.1, se sigue con el análisis de las características obtenidas en los ensayos en tunel de viento realizado por Elio Carrasco en [1]. A partir de ese punto se determina el cómo adaptar esos resultados a la herramienta *PAT* en el apartado 3.3. Por último se analiza en la sección 3.4 el problema de la falta de datos para determinados rangos de velocidades y R.P.M. que podrían ser útiles para las operaciones de carreteo en el despegue y para el descenso.

3.1. Elección del motor

Tal y como se comenta en [1], un cambio del tipo de motor (de combustión interna a eléctrico) supone una mejora significativa en cuanto a características para el *Céfiro II*. 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. No sólo se han de cumplir 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 II* es el AXI 5345/16 cuya elección se encuentra razonada y discutida en el reporte interno de Fernández Lucena (anexo A de [1]) 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 [2].

El motor AXI 5345/16 se encuadra en una tipología de motores eléctricos de corriente continua sin escobillas 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 (figura 3.2 y tabla 3.1) se recogen las características técnicas proporcionadas por el fabricante para el motor eléctrico AXI 5345/16.



Figura 3.1: Motor eléctrico AXI 5345/16

AXI 53XX + front prop holder

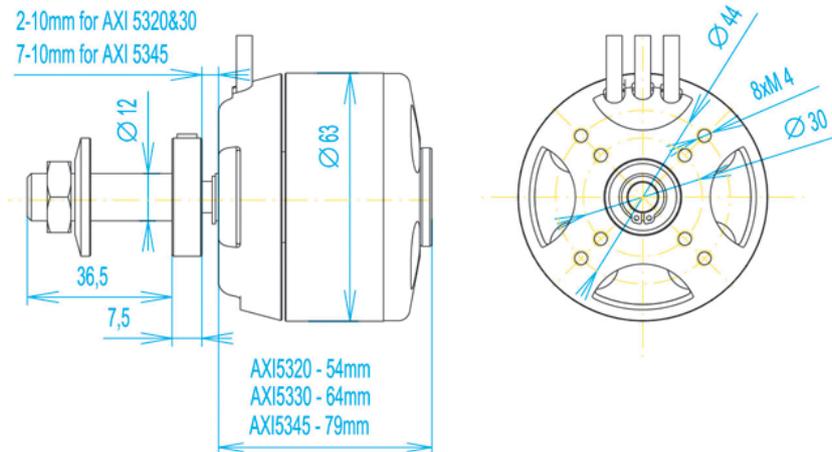


Figura 3.2: Motor eléctrico AXI 5345/16

Constante de velocidad	195 R.P.M./V
Voltaje de alimentación	26,4 - 44,4 V
Eficiencia máxima	84 %
Intensidad máxima	90 A durante 20 s
Intervalo de intensidades de máxima eficiencia	30 – 75 A
Resistencia interna	34 mΩ
Peso	895 g
Diámetro del eje	8 mm
Corriente sin carga	2,1 A

Tabla 3.1: 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 es el Jeti Spin 99 Opto, del que se encuentra más información en [1]. Lo realmente interesante es que ese variador permite mantener las R.P.M. constantes al variar la velocidad, lo que ha hecho posible tener los resultados de los que trata la sección 3.2, vitales para el correcto desarrollo del presente proyecto.

3.2. Resultados experimentales

Mediante ensayos en túnel de viento Elio Carrasco obtuvo en [1] datos experimentales, para cada hélice disponible, de:

- Potencia eléctrica aportada al motor.
- Tracción proporcionada por la hélice.
- Potencia mecánica obtenida en el eje.

Estos ensayos consistían en, dada una posición de palanca constante, variar la velocidad y medir la característica necesaria (potencia eléctrica, tracción o potencia mecánica). Ahora bien, dada la alta variación de los datos obtenidos en ensayos (fenómeno de *chattering*) hubo que hacer un filtrado para poder obtener curvas suaves que se pudiesen implementar en la herramienta *PAT*.

Por tanto, para cada una de las variables de interés definidas anteriormente (potencia eléctrica, tracción y potencia mecánica), se tiene un barrido en velocidad (desde 5 hasta 20 m/s) para 4 posiciones de palanca distintas (15, 35, 50 y 75 % de la posición máxima de de la palanca de potencia). Como se comentó en la sección 3.1, debido al variador utilizado, cada posición de palanca corresponde a unas R.P.M. constantes con la velocidad. Esta relación “posición de palanca - R.P.M.” es de gran importancia en el desarrollo de este trabajo y se analiza con más detalle en el apartado 3.3.1. De cada variable se hace además una interpolación en el rango de R.P.M. en que está definida, para poder obtener un conjunto de datos que caracterice al motor en todo su rango de operación. Para cada hélice, los rangos de velocidades mínimas y máximas, así como las velocidades mínimas y máximas de giro del motor vienen dadas en la tabla 3.2.

Hélice	22x10	22x12W	22x12E
V_{\min}	5	5	5
V_{\max}	20	20	20
RPM_{\min}	3913	3833	3849
RPM_{\max}	5846	5928	5486

Tabla 3.2: Características técnicas del motor AXI 5345/16

Cada uno de estos conjuntos de datos provenientes de ensayos, una vez tratados correctamente, viene dado en foma matricial tal y como indican las expresiones 3.1, 3.2 y 3.3, donde P_e , T y P_m son las matrices de potencia eléctrica aportada al motor, tracción obtenida por la hélice y potencia mecánica desarrollada, respectivamente.

$$P_e = \begin{pmatrix} P_{e_{1,1}} & P_{e_{1,2}} & \cdots & P_{e_{1,500}} \\ P_{e_{2,1}} & P_{e_{2,2}} & \cdots & P_{e_{2,500}} \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ P_{e_{500,1}} & P_{e_{500,2}} & \cdots & P_{e_{500,500}} \end{pmatrix} \quad (3.1)$$

$$T = \begin{pmatrix} T_{1,1} & T_{1,2} & \cdots & T_{1,500} \\ T_{2,1} & T_{2,2} & \cdots & T_{2,500} \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ T_{500,1} & T_{500,2} & \cdots & T_{500,500} \end{pmatrix} \quad (3.2)$$

$$P_m = \begin{pmatrix} P_{m_{1,1}} & P_{m_{1,2}} & \cdots & P_{m_{1,500}} \\ P_{m_{2,1}} & P_{m_{2,2}} & \cdots & P_{m_{2,n}} \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ P_{m_{500,1}} & P_{m_{500,2}} & \cdots & P_{m_{500,500}} \end{pmatrix} \quad (3.3)$$

Como ejemplo para poder interpretar los datos: sea la primera fila de la matriz T para la hélice 22x10:

$$[T_{1,1}, T_{1,2}, \dots, T_{1,500}]$$

representa la variación de la tracción proporcionada por la hélice 22x10 en función de la velocidad a 3919 R.P.M., desde $T_{1,1}$ (que corresponde al valor de la tracción a 5 m/s y las nombradas 3919 R.P.M.) hasta $T_{1,500}$ (que da la tracción a 20 m/s y, como se mantiene constante el régimen de giro, 3919 R.P.M.).

Siguiendo con el ejemplo, la última fila de dicha matriz:

$$[T_{500,1}, T_{500,2}, \dots, T_{500,500}]$$

dará los datos de tracción correspondientes a 5846 R.P.M., variando de igual modo entre 5 y 20 m/s.

La interpretación de las columnas de cada matriz de datos es inmediata: cada columna se corresponde con un valor fijo de la velocidad y lo que varía son las R.P.M. Se muestran a continuación, para cada hélice, los datos experimentales ya comentados y tratados, obtenidos de [1] de forma gráfica.

Se observa en cada una de ellas la clara dependencia de la variable (potencia eléctrica, tracción o potencia mecánica) con el régimen de giro del motor, aumentando siempre a medida que aumentan las revoluciones. Además, en las figuras 3.4, 3.7 y fig:T22x12E, correspondientes a la tracción proporcionada por cada hélice en función de las R.P.M. y la velocidad de vuelo, se ve cómo a medida que aumenta la velocidad, disminuye el valor de la tracción obtenida, para las 3 hélices.

Hélice 22x10

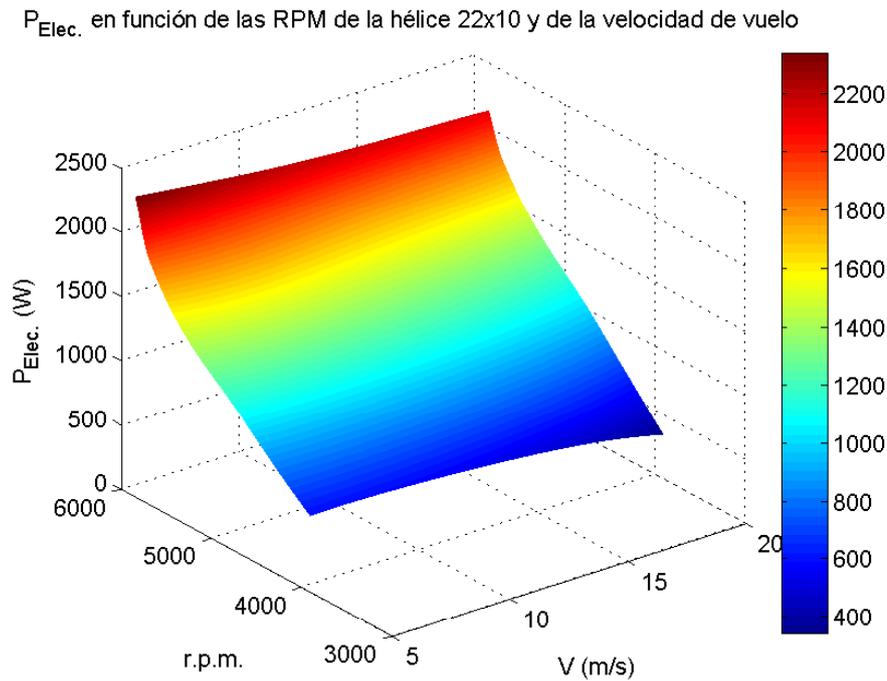


Figura 3.3: Potencia eléctrica frente a R.P.M. y velocidad para la hélice 22x10

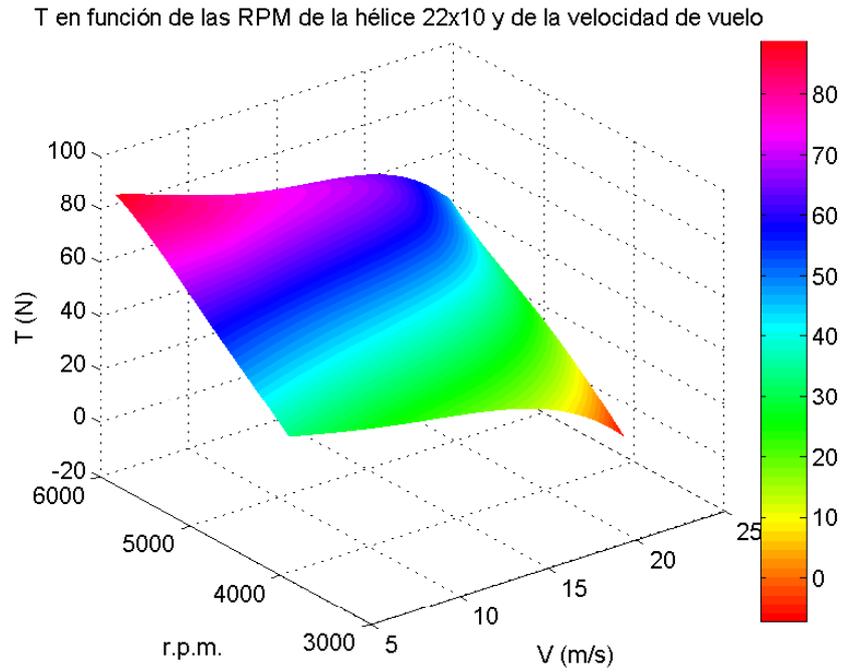


Figura 3.4: Tracción frente a R.P.M. y velocidad para la hélice 22x10

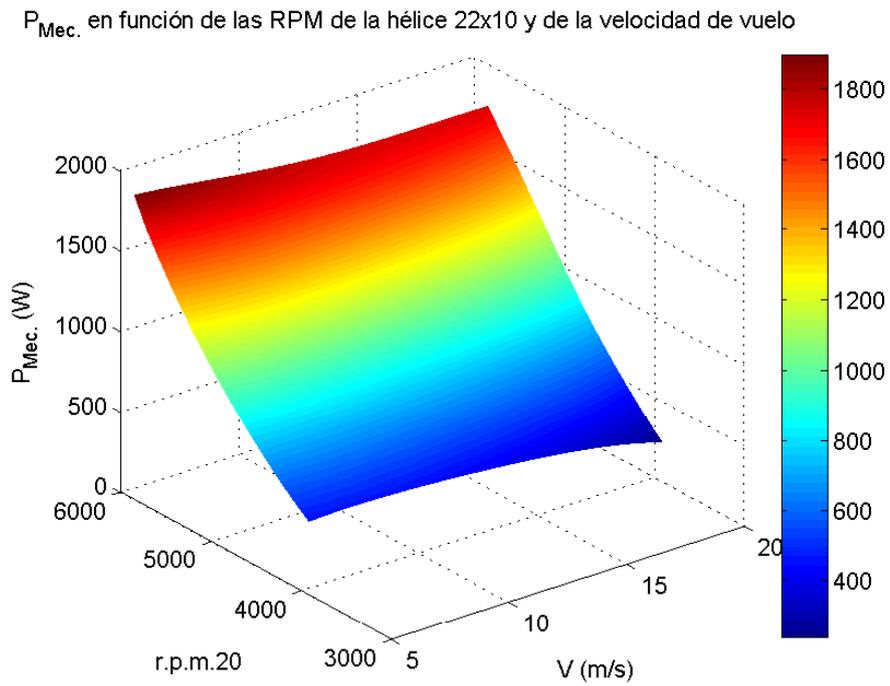


Figura 3.5: Potencia mecánica frente a R.P.M. y velocidad para la hélice 22x10

Hélice 22x12W

$P_{Elec.}$ en función de las RPM de la hélice 22x12W y de la velocidad de vuelo

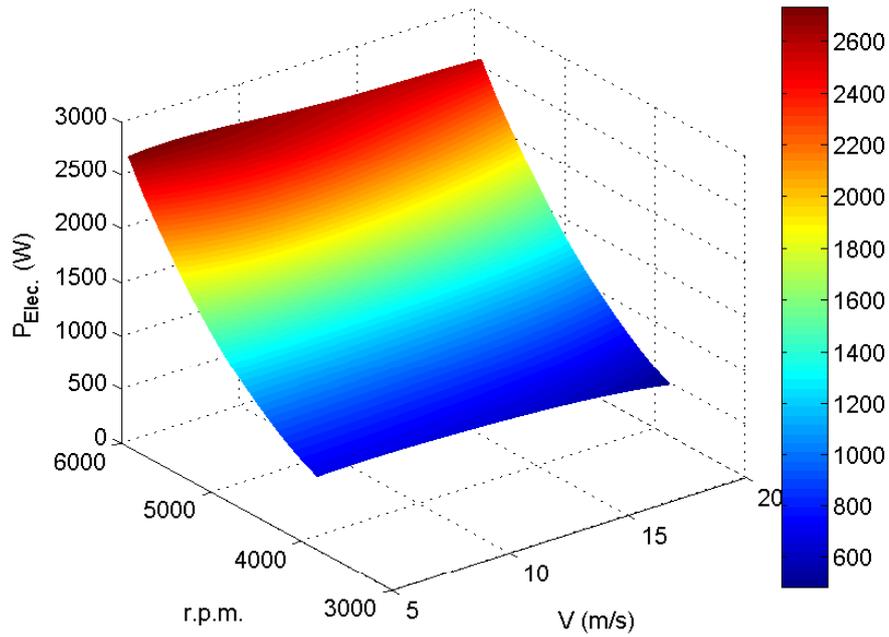


Figura 3.6: Potencia eléctrica frente a R.P.M. y velocidad para la hélice 22x12W

T en función de las RPM de la hélice 22x12W y de la velocidad de vuelo

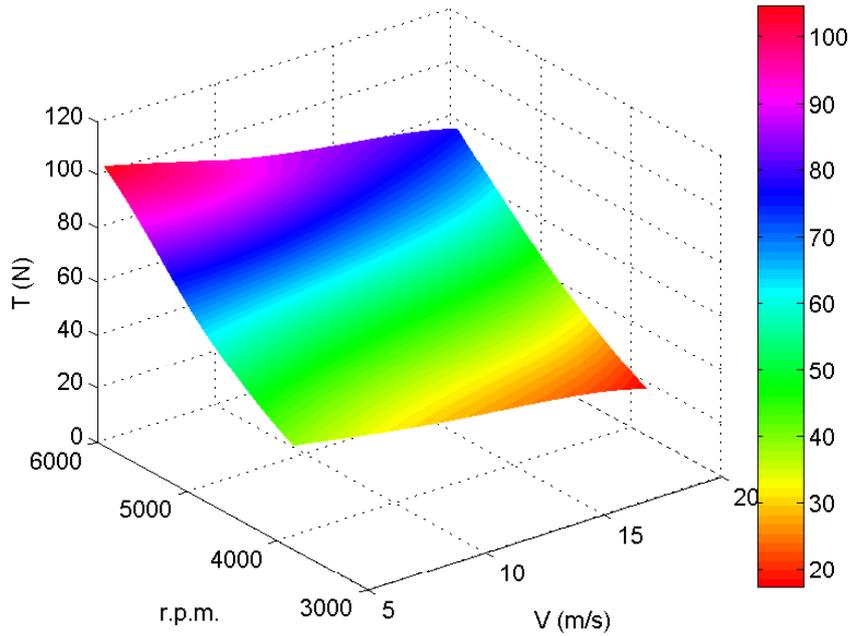


Figura 3.7: Tracción frente a R.P.M. y velocidad para la hélice 22x12W

$P_{Mec.}$ en función de las RPM de la hélice 22x12W y de la velocidad de vuelo

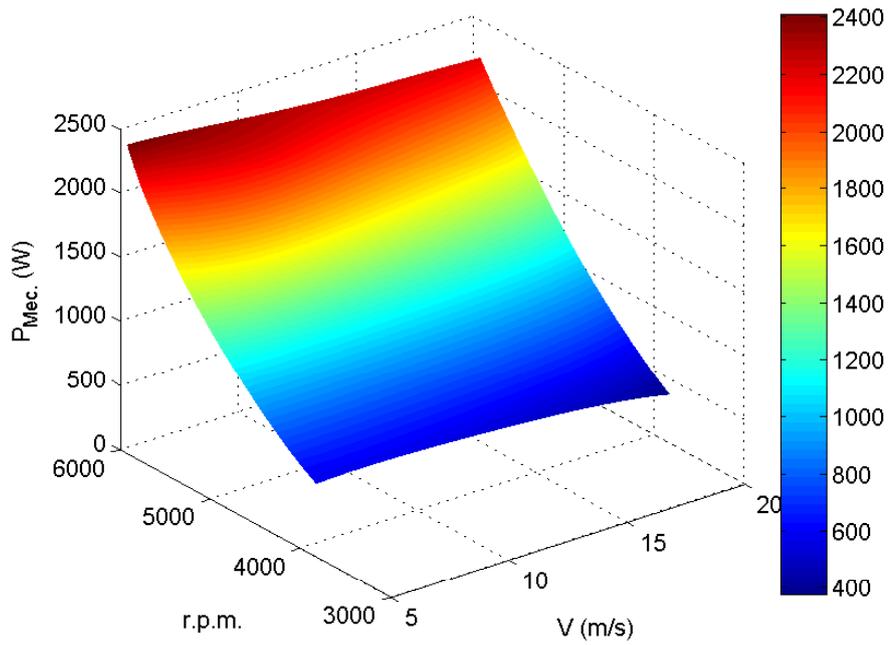


Figura 3.8: Potencia mecánica frente a R.P.M. y velocidad para la hélice 22x12W

Hélice 22x12E

$P_{Elec.}$ en función de las RPM de la hélice 22x12E y de la velocidad de vuelo

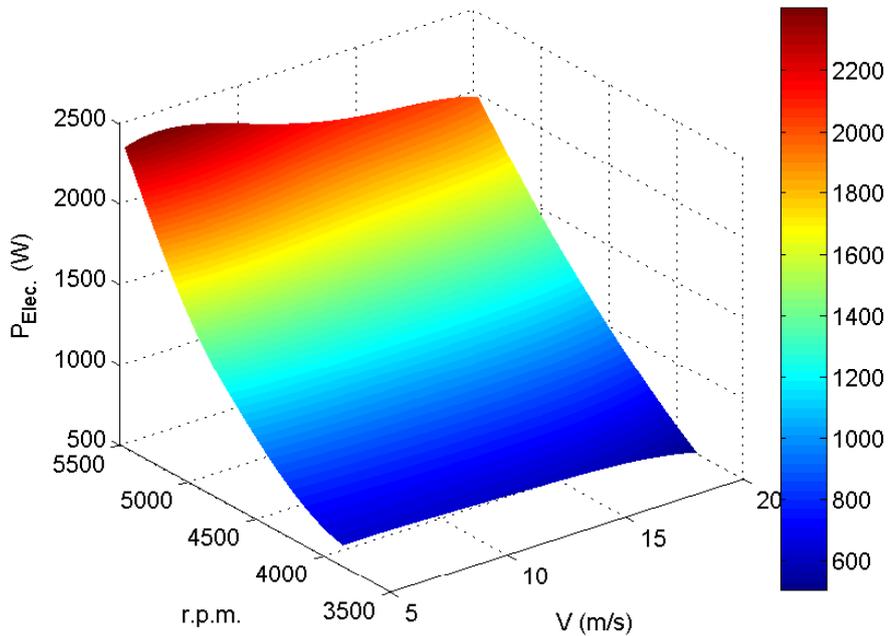


Figura 3.9: Potencia eléctrica frente a R.P.M. y velocidad para la hélice 22x12E

T en función de las RPM de la hélice 22x12E y de la velocidad de vuelo

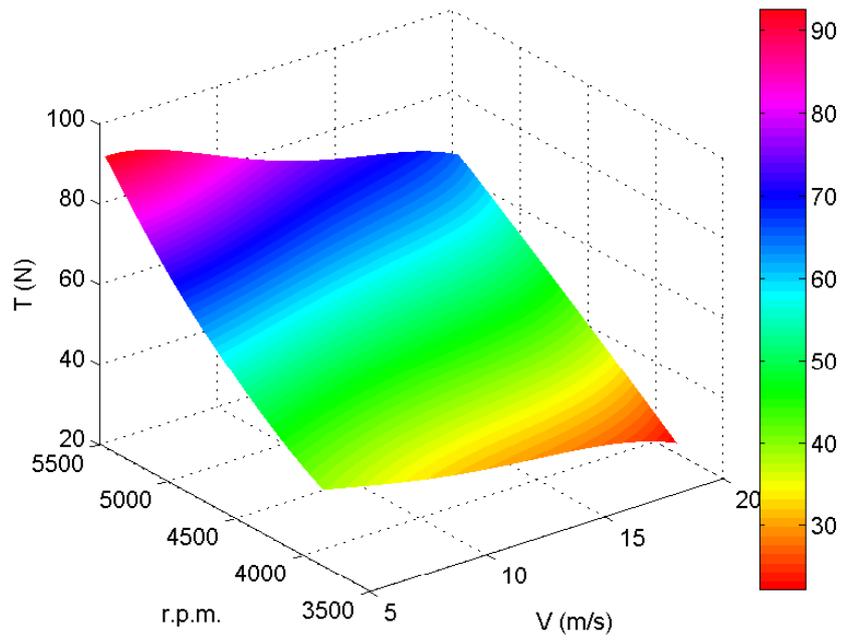


Figura 3.10: Tracción frente a R.P.M. y velocidad para la hélice 22x12E

$P_{Mec.}$ en función de las RPM de la hélice 22x12E y de la velocidad de vuelo

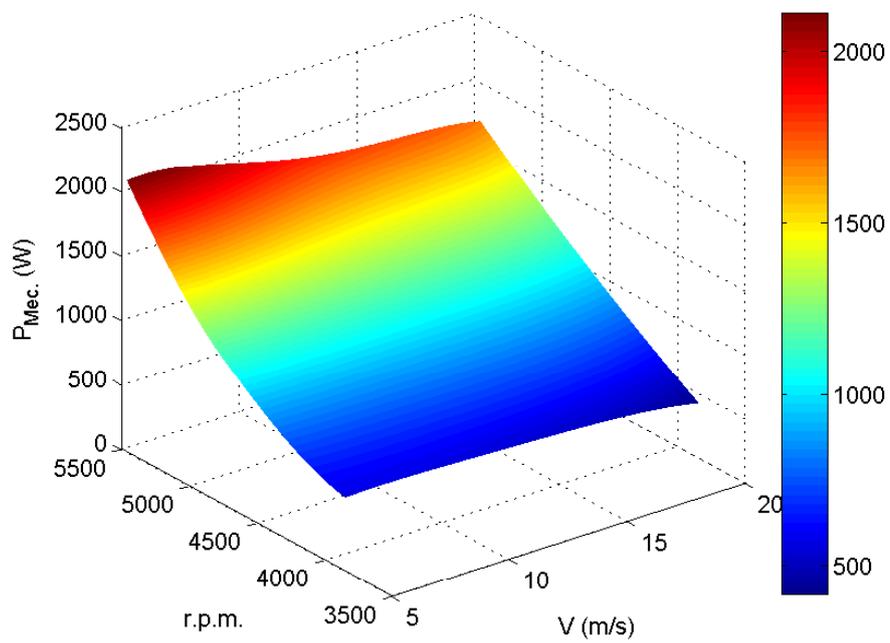


Figura 3.11: Potencia mecánica frente a R.P.M. y velocidad para la hélice 22x12E

3.3. Modelo propulsivo

Tal y como se muestra en el esquema de la figura 3.12, alimentando a la herramienta *PAT* con un modelo de motor se obtienen unas actuaciones determinadas, de las cuales se analizarán los óptimos en el capítulo 4. Parte de la dificultad en el desarrollo de la mencionada herramienta *PAT* consiste en hacerla funcionar cambiando el modelo propulsivo, más aún cuando además se cambia la tipología del motor (se pasa de motor de combustión a motor eléctrico).



Figura 3.12: Esquema del proceso de análisis

Para poder implementar el modelo de motor eléctrico con cada una de las hélices en la herramienta *PAT* se han de proporcionar:

- Matriz de potencia mecánica aportada.
- Matriz de rendimiento propulsivo.
- Matriz de empuje.
- Matriz de potencia eléctrica, es una matriz de ceros en el caso del motor de combustión.
- Matriz de consumo específico de combustible, es una matriz de ceros en el caso de motor eléctrico.
- Vector de velocidades.
- Vector de posiciones de palanca.

Las matrices descritas siguen una distribución similar a las del apartado anterior, correspondiendo cada columna ahora a una posición de la palanca de potencia fija (que quiere decir R.P.M. constantes tal y como se ha comentado previamente) y cada fila a una velocidad constante. Mientras que los datos experimentales obtenidos en el apartado anterior eran matrices cuadradas de dimensión 500x500, las que usa la herramienta *Trajectory* en su estado inicial, implementando el motor de combustión interna, tienen 11 filas y 16 columnas.

Es por tanto necesario, a priori, definir un vector velocidad de 11 componentes y un vector de palanca de potencia de 16 componentes para asegurar el correcto funcionamiento de la herramienta *PAT*. La obtención del vector de velocidad es trivial, se toma el menor y mayor valor y se construye un vector de 11 componentes equidistantes. Por otro lado el vector de palanca de potencia (sobre el que se hablará en el apartado 3.3.1), de manera equivalente, varía entre 0 y 1, con 16 componentes también equiespaciadas.

Dado que las comentadas matrices de tamaño 11x16 podrían no recoger toda la información de forma precisa, con objeto de tener mayor exactitud en el cálculo y tal y como se comenta en la sección 3.4, se han conseguido implementar matrices 100x100 obtenidas directamente de los datos experimentales, consiguiendo un aumento de la resolución de los datos que se interpolan durante la integración de las ecuaciones y asegurando que los mapas 3D de las variables requeridas se recojan de forma correcta.

Además, dado que ahora no existe consumo de combustible y por tanto la masa permanecerá constante, para poder estudiar las variaciones de autonomía y alcance en las distintas misiones hay que implementar el consumo de energía eléctrica. Esto se consigue incorporando a los archivos y funciones “.m” de MATLAB la ecuación 3.4.

$$\dot{E} = P_e(\delta, V) \quad (3.4)$$

Donde se tiene que E es la energía eléctrica consumida y P_e la potencia eléctrica, función de δ (posición de palanca) y V (velocidad de vuelo).

3.3.1. Posición de palanca

El vector de posición de palanca que se le da a la herramienta *PAT* no es más que una parametrización de las R.P.M. a las que gira el motor, correspondiéndose el valor 0 con el mínimo de revoluciones consideradas y el valor 1 con el máximo, variando de forma lineal, es decir, siguiendo una relación lineal del tipo que se tiene en la expresión 3.5.

$$\delta = a \cdot \text{R.P.M.} + b \quad (3.5)$$

Las constantes a y b se obtendrán de aplicar las siguientes condiciones de contorno para cada hélice:

$$\text{R.P.M.} = \text{R.P.M.}_{\min} \Rightarrow \delta = 0$$

$$\text{R.P.M.} = \text{R.P.M.}_{\max} \Rightarrow \delta = 1$$

Esto se hace así pues volviendo a los experimentos hechos en [1] se tienen las figuras 3.13, 3.14 y 3.15 en las que se observa que para una posición del servo las revoluciones se mantienen constantes frente a la velocidad, por lo que se tendrá que a cada δ tal y como ha sido definido, corresponderá una posición de servo.

De este modo, y con las gráficas mencionadas en el párrafo anterior, se puede generar una ley de R.P.M. y por tanto de posición de palanca real (servo) para la realización de las distintas operaciones.

Tanto la relación entre posición del servo y las R.P.M. como la parametrización de las R.P.M. con la posición de palanca (virtual) que se le da a la herramienta *PAT*, se desarrollan más adelante, en la sección 3.4, pues habrá que ampliar el rango de R.P.M. debido a las operaciones de carreteo en el despegue y al descenso con posición de palanca mínima tal y como se explica en dicho apartado.

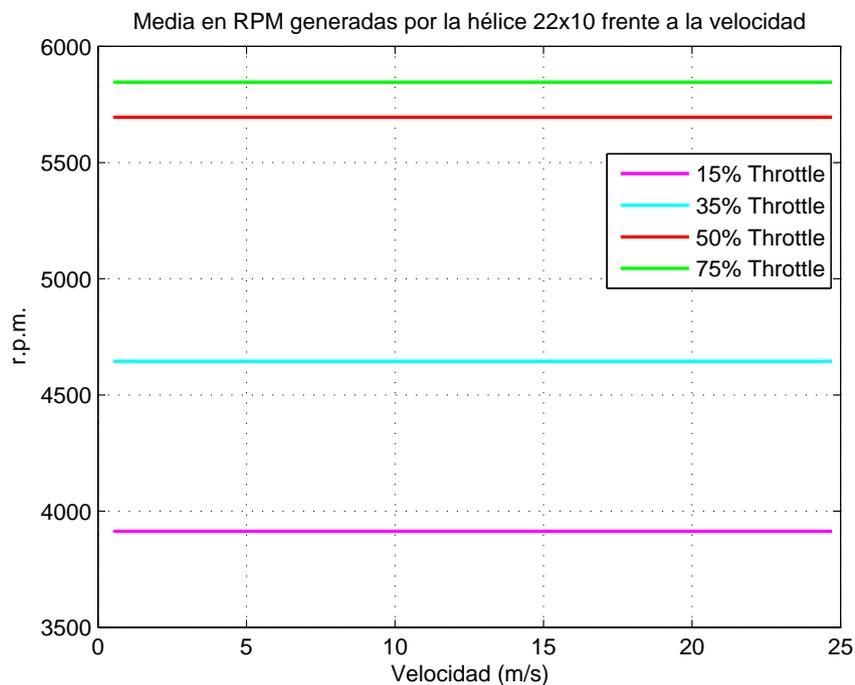


Figura 3.13: R.P.M. frente a velocidad para la hélice 22x10

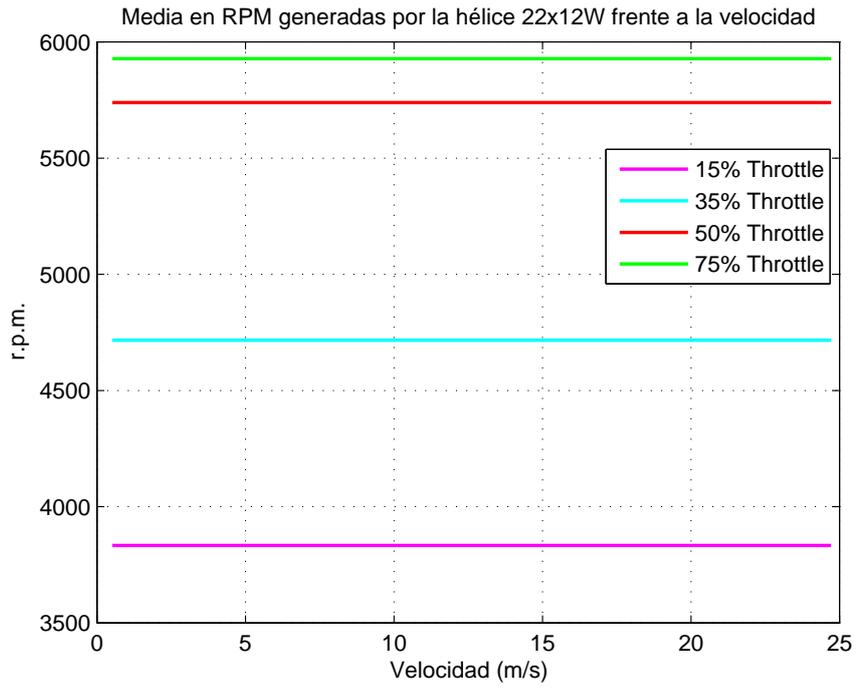


Figura 3.14: R.P.M. frente a velocidad para la hélice 22x12W

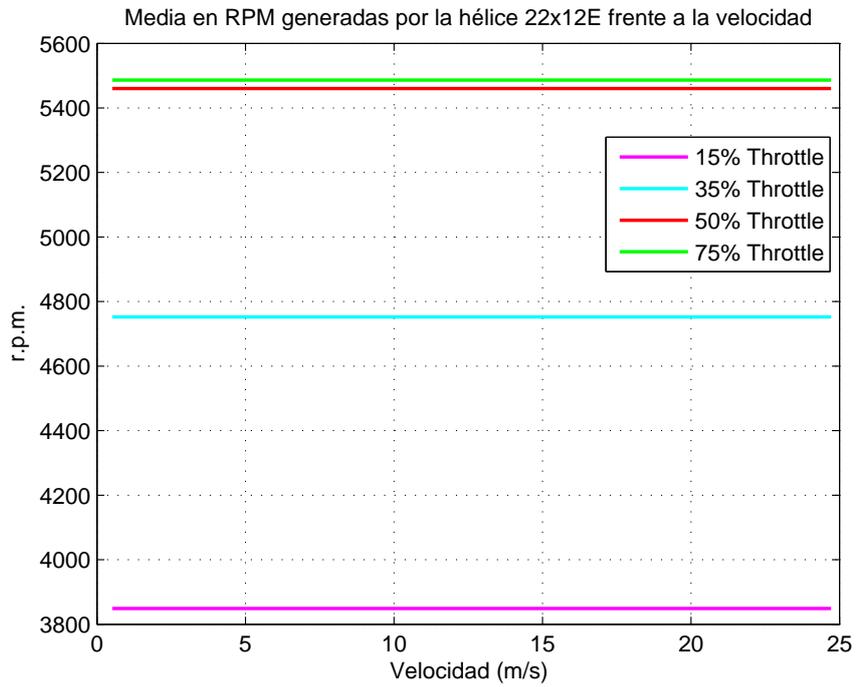


Figura 3.15: R.P.M. frente a velocidad para la hélice 22x12E

3.3.2. Rendimientos

De las figuras 3.5, 3.8 y 3.11 se obtienen la matrices de potencia mecánica necesarias para la implementación del motor (una matriz para cada hélice). Ahora bien, para obtener la correspondiente al rendimiento propulsivo, η_p es necesaria la potencia útil propulsiva, pues η_p viene definido por la expresión 3.6.

$$\eta_p = \frac{P_{\text{útil}}}{P_m} \quad (3.6)$$

Para ello hay que calcular la potencia útil, que está dada por la ecuación 3.7.

$$P_{\text{útil}} = T \cdot V \quad (3.7)$$

Que se obtiene de multiplicar cada columna de la matriz T por la componente correspondiente de la velocidad V . Por tanto, la matriz que faltaba, requerida por la herramienta *PAT*, en su primera revisión, quedan de la forma que indican las expresiones 3.8 y 3.9.

$$P_{m_{i,j}} = \begin{pmatrix} p_{m_{1,1}} & p_{m_{1,2}} & \cdots & p_{m_{1,16}} \\ p_{m_{2,1}} & p_{m_{2,2}} & \cdots & p_{m_{2,16}} \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ p_{m_{11,1}} & p_{m_{11,2}} & \cdots & p_{m_{11,16}} \end{pmatrix} \quad (3.8)$$

$$\eta_{p_{i,j}} = \begin{pmatrix} \eta_{p_{1,1}} & \eta_{p_{1,2}} & \cdots & \eta_{p_{1,16}} \\ \eta_{p_{2,1}} & \eta_{p_{2,2}} & \cdots & \eta_{p_{2,16}} \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ \eta_{p_{11,1}} & \eta_{p_{11,2}} & \cdots & \eta_{p_{11,16}} \end{pmatrix} \quad (3.9)$$

Dados los resultados anteriores se puede obtener también una matriz de rendimientos del motor, que cierre el modelado del mismo, para las velocidades y posiciones de palanca definidas previamente. Dicho rendimiento motor viene dado por la expresión 3.10.

$$\eta_m = \frac{P_{\text{mecánica}}}{P_{\text{eléctrica}}} \quad (3.10)$$

3.3.3. Independencia con la altitud

También hay que señalar que no se ha introducido ningún tipo de dependencia con la altitud de vuelo. Con el motor de combustión sí que se tiene dicha dependencia, definiendo cada una de las matrices necesarias que caracterizan el motor (potencia mecánica, tracción, consumo específico y rendimiento propulsivo) para cada altitud múltiplo de 100 metros desde nivel del mar hasta 1000 metros de altitud. Con esas matrices, en la versión de la herramienta *Trajectory* en la que se basa este proyecto, se hace una nueva interpolación con la altitud para así tener mayor precisión. Sin embargo, en el presente trabajo no se ha introducido dicha dependencia con la altitud por por:

- Falta de datos de ensayos. Sólo se tienen los ensayos hechos en una época del año y el túnel de viento utilizado no está presurizado.
- Poca variabilidad atmosférica en las condiciones de vuelo de la aeronave. Tomando como referencia la velocidad del sonido, a una altitud operativa de 500 m:

$$a_{\text{SL}} = \sqrt{\gamma R_g T_{\text{SL}}}$$

$$a_{500} = \sqrt{\gamma R_g T_{500}}$$

Y suponiendo un modelo de atmósfera ISA, el error cometido viene dado por la expresión 3.11.

$$e (\%) = \frac{a_{SL} - a_{500}}{a_{SL}} \cdot 100 = 0,5044 \% \quad (3.11)$$

Dada la pequeña magnitud del error cometido se va a considerar que la hipótesis de independencia de las variables con la altitud es aceptable. Quizás tuviese más importancia la dependencia con la época del año en la que se hagan los vuelos, suponiendo una variación de 30°C y siendo la menor temperatura de vuelo de 5°C y la mayor de 35°C, el error cometido viene dado por la expresión 3.12.

$$e (\%) = \frac{a_{verano} - a_{invierno}}{a_{verano}} \cdot 100 = 4,9924 \% \quad (3.12)$$

Si se quisiera reducir ese error del 5% habría que hacer ensayos, para poder caracterizar el motor eléctrico con cada una de las hélices en función de la temperatura ambiente, tanto en invierno como en verano e implementar los nuevos resultados obtenidos siguiendo procedimientos similares a los descritos en este documento.

3.3.4. Resultados

A continuación se presentan los resultados gráficos obtenidos para la interpolación de las variables $P_{\text{útil}}$, $\eta_{\text{propulsivo}}$ y η_{motor} en los rangos de valores indicados en la tabla 3.2, completando así, junto a las gráficas de la 3.3 a la 3.11, la caracterización inicial de la planta motora con cada una de las hélices.

Hélice 22x10

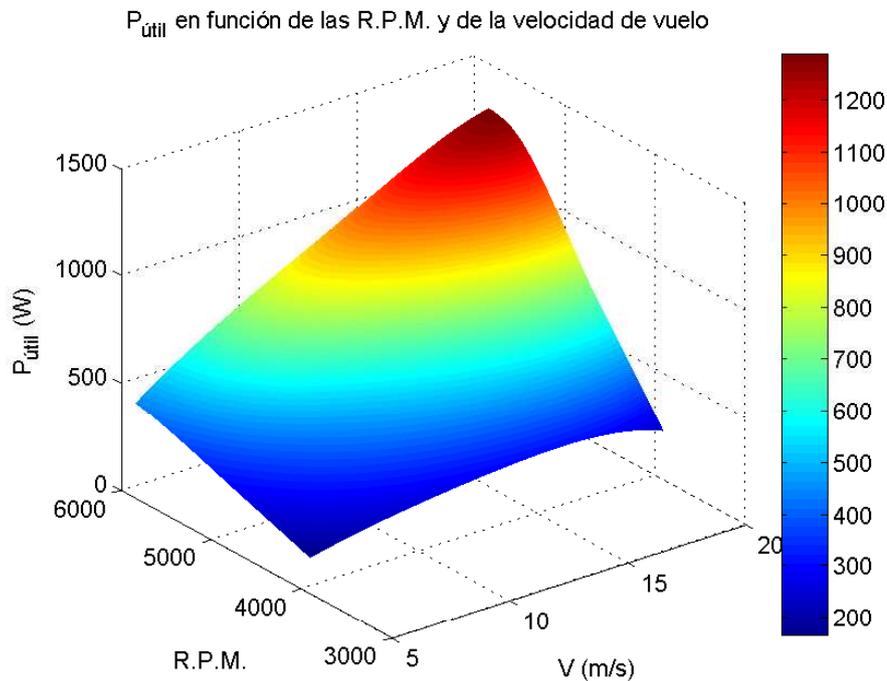


Figura 3.16: Potencia útil en función de las R.P.M. y la velocidad para la hélice 22x10

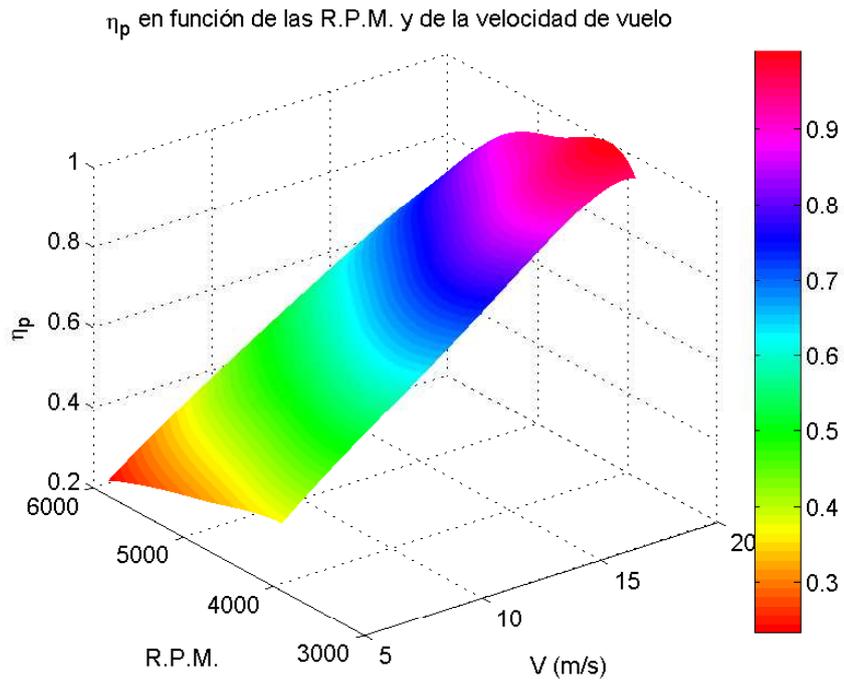


Figura 3.17: Rendimiento propulsivo en función de las R.P.M. y la velocidad para la hélice 22x10

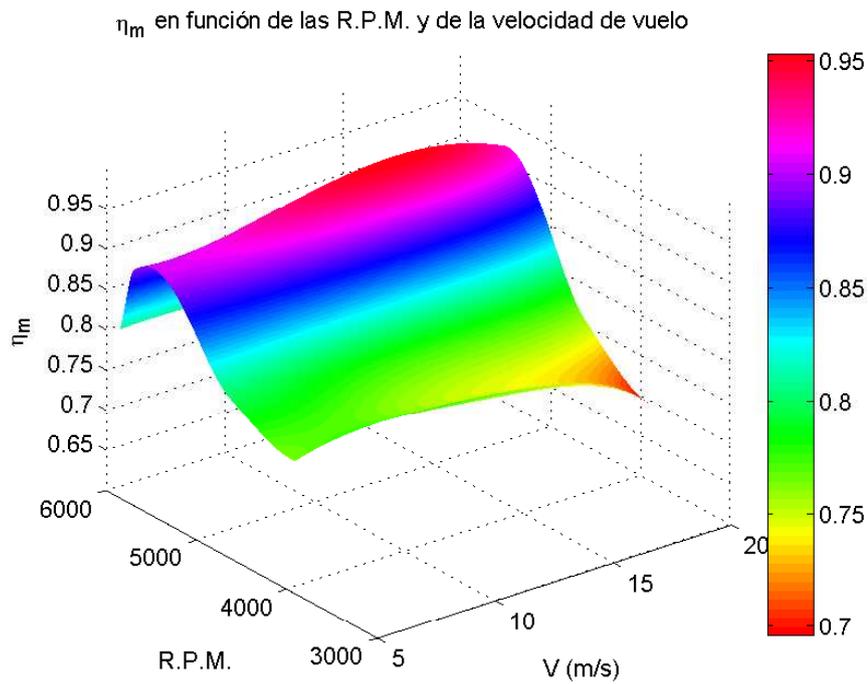


Figura 3.18: Rendimiento motor en función de las R.P.M. y la velocidad para la hélice 22x10

Hélice 22x12W

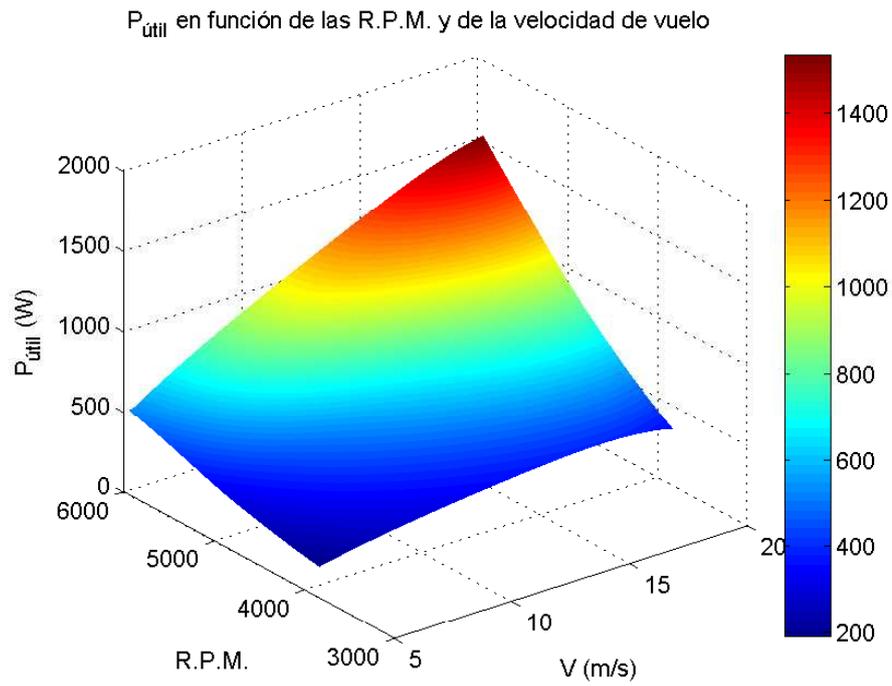


Figura 3.19: Potencia útil en función de las R.P.M. y la velocidad para la hélice 22x12W

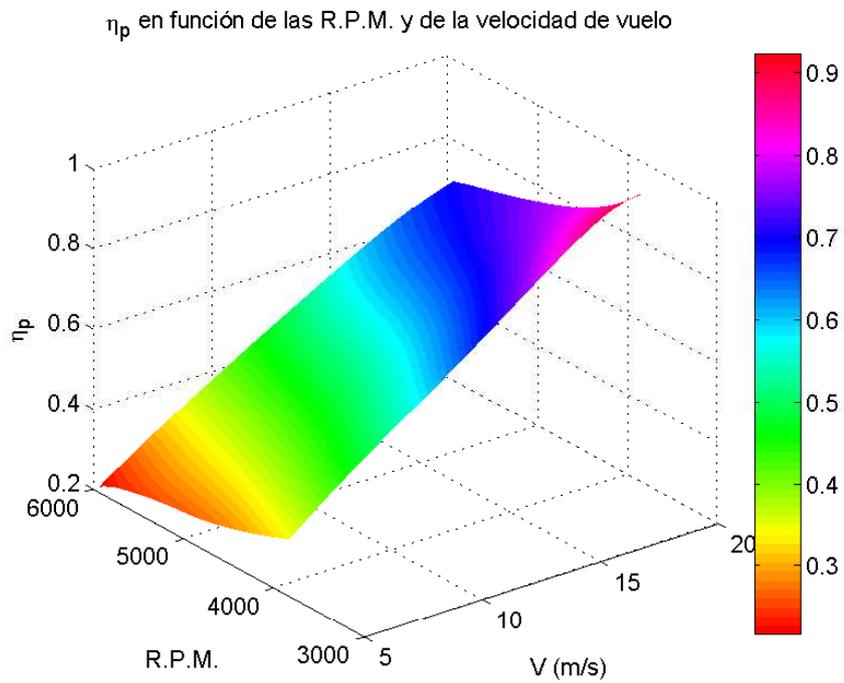


Figura 3.20: Rendimiento propulsivo en función de las R.P.M. y la velocidad para la hélice 22x12W

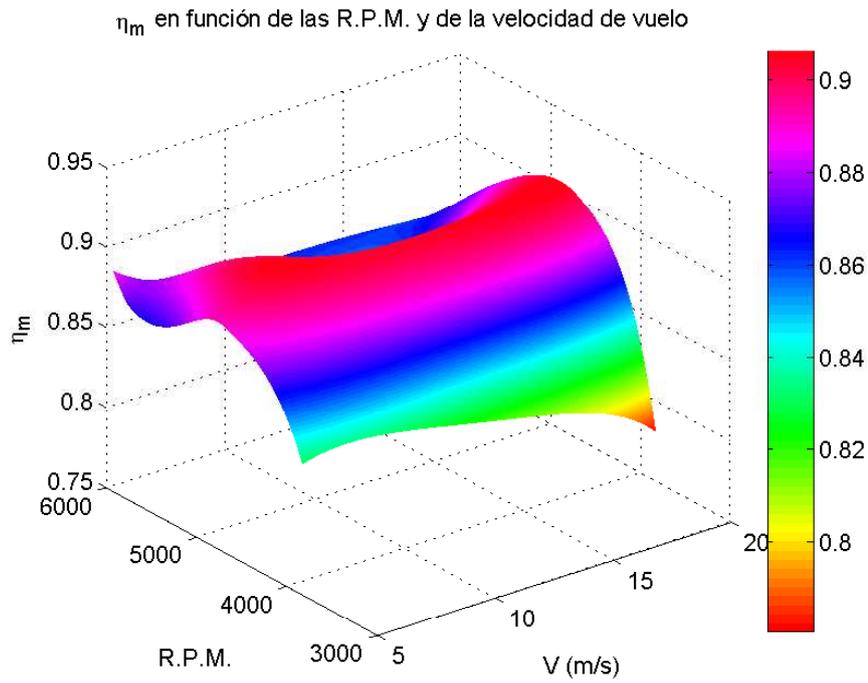


Figura 3.21: Rendimiento motor en función de las R.P.M. y la velocidad para la hélice 22x12W

Hélice 22x12E

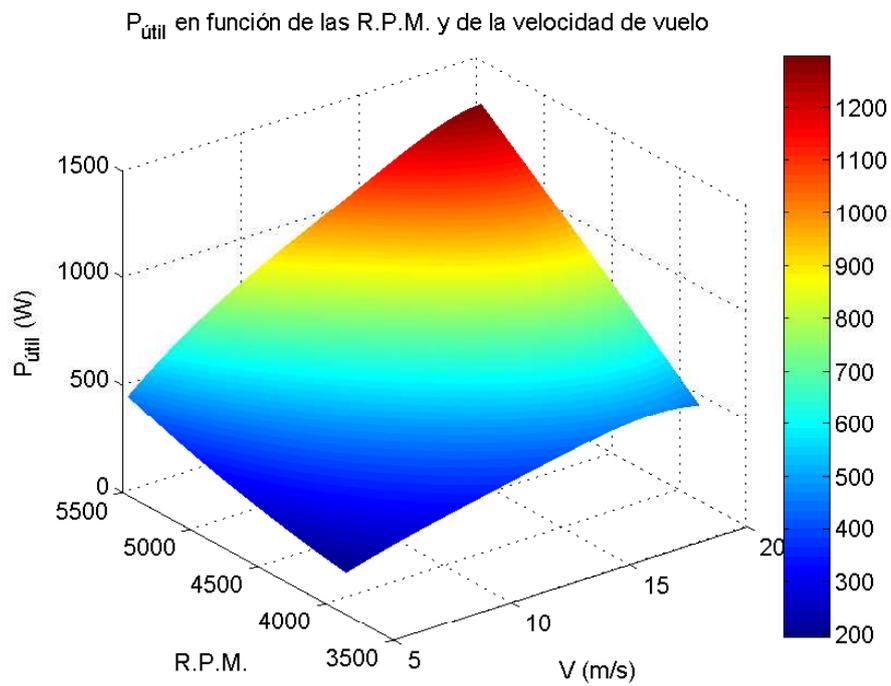


Figura 3.22: Potencia útil en función de las R.P.M. y la velocidad para la hélice 22x12E

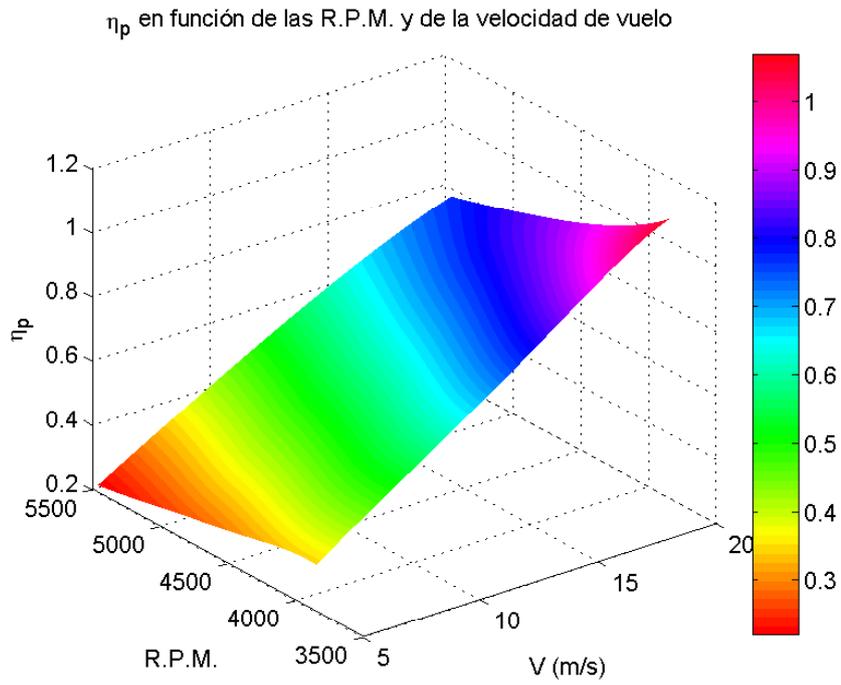


Figura 3.23: Rendimiento propulsivo en función de las R.P.M. y la velocidad para la hélice 22x12E

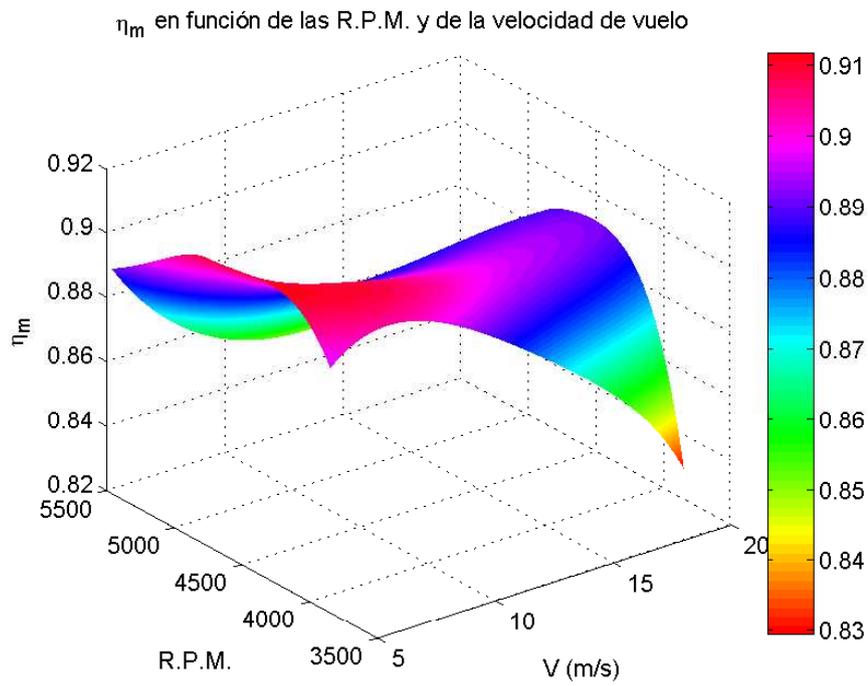


Figura 3.24: Rendimiento motor en función de las R.P.M. y la velocidad para la hélice 22x12E

3.4. Extrapolación

Debido a las limitaciones en velocidad y R.P.M. impuestas por los datos obtenidos por los experimentos de [1], ha sido necesario llevar a cabo una extrapolación de los datos. En cuanto a velocidad, en el carreteo se tienen velocidades por debajo de los 5 m/s a los que se tiene el mínimo en los datos presentados hasta ahora. En cuanto al régimen de giro del motor, aún estando a las revoluciones mínimas definidas por la tabla 3.2, se tienen gradientes de descenso demasiado pequeños, asociados a un déficit de potencia muy bajo. Es por eso que, para poder llevar a cabo el análisis de las actuaciones de descenso con regímenes de giro cercanos a lo que pudiera ser un ralenti, se ha decidido llevar a cabo una extrapolación de los datos obtenidos.

- En cuanto a la velocidad sí que existen datos experimentales para un rango que va desde los 3 m/s hasta los 25 m/s, por lo que la extrapolación no es tal en este sentido, sino que se han podido tomar los datos de los ensayos.
- Con respecto a las R.P.M. dada la alta linealidad existente se ha tratado de seguir la tendencia haciendo una traslación de la última curva conocida de R.P.M. constantes. Aquí sí hay una extrapolación real hasta las 3000 R.P.M.

Además, en esta misma sección, en el apartado 3.4.1 se trata el ya comentado asunto de la posición de palanca, tanto la real como la parametrización de las R.P.M. que se le da a la herramienta *PAT*. Por último, en el apartado 3.4.2 se describen los resultados implementados finalmente y se representan de manera gráfica las características implementadas en el software de análisis de actuaciones.

3.4.1. Relación R.P.M. - Posición de palanca

En cuanto a la relación entre el régimen de giro del motor y la posición de palanca hay dos casos diferenciados: cuando dicha posición de palanca corresponde con el valor real del servo y cuando esa posición de palanca no es más que una parametrización de las R.P.M. para poder usarla en la herramienta *PAT* con objeto de introducir el modelo de motor - hélice.

R.P.M. - Servo

Como ya se ha dicho previamente, de las figuras 3.13, 3.14 y 3.15 obtenidas de [1] se puede obtener una relación entre la posición del servo y las revoluciones del motor. En esas gráficas se observa que para cada posición del servo, si el variador está en modo *Helix-Auto*, las R.P.M. del motor se mantendrán constantes frente a la velocidad. Se recogen en la tabla 3.3 los resultados numéricos de esas figuras.

<i>Throttle</i>	Hélice 22x10	Hélice 22x12W	Hélice 22x12E
15 %	3913 R.P.M.	3833 R.P.M.	3849 R.P.M.
35 %	4645 R.P.M.	4716 R.P.M.	4752 R.P.M.
50 %	5695 R.P.M.	5739 R.P.M.	5460 R.P.M.
75 %	5846 R.P.M.	5928 R.P.M.	5486 R.P.M.

Tabla 3.3: R.P.M. en función de la posición de palanca

De los datos de la tabla anterior se pueden obtener expresiones polinómicas que aproximen mediante mínimos cuadrados los resultados para cada hélice, de modo que se tengan expresiones como la de la ecuación 3.13, donde δ_s representa la posición del servo en porcentaje.

$$\text{RPM} = p_1 \cdot \delta_s^2 + p_2 \cdot \delta_s + p_3 \quad (3.13)$$

Para cada hélice se han obtenido los coeficientes del polinomio p_1 , p_2 y p_3 , que se recogen en la tabla 3.4.

Hélice	p_1	p_2	p_3
22x10	-0,47603	77,172	2788,0
22x12W	-0,54703	85,972	2602,2
22x12E	-0,62070	84,149	2691,0

Tabla 3.4: Coeficientes de los polinomios R.P.M. - Servo

Se muestran en las figuras 3.25, 3.26 y 3.27 los resultados experimentales, expuestos de forma numérica en la tabla 3.3 junto con los polinomios de aproximación, para cada una de las hélices. Puede observarse que a medida que se aumenta la posición del servo las R.P.M. no aumentan indefinidamente, sino que tienden a estabilizarse en torno a un valor máximo. Esto se muestra con mayor claridad para la hélice 22x12E en la figura 3.27.

Por otro lado estos resultados pueden servir al futuro usuario para relacionar las R.P.M. que den unas actuaciones óptimas con la posición de servo que deba poner en los mandos del *Céfiro II*.

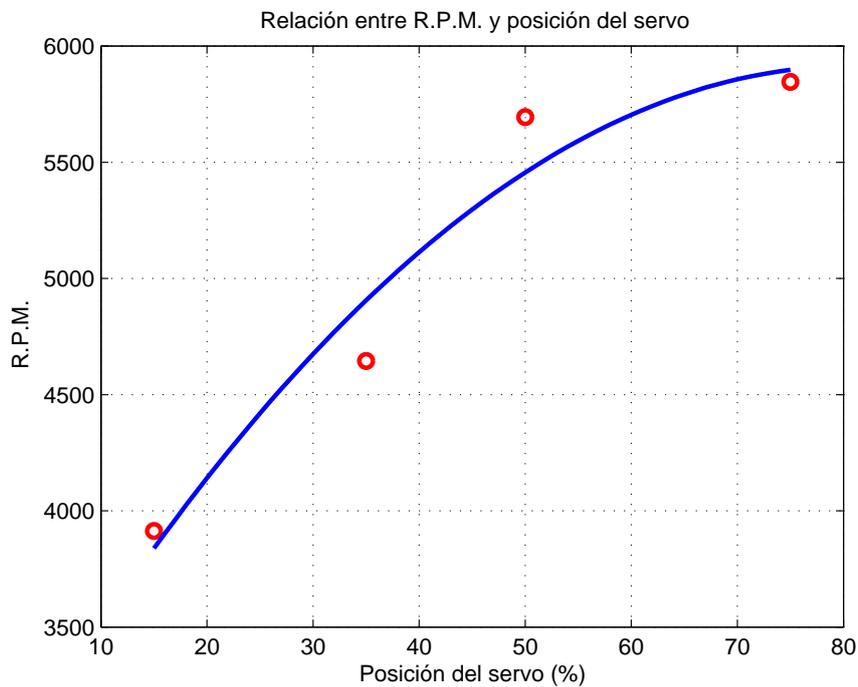


Figura 3.25: Relación entre R.P.M. y posición del servo para la hélice 22x10

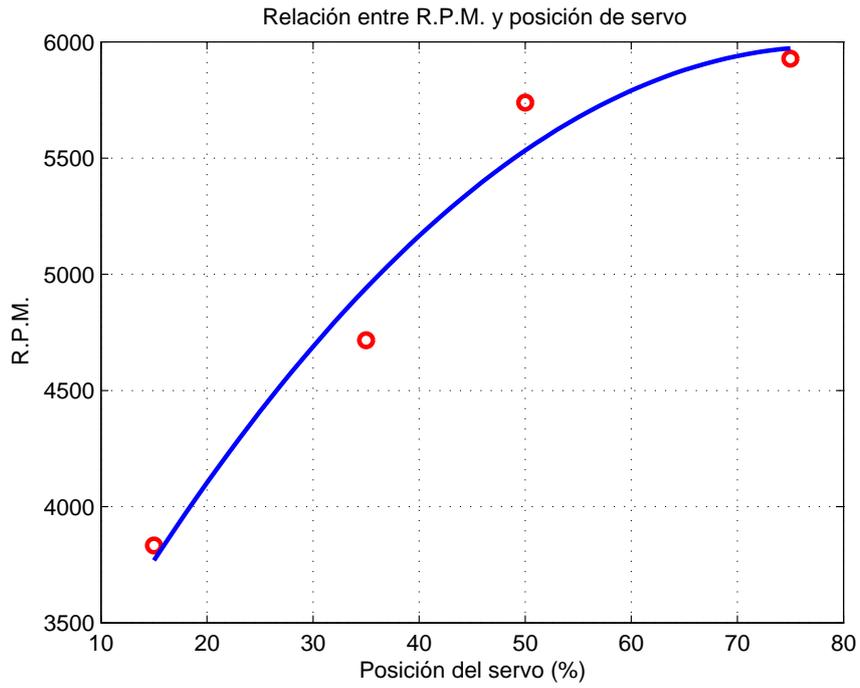


Figura 3.26: Relación entre R.P.M. y posición del servo para la hélice 22x12W

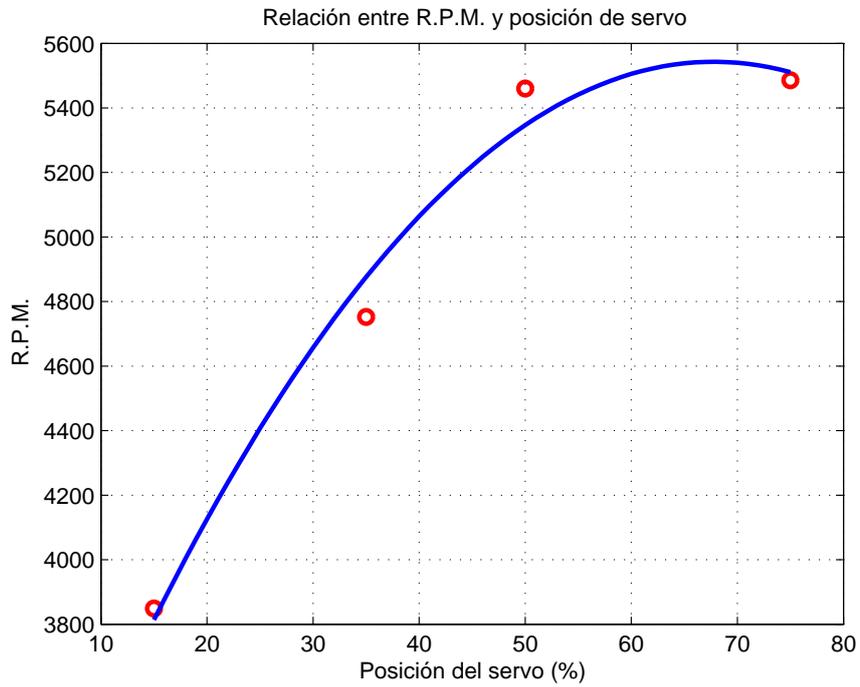


Figura 3.27: Relación entre R.P.M. y posición del servo para la hélice 22x12E

R.P.M. - δ

Por otra parte, con el objetivo de poder implementar las características del modelo de motor eléctrico en la herramienta *PAT*, hay que dar un vector de posición de palanca. Por simplicidad se ha escogido parametrizar las R.P.M. de forma lineal, variando dicha posición de palanca para cada hélice desde el 0 % cuando el motor gira a 3000 R.P.M. (que es el valor hasta el cuál se ha extrapolado) hasta el 100 % cuando se tenga el máximo régimen de giro para cada hélice. De este modo, tal y como se describió en el apartado 3.3.1, se tendrá una relación lineal del tipo que indica la expresión 3.14.

$$\delta = a \cdot \text{R.P.M.} + b \quad (3.14)$$

Estos coeficientes a y b , que definen la parametrización de las R.P.M., se recogen en la tabla 3.5. Su obtención es inmediata al plantear las condiciones de contorno definidas en 3.3.1 y físicamente no tienen significado, pero computacionalmente sí que es conveniente su definición para implementar el nuevo modelo propulsivo y asegurar el correcto funcionamiento de la herramienta *PAT*.

Hélice	$a \cdot 10^3$	b
22x10	0,35137	-1,0541
22x12W	0,34153	-1,0246
22x12E	0,40225	-1,2068

Tabla 3.5: Coeficientes de la relación R.P.M. - Posición de palanca virtual

3.4.2. Resultados

Finalmente se han generado matrices 100x100 que se implementan en la herramienta *PAT* de forma inmediata, sustituyendo a las anteriores de tamaño 11x16 sin suponer ningún problema. Estas matrices siguen el mismo formato que todas las anteriores en cuanto a distribución de datos en filas y columnas. Se han obtenido directamente de las de tamaño 500x500, aventajando a estas en velocidad de cálculo (ya que las matrices 500x500 pueden ralentizar el ordenador al hacer la integración de las operaciones que se quieran estudiar) y manteniendo una buena resolución. El desestimar las matrices de tamaño 11x16 ha sido porque el autor no ha notado una variación apreciable de la velocidad de cálculo y sin embargo estas matrices de menor tamaño podrían no recoger de forma correcta toda la información contenida en los mapas más complejos como pueden ser los de rendimiento propulsivo.

A continuación se presentan, para cada hélice, las gráficas con los datos que finalmente se implementan en la herramienta *PAT*: potencia mecánica, potencia eléctrica, tracción de la hélice y rendimiento propulsivo.

Como observación a las gráficas de rendimiento propulsivo se ha de señalar que en la zona de altas velocidades y bajas revoluciones para su correcta representación gráfica se han sesgado los datos al rango [0,1]. En esa zona de altas velocidades de vuelo y bajas revoluciones se produce el fenómeno de autorrotación, a partir del punto de autorrotación el comportamiento es errático con los datos que se tienen actualmente. De cualquier modo, según los ensayos iniciales realizados para la generación de la herramienta *PAT* se ha comprobado que esa zona queda fuera del rango de operación del motor en las misiones tipo que se van a realizar.

En cuanto a las gráficas de potencia mecánica, potencia eléctrica y tracción, se observa que en la extrapolación que se ha llevado a cabo se ha tratado de mantener la tendencia casi lineal que se observaba en las figuras originales mostradas en la sección 3.2.

Hélice 22x10

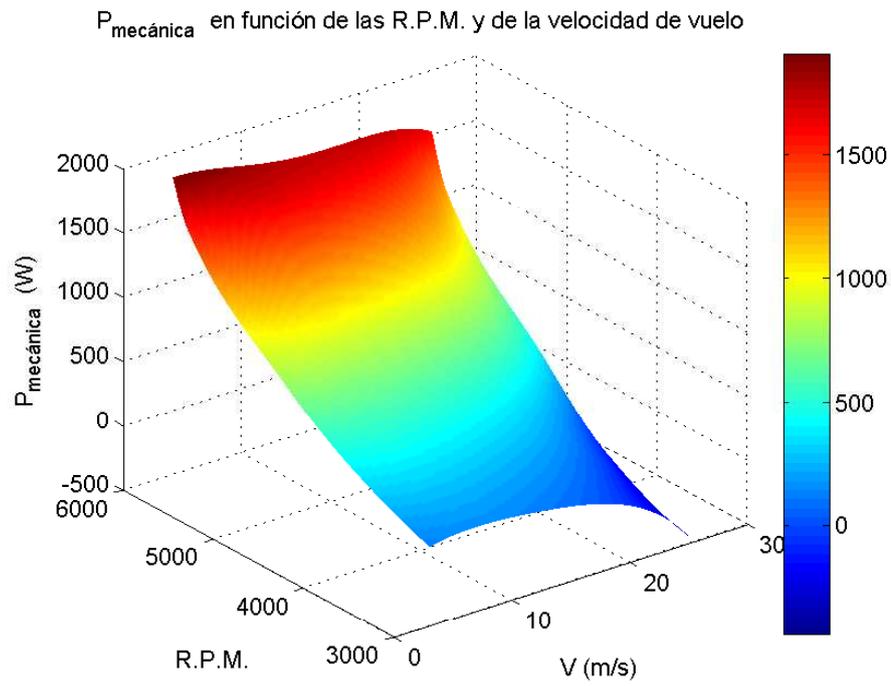


Figura 3.28: Potencia mecánica en función de las R.P.M. y la velocidad para la hélice 22x10

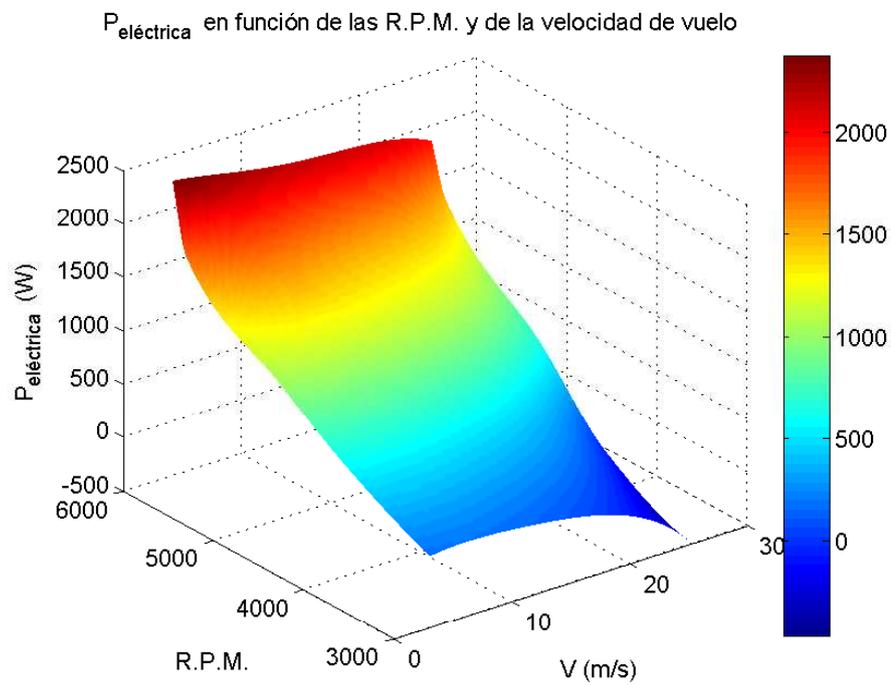


Figura 3.29: Potencia eléctrica en función de las R.P.M. y la velocidad para la hélice 22x10

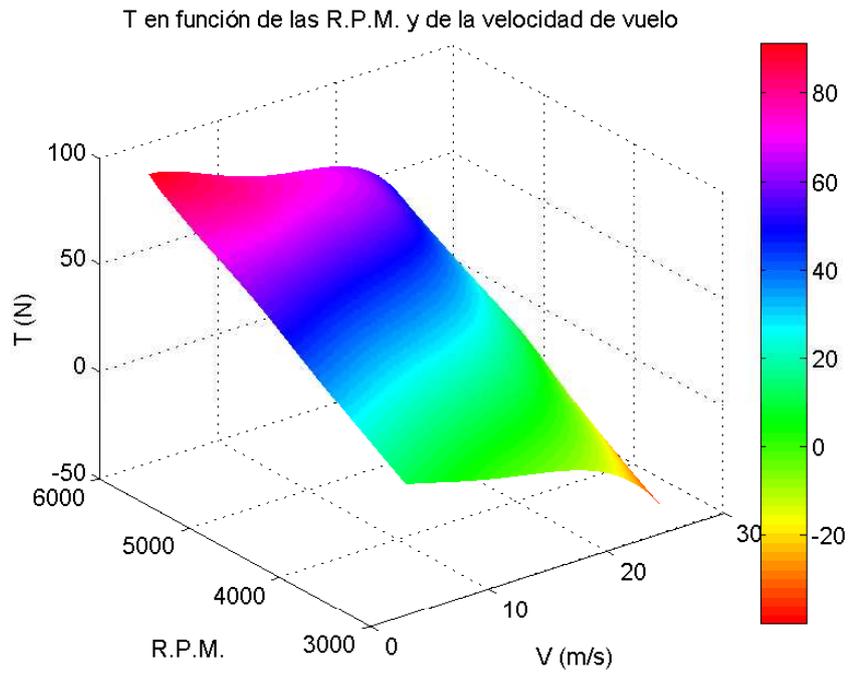


Figura 3.30: Tracción en función de las R.P.M. y la velocidad para la hélice 22x10

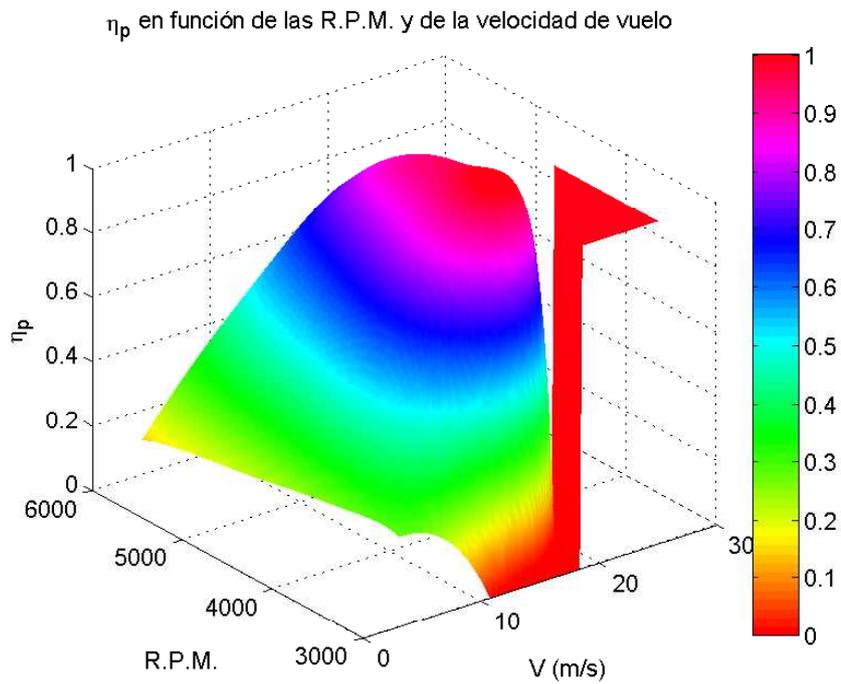


Figura 3.31: Rendimiento mecánico en función de las R.P.M. y la velocidad para la hélice 22x10

Hélice 22x12W

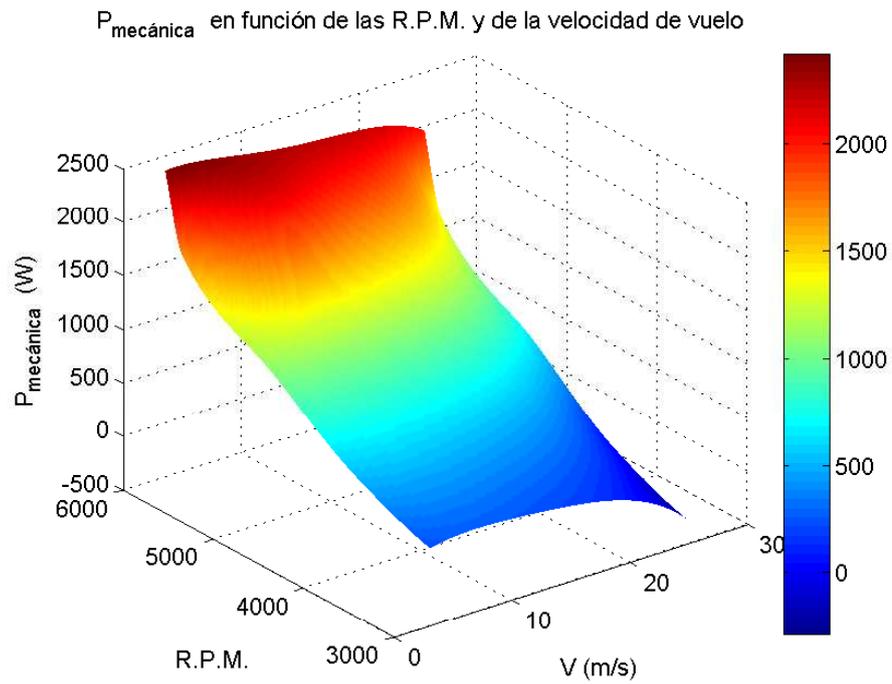


Figura 3.32: Potencia mecánica en función de las R.P.M. y la velocidad para la hélice 22x12W

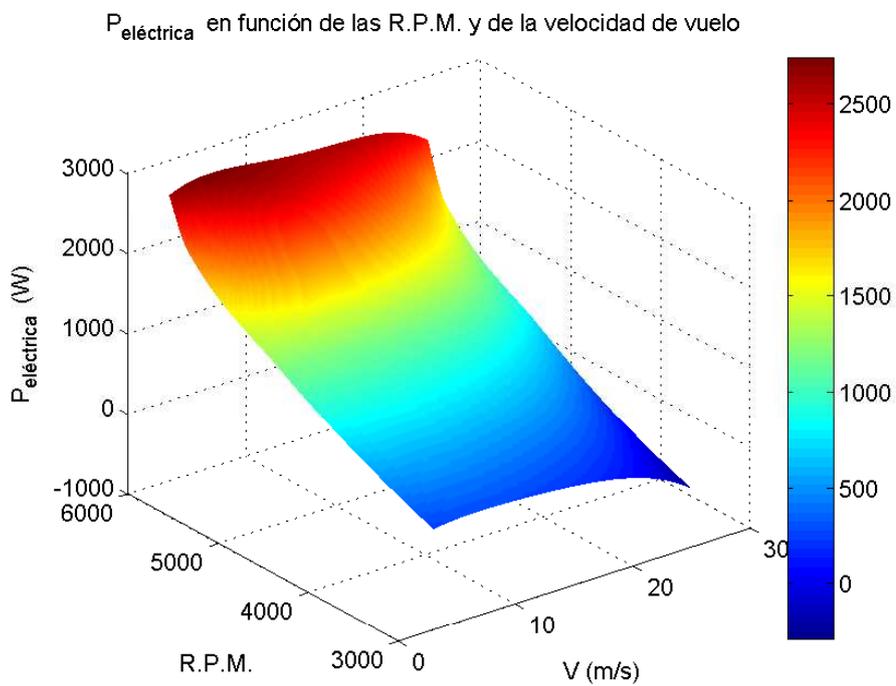


Figura 3.33: Potencia eléctrica en función de las R.P.M. y la velocidad para la hélice 22x12W

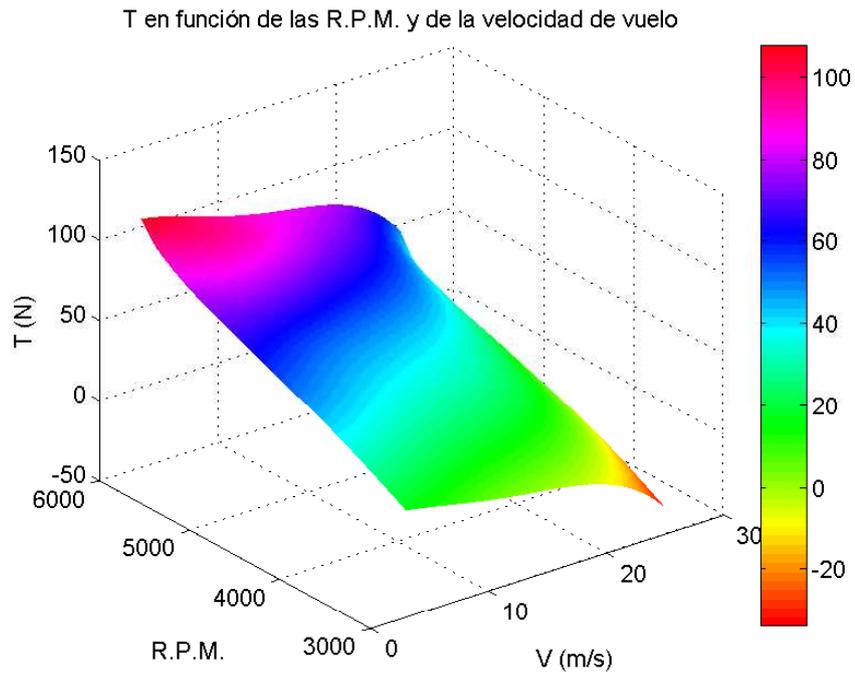


Figura 3.34: Tracción en función de las R.P.M. y la velocidad para la hélice 22x12W

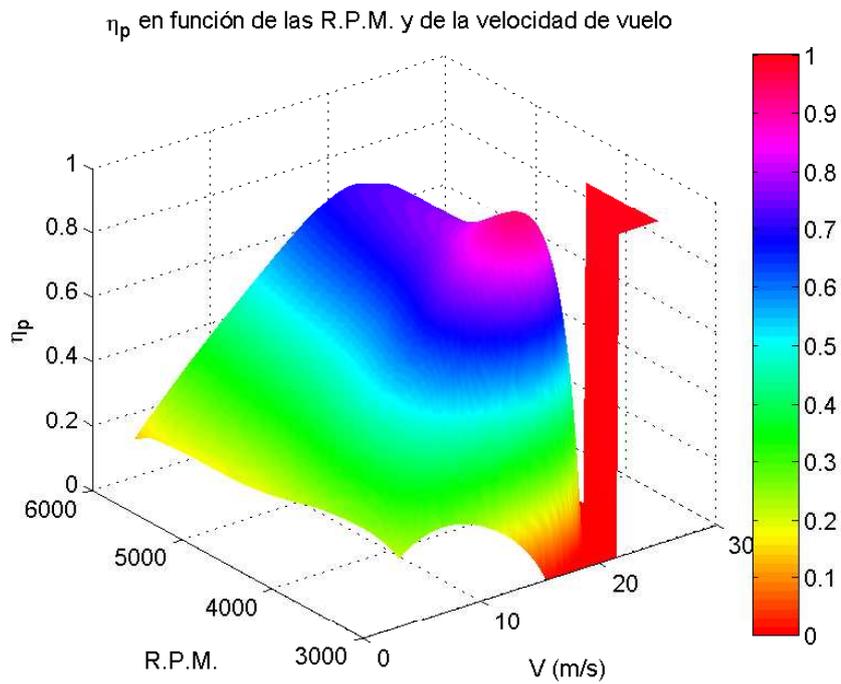


Figura 3.35: Rendimiento mecánico en función de las R.P.M. y la velocidad para la hélice 22x12W

Hélice 22x12E

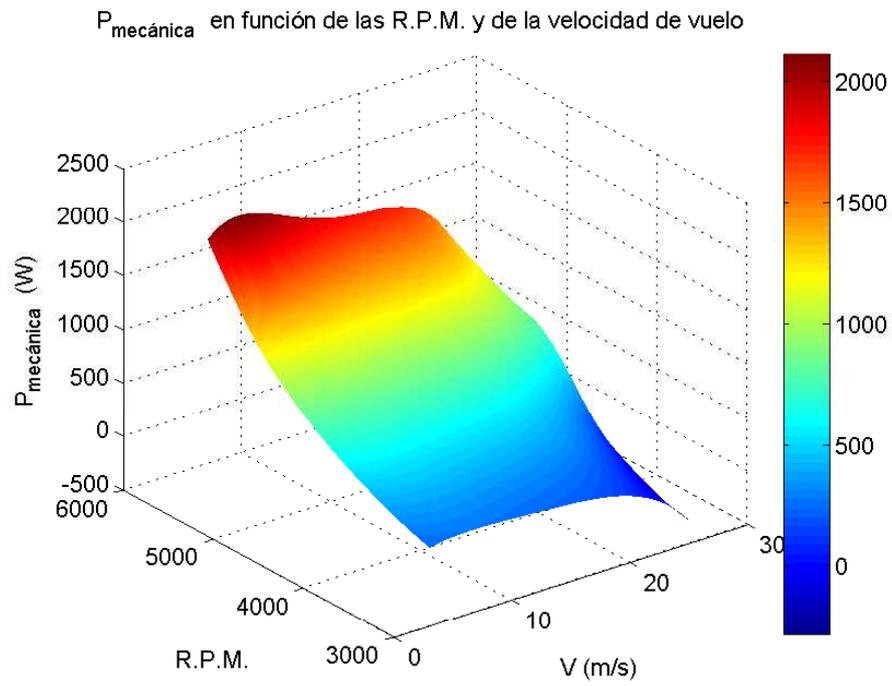


Figura 3.36: Potencia mecánica en función de las R.P.M. y la velocidad para la hélice 22x12E

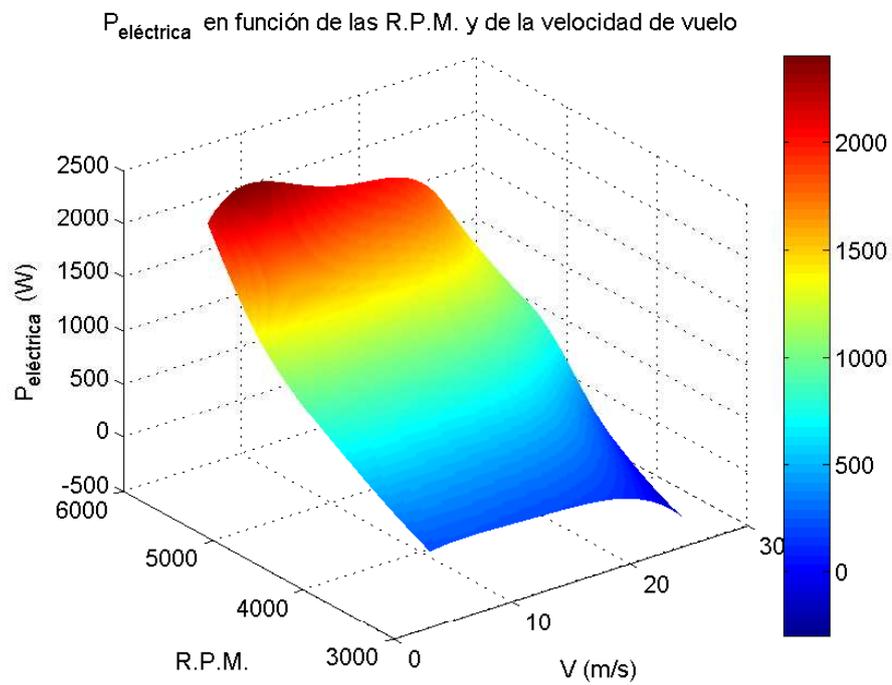


Figura 3.37: Potencia eléctrica en función de las R.P.M. y la velocidad para la hélice 22x12E

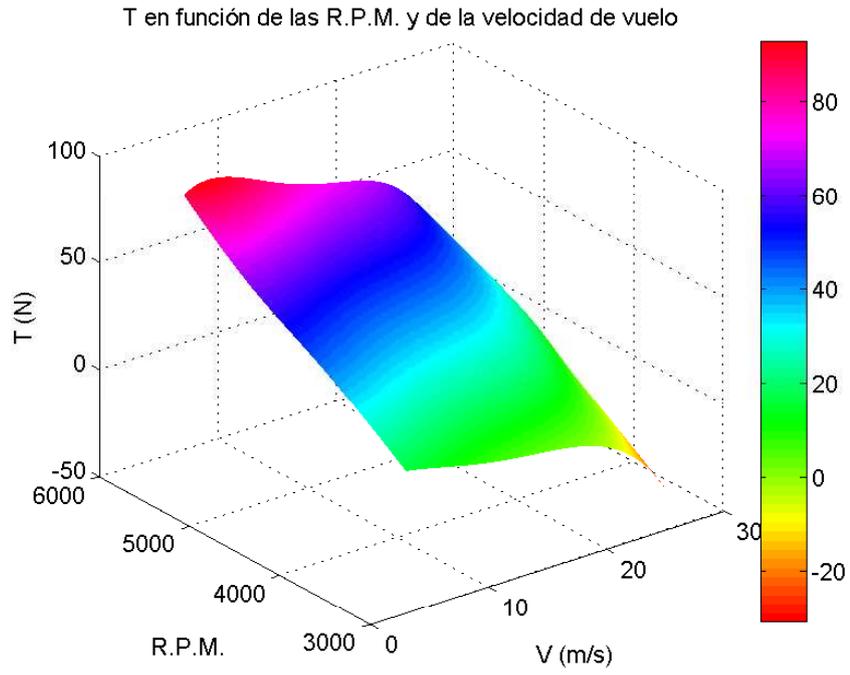


Figura 3.38: Tracción en función de las R.P.M. y la velocidad para la hélice 22x12E

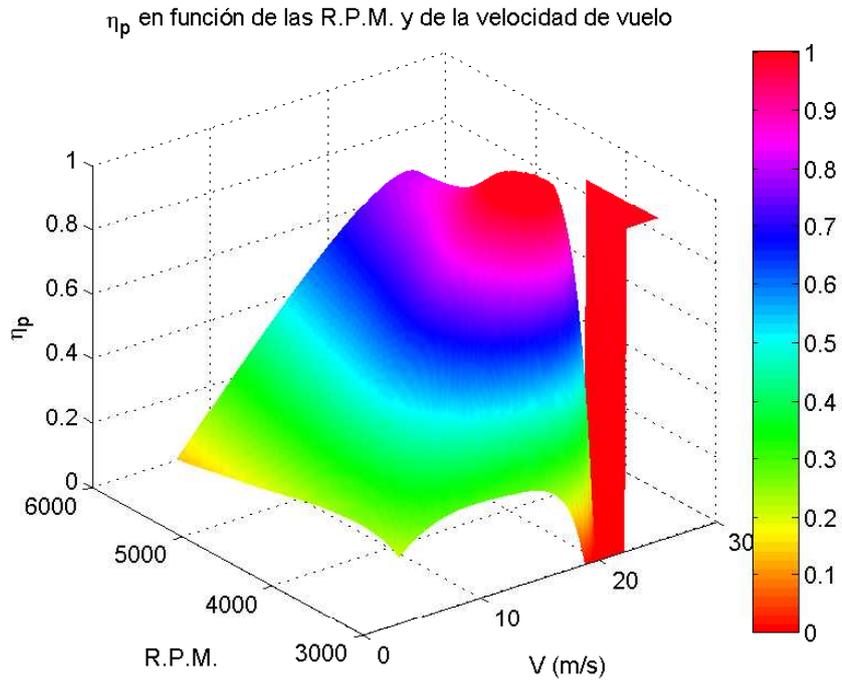


Figura 3.39: Rendimiento mecánico en función de las R.P.M. y la velocidad para la hélice 22x12E

Página dejada en blanco intencionadamente

Capítulo 4

Actuaciones

En este capítulo se va a llevar a cabo un análisis de las actuaciones del *Céfiro II* al implementarle el motor eléctrico presentado previamente. Para ello se hace un análisis inicial de la energía disponible en 4.1 partiendo de los datos obtenidos por los ensayos en [1]. Desde ese punto se analizarán las actuaciones de despegue en 4.2, viendo cómo varía la carrera de despegue en función del peso del avión. Las actuaciones de subida se ven en 4.3, donde se obtiene la velocidad vertical, el ángulo de trayectoria y la energía consumida en función de la velocidad de vuelo, el régimen de giro del motor (con cada una de las hélices) y la masa al despegue del avión. Seguidamente se hace un estudio del crucero, a altitud y velocidad constante, en la sección 4.4, realizando un análisis de las capacidades del avión en función de la configuración de baterías y la carga de pago que se transporte. Tras las actuaciones de crucero rectilíneo el siguiente paso lógico es analizar el viraje estacionario. Esto se hace en la sección 4.5, donde se estudia un viraje con altitud, factor de carga y velocidad constante. De manera equivalente a los casos de despegue y ascenso, en las secciones 4.6 y 4.7 se analizan las actuaciones de descenso y aterrizaje, respectivamente.

4.1. Energía disponible

Para alimentar al motor 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.

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 [7].

Previamente a llevar a cabo el análisis de las actuaciones de la aeronave se ha considerado pertinente el conocer cuál es la energía real disponible en las baterías. Se ha calculado de dos formas, la primera con los datos del fabricante y la segunda con los datos del ensayo de autonomía obtenidos de [1] y descrito en 4.1.2.



Figura 4.1: Batería de ion-Litio utilizada

4.1.1. Datos del fabricante

En la tabla 4.1 se recogen las características técnicas proporcionadas por el fabricante para el tipo de baterías que aquí se trata.

Tensión nominal del pack	23,1 V
Tensión de la batería totalmente cargada	25,2 V
Tensión mínima	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 mínima	4,3 C
Tasa de carga máxima	10,0 A
Química	LiFePO4
Peso	580 g

Tabla 4.1: Datos de las baterías según el fabricante

Por lo que la energía almacenada en 3 pares de packs, siguiendo el montaje propuesto por las referencias citadas anteriormente, viene dada por la expresión 4.1

$$E_{\text{fabricante}} = 6 \cdot \left(2,3 \frac{\text{A}}{\text{h}} \cdot 23,1\text{V} \cdot 3600 \frac{\text{s}}{\text{h}} \right) = 1.147.608 \text{ J} \quad (4.1)$$

4.1.2. Datos experimentales

Para determinar la capacidad de las baterías de manera experimental se ha realizado un ensayo en [1] consistente en un despegue, ascenso y crucero hasta agotar la capacidad de las baterías. La hélice empleada ha sido la 22x10 y dicho ensayo se muestra de forma esquemática en la figura 4.2. Como se ve, las mencionadas fases de despegue, ascenso y crucero se caracterizan por:



Figura 4.2: Esquema del ensayo de autonomía

- Despegue: aceleración desde 0 hasta 70 km/h al máximo de potencia, lo cuál lleva unos 15 segundos.
- Ascenso manteniendo una tracción constante de 52 N para mantener la velocidad de 70 km/h y un ángulo de 0.14 radianes durante 30 segundos.
- Crucero a altitud y velocidad constante, proporcionando 20 N de tracción hasta el completo agotamiento de las baterías.

Con los datos de ese ensayo se ha representado la potencia eléctrica aportada por las baterías al motor frente al tiempo, tal y como se muestra en la figura 4.3.

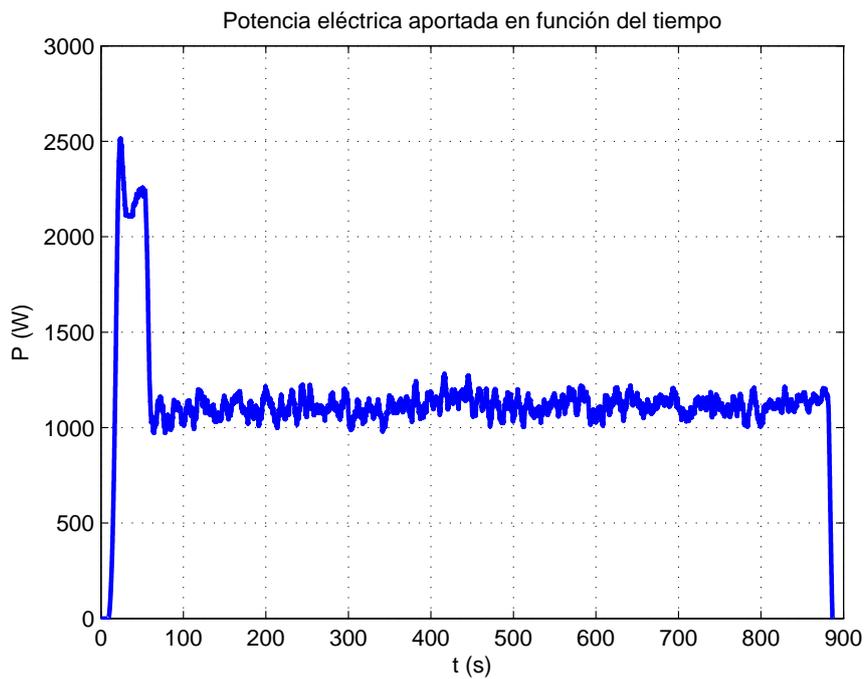


Figura 4.3: Potencia eléctrica proporcionada por las baterías frente al tiempo

Esta potencia eléctrica se puede integrar de forma numérica en el tiempo, se obtiene una energía eléctrica consumida total de:

$$E_{\text{experimento}} = 1.009.923 \text{ J}$$

Existiendo una discrepancia respecto de los datos proporcionados por el fabricante del:

$$e = \frac{E_{\text{fabricante}} - E_{\text{experimento}}}{E_{\text{fabricante}}} \cdot 100 = 12\%$$

Este error puede venir por la falta de ventilación de las baterías, que son muy sensibles a la temperatura a la que se encuentran. Se recomienda usar un sistema de ventilación en la zona en la que vayan los packs de celdas para poder incrementar la autonomía.

4.2. Despegue

Se implementa un despegue que se realiza a máxima potencia (máximas revoluciones del motor) durante todo el proceso. Se trata de un despegue nominal que se implementa para contabilizar la energía consumida y poder tenerla en cuenta en posteriores ensayos. Consta de las fases:

- Carrera de despegue, desde una velocidad inicial de 2 m/s hasta llegar a $1,1 \cdot V_{\text{stall}}$. La velocidad inicial distinta de 0 se proporciona para evitar errores computacionales, así como para evitar una extrapolación mayor que la ya hecha.
- Rotación acelerando desde $1,1 \cdot V_{\text{stall}}$ a $1,2 \cdot V_{\text{stall}}$.
- Ascenso hasta una altitud de 50 ft (15 m) manteniendo la velocidad final del tramo anterior constante.

4.2.1. Ecuaciones

A continuación se presentan las ecuaciones de la mecánica del vuelo integradas en el tiempo en cada tramo. Nótese que se sigue incluyendo la ecuación correspondiente a la variación de masa del avión para mantener la posibilidad de realizar el análisis con un motor de combustión. Como ya se ha comentado previamente y como es lógico, el consumo específico en el caso de un motor eléctrico, c_E es nulo, con lo cuál numéricamente lo que se obtiene es un peso constante.

- Carrera de despegue: se trata de un movimiento rectilíneo acelerado. En primer lugar se calcula, en la situación puntual en la que se encuentra el avión, la potencia mecánica P_m , el rendimiento propulsivo η_p y la potencia eléctrica P_e en función de la velocidad de ese punto y la posición de palanca (que en los ensayos ha sido seleccionada máxima).

$$\dot{m} = -c_E \cdot P_m \quad (4.2)$$

$$\dot{r} = V_{\text{TAS}} \quad (4.3)$$

$$\dot{V}_{\text{TAS}} = \frac{P_m \cdot \eta_p}{V_{\text{TAS}}} - g \cdot \mu - \frac{1}{m} \frac{1}{2} \rho V_{\text{TAS}}^2 \cdot S \cdot (C_{D0} + k_1 \cdot C_L + k_2 \cdot C_L^2 - \mu \cdot C_L) \quad (4.4)$$

$$\dot{E} = P_e \quad (4.5)$$

- Rotación: en la etapa de rotación ya se incorpora la ecuación de incremento de altitud. Partiendo de la potencia mecánica P_m , el rendimiento propulsivo η_p y la potencia eléctrica P_e en el punto de operación y siendo d_γ la derivada del ángulo de trayectoria en el tiempo, el sistema a integrar es:

$$\dot{h} = V_{\text{TAS}} \cdot \sin \gamma \quad (4.6)$$

$$\dot{m} = -c_E \cdot P_m \quad (4.7)$$

$$\dot{r} = V_{\text{TAS}} \cdot \cos \gamma \quad (4.8)$$

$$\dot{V}_{\text{TAS}} = \frac{P_m \cdot \eta_p}{V_{\text{TAS}}} - \frac{1}{m} \frac{1}{2} \rho V_{\text{TAS}}^2 \cdot S \cdot (C_{D0} + k_1 \cdot 0,9 \cdot C_L + k_2 \cdot (0,9 \cdot C_L)^2) - g \cdot \sin \gamma \quad (4.9)$$

$$\dot{\gamma} = d_{\gamma} \quad (4.10)$$

$$\dot{E} = P_e \quad (4.11)$$

- Ascenso: en cuanto al ascenso, el sistema de ecuaciones a integrar es el mismo que el descrito en el apartado 2.1.1 pero añadiendo la ecuación del consumo de energía eléctrica:

$$\dot{E} = P_e \quad (4.12)$$

4.2.2. Ensayos

Para cada hélice se han realizado 7 ensayos de despegue, variando la masa desde los 19,5 kg que pesa el avión contando sólo los 3 packs de baterías hasta los 25,5 kg, que se ha supuesto como masa máxima al despegue en vista de los resultados obtenidos por Francisco Ventura en su Proyecto [2].

De cada uno de esos ensayos se extrae información de distancia recorrida en el despegue hasta alcanzar los 15 m de altitud, energía consumida y tiempo que se tarda para tal efecto. Para cada una de las hélices se presentan dichos resultados de forma gráfica (puntos en rojo), junto con una interpolación por splines para tener una aproximación de los resultados de forma continua (curva en azul) en las figuras de la 4.4 hasta la 4.12.

Se observa que para las tres hélices aumentan tanto la distancia necesaria para el despegue, la energía empleada y el tiempo que dura la operación a medida que aumenta la masa del avión, resultado esperable, por otra parte.

Hélice 22x10

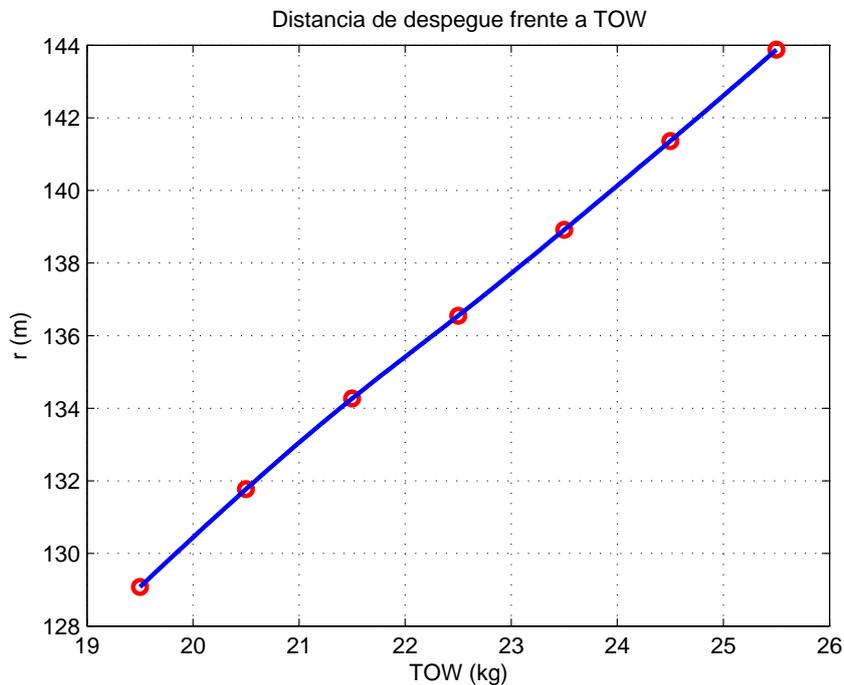


Figura 4.4: Distancia de despegue. Hélice 22x10

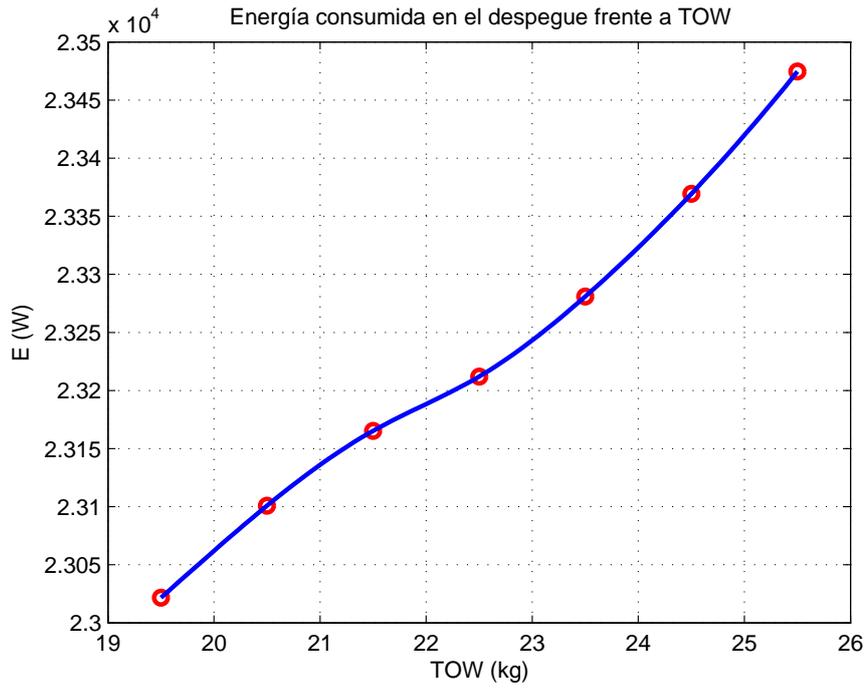


Figura 4.5: Energía consumida en el despegue. Hélice 22x10

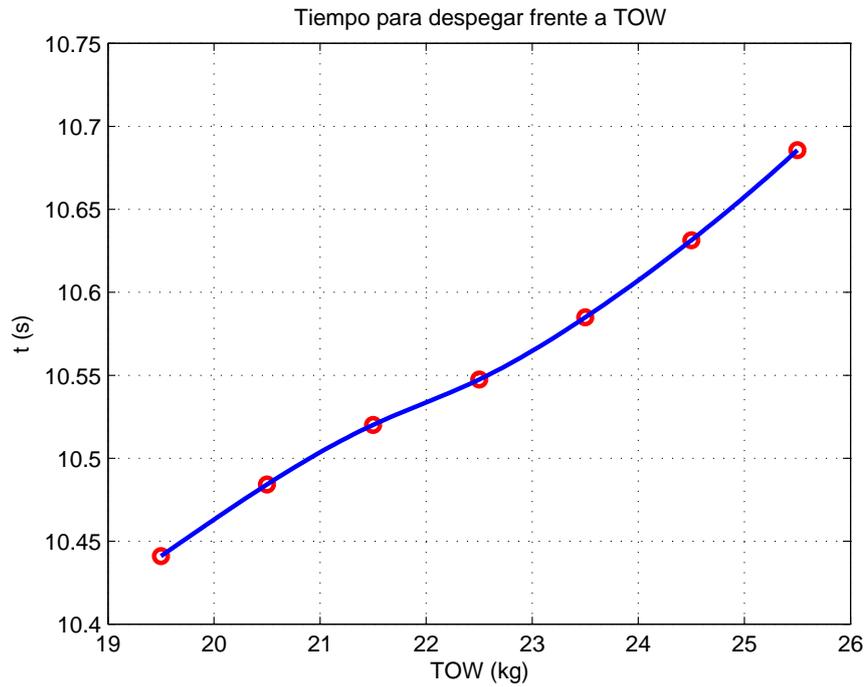


Figura 4.6: Tiempo para despegar. Hélice 22x10

Hélice 22x12W

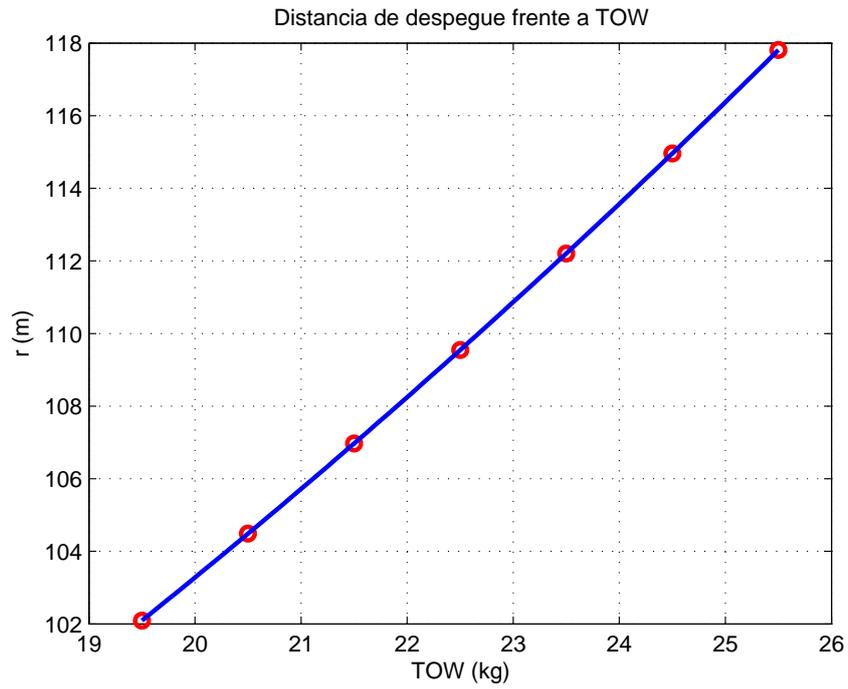


Figura 4.7: Distancia de despegue. Hélice 22x12W

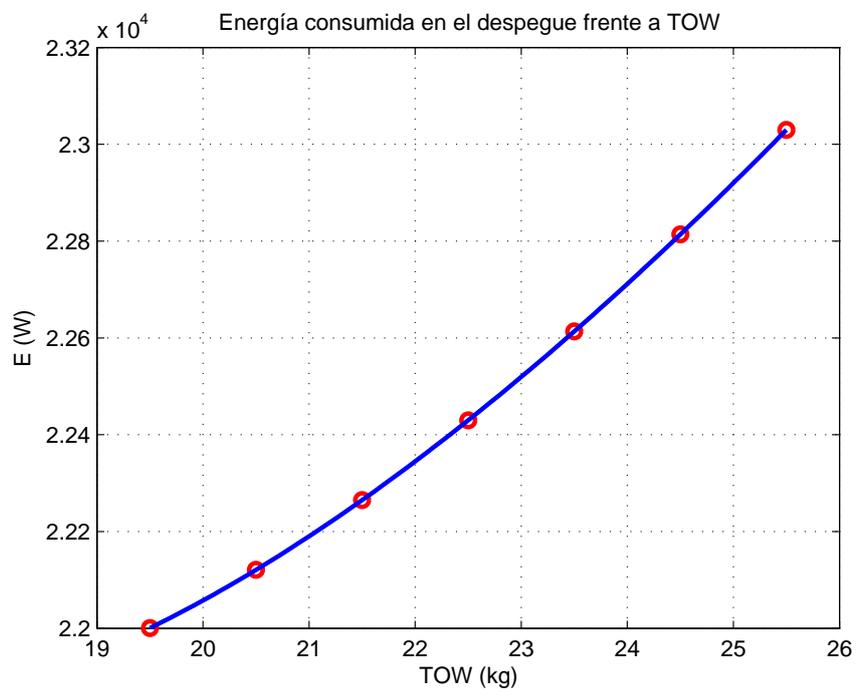


Figura 4.8: Energía consumida en el despegue. Hélice 22x12W

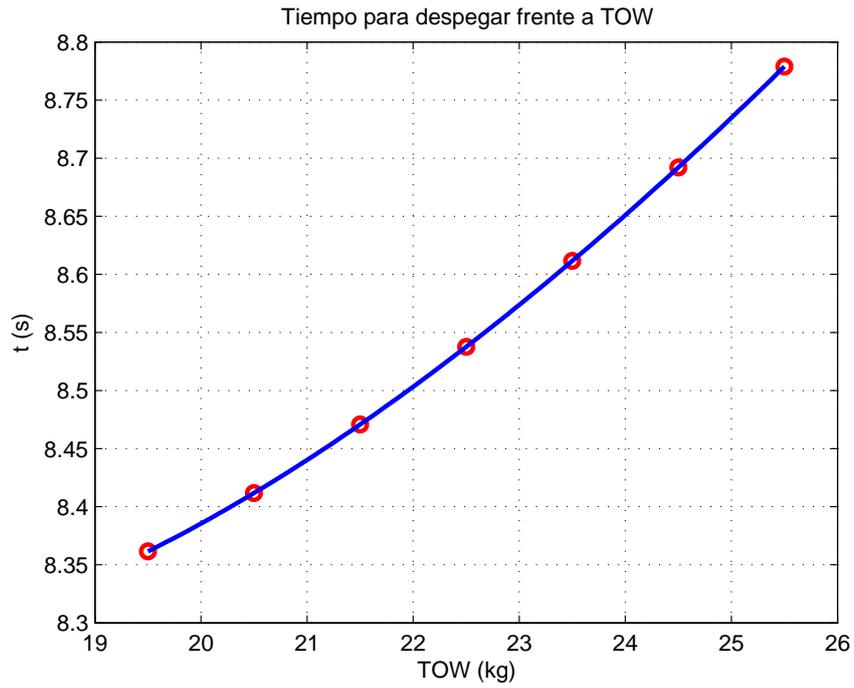


Figura 4.9: Tiempo para despegar. Hélice 22x12W

Hélice 22x12E

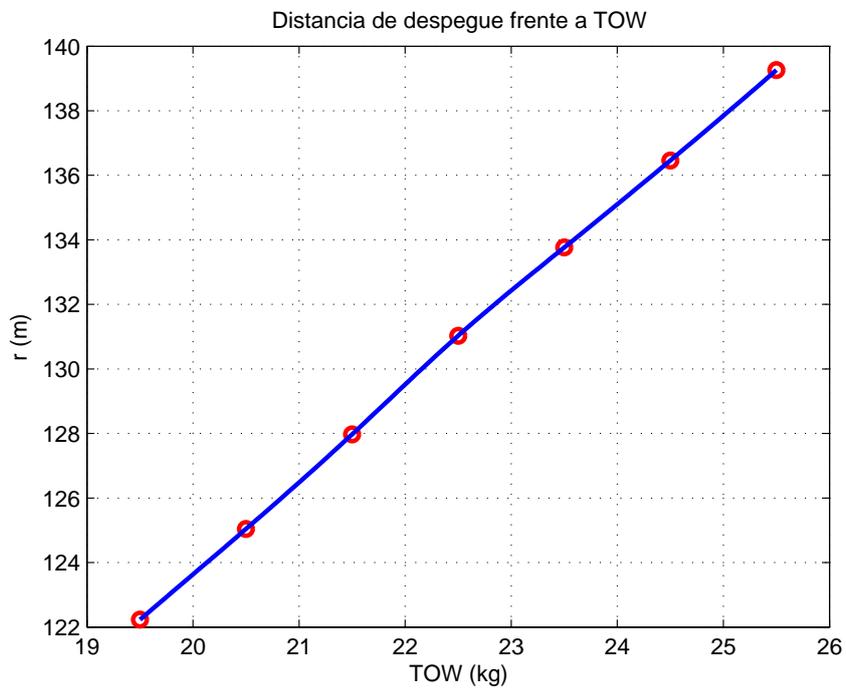


Figura 4.10: Distancia de despegue. Hélice 22x12E

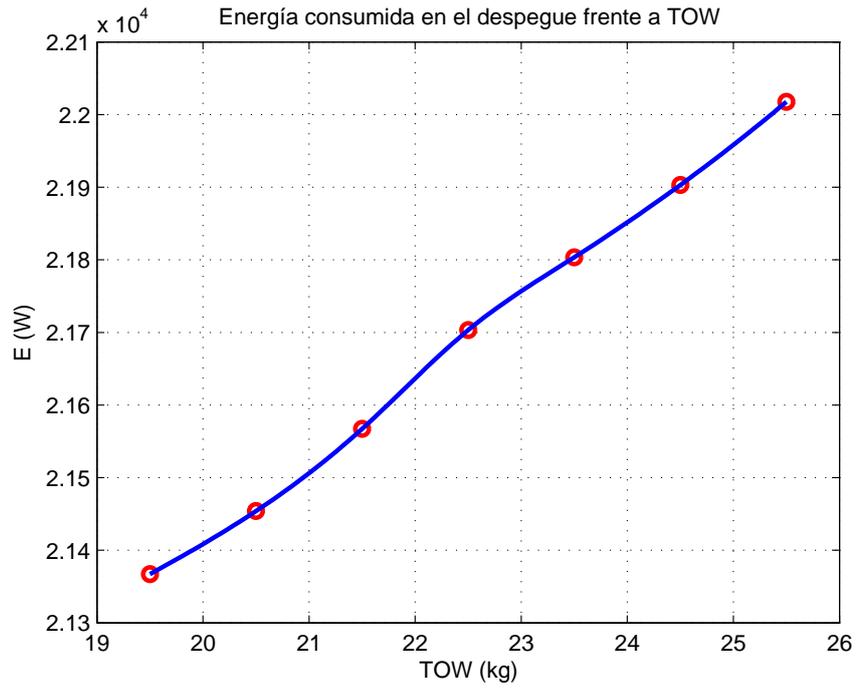


Figura 4.11: Energía consumida en el despegue. Hélice 22x12E

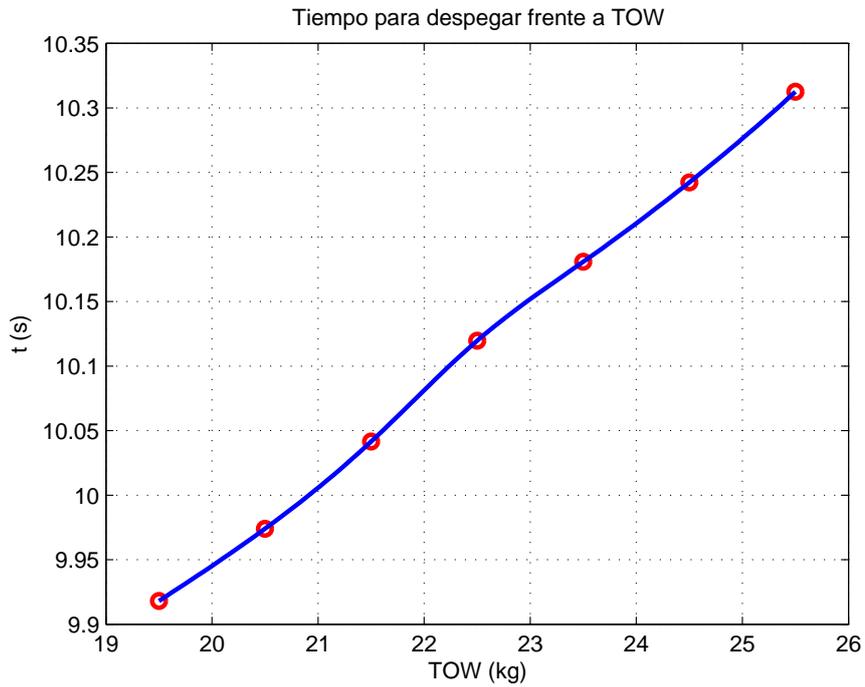


Figura 4.12: Tiempo para despegar. Hélice 22x12E

4.2.3. Comparativa numérica

Para poder llevar a cabo una comparativa entre las 3 hélices para la operación de despegue se recogen los resultados de energía eléctrica consumida, el porcentaje de batería, considerando 3 packs de 2 baterías, y distancia horizontal recorrida en el despegue para una masa de 19,5 kg, 22,5 kg y 25,5 kg en las tablas 4.2, 4.3 y 4.4.

Hélice	22x10	22x12W	22x12E
E (J)	23.022	22.001	21.367
E (%)	2,28	2,18	2,12
r (m)	129	102	122

Tabla 4.2: Energía y distancia para el despegue. 19,5 kg

Hélice	22x10	22x12W	22x12E
E (J)	23.212	22.430	21.703
E (%)	2,30	2,22	2,15
r (m)	137	110	131

Tabla 4.3: Energía y distancia para el despegue. 22,5 kg

Hélice	22x10	22x12W	22x12E
E (J)	23.475	23.030	22.018
E (%)	2,32	2,28	2,18
r (m)	144	118	139

Tabla 4.4: Energía y distancia para el despegue. 25,5 kg

Se observa que la hélice 22x12W es la que requiere de una menor distancia de despegue, mientras que la 22x12E es la más económica desde el punto de vista de la energía eléctrica consumida.

La hélice 22x10 proporciona peores características que las otras dos tanto en términos de distancia de despegue como de energía consumida.

4.3. Ascenso

En el estudio de las actuaciones de subida se van a llevar a cabo baterías de simulaciones de ensayos en vuelo para distintas velocidades, regímenes de R.P.M. del motor y masa al despegue.

Primero, sin considerar carga de pago más allá de los 3 packs de 2 baterías, se realizarán ensayos que traten de abarcar un rango significativo para cada hélice, de modo que se puedan apreciar las tendencias iniciales.

Posteriormente se llevará a cabo un estudio más exhaustivo en las zonas cercanas a los óptimos para cada hélice, descartando absurdos como que la velocidad vertical sea negativa o nula. De esta tanda de ensayos se podrán obtener las tendencias de velocidades verticales y ángulos de subida máximos en función del régimen de giro del motor. Esto se hace así para reducir el coste computacional de las baterías de ensayos.

Por último se obtendrán las características (R.P.M. y velocidad de vuelo) de las condiciones óptimas de ascenso (*steepest climb*, *fastest climb* y *most economic climb*) para distintas configuraciones de carga de pago.

4.3.1. Tendencias generales

Como primer paso, debido al alto coste computacional que conlleva el realizar un alto número de ensayos, se han realizado baterías de 44 ascensos para cada hélice tratando de localizar dónde se encuentran los óptimos y descartar aquellas zonas no convenientes para el ascenso. Se han tomado velocidades de entre 13 y 23 m/s en intervalos de 1 m/s y revoluciones entre las máximas para cada hélice y 1200 R.P.M. por debajo, en intervalos de 400 R.P.M.

El límite inferior de velocidad viene dado por la velocidad de entrada en pérdida con configuración limpia, tomando los datos y características aerodinámicas proporcionadas en [2], con una configuración del avión vacío (excepto las 3 parejas de packs de baterías) se tiene:

$$V_{\text{stall}} = \sqrt{\frac{2W}{\rho S C_{L_{\text{max}}}}} = 13,12 \text{ m/s}$$

Los resultados de estos ensayos preliminares se muestran en las gráficas a continuación. Para cada hélice se hace una representación de la velocidad vertical, ángulo de ascenso y energía consumida, tanto en 2D como en 3D.

Hélice 22x10

Para la hélice 22x10 puede observarse que los máximos de velocidad vertical se dan para velocidades de entre 16 y 21 m/s, con un máximo de algo más de 5 m/s de componente vertical. Además, a mayor régimen de giro del motor mayor será el máximo, hasta llegar a la velocidad vertical máxima de las máximas, localizada en la curva correspondiente a las 5846 R.P.M.

En cuanto al ángulo de ascenso, las velocidades de vuelo para las que se dan los óptimos son notablemente más bajas que las correspondientes a los óptimos de velocidad vertical. La tendencia respecto a las R.P.M. es la misma y se tiene un ángulo de ascenso máximo de unos 17°.

La gráfica de energía eléctrica consumida difiere en morfología de las anteriores, como se puede observar en su versión en 3D, la hélice 22x10 cuenta con un óptimo de energía eléctrica consumida en el ascenso que, a diferencia de las variables anteriores, no se da para un régimen de R.P.M. máximo. Se observa también que el gasto energético es demasiado con unas R.P.M. demasiado bajas, disparándose cuando se pasa de los 22 m/s de velocidad de vuelo.

En las gráficas 3D se puede observar de manera clara la dependencia con las R.P.M. en el caso de la velocidad vertical y el ángulo de ascenso. Es especialmente ilustrativa la correspondiente a la energía eléctrica consumida, pues aunque este sea un análisis preliminar se intuye dónde estará el mínimo global.

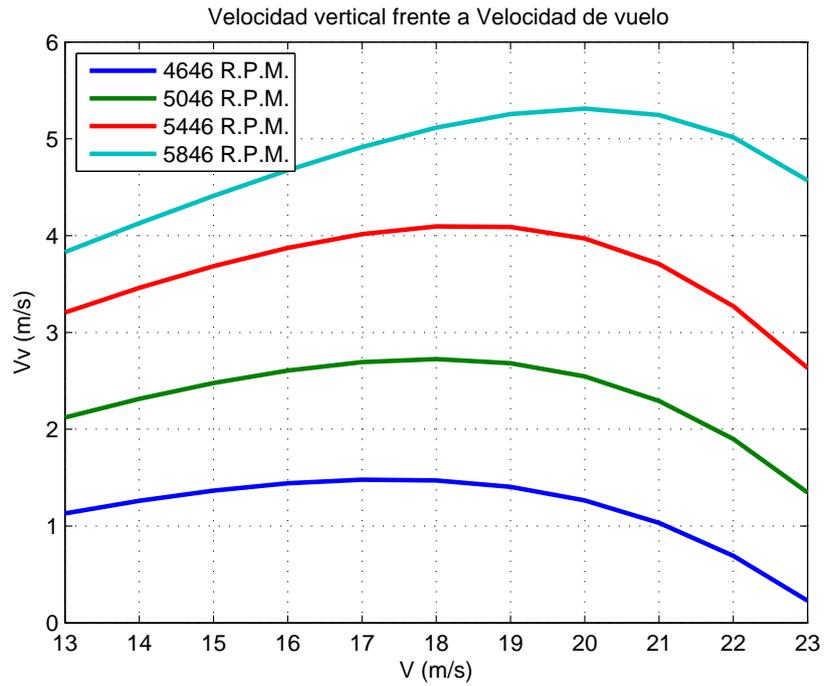


Figura 4.13: Velocidad vertical. Análisis inicial. Hélice 22x10

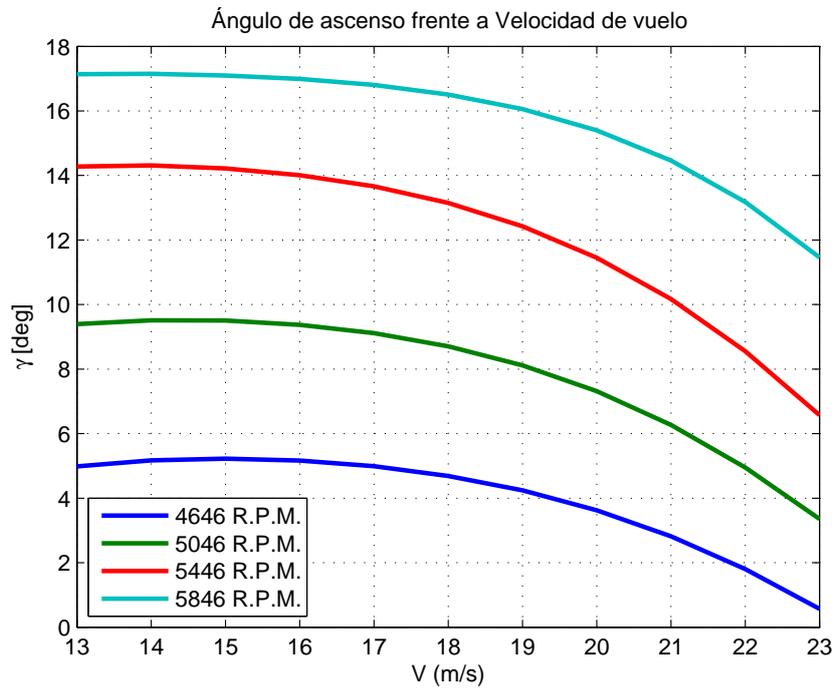


Figura 4.14: Ángulo de trayectoria. Análisis inicial. Hélice 22x10

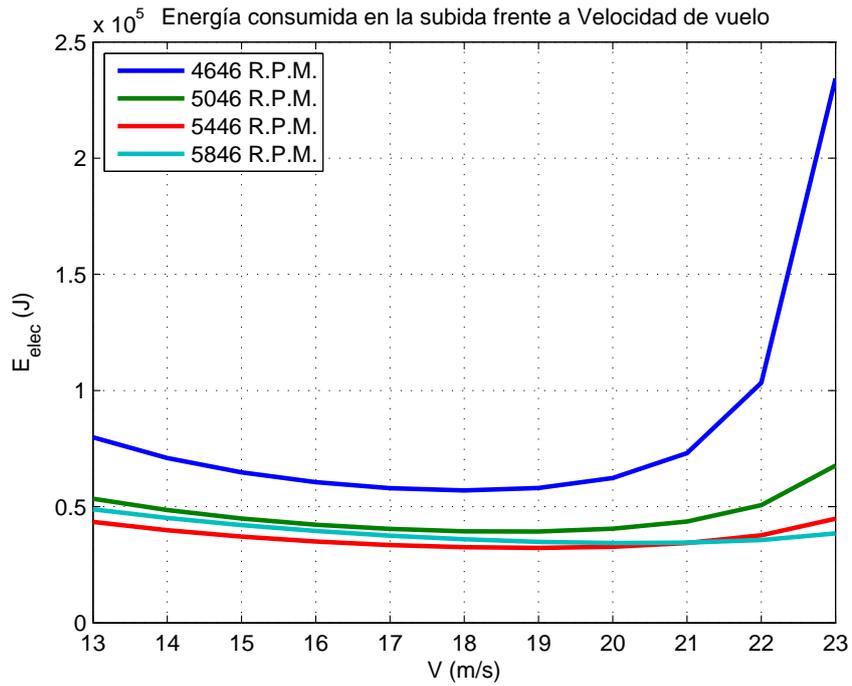


Figura 4.15: Energía consumida. Análisis inicial. Hélice 22x10

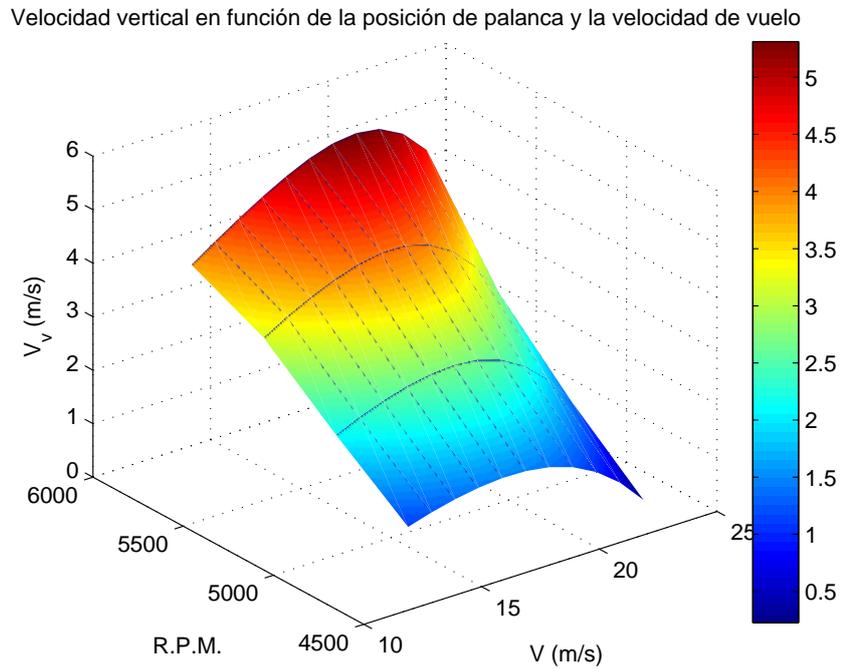


Figura 4.16: Velocidad vertical 3D. Análisis inicial. Hélice 22x10

Ángulo de Ascenso en función de la posición de palanca y la velocidad de vuelo

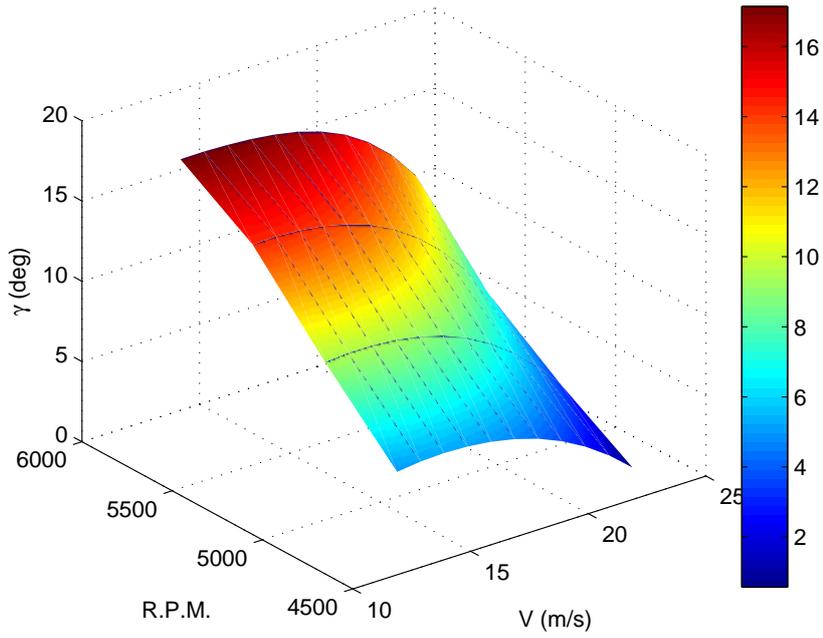


Figura 4.17: Ángulo de trayectoria 3D. Análisis inicial. Hélice 22x10

Energía consumida en función de la posición de palanca y la velocidad de vuelo $\times 10^5$

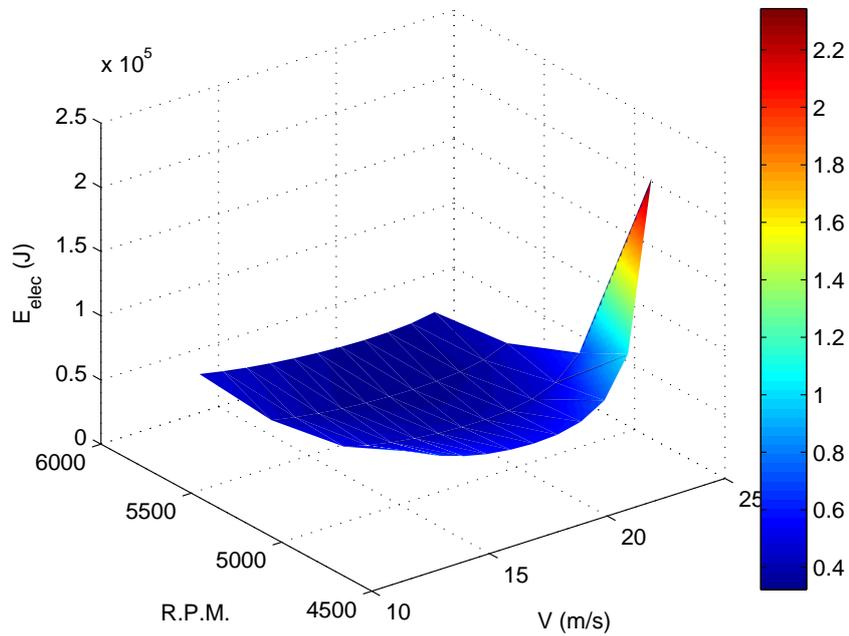


Figura 4.18: Energía consumida 3D. Análisis inicial. Hélice 22x10

Hélice 22x12W

En esta hélice se ven unas tendencias similares a las de la hélice 22x10 en cuanto a velocidad vertical. Se consiguen valores mayores que incluso sobrepasan los 6,5 m/s y los óptimos se encuentran localizados entre 17 y 21 m/s.

En cuanto al ángulo de ascenso se da el caso de que para ciertas R.P.M. no se pueden observar los óptimos, viniendo limitados por la entrada en pérdida. A mayor régimen de giro se tiene una mayor velocidad vertical y ángulo de ascenso, pudiendo superar este último los 22°.

Ahora no se puede localizar un mínimo absoluto en la energía eléctrica consumida como se daba para la hélice 22x10. Sin embargo sí que se observa que la disminución de energía eléctrica consumida es menor a medida que se incrementan las revoluciones. Los mínimos de energía, dependiendo de las R.P.M. se localizan para velocidades de vuelo de entre 17 y 22 m/s.

Las gráficas 3D vuelven a mostrar de forma clara la dependencia con el régimen de giro del motor, sin tener un mínimo como en el caso anterior.

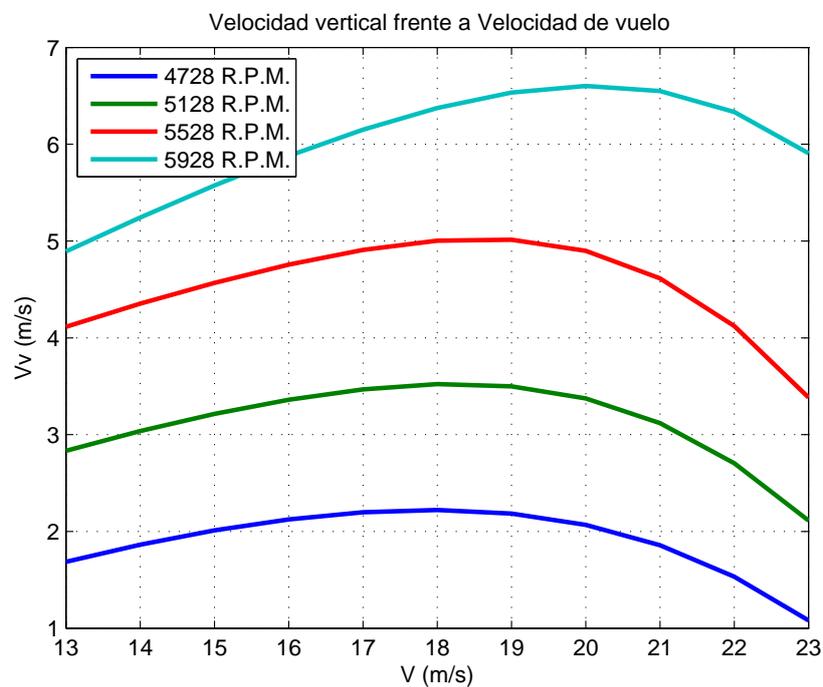


Figura 4.19: Velocidad vertical. Análisis inicial. Hélice 22x12W

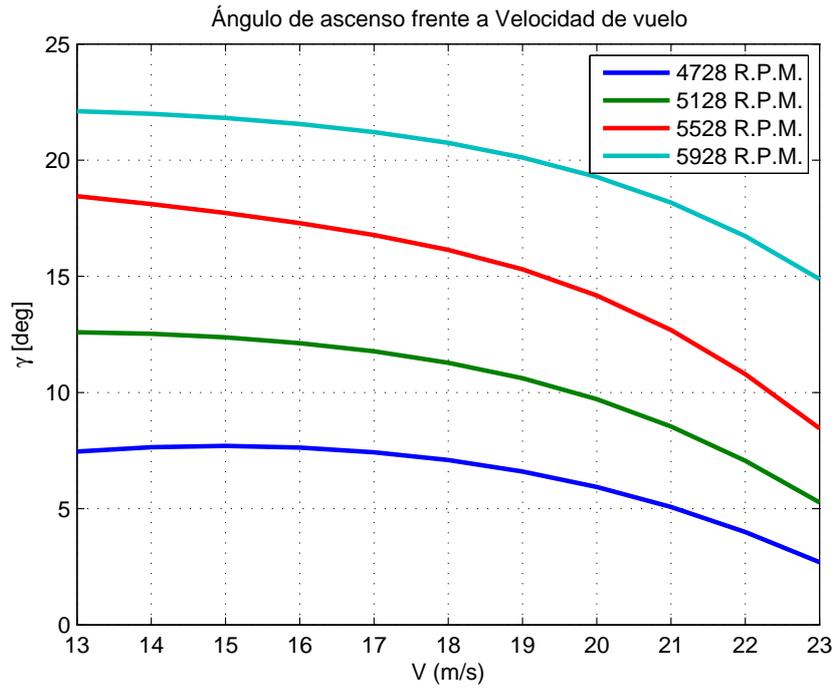


Figura 4.20: Ángulo de trayectoria. Análisis inicial. Hélice 22x12W

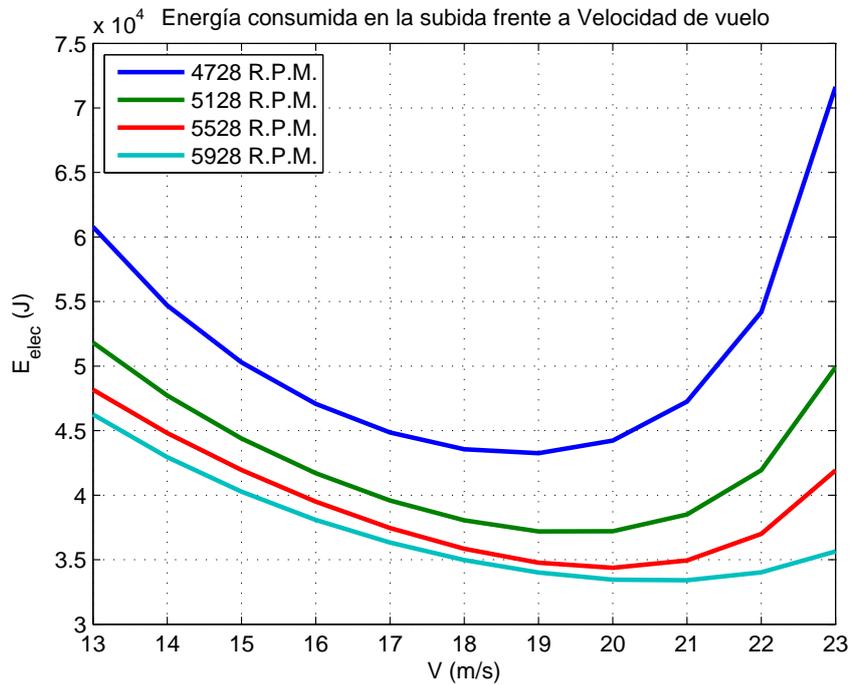


Figura 4.21: Energía consumida. Análisis inicial. Hélice 22x12W

Velocidad vertical en función de la posición de palanca y la velocidad de vuelo

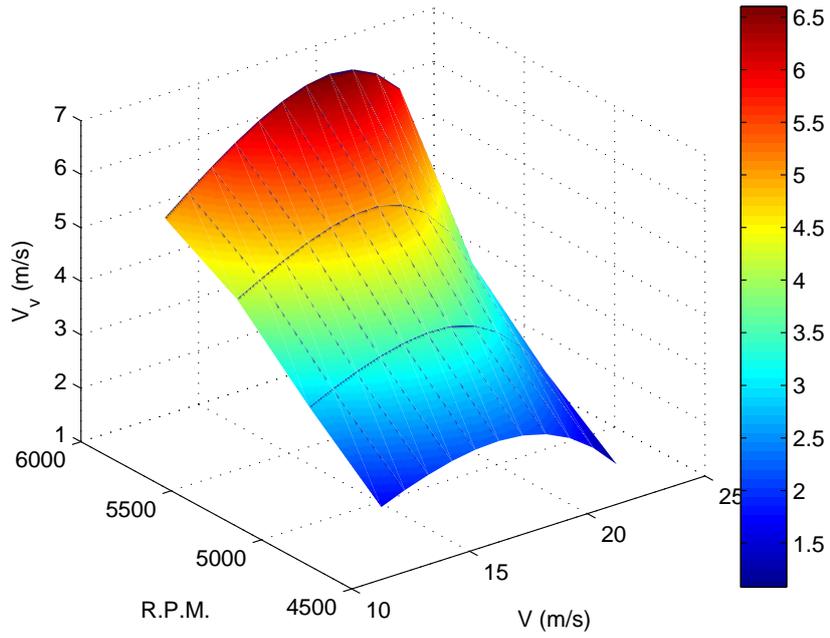


Figura 4.22: Velocidad vertical 3D. Análisis inicial. Hélice 22x12W

Ángulo de Ascenso en función de la posición de palanca y la velocidad de vuelo

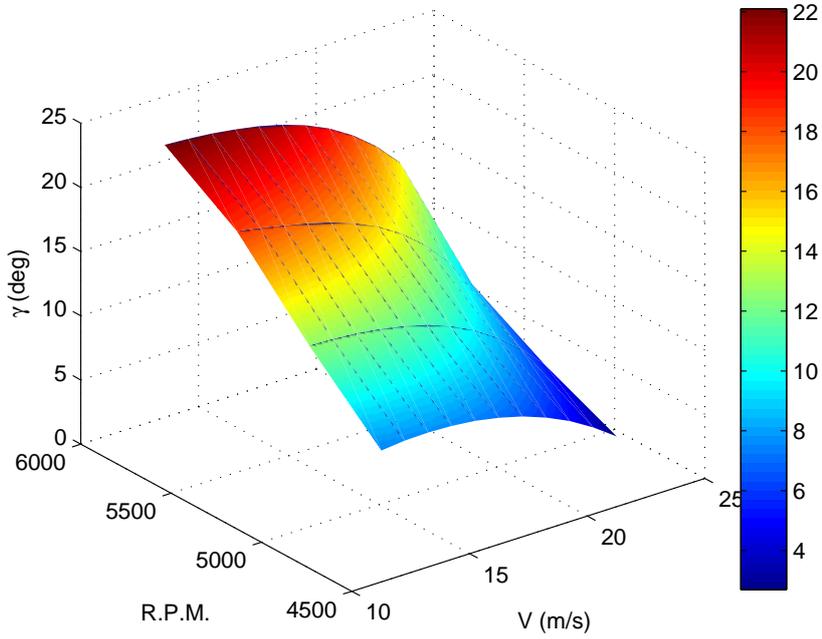


Figura 4.23: Ángulo de trayectoria 3D. Análisis inicial. Hélice 22x12W

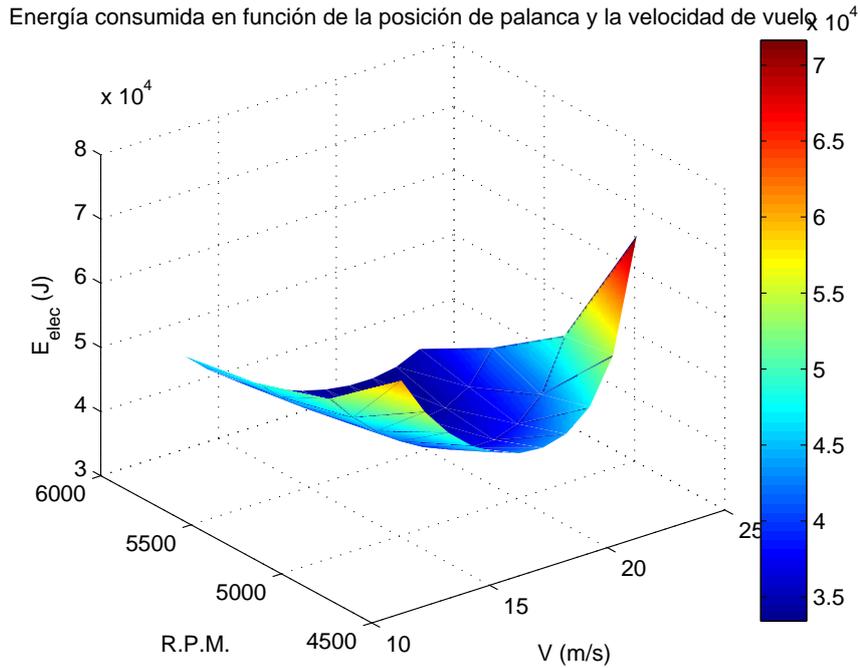


Figura 4.24: Energía consumida 3D. Análisis inicial. Hélice 22x12W

Hélice 22x12E

La hélice 22x12E es muy similar a la 22x12W en cuanto a comportamiento cualitativo. Las velocidades verticales máximas se dan en un rango de entre 17 y 21 m/s, el máximo se vuelve a tener para R.P.M. máximas y sobrepasa ligeramente los 5 m/s.

De igual modo se sigue teniendo una dependencia directa de las variables de velocidad vertical y ángulo de ascenso con las R.P.M. de modo que a mayor régimen de giro mayor serán estas variables. En la figura 4.26, correspondiente al ángulo de ascenso, vuelve a observarse que para un régimen de revoluciones del motor, se tiene que el máximo está limitado por la velocidad de entrada en pérdida.

La energía eléctrica consumida también se comporta de una manera similar, siendo más acusado aquí el incremento de energía cuando se vuela a bajas R.P.M. y a altas velocidades. Los óptimos se dan para velocidades de vuelo de entre 17 y 22 m/s y aunque no existe un mínimo global como en el caso de la hélice 22x10, se vuelve a observar el fenómeno de que a medida que se incrementan las R.P.M. la disminución de energía es cada vez menor.

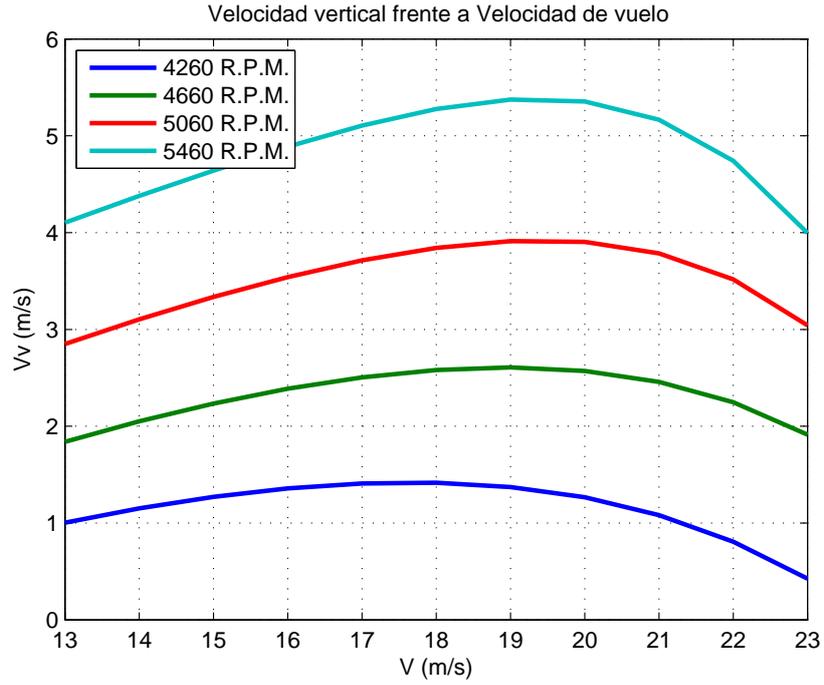


Figura 4.25: Velocidad vertical. Análisis inicial. Hélice 22x12E

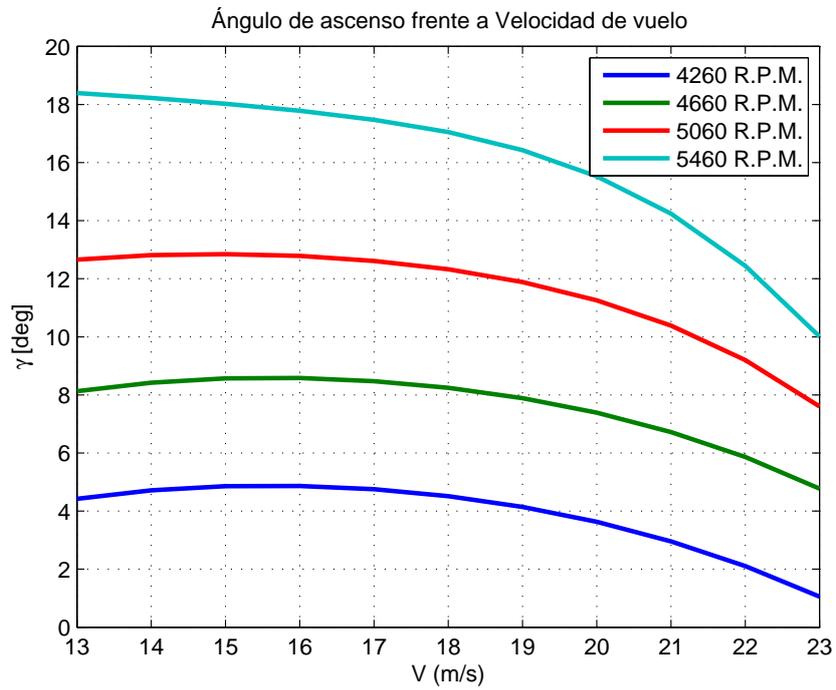


Figura 4.26: Ángulo de trayectoria. Análisis inicial. Hélice 22x12E

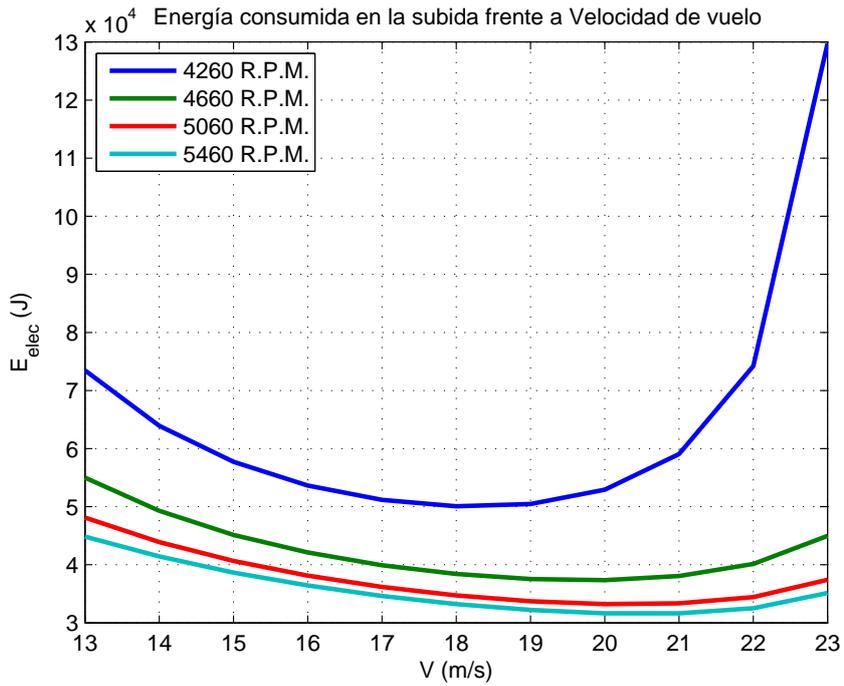


Figura 4.27: Energía consumida. Análisis inicial. Hélice 22x12E

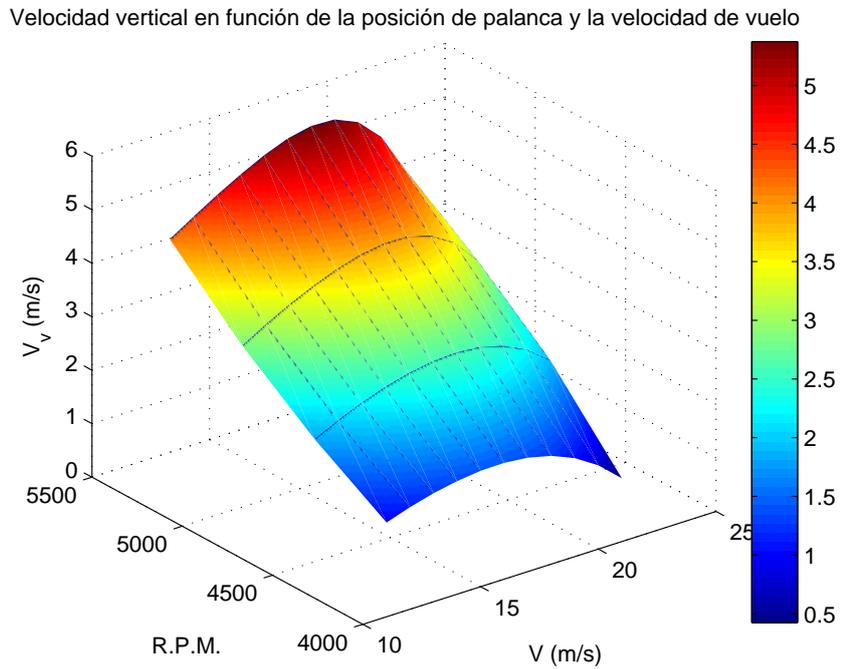


Figura 4.28: Velocidad vertical 3D. Análisis inicial. Hélice 22x12E

Ángulo de Ascenso en función de la posición de palanca y la velocidad de vuelo

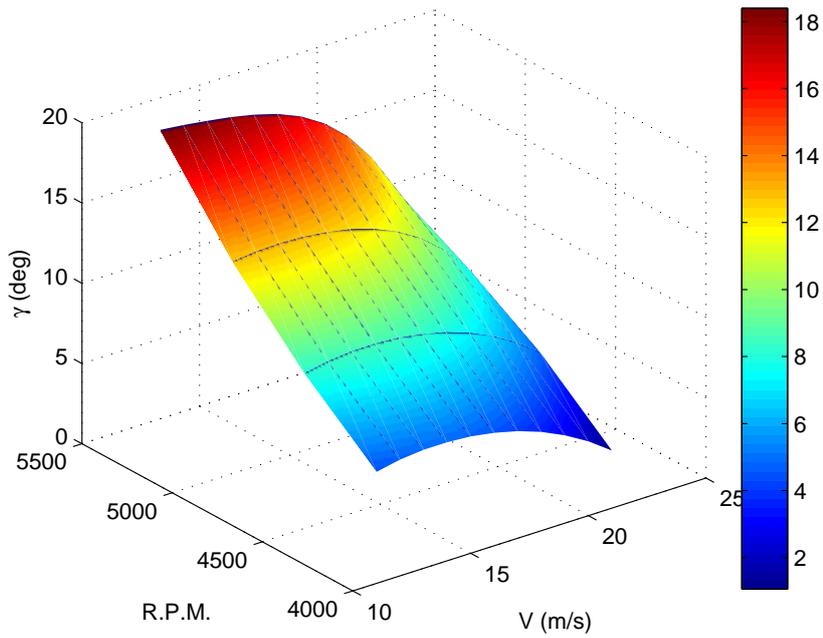


Figura 4.29: Ángulo de trayectoria 3D. Análisis inicial. Hélice 22x12E

Energía consumida en función de la posición de palanca y la velocidad de vuelo $\times 10^4$

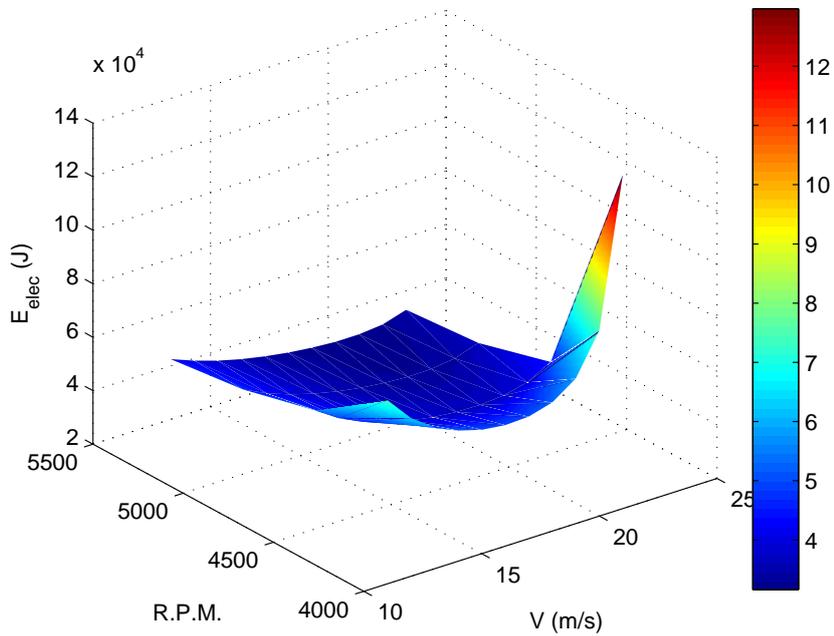


Figura 4.30: Energía consumida 3D. Análisis inicial. Hélice 22x12E

Por último cabe destacar que, aunque el análisis es para localizar los óptimos de manera global, se intuye que será la hélice 22x12W la que tenga las mejores características en cuanto al ascenso se refiere. Será cuando se relice un estudio de los óptimos obtenidos, tras analizar detalladamente las zonas de

interés, cuando se podrán sacar conclusiones sobre qué hélice ofrece las mejores características para la operación.

4.3.2. Análisis detallado

Dado que la parte de bajas revoluciones prevé un aumento excesivo de la energía consumida y unas malas características de velocidad y ángulo de ascenso, se ha decidido llevar a cabo un análisis más detallado que el anterior, con un mayor número de ensayos por hélice para dar paso al siguiente apartado. El rango de R.P.M. va, para cada hélice, desde 800 R.P.M. por debajo de las máximas hasta dichas máximas. También se ha decidido bajar la velocidad máxima a 22 m/s. Ambas debido a los altos consumos de energía y bajos ángulos y velocidades de ascenso en las zonas eliminadas.

Se representan a continuación, para cada hélice, las gráficas 2D y 3D correspondientes a velocidad vertical, ángulo de ascenso y energía eléctrica consumida en función de la velocidad de vuelo. Los comentarios que podrían hacerse sobre las gráficas son los mismos que en el apartado anterior, destacando la clara dependencia de las variables con las R.P.M. y la situación característica del mínimo absoluto para la energía eléctrica en el caso de la hélice 22x10.

Hélice 22x10

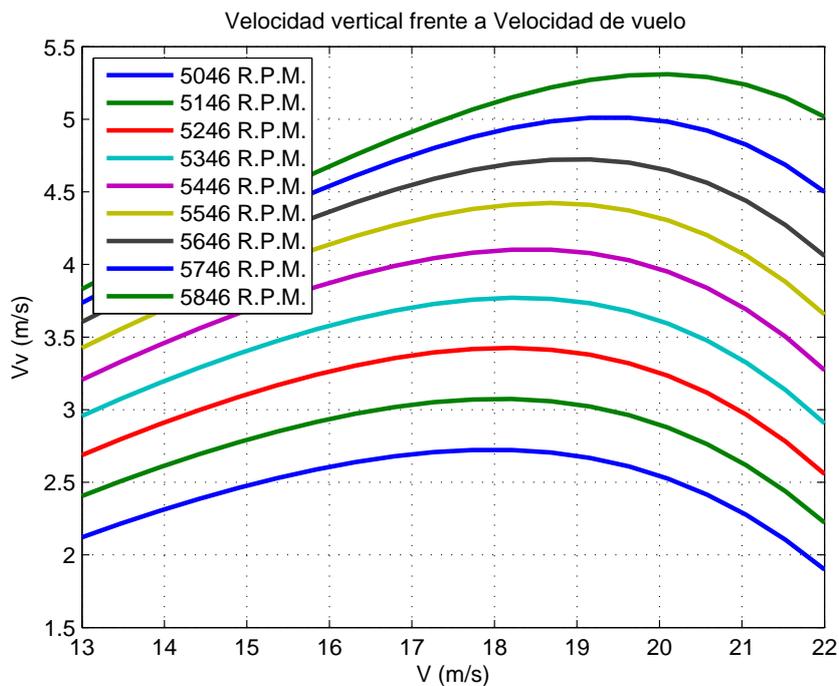


Figura 4.31: Velocidad vertical. Análisis detallado. Hélice 22x10

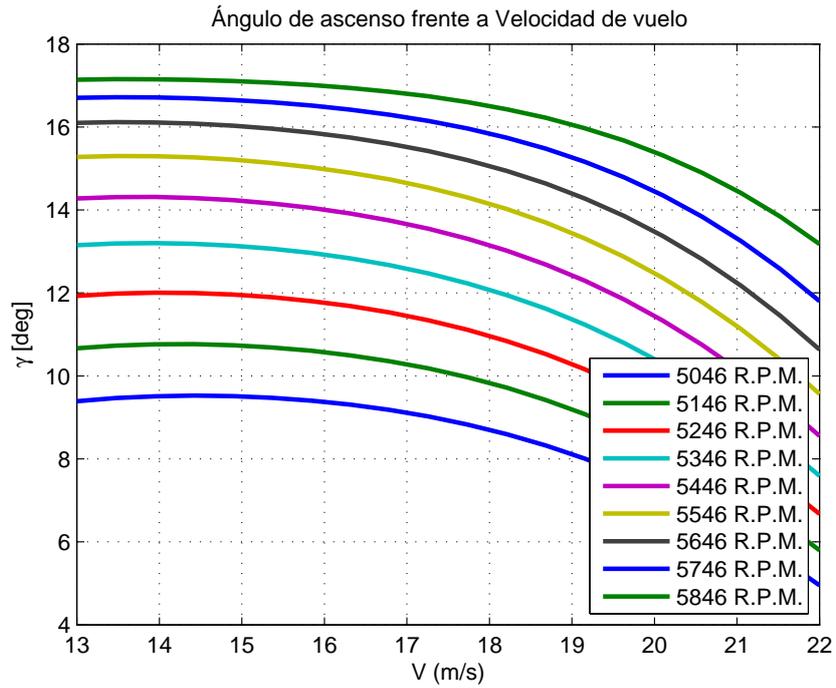


Figura 4.32: Ángulo de trayectoria. Análisis detallado. Hélice 22x10

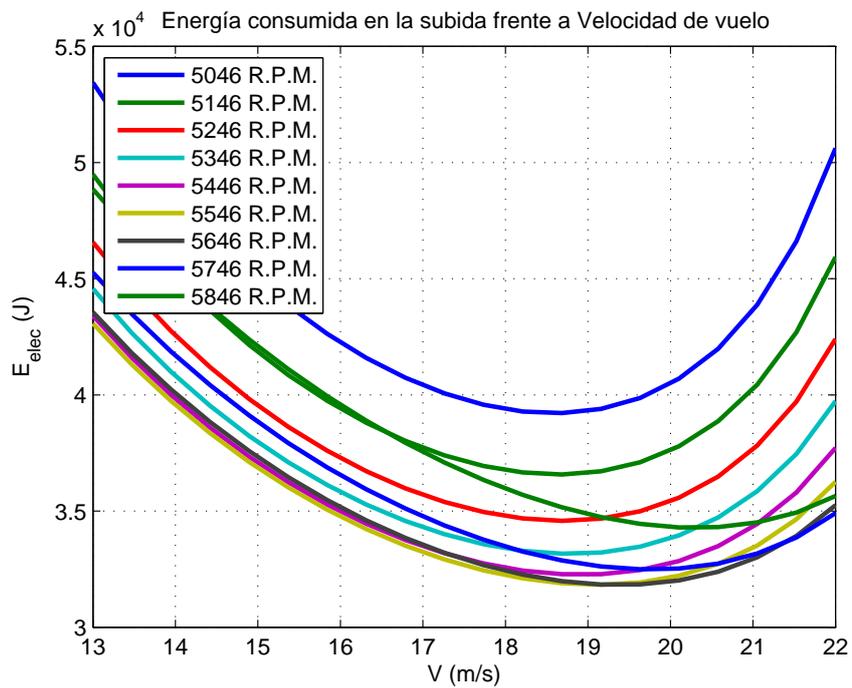


Figura 4.33: Energía consumida. Análisis detallado. Hélice 22x10

Velocidad vertical en función de la posición de palanca y la velocidad de vuelo

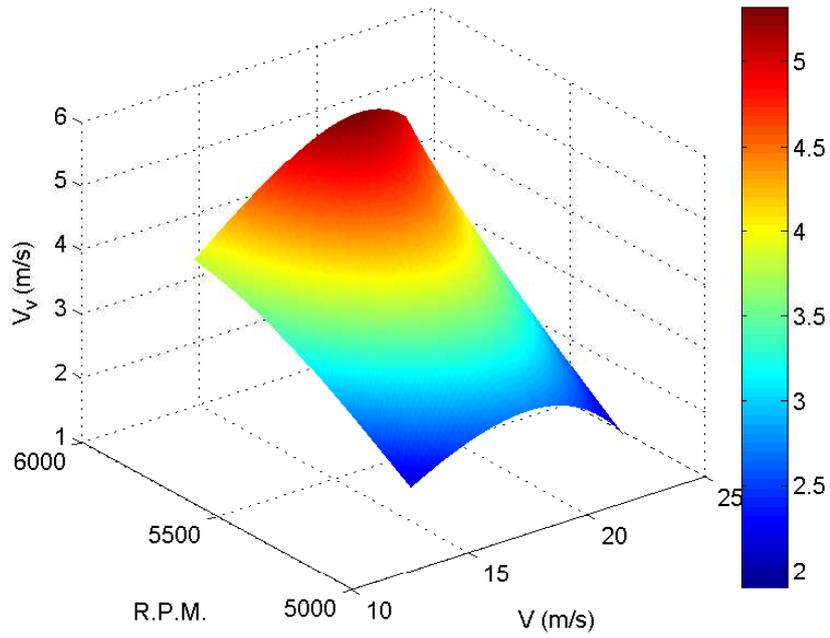


Figura 4.34: Velocidad vertical 3D. Análisis detallado. Hélice 22x10

Ángulo de Ascenso en función de la posición de palanca y la velocidad de vuelo

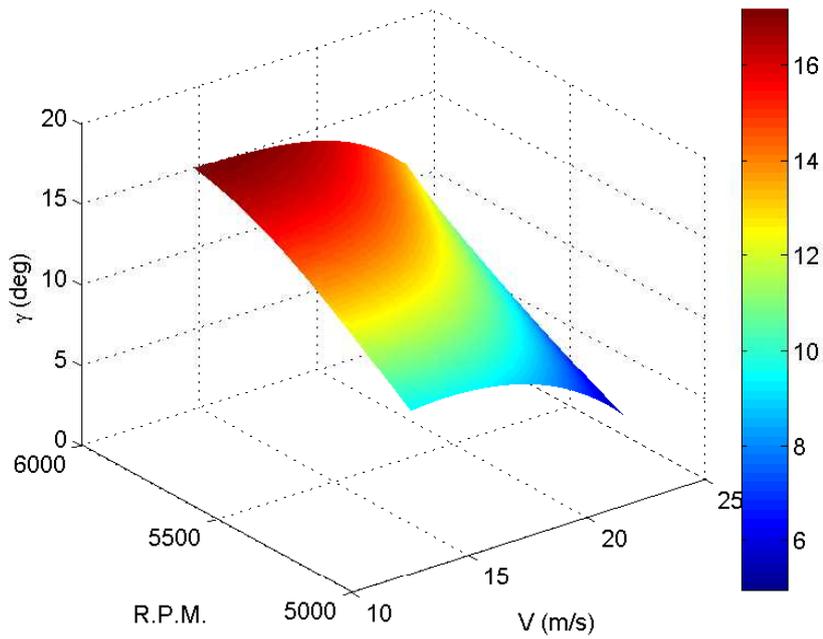


Figura 4.35: Ángulo de trayectoria 3D. Análisis detallado. Hélice 22x10

Energía consumida en función de la posición de palanca y la velocidad de vuelo $\times 10^4$

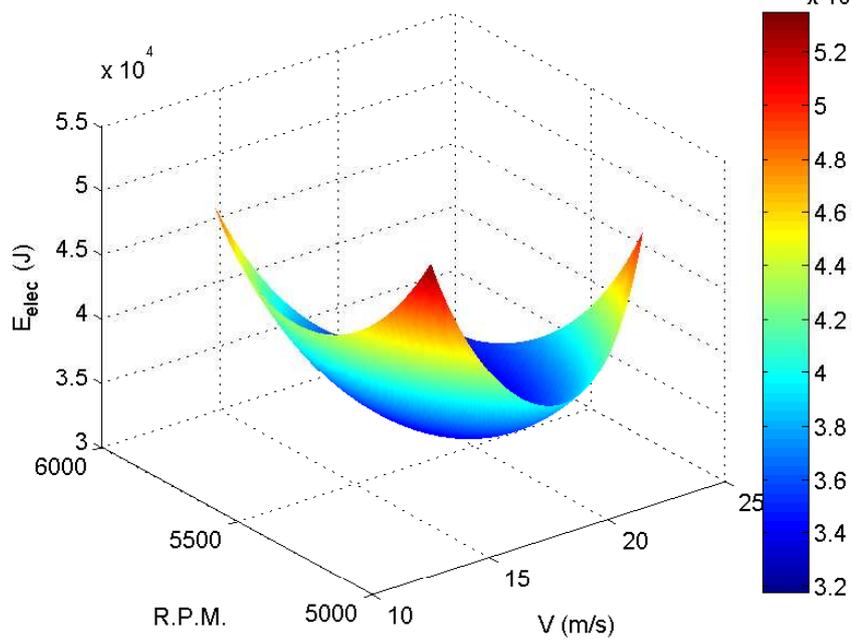


Figura 4.36: Energía consumida 3D. Análisis detallado. Hélice 22x10

Hélice 22x12W

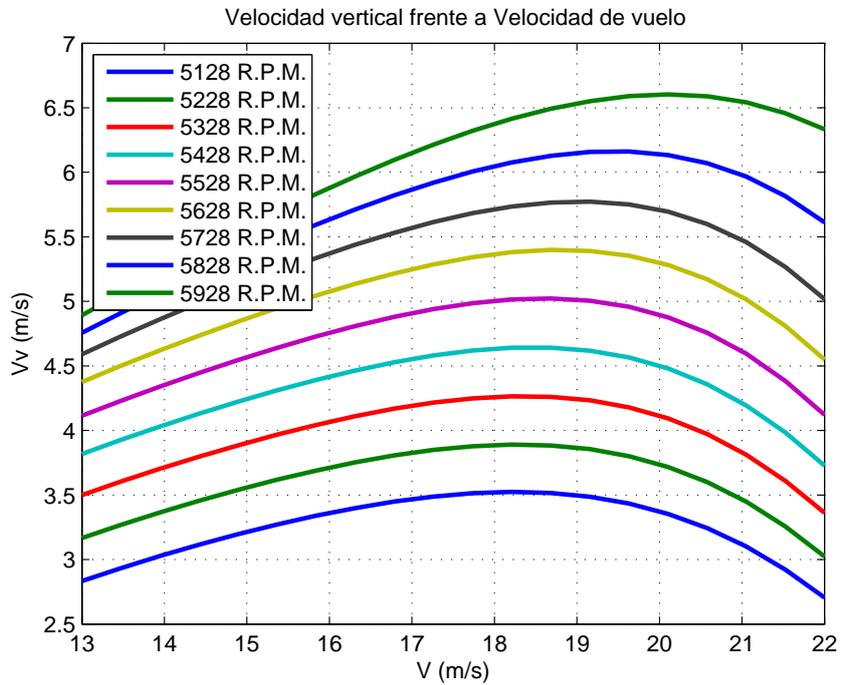


Figura 4.37: Velocidad vertical. Análisis detallado. Hélice 22x12W

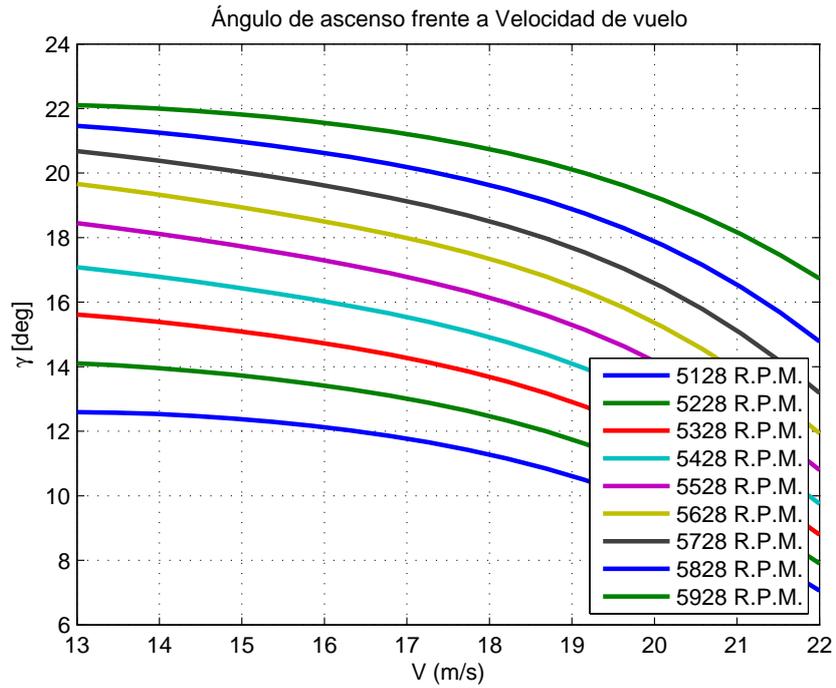


Figura 4.38: Ángulo de trayectoria. Análisis detallado. Hélice 22x12W

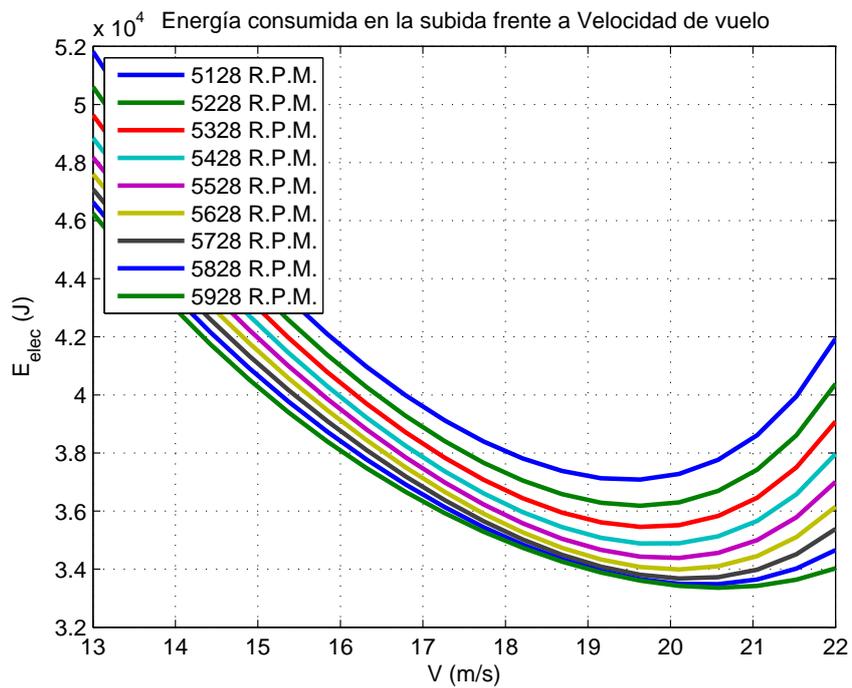


Figura 4.39: Energía consumida. Análisis detallado. Hélice 22x12W

Velocidad vertical en función de la posición de palanca y la velocidad de vuelo

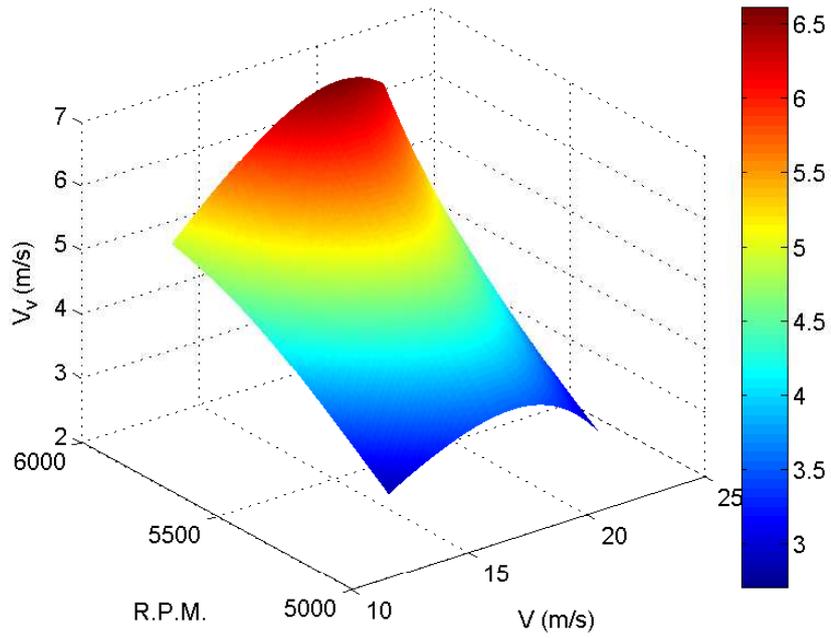


Figura 4.40: Velocidad vertical 3D. Análisis detallado. Hélice 22x12W

Ángulo de Ascenso en función de la posición de palanca y la velocidad de vuelo

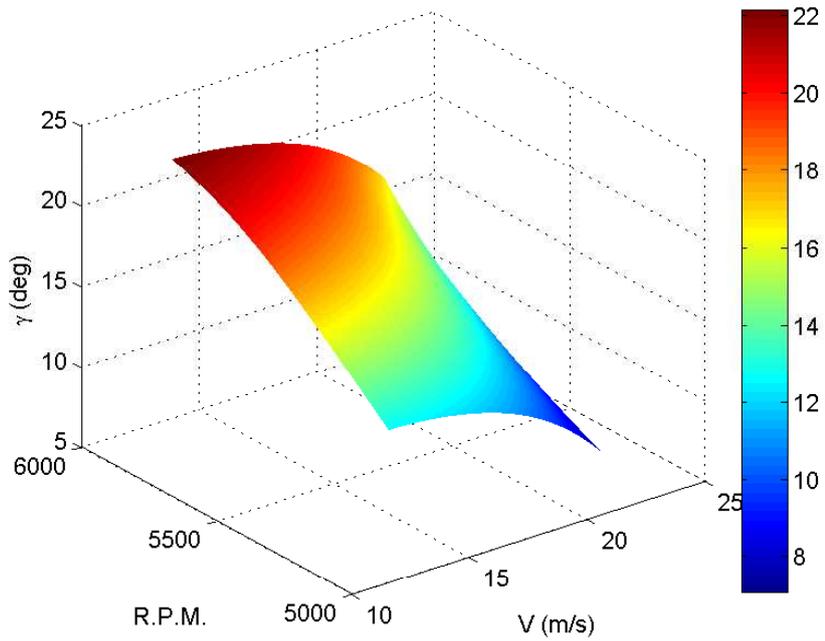


Figura 4.41: Ángulo de trayectoria 3D. Análisis detallado. Hélice 22x12W

Energía consumida en función de la posición de palanca y la velocidad de vuelo $\times 10^4$

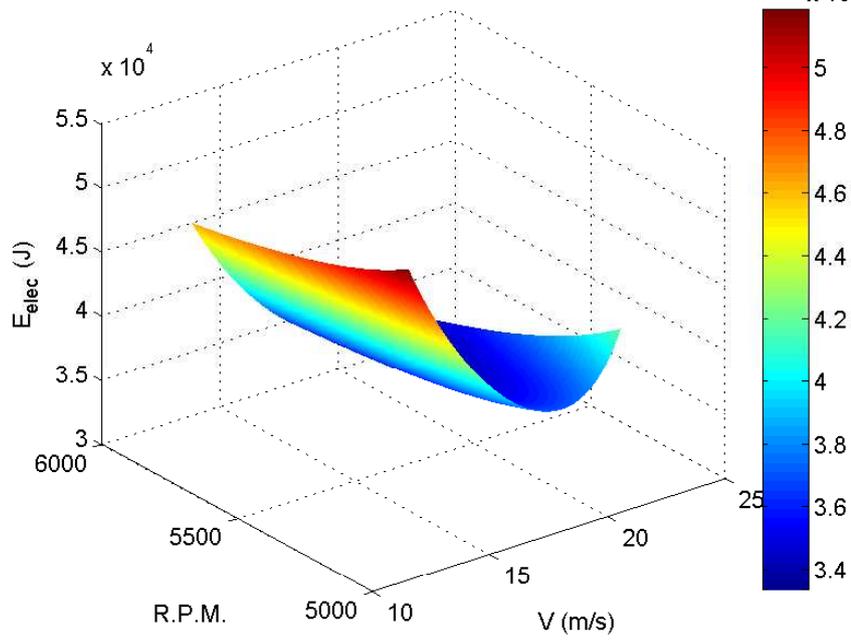


Figura 4.42: Energía consumida 3D. Análisis detallado. Hélice 22x12W

Hélice 22x12E

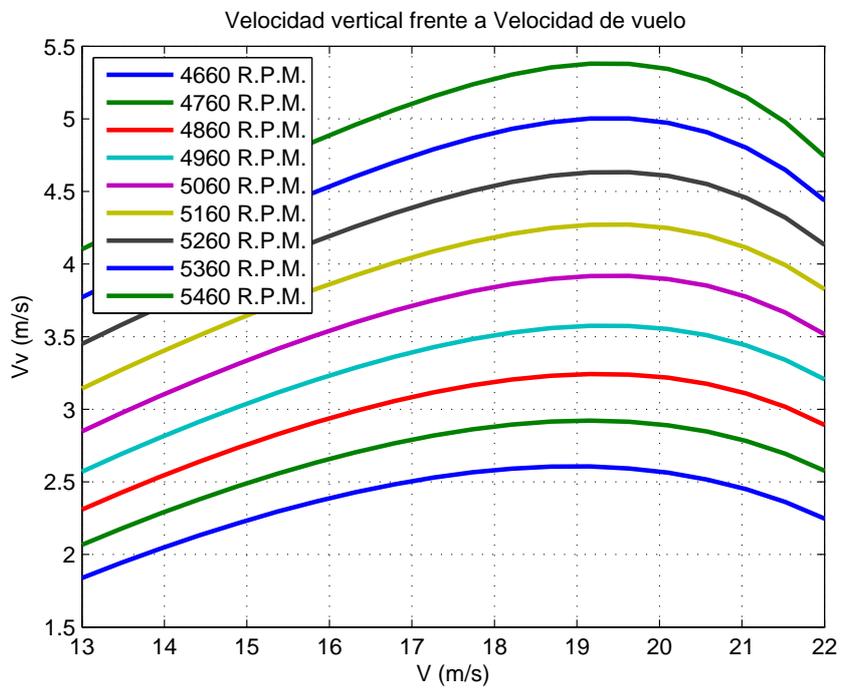


Figura 4.43: Velocidad vertical. Análisis detallado. Hélice 22x12E

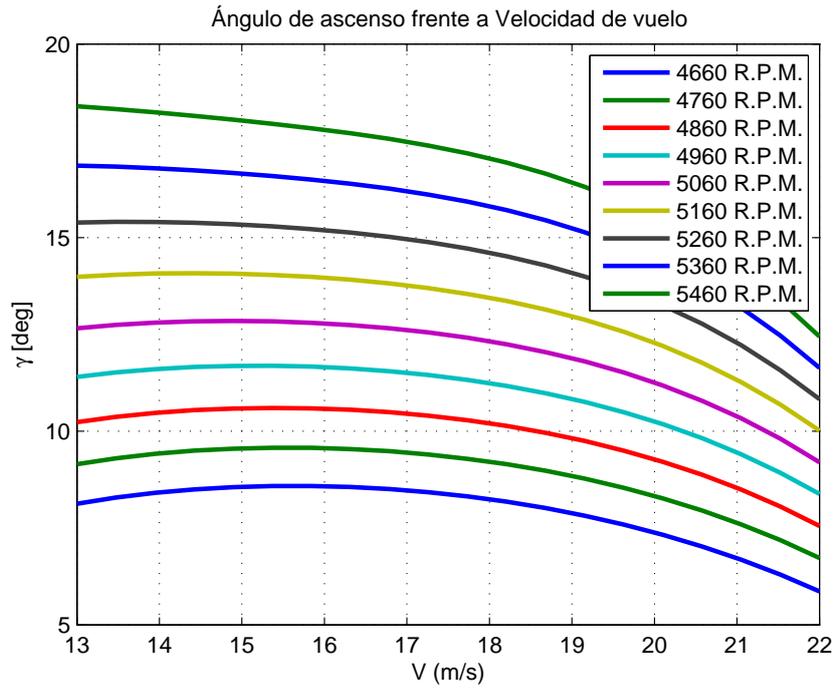


Figura 4.44: Ángulo de trayectoria. Análisis detallado. Hélice 22x12E

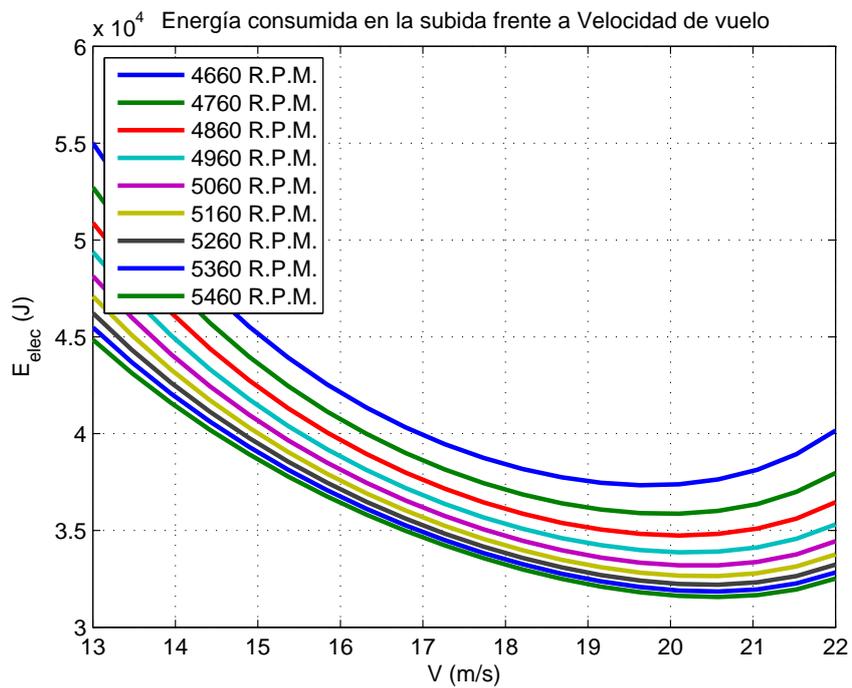


Figura 4.45: Energía consumida. Análisis detallado. Hélice 22x12E

Velocidad vertical en función de la posición de palanca y la velocidad de vuelo

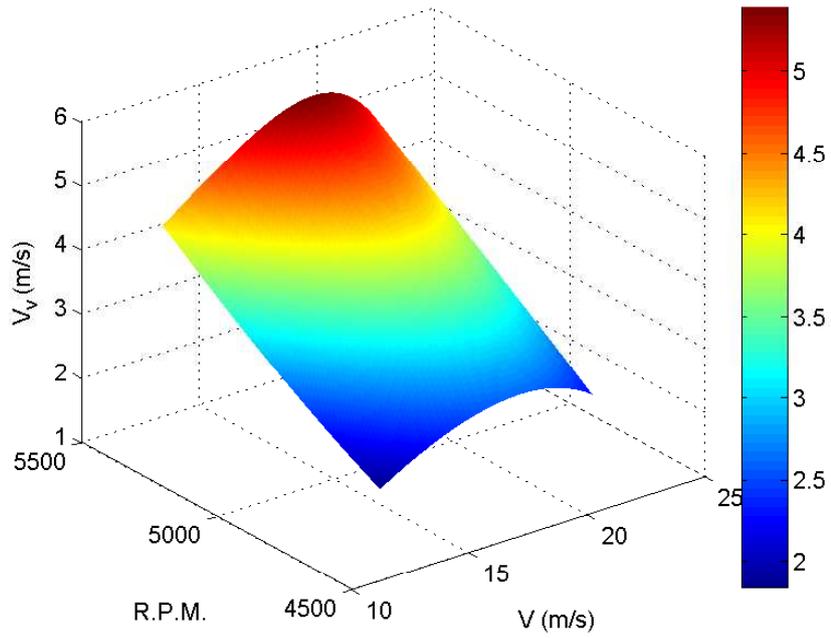


Figura 4.46: Velocidad vertical 3D. Análisis detallado. Hélice 22x12E

Ángulo de Ascenso en función de la posición de palanca y la velocidad de vuelo

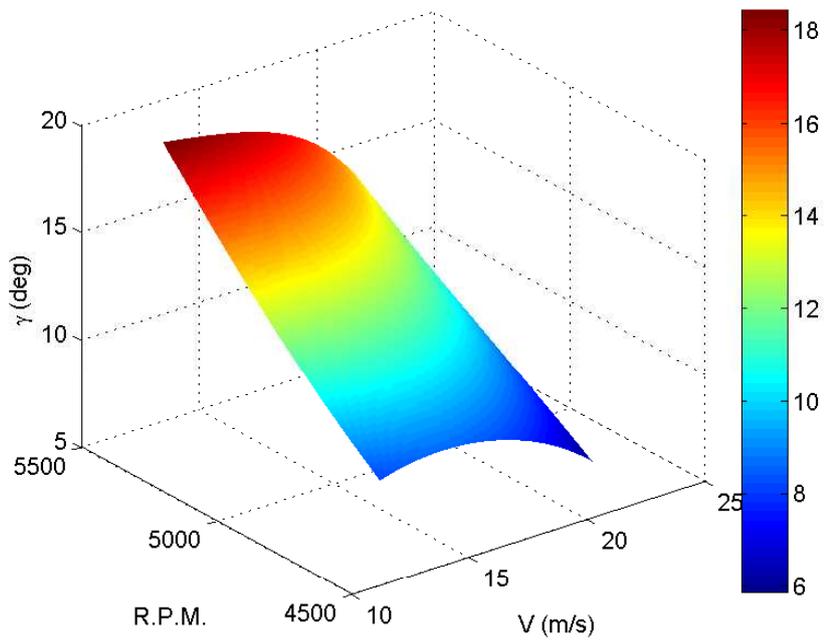


Figura 4.47: Ángulo de trayectoria 3D. Análisis detallado. Hélice 22x12E

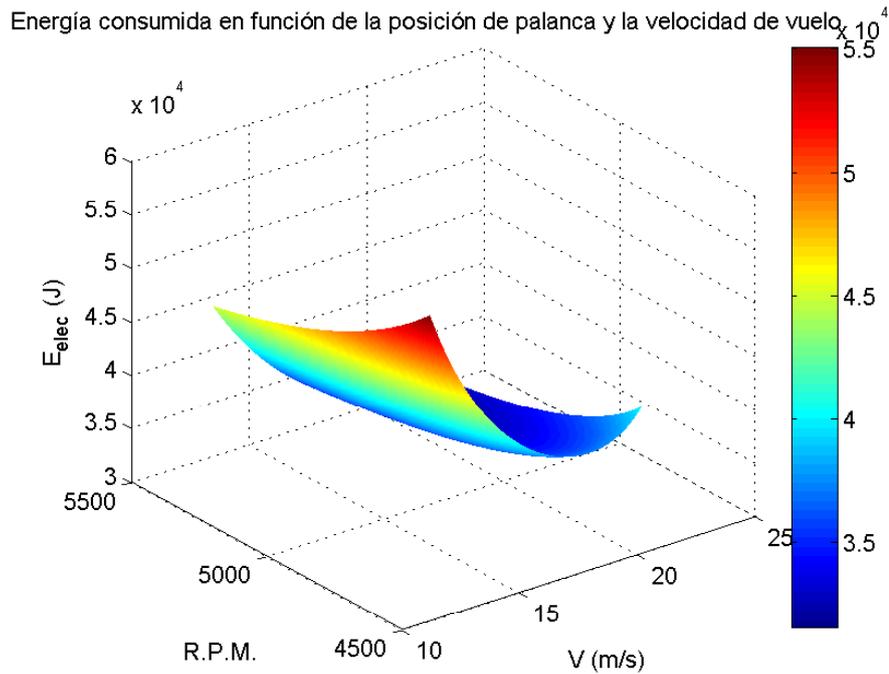


Figura 4.48: Energía consumida 3D. Análisis detallado. Hélice 22x12E

4.3.3. Óptimos

Dado el modelo de polar empleado, descrito en la introducción de este documento, así como las características especiales que aporta un motor eléctrico frente a un motor convencional, se observa que el estudio detallado para el vuelo de ascenso permite determinar de forma numérica 3 óptimos identificables:

- *Fastest climb*: Ascenso con máxima velocidad vertical.
- *Steepest climb*: Ascenso con máximo ángulo de ascenso.
- *Most economic climb*: Ascenso consumiendo el mínimo de combustible, energía eléctrica en el caso que nos ocupa.

Partiendo del análisis detallado del apartado anterior, en las gráficas 4.32, 4.38 y 4.44 se observa que la tendencia es a que la velocidad de vuelo para la que se obtiene el ángulo de ascenso máximo puede llegar a estar limitada por la entrada en pérdida (hélices 22x12W y 22x12E). Con objeto de poder llevar a cabo el mismo análisis en todas las hélices, se considerarán sólo los casos de *fastest climb* y *most economic climb*.

El primer paso ha sido identificar los óptimos, ya sean máximos en el caso de la velocidad vertical o mínimos en el caso de la energía eléctrica consumida. Una vez se obtienen los máximos, se ha llevado a cabo una interpolación que permite representar el régimen de giro del motor y la velocidad de vuelo en función de la velocidad vertical o el consumo de energía eléctrica que se quiera tener en la operación de ascenso.

De este modo, seleccionando una velocidad de ascenso deseada se tendrá el régimen de revoluciones del motor (y por tanto la posición de palanca que habrá que imponer) así como la velocidad aerodinámica a la que hay que hacer el vuelo (de especial importancia para el uso de la herramienta *PAT*). Es inmediata la extensión al caso de la energía eléctrica consumida. Se muestra en las siguientes páginas las gráficas resultantes de dicho análisis de óptimos.

En las figuras 4.51, 4.54, 4.57, 4.60, 4.63 y 4.66 se ha tratado de representar la evolución de la velocidad aerodinámica con la variable a optimizar, donde los puntos en rojo son los óptimos obtenidos

numéricamente y la línea en azul es una interpolación (esto es aplicable al resto de gráficas). Con la interpolación se ha tratado de representar las tendencias de la velocidad de vuelo, pero dados los resultados obtenidos y la poca variabilidad de dicha velocidad (hay que tener en cuenta la escala del eje vertical), es difícil su caracterización como función monótona creciente o decreciente.

Por último, se ha considerado interesante el representar en una misma figura las gráficas 4.50, 4.56 y 4.62 por un lado y las 4.53, 4.59 y 4.53 por otro. El objetivo de esto es el poder hacer una comparativa de las 3 hélices.

Como conclusiones del análisis de los óptimos cabe destacar, una vez más, la tendencia tan lineal que existe entre la velocidad vertical máxima y las R.P.M. mientras que existe una mayor variabilidad en el caso de los óptimos de energía eléctrica consumida.

Hélice 22x10

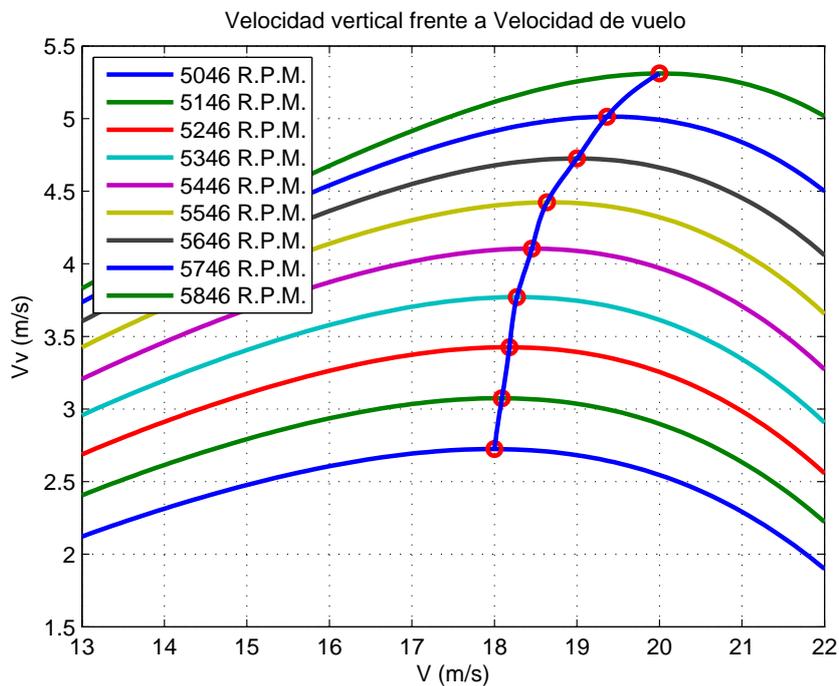


Figura 4.49: Óptimos para la velocidad vertical. Hélice 22x10

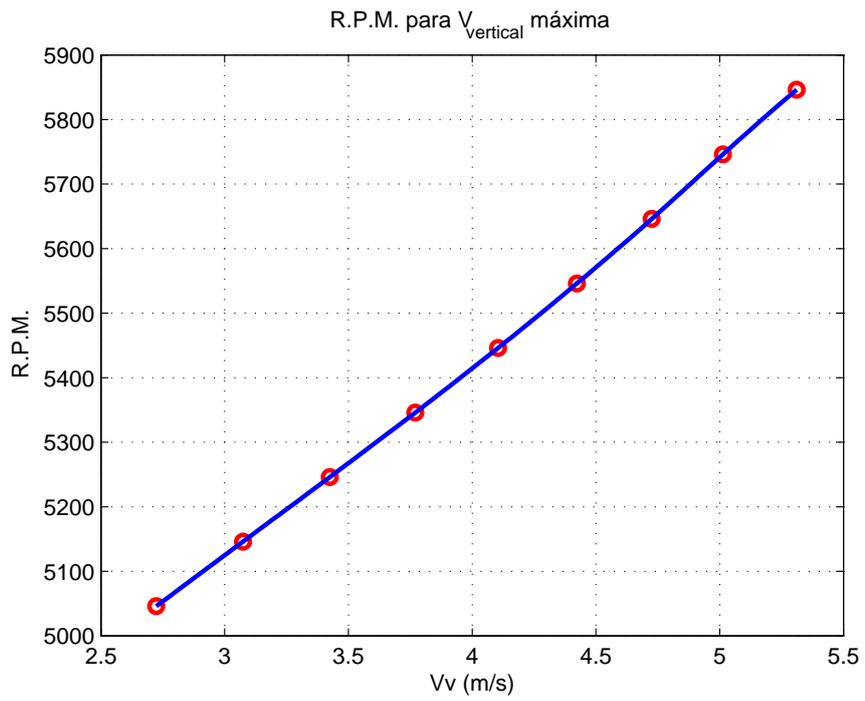


Figura 4.50: R.P.M. vs Velocidad vertical. Óptimos. Hélice 22x10

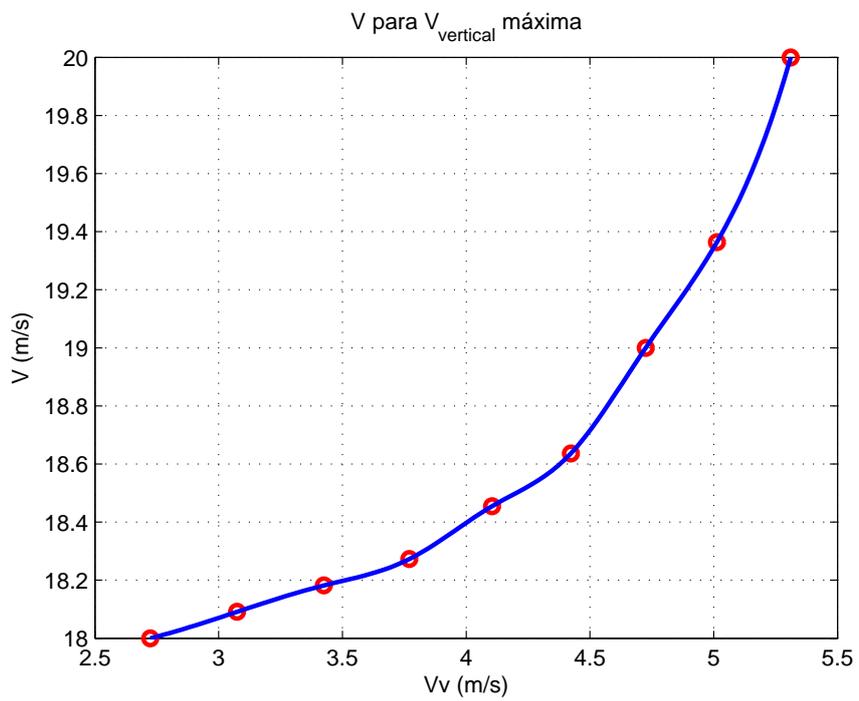


Figura 4.51: Velocidad de vuelo vs Velocidad vertical. Óptimos. Hélice 22x10

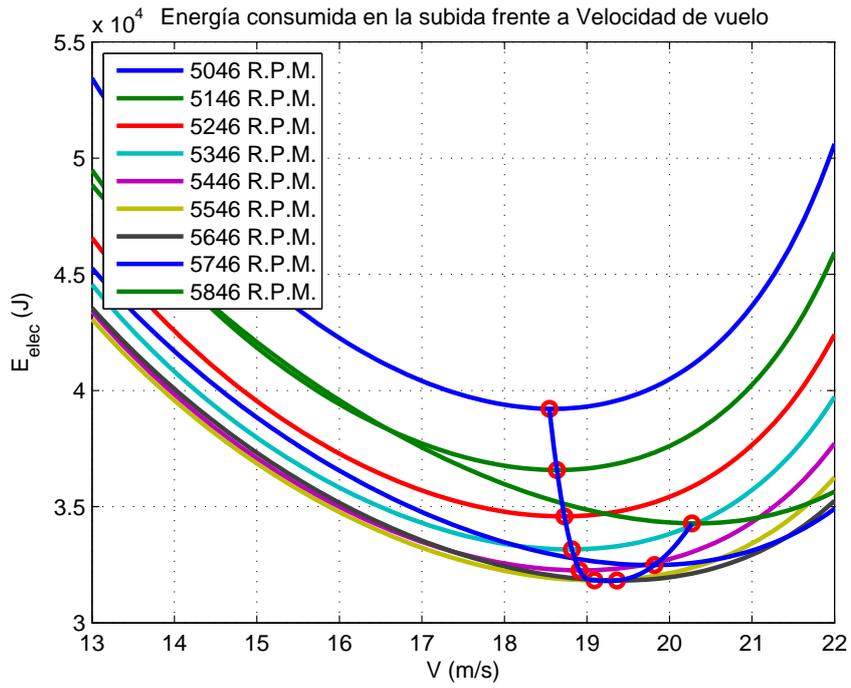


Figura 4.52: Óptimos para la Energía eléctrica. Hélice 22x10

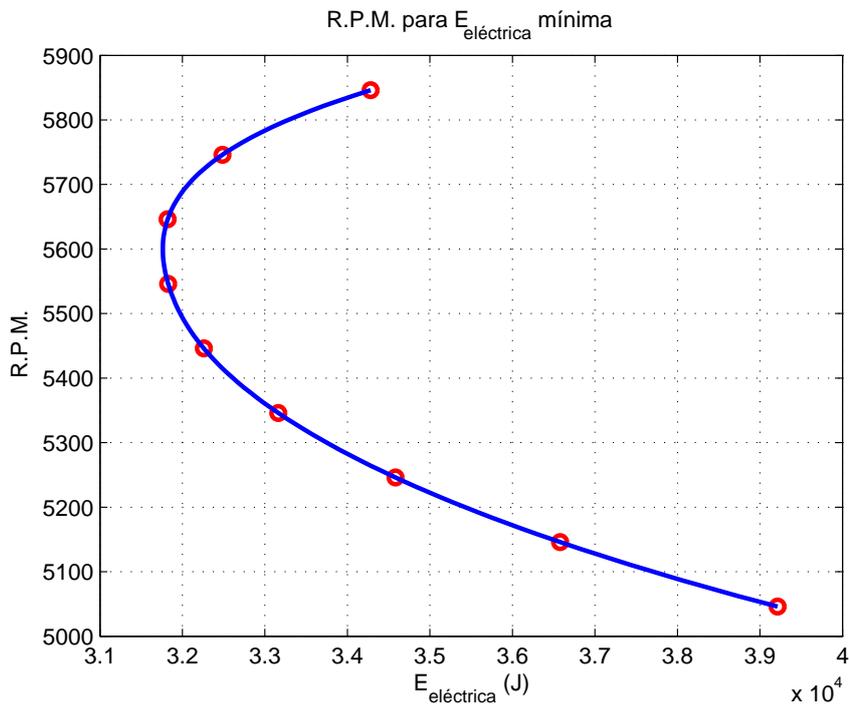


Figura 4.53: R.P.M. vs Energía eléctrica. Óptimos. Hélice 22x10

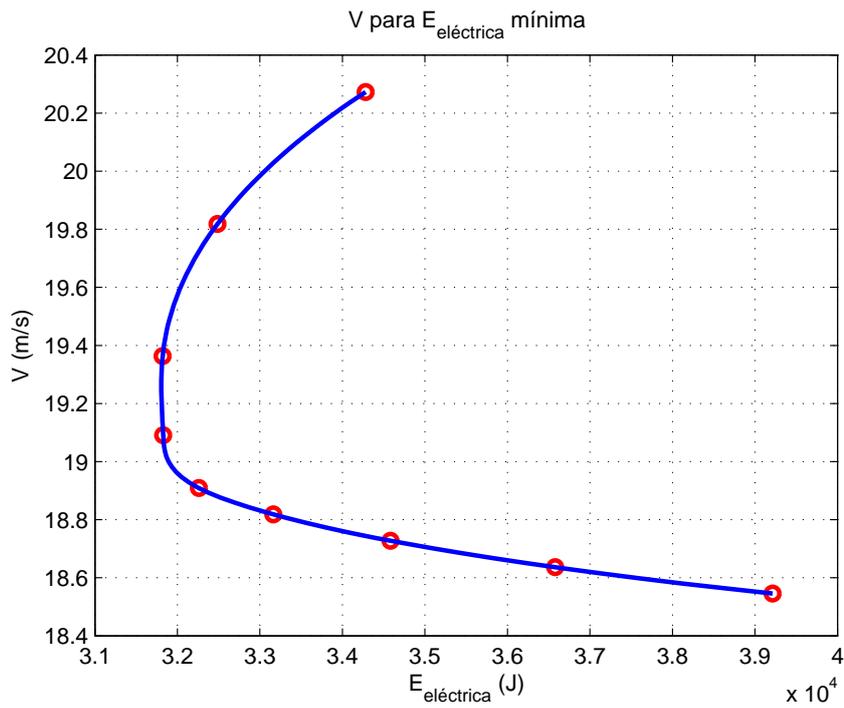


Figura 4.54: Velocidad de vuelo vs Energía eléctrica. Óptimos. Hélice 22x10

Hélice 22x12W

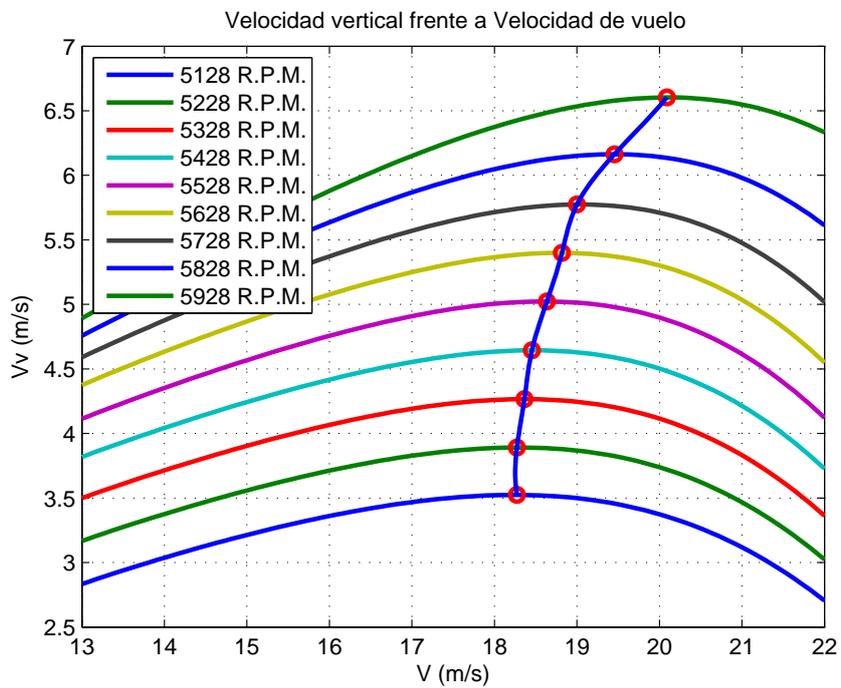


Figura 4.55: Óptimos para la velocidad vertical. Hélice 22x12W

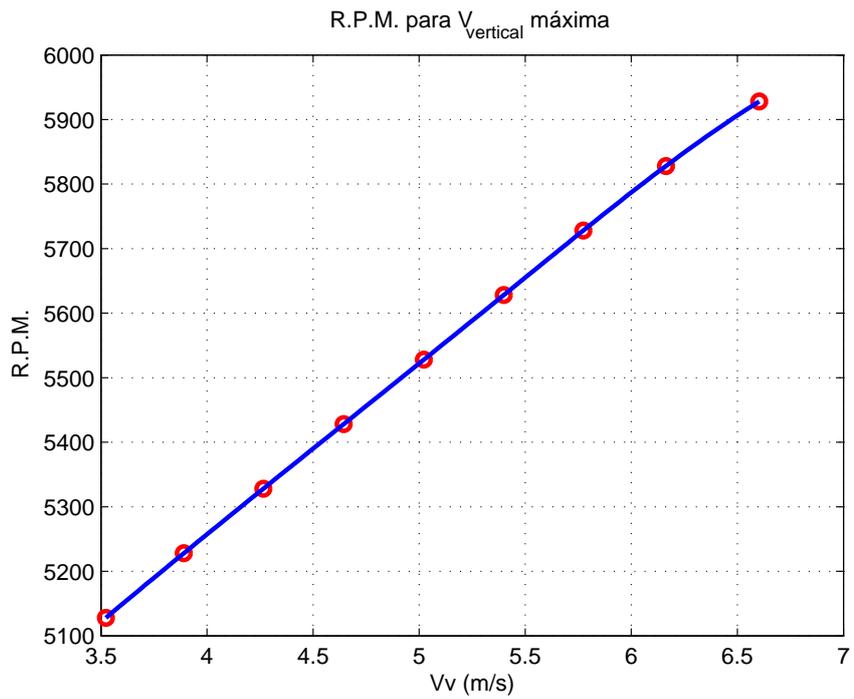


Figura 4.56: R.P.M. vs Velocidad vertical. Óptimos. Hélice 22x12W

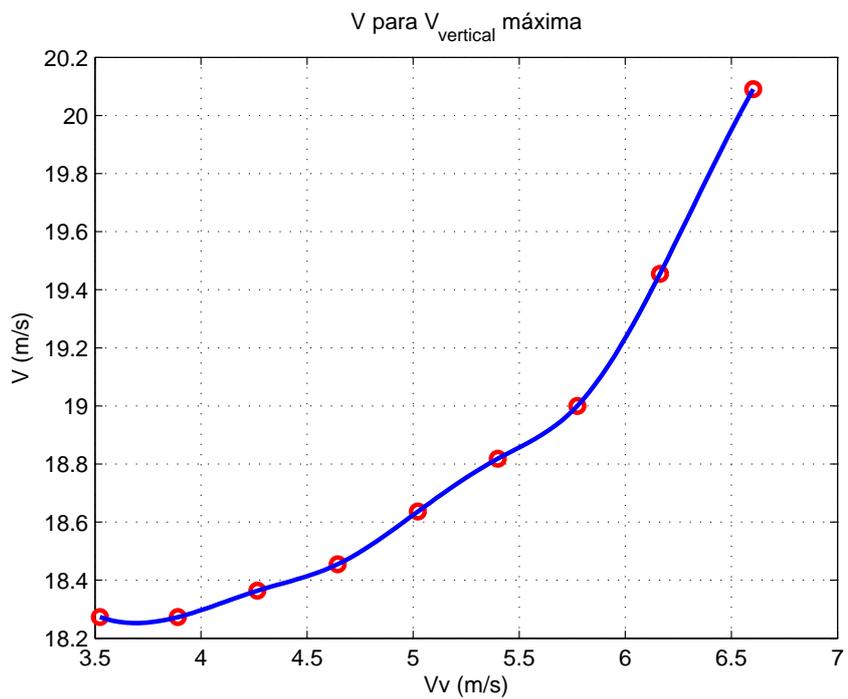


Figura 4.57: Velocidad de vuelo vs Velocidad vertical. Óptimos. Hélice 22x12W

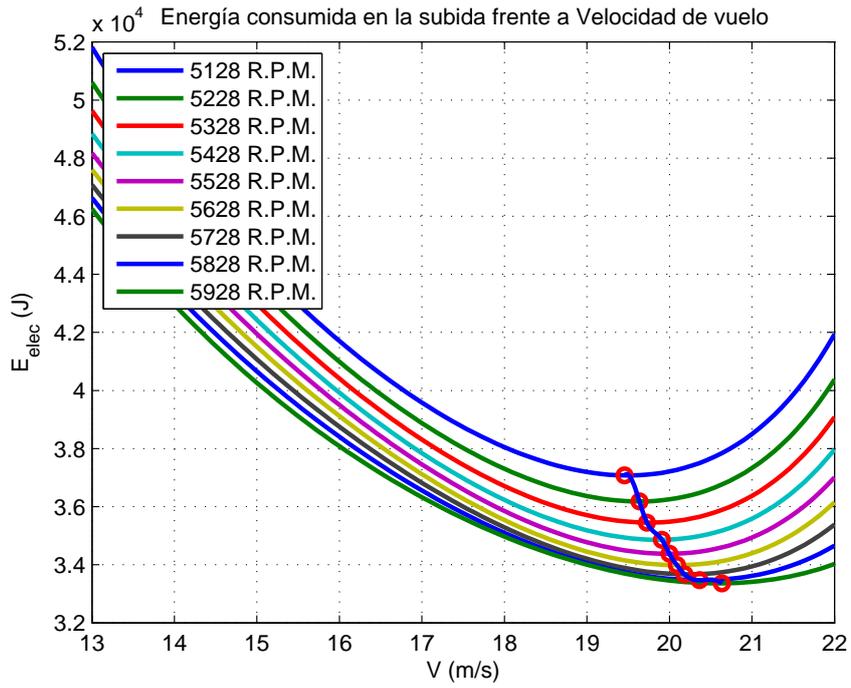


Figura 4.58: Óptimos para la Energía eléctrica. Hélice 22x12W

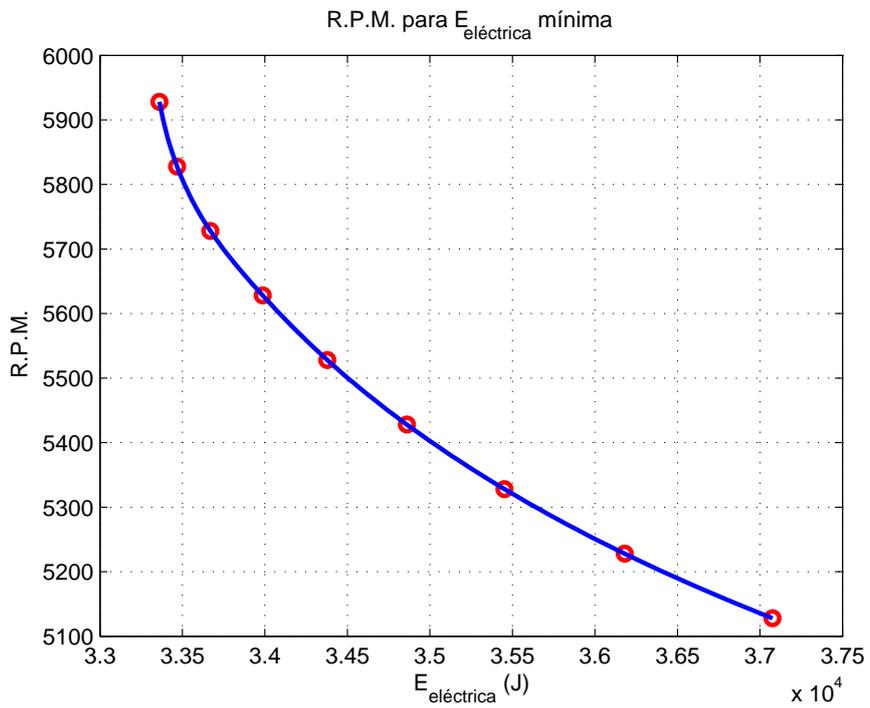


Figura 4.59: R.P.M. vs Energía eléctrica. Óptimos. Hélice 22x12W

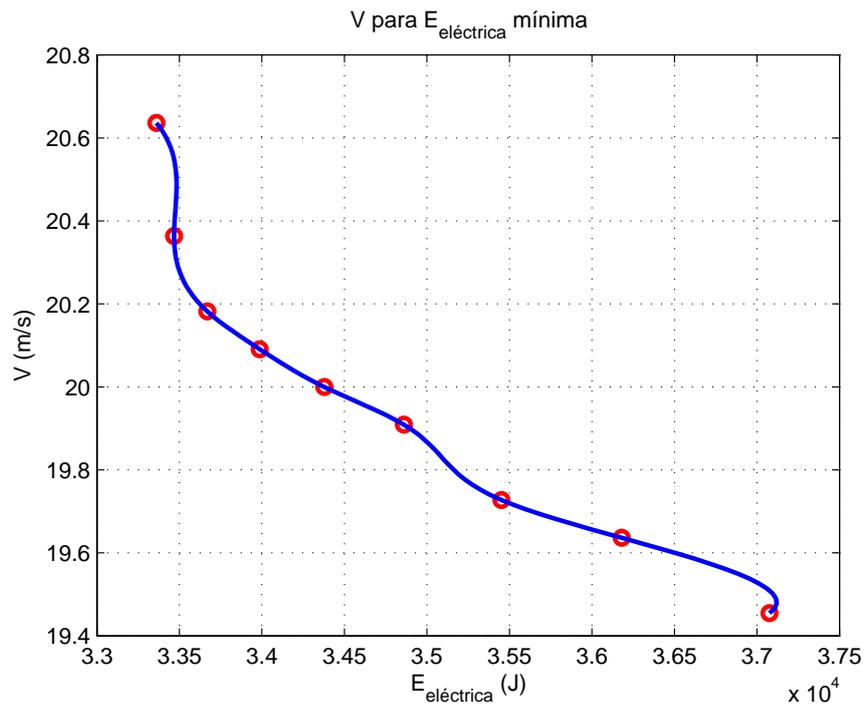


Figura 4.60: Velocidad de vuelo vs Energía eléctrica. Óptimos. Hélice 22x12W

Hélice 22x12E

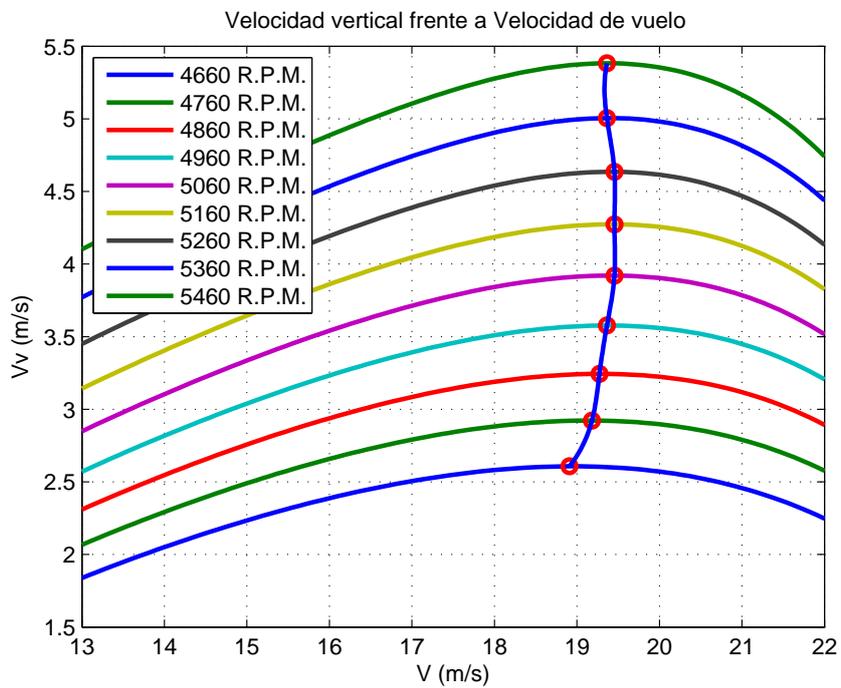


Figura 4.61: Óptimos para la velocidad vertical. Hélice 22x12E

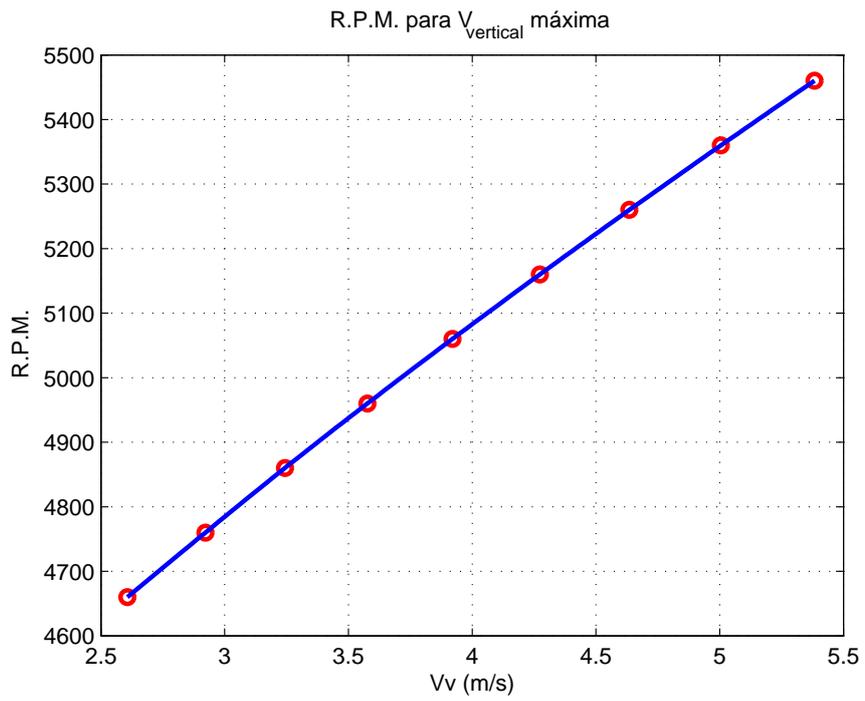


Figura 4.62: R.P.M. vs Velocidad vertical. Óptimos. Hélice 22x12E

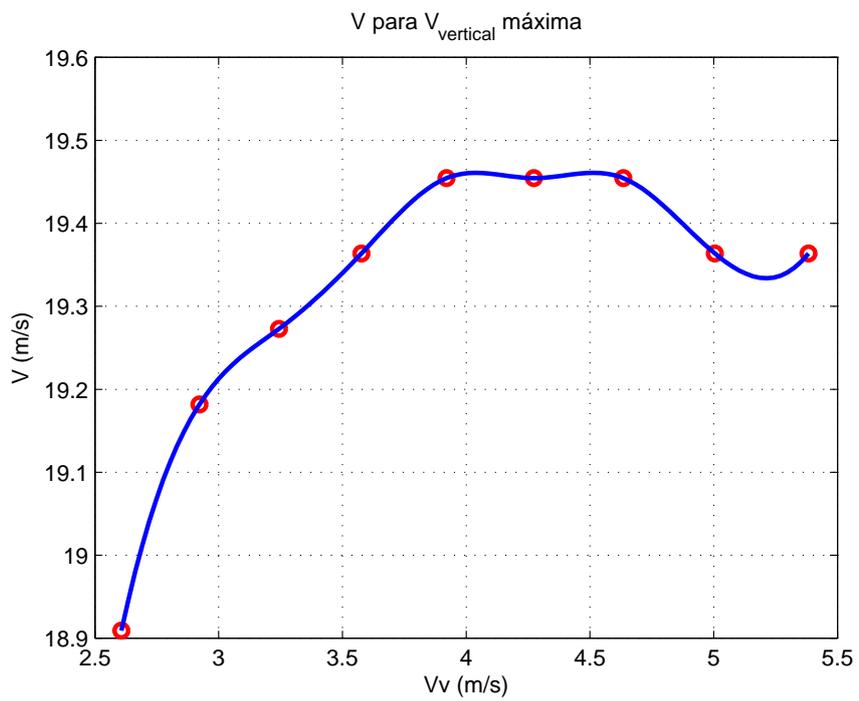


Figura 4.63: Velocidad de vuelo vs Velocidad vertical. Óptimos. Hélice 22x12E

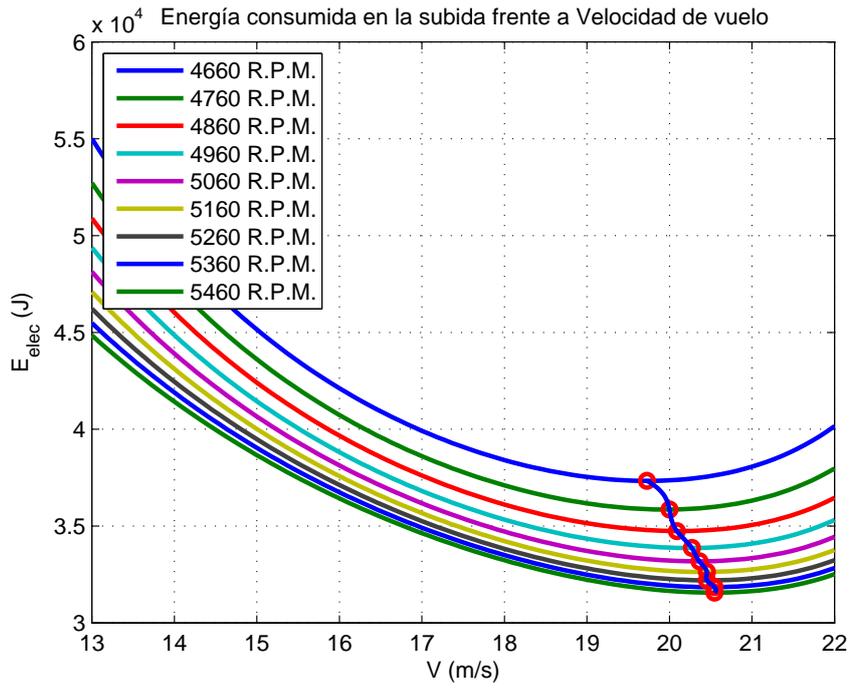


Figura 4.64: Óptimos para la Energía eléctrica. Hélice 22x12E

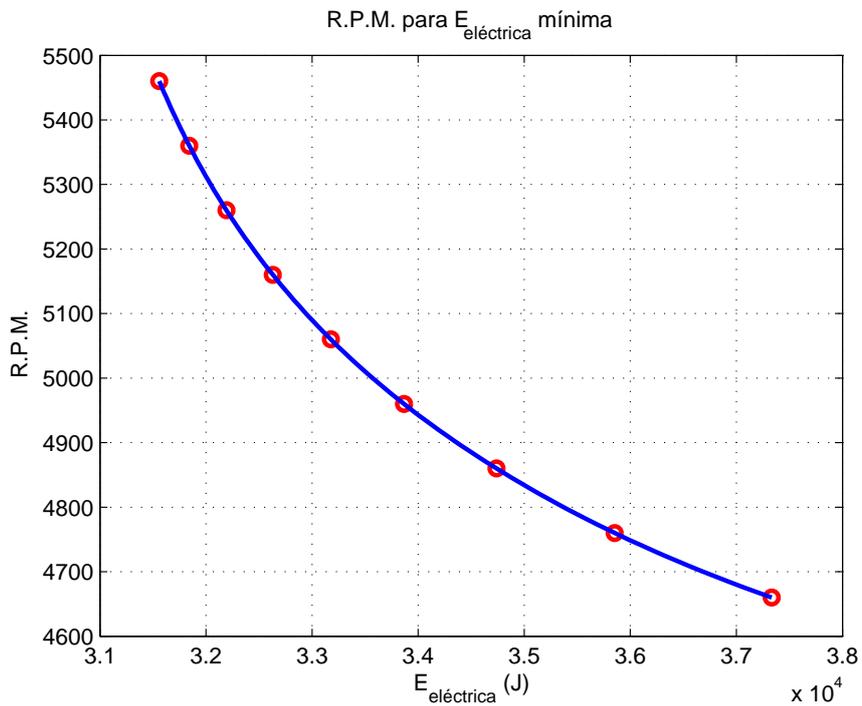


Figura 4.65: R.P.M. vs Energía eléctrica. Óptimos. Hélice 22x12E

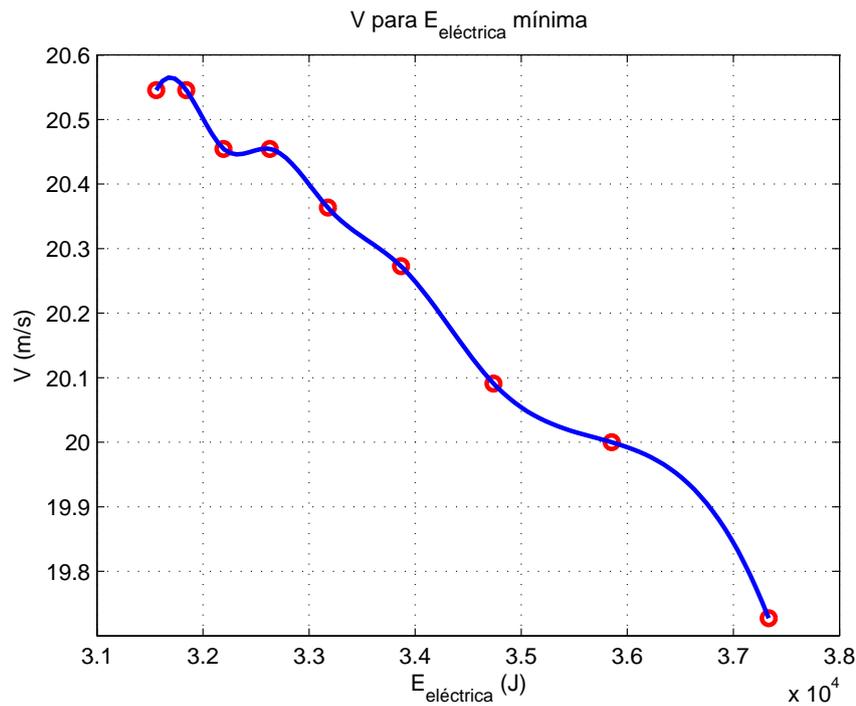


Figura 4.66: Velocidad de vuelo vs Energía eléctrica. Óptimos. Hélice 22x12E

Comparativa

Como último punto en el análisis de los óptimos se presentan en las figuras 4.67, 4.68, 4.69 y 4.70 los resultados característicos anteriores en una misma gráfica para las 3 hélices, de modo que se pueda hacer una comparación directa.

En cuanto a la velocidad vertical, se obtiene de la figura 4.67 que para las 3 hélices depende de forma casi lineal con el régimen de giro del motor, siendo máxima para la hélice 22x12W. En el caso de la figura 4.68 se observa que el rango de velocidades de vuelo donde se encuentran los óptimos es muy similar en las hélices 22x10 y 22x12W, siendo muy reducido (con una variación de apenas 0,5 m/s) en el caso de la hélice 22x12E.

En la figura 4.69 se puede apreciar que la hélice que mejor se comporta en cuanto a la energía eléctrica consumida es la 22x12E, observándose también el mínimo característico de la hélice 22x10. Por último, la figura 4.70 muestra la falta tendencias definidas en cuanto a la velocidad de vuelo para tener mínimo consumo, habiendo un gran contraste respecto de la figura 4.67.

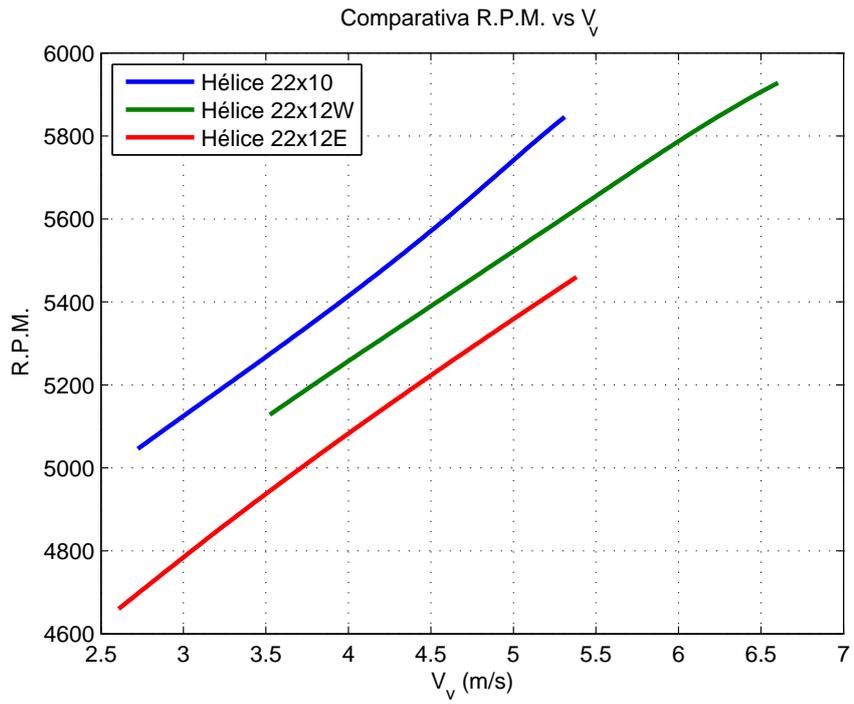


Figura 4.67: R.P.M. vs Velocidad vertical. Comparativa entre hélices

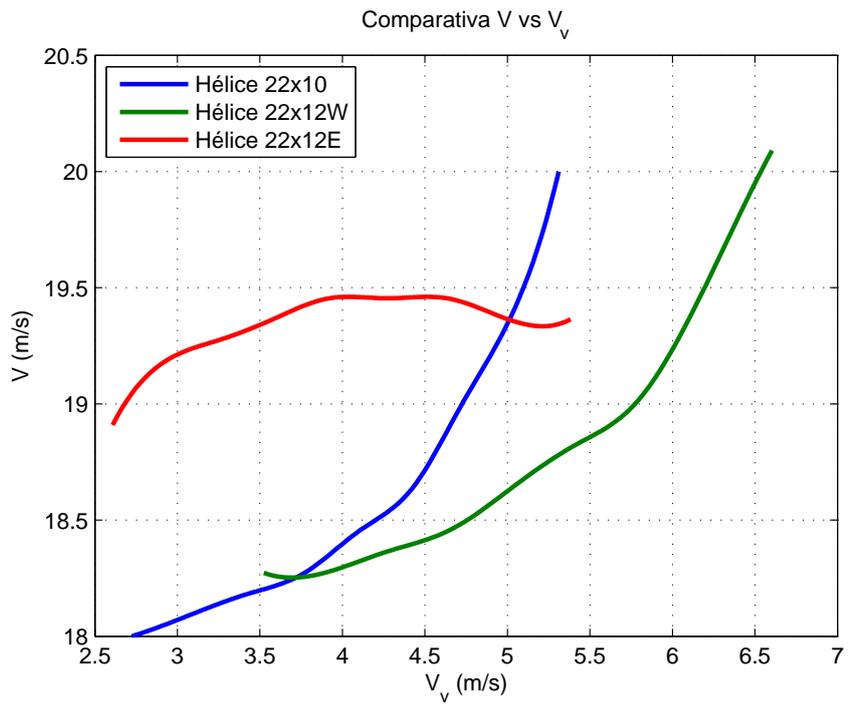


Figura 4.68: Velocidad de vuelo vs Velocidad vertical. Comparativa entre hélices

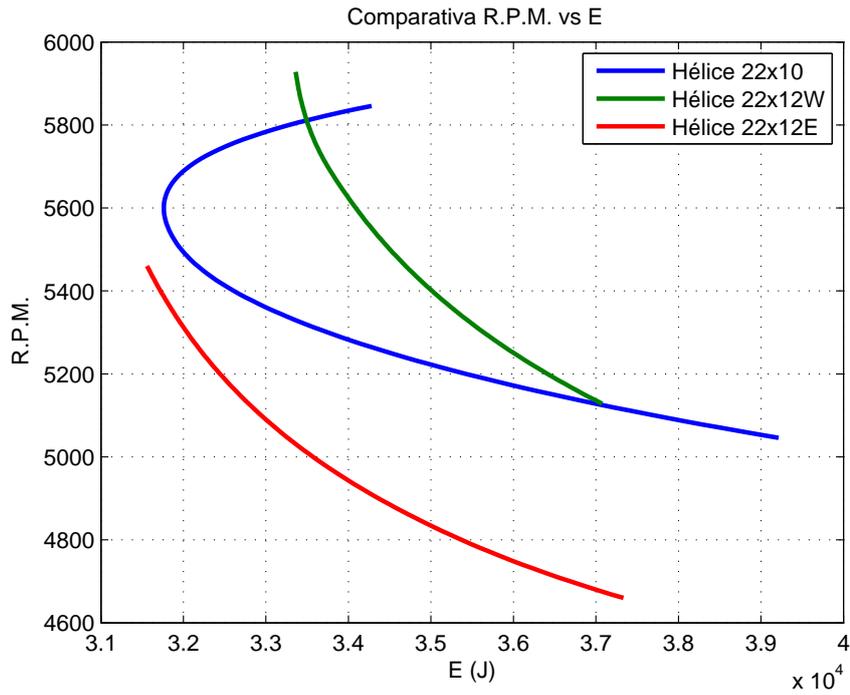


Figura 4.69: R.P.M. vs Energía eléctrica. Comparativa entre hélices

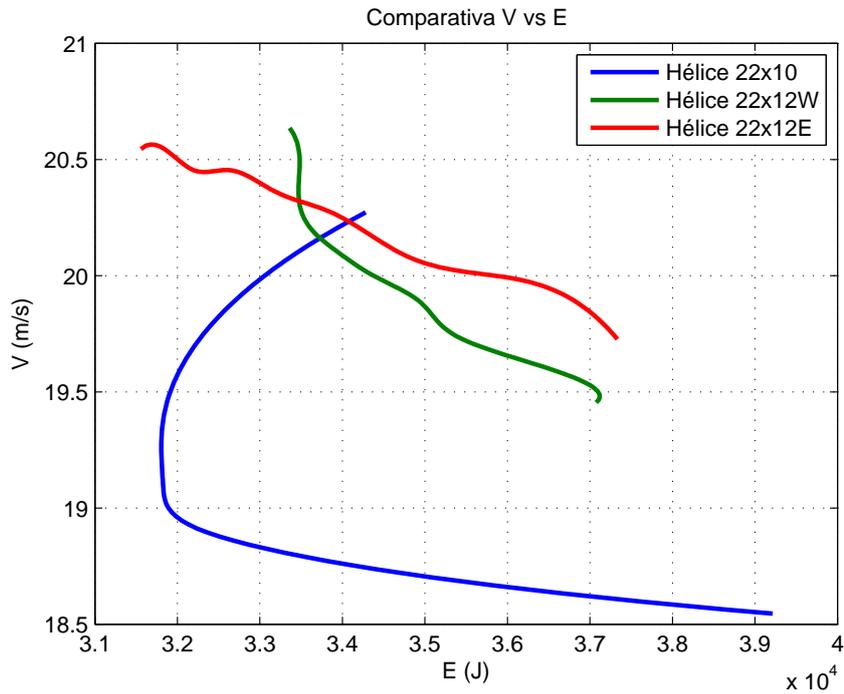


Figura 4.70: Velocidad de vuelo vs Energía eléctrica. Comparativa entre hélices

4.3.4. Variación con la masa

Tras hacer un estudio de las actuaciones con el avión sin carga de pago, sólo con los 3 packs de 2 baterías, el siguiente paso es ver cómo varían dichas características con la masa. A continuación se presenta dicho análisis de forma gráfica con los resultados obtenidos resaltados con un punto rojo y la tendencia que se obtiene para cada régimen de giro del motor. Además se adjuntan tablas con los resultados numéricos obtenidos para 3 pesos al despegue característicos: el máximo, el mínimo (con 3 packs de 2 baterías) y un peso intermedio. El objetivo de estas tablas no es más que proporcionar al lector resultados numéricos de las gráficas adjuntas. Dado que todas las hélices se comportan de manera similar, se comentan a continuación los resultados obtenidos:

- La velocidad vertical disminuye a medida que se incrementa la masa del avión. Además, se cumple que para todos los pesos ensayados al aumentar las R.P.M. aumenta la velocidad vertical, tal y como se ha visto hasta ahora.
- En cuanto al ángulo de ascenso los resultados son similares, al aumentar la masa disminuye el ángulo al que puede ascender el avión y para un mismo peso al incrementar las R.P.M. se aumenta dicho ángulo de ascenso.
- La energía se comporta de forma inversa, como dicta la lógica: a mayor peso del avión mayor será la energía necesaria para ascender y en las hélices 22x12W y 22x12E se tiene que a mayor R.P.M. menor será la energía necesaria. Esto último no ocurre en la hélice 22x10 debido a su particular comportamiento.

Se observa que es la hélice 22x12W la que mejores características de velocidad vertical y ángulo de ascenso da, mientras que si lo que se pretende es minimizar la energía consumida la mejor hélice es la 22x12E.

Hélice 22x10

- Velocidad vertical:

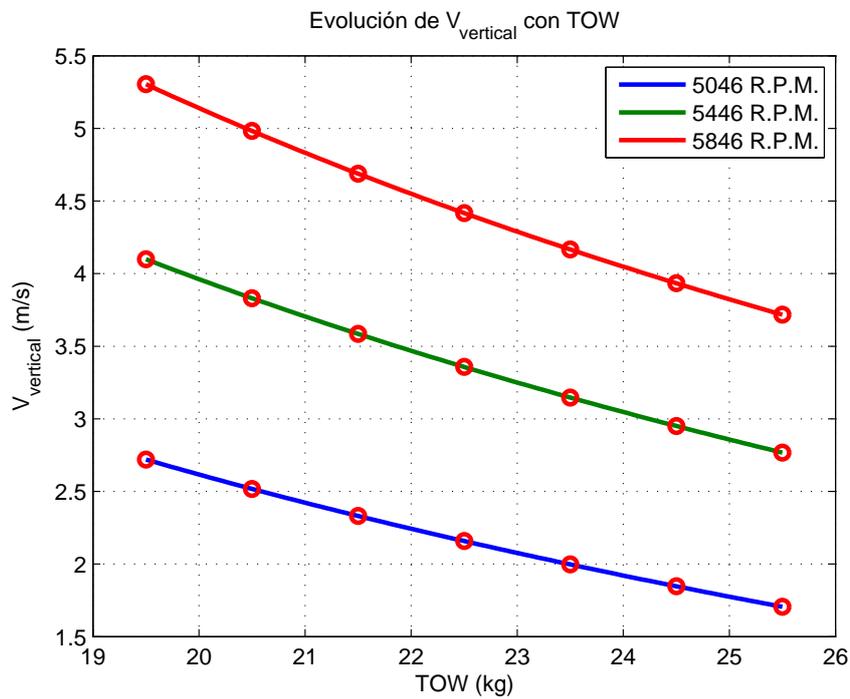


Figura 4.71: Velocidad vertical frente a TOW. Hélice 22x10

- 19,5 kg

R.P.M.	5046	5446	5846
V_v (m/s)	2,72	4,10	5,30
V (m/s)	18,00	18,47	20,01

Tabla 4.5: Velocidad vertical máxima para 19,5 kg. Hélice 22x10

- 22,5 kg

R.P.M.	5046	5446	5846
V_v (m/s)	2,16	3,36	4,42
V (m/s)	18,15	18,56	20,09

Tabla 4.6: Velocidad vertical máxima para 22,5 kg. Hélice 22x10

- 25,5 kg

R.P.M.	5046	5446	5846
V_v (m/s)	1,71	2,77	3,72
V (m/s)	18,31	18,72	20,17

Tabla 4.7: Velocidad vertical máxima para 25,5 kg. Hélice 22x10

- Ángulo de ascenso:

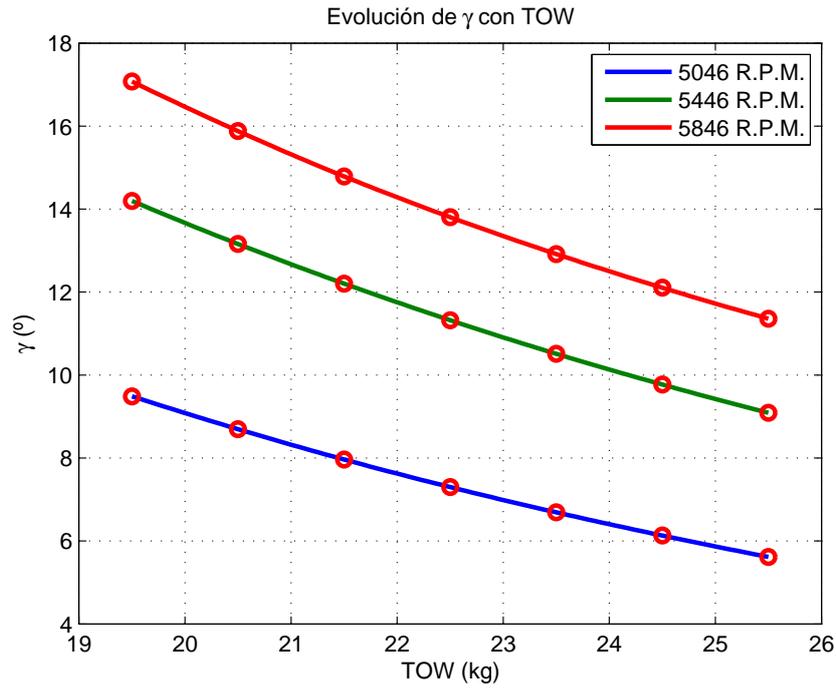


Figura 4.72: Ángulo de ascenso frente a TOW. Hélice 22x10

- 19,5 kg

R.P.M.	5046	5446	5846
γ (°)	9,49	14,20	17,08
V (m/s)	15	15	15

Tabla 4.8: Ángulo de ascenso máximo para 19,5 kg. Hélice 22x10

- 22,5 kg

R.P.M.	5046	5446	5846
γ (°)	7,30	11,32	13,81
V (m/s)	15,57	15	15,89

Tabla 4.9: Ángulo de ascenso máximo para 22,5 kg. Hélice 22x10

- 25,5 kg

R.P.M.	5046	5446	5846
γ (°)	5,61	9,10	11,36
V (m/s)	16,37	15,97	16,94

Tabla 4.10: Ángulo de ascenso máximo para 25,5 kg. Hélice 22x10

- Energía consumida para subir 100 m:

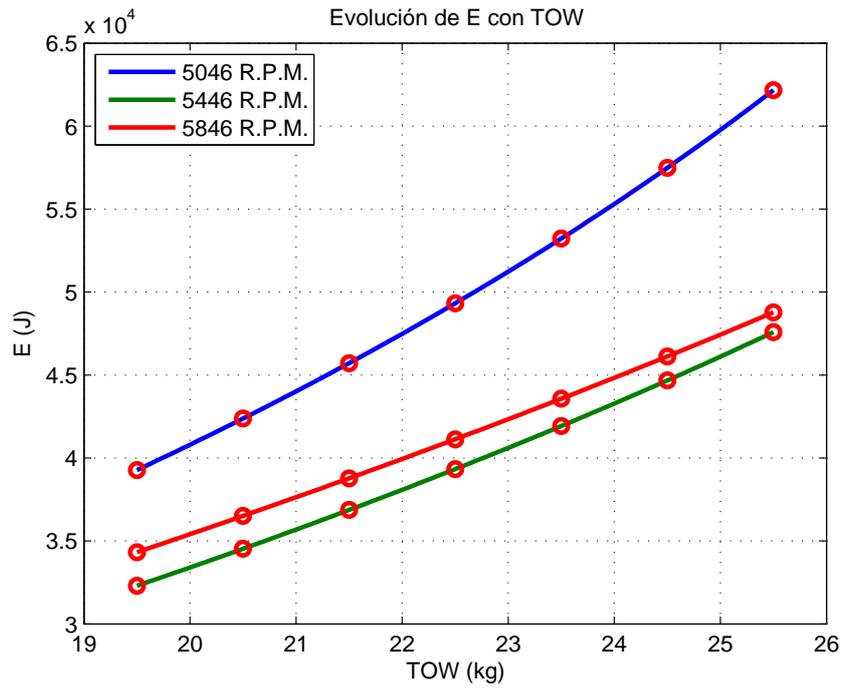


Figura 4.73: Energía eléctrica frente a TOW. Hélice 22x10

- 19,5 kg

R.P.M.	5046	5446	5846
E (kJ)	39,27	32,30	34,32
V (m/s)	18,56	18,96	20,33

Tabla 4.11: Energía eléctrica mínima para 19,5 kg. Hélice 22x10

- 22,5 kg

R.P.M.	5046	5446	5846
E (kJ)	49,32	39,33	41,13
V (m/s)	18,72	19,04	20,419

Tabla 4.12: Energía eléctrica mínima para 22,5 kg. Hélice 22x10

- 25,5 kg

R.P.M.	5046	5446	5846
E (kJ)	62,16	47,59	48,78
V (m/s)	18,80	19,12	20,49

Tabla 4.13: Energía eléctrica mínima para 25,5 kg. Hélice 22x10

Hélice 22x12W

- Velocidad vertical:

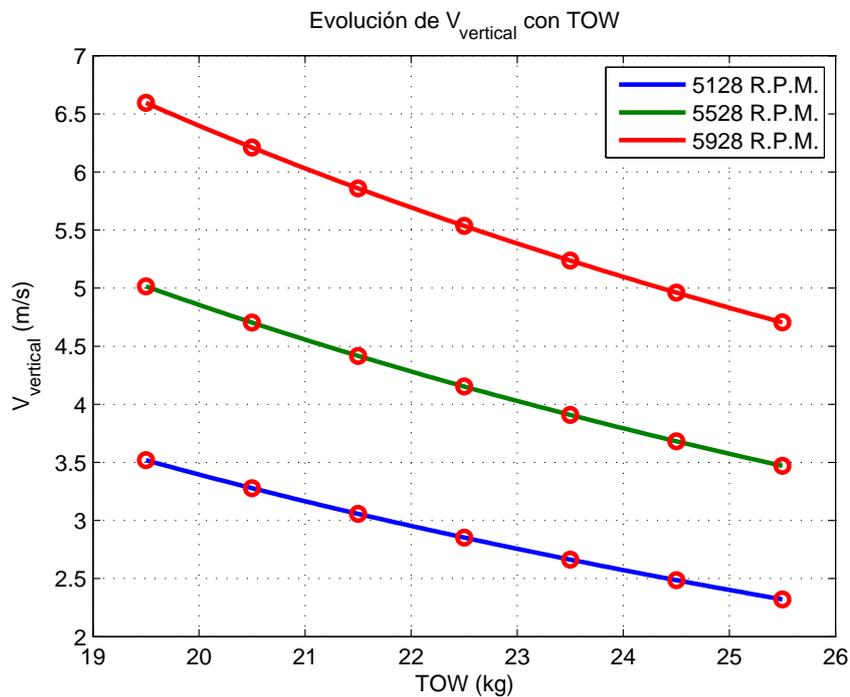


Figura 4.74: Velocidad vertical frente a TOW. Hélice 22x12W

- 19,5 kg

R.P.M.	5128	5528	5928
V_v (m/s)	3,52	5,02	6,60
V (m/s)	18,23	18,64	20,09

Tabla 4.14: Velocidad vertical máxima para 19,5 kg. Hélice 22x12W

- 22,5 kg

R.P.M.	5128	5528	5928
V_v (m/s)	2,85	4,15	5,54
V (m/s)	18,39	18,72	20,17

Tabla 4.15: Velocidad vertical máxima para 22,5 kg. Hélice 22x12W

- 25,5 kg

R.P.M.	5128	5528	5928
V_v (m/s)	2,32	3,47	4,70
V (m/s)	18,56	18,88	20,25

Tabla 4.16: Velocidad vertical máxima para 25,5 kg. Hélice 22x12W

- Ángulo de ascenso:

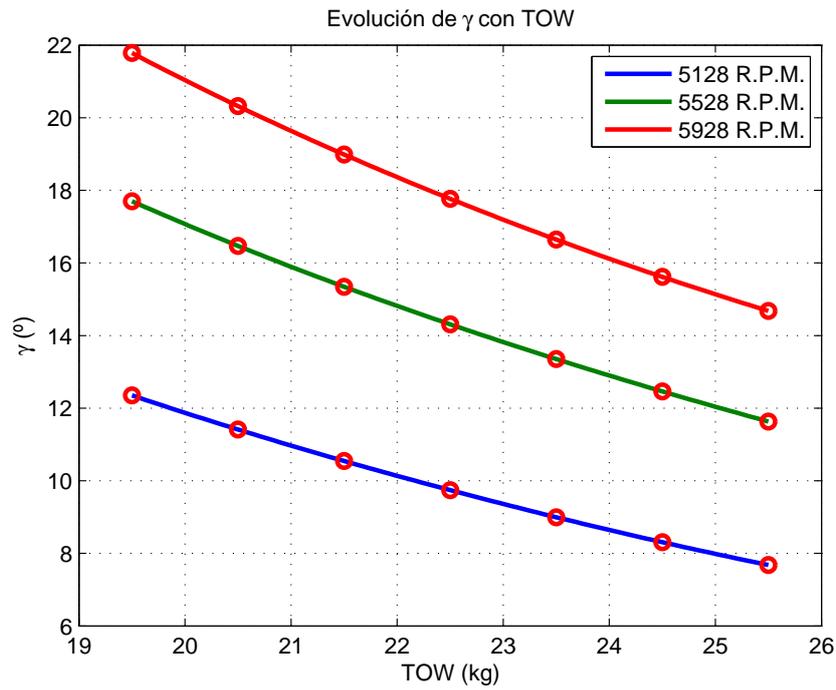


Figura 4.75: Ángulo de ascenso frente a TOW. Hélice 22x12W

- 19,5 kg

R.P.M.	5128	5528	5928
γ (°)	12,35	17,70	21,78
V (m/s)	15	15	15

Tabla 4.17: Ángulo de ascenso máximo para 19,5 kg. Hélice 22x12W

- 22,5 kg

R.P.M.	5128	5528	5928
γ (°)	9,74	14,31	17,77
V (m/s)	15	15	15

Tabla 4.18: Ángulo de ascenso máximo para 22,5 kg. Hélice 22x12W

- 25,5 kg

R.P.M.	5128	5528	5928
γ (°)	7,68	11,63	14,68
V (m/s)	15,81	15	15,89

Tabla 4.19: Ángulo de ascenso máximo para 25,5 kg. Hélice 22x12W

- Energía consumida para subir 100 m:

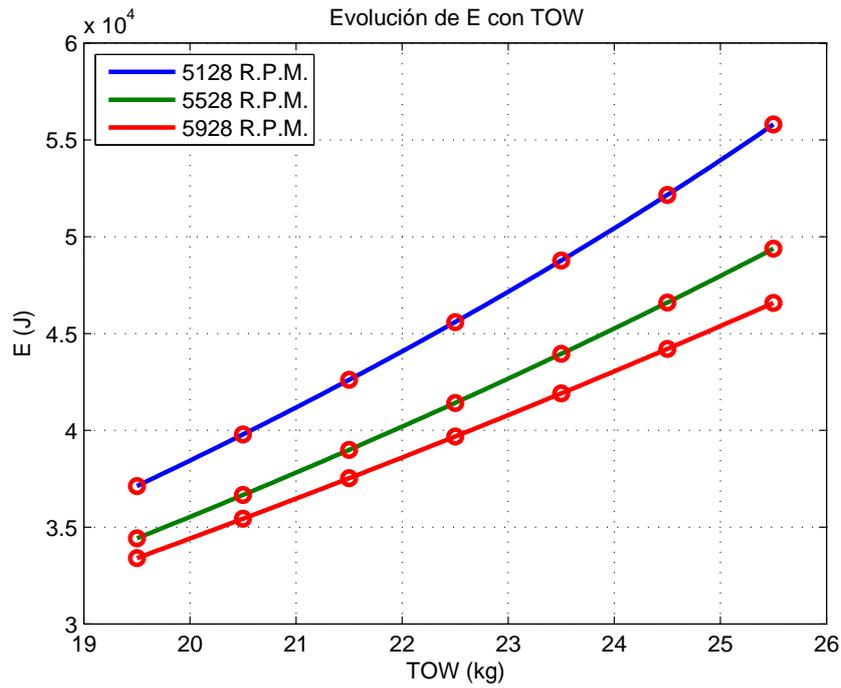


Figura 4.76: Energía eléctrica frente a TOW. Hélice 22x12W

- 19,5 kg

R.P.M.	5128	5528	5928
E (kJ)	37,12	34,42	33,40
V (m/s)	19,53	20,01	20,58

Tabla 4.20: Energía eléctrica mínima para 19,5 kg. Hélice 22x12W

- 22,5 kg

R.P.M.	5128	5528	5928
E (kJ)	45,59	41,42	39,68
V (m/s)	19,53	20,01	20,66

Tabla 4.21: Energía eléctrica mínima para 22,5 kg. Hélice 22x12W

- 25,5 kg

R.P.M.	5128	5528	5928
E (kJ)	55,80	49,38	46,58
V (m/s)	19,61	20,01	20,74

Tabla 4.22: Energía eléctrica mínima para 25,5 kg. Hélice 22x12W

Hélice 22x12E

- Velocidad vertical:

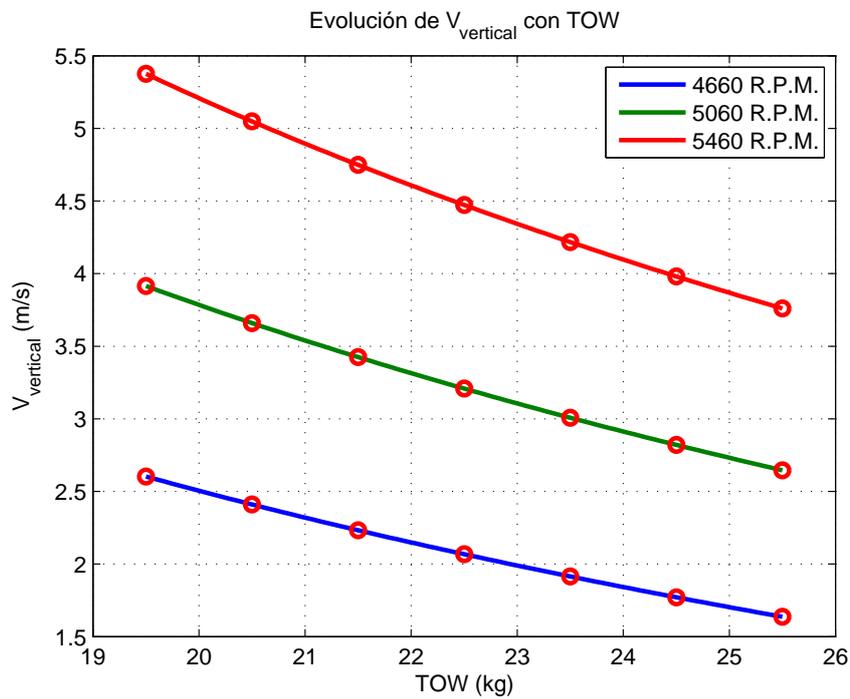


Figura 4.77: Velocidad vertical frente a TOW. Hélice 22x12E

- 19,5 kg

R.P.M.	4660	5060	5460
V_v (m/s)	2,60	3,92	5,38
V (m/s)	18,96	19,44	19,36

Tabla 4.23: Velocidad vertical máxima para 19,5 kg. Hélice 22x12E

- 22,5 kg

R.P.M.	4660	5060	5460
V_v (m/s)	2,07	3,21	4,47
V (m/s)	19,12	19,53	19,44

Tabla 4.24: Velocidad vertical máxima para 22,5 kg. Hélice 22x12E

- 25,5 kg

R.P.M.	4660	5060	5460
V_v (m/s)	1,64	2,65	3,76
V (m/s)	19,36	19,69	19,53

Tabla 4.25: Velocidad vertical máxima para 25,5 kg. Hélice 22x12E

- Ángulo de ascenso:

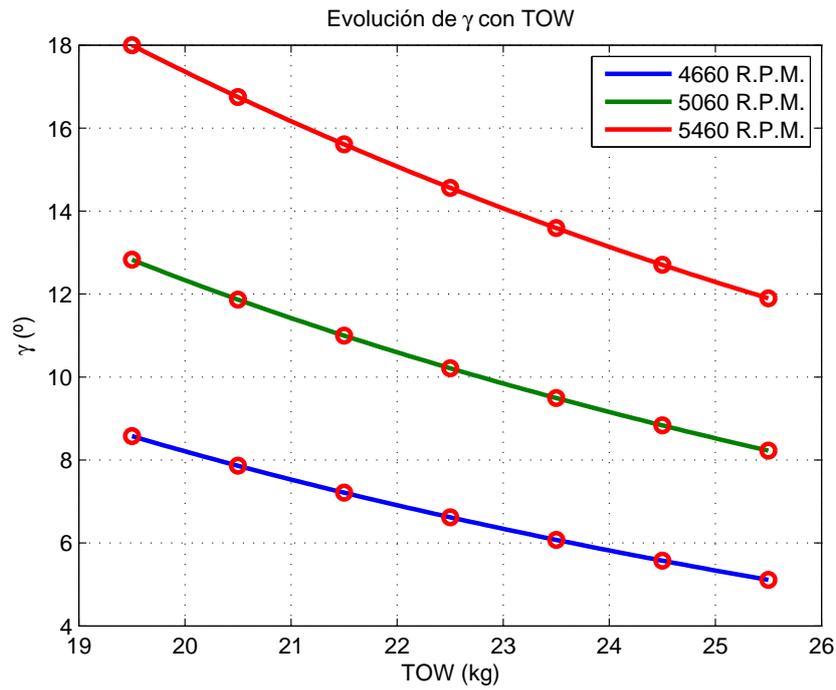


Figura 4.78: Ángulo de ascenso frente a TOW. Hélice 22x12E

- 19,5 kg

R.P.M.	4660	5060	5460
γ (°)	8,57	12,83	18,00
V (m/s)	15,65	15	15

Tabla 4.26: Ángulo de ascenso máximo para 19,5 kg. Hélice 22x12E

- 22,5 kg

R.P.M.	4660	5060	5460
γ (°)	6,62	10,21	14,56
V (m/s)	16,54	16,05	15

Tabla 4.27: Ángulo de ascenso máximo para 22,5 kg. Hélice 22x12E

- 25,5 kg

R.P.M.	4660	5060	5460
γ (°)	5,11	8,23	11,90
V (m/s)	17,26	16,94	16,05

Tabla 4.28: Ángulo de ascenso máximo para 25,5 kg. Hélice 22x12E

- Energía consumida para subir 100 m:

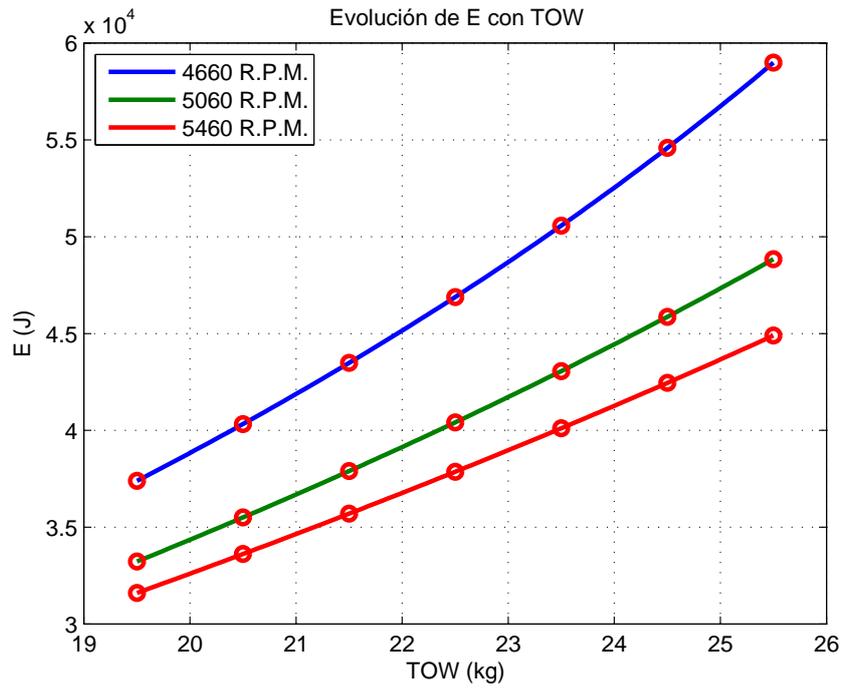


Figura 4.79: Energía eléctrica frente a TOW. Hélice 22x12E

- 19,5 kg

R.P.M.	4660	5060	5460
E (kJ)	37,39	33,22	31,60
V (m/s)	19,77	20,33	20,49

Tabla 4.29: Energía eléctrica mínima para 19,5 kg. Hélice 22x12E

- 22,5 kg

R.P.M.	4660	5060	5460
E (kJ)	46,88	40,41	37,86
V (m/s)	19,85	20,41	20,58

Tabla 4.30: Energía eléctrica mínima para 22,5 kg. Hélice 22x12E

- 25,5 kg

R.P.M.	4660	5060	5460
E (kJ)	58,99	48,84	44,90
V (m/s)	19,93	20,41	20,58

Tabla 4.31: Energía eléctrica mínima para 25,5 kg. Hélice 22x12E

4.4. Crucero

En cuanto al vuelo de crucero, dado que la masa no varía a lo largo de la misión por tratarse de un motor eléctrico, se han analizado las actuaciones correspondientes a un crucero a altitud y velocidad constante y lo que se ha empleado como elemento limitante es la energía eléctrica consumida. Las ecuaciones que definen el crucero son las de equilibrio, que quedan implementadas en la herramienta *PAT* tal y como dice el apartado **Crucero** de la sección 2.1.1.

En primer lugar se ha llevado un estudio de la autonomía y el alcance en función de la velocidad, con las 3 posibles configuraciones de baterías (1, 2 o 3 parejas de baterías de 7 celdas) con objeto de determinar si el incremento de energía aportado por la introducción de un nuevo pack de baterías compensa el incremento de peso del avión.

Por último, con la configuración más óptima, se han determinado unos diagramas “carga de pago - alcance (y autonomía)- velocidad” resultantes de añadir una carga de pago hasta llegar al máximo peso al despegue de 25.5 kg.

4.4.1. Alcance/Autonomía vs nº de baterías

Se parte de una masa del avión en vacío (sin motor, carga de pago ni batería) de 15 kg, se considera que el conjunto motor-hélice suma 1 kg más y cada pack de 2 baterías de 7 celdas son 1.16 kg más.

Como ya se ha dicho, el objeto de este apartado es comprobar si el incremento de masa al añadir una batería extra se compensa con la energía aportada. Para ello se lanzan ensayos en los que se simula un vuelo horizontal a altitud y velocidad constantes hasta el agotamiento de las baterías que tenga el avión en ese momento.

Se representan estos resultados de forma gráfica, así como los óptimos obtenidos. Respecto a esos óptimos, hay que tener en cuenta que sólo se considera la fase de crucero, sin contabilizar el despegue y el ascenso, por lo que en una misión real se tendrá menos autonomía y alcance de lo que aquí se marca, pero sirven para hacer una comparativa entre las hélices.

Se puede observar que en condiciones de crucero la que mejores características da es la hélice 22x12E, tanto de alcance como de autonomía, debido a su menor consumo de energía eléctrica. Esto se puede ver en las figuras 4.86 y 4.86, donde se compara, para las 3 hélices, el alcance y autonomía máximos en función del número de baterías.

También se tiene que el máximo tanto de alcance como de autonomía, para varias opciones, se da a los 15 m/s. Con el montaje de 3 baterías la velocidad de entrada en pérdida son 13 m/s, pero al darle un margen de seguridad ($1,2 \cdot V_{\text{stall}} = 15\text{m/s}$) con objeto de evitar la entrada en pérdida, resulta ser esa la velocidad mínima recomendable a la que hacer el crucero.

Además se obtiene que lo óptimo es hacer el montaje con 3 baterías, pues el incremento de las características de crucero es considerable. Nuevamente hay que añadir que estos análisis han sido considerando que toda la capacidad de batería se gasta en el crucero, de modo que no se ha tenido en cuenta el cómo se llega a esa condición de vuelo.

Hélice 22x10

Para la hélice 22x10 se tiene que la velocidad de máximo alcance está dentro del rango de velocidades ensayadas para las 3 configuraciones, dichas velocidades se presentan en la tabla 4.32 adjunta. En el caso del análisis de autonomía se observa que existe una limitación por la entrada en pérdida, no llegándose al óptimo teórico.

Para ambas situaciones se tiene que el incremento del número de baterías es beneficioso a pesar de la masa extra que ha de transportar el *Céfiro II*.

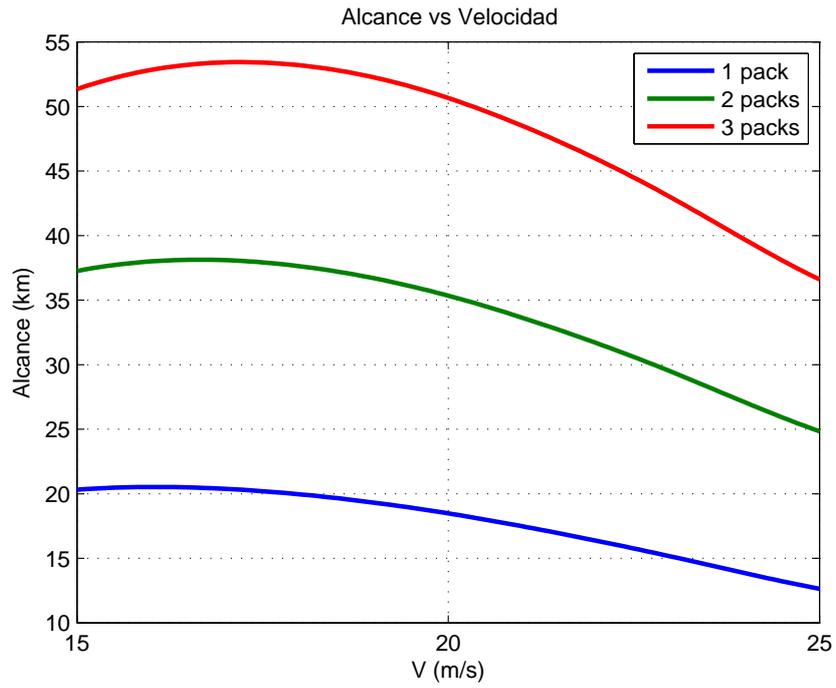


Figura 4.80: Alcance vs Velocidad. Hélice 22x10

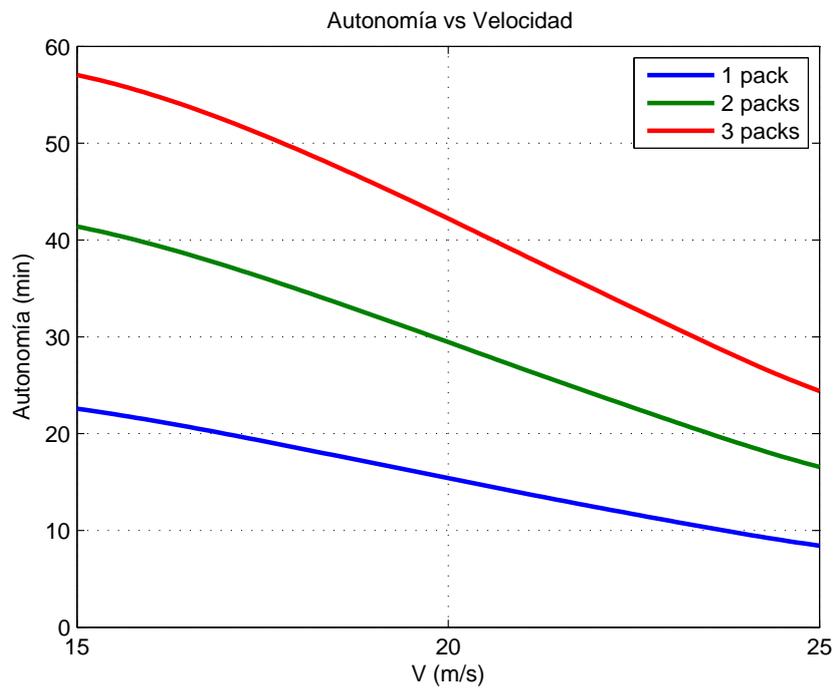


Figura 4.81: Autonomía vs Velocidad. Hélice 22x10

Baterías	1	2	3
Alcance (km)	20,52	38,13	53,44
V_R (m/s)	16,01	16,62	17,22
Autonomía (min)	22,58	41,40	57,05
V_E (m/s)	15	15	15

Tabla 4.32: Alcance y autonomía vs n° de baterías. Hélice 22x10

Hélice 22x12W

Con la hélice 22x12W se vuelve a dar el mismo caso de limitación por la entrada en pérdida tanto en la situación del análisis del alcance como de la autonomía. Esto quiere decir que para esta hélice los óptimos se darán en una zona en la que no es recomendable volar, debido a la posibilidad de entrada en pérdida. Aún así, en un primer análisis, los resultados parecen ser mejores que los de la hélice 22x10.

En esta hélice no se aprecia una clara relación entre el número de baterías y la velocidad de máximo alcance o máxima autonomía, como sí parece ocurrir en las hélices 22x10 y 22x12E. De nuevo, tanto para maximizar el alcance como la autonomía, compensa sobradamente el aumentar el número de packs de batería.

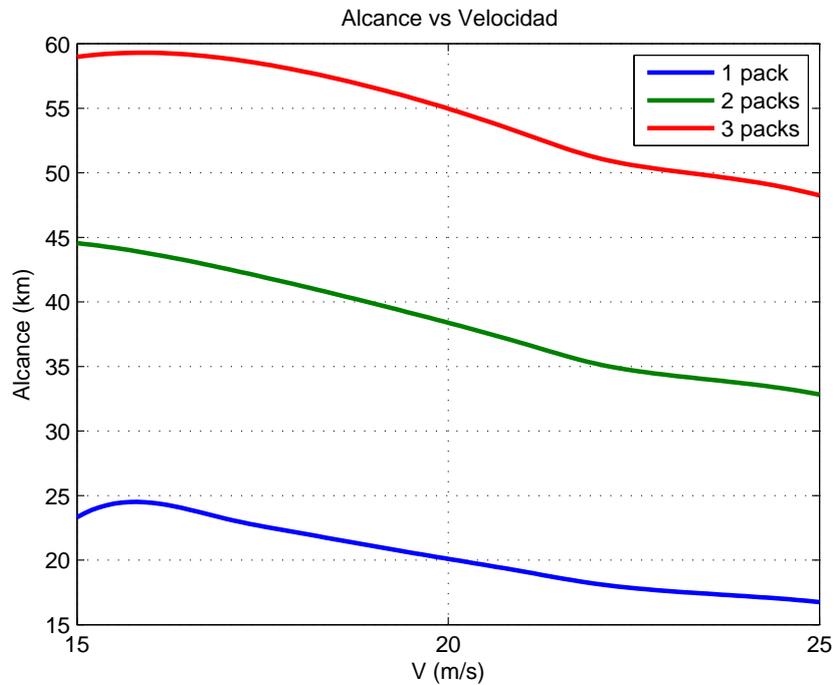


Figura 4.82: Alcance vs Velocidad. Hélice 22x12W

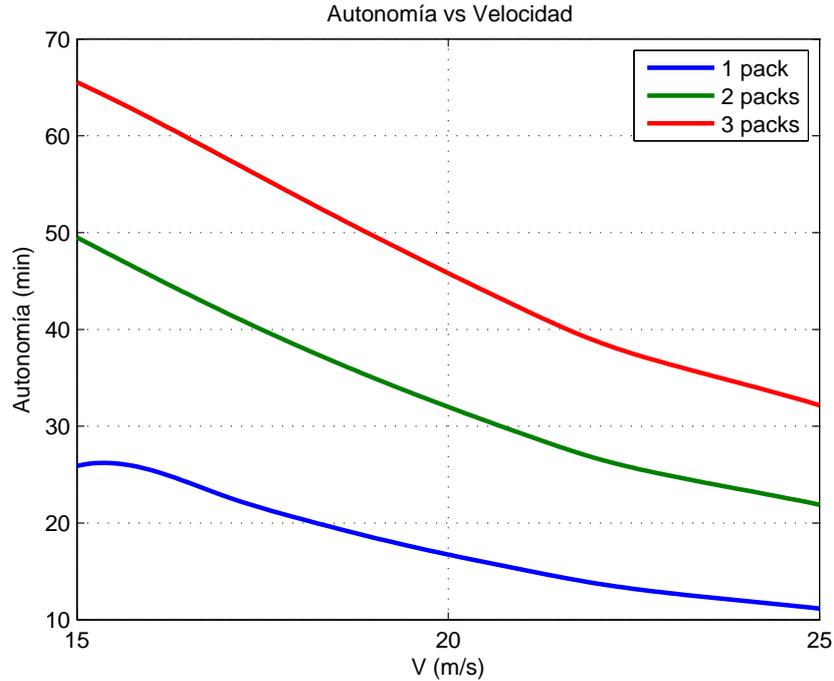


Figura 4.83: Autonomía vs Velocidad. Hélice 22x12W

Baterías	1	2	3
Alcance (km)	24,51	44,56	59,31
V_R (m/s)	15,81	15	15,91
Autonomía (min)	26,22	49,51	65,54
V_E (m/s)	15,40	15	15

Tabla 4.33: Alcance y autonomía vs n° de baterías. Hélice 22x12W

Hélice 22x12E

Se observa en la gráfica 4.84, que representa el alcance, que el máximo se intuye que se da para una velocidad inferior a los 15 m/s que limitan los ensayos, aquí se aprecia una clara disminución de la velocidad de máximo alcance en función del número de packs de batería que se monten.

En lo referente a la autonomía vuelve a pasar igual, tal y como se muestra en la tabla 4.34 la máxima autonomía con 3 packs de baterías queda limitada por los 15 m/s que imponen la entrada en pérdida. No obstante se sigue teniendo una mejoría respecto a las anteriores hélices. Vuelve a verse la tendencia del caso del análisis del alcance de que al aumentar el número de hélices disminuye la velocidad a la que se da el óptimo.

También aquí es beneficioso el aumentar el número de packs de batería, pues aunque el óptimo esté limitado por la condición de entrada en pérdida, sí que se produce un aumento tanto de alcance como de autonomía.

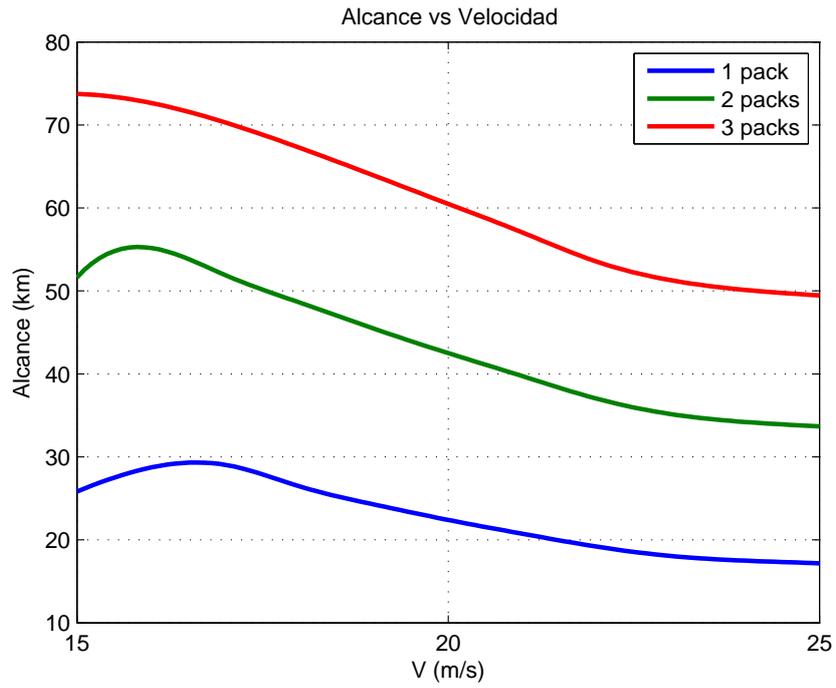


Figura 4.84: Alcance vs Velocidad. Hélice 22x12E

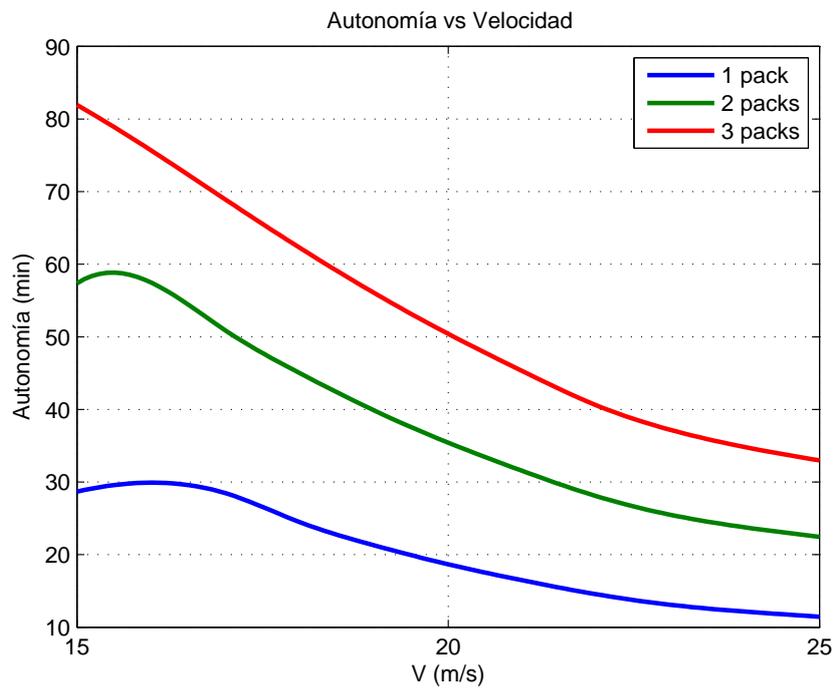


Figura 4.85: Autonomía vs Velocidad. Hélice 22x12E

Baterías	1	2	3
Alcance (km)	29,32	55,29	73,74
V_R (m/s)	16,62	15,81	15
Autonomía (min)	29,92	58,84	81,94
V_E (m/s)	16,01	15,51	15

Tabla 4.34: Alcance y autonomía vs nº de baterías. Hélice 22x12E

Comparativa entre hélices

Se presentan a continuación las figuras 4.86 y 4.86 que enfrentan los resultados de los máximos alcances y autonomías obtenidos para cada hélice en función del número de baterías. Como se ha ido comentado a lo largo de los apartados anteriores, incrementar el número de baterías siempre resulta beneficioso para el alcance y la autonomía.

En ambos casos, tanto cuando se analiza el alcance como cuando lo que se mira es la autonomía, es la hélice 22x12E la que, debido a su bajo consumo de energía eléctrica, maximiza ambas características de manera notable frente a las otras 2.

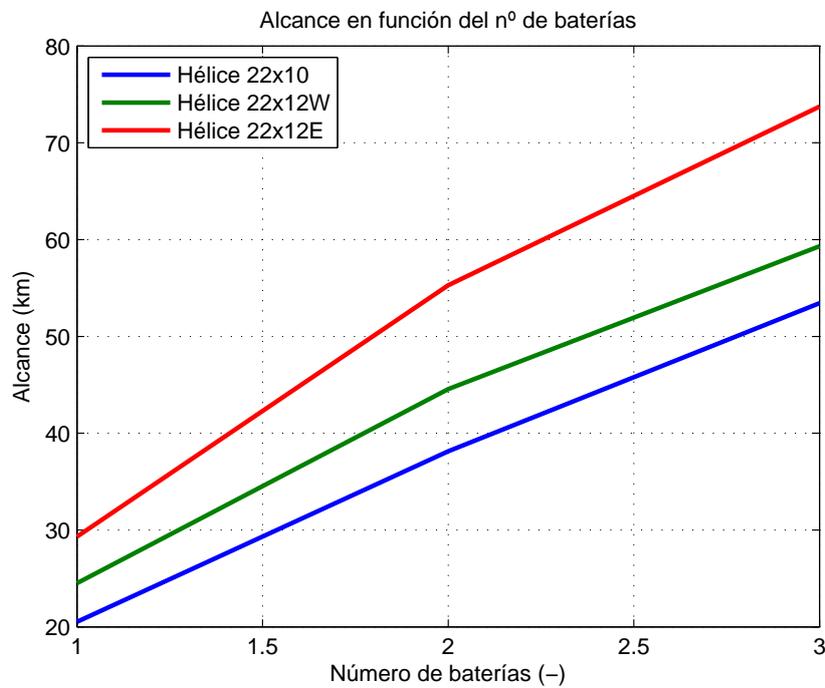


Figura 4.86: Comparativa de alcance entre hélices

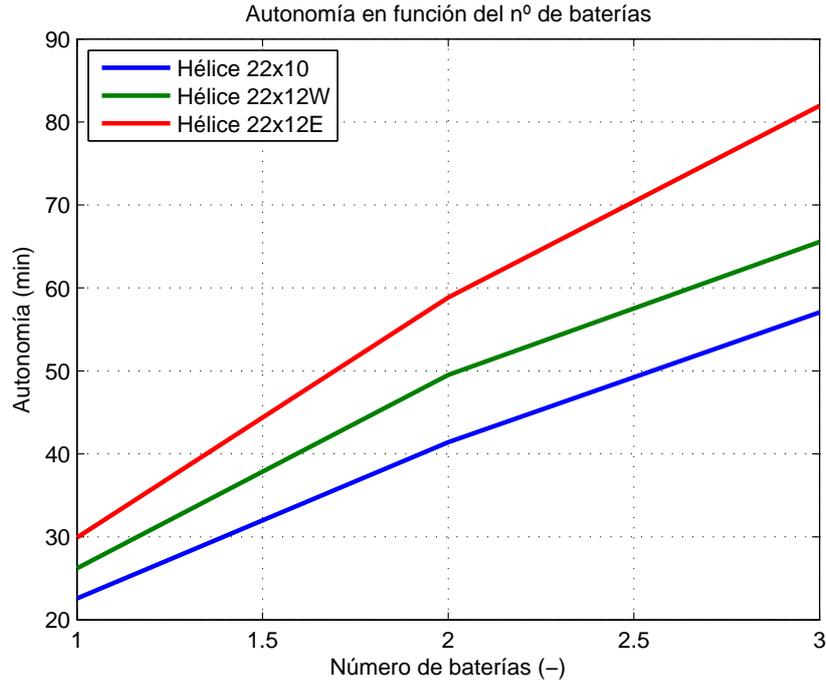


Figura 4.87: Comparativa de autonomía entre hélices

4.4.2. Carga de pago - Alcance/Autonomía

Partiendo de la configuración con 3 packs de baterías (peso al despegue de 19,5 kg), resultante más óptima del apartado anterior, se analiza ahora cómo varían el alcance y la autonomía al añadir una carga de pago adicional inerte respecto de la energía eléctrica (ni consume de forma directa ni aporta) de hasta 6 kg.

Para ello se han llevado a cabo simulaciones de, nuevamente, vuelos rectilíneos a altitud y velocidad constante. Tampoco se ha tenido en cuenta la energía consumida para despegar y ascender, sino que se ha seguido enfocando sólo el tramo de crucero con objeto de obtener el dónde se dan los óptimos.

Para cada hélice se representan los diagramas 3D de alcance en función de la velocidad y el peso al despegue y de autonomía en función de la velocidad de vuelo y el peso al despegue. Uniendo los máximos de alcance y autonomía para cada carga de pago, se obtiene el diagrama clásico 2D de carga de pago - alcance. Siguiendo el mismo procedimiento es inmediato obtener un diagrama de carga de pago - autonomía, especialmente adecuado para misiones de vigilancia. Después se han recogido en una tabla los datos numéricos de máximo alcance, velocidad de máximo alcance, máxima autonomía y velocidad de máxima autonomía para 3 configuraciones de carga de pago: 0, 3 y 6 kg.

Por último se ha incluido un apartado comparando los diagramas de carga de pago - alcance y carga de pago - autonomía de las 3 hélices.

Hélice 22x10

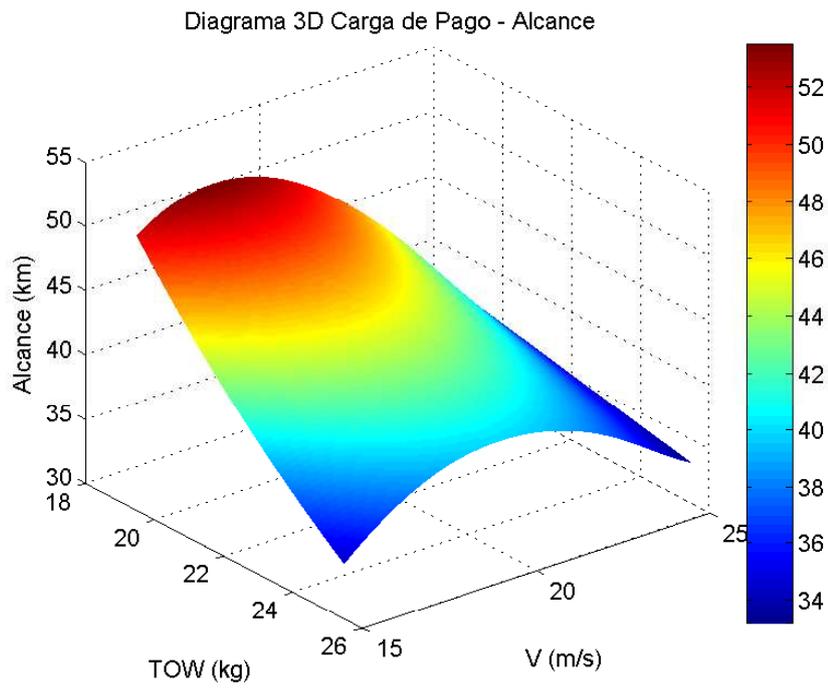


Figura 4.88: Alcance - Velocidad - Carga de pago. Hélice 22x10

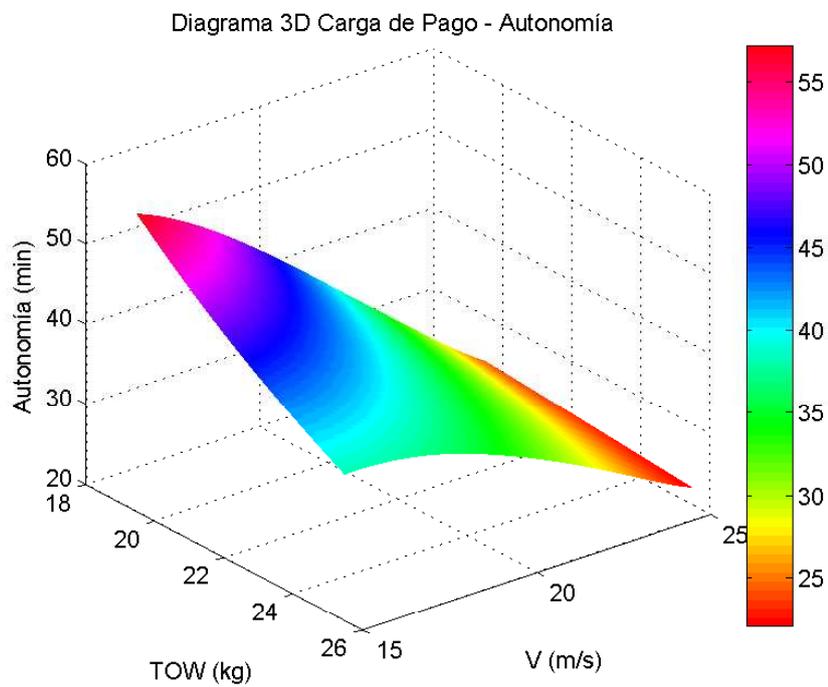


Figura 4.89: Autonomía - Velocidad - Carga de Pago. Hélice 22x10

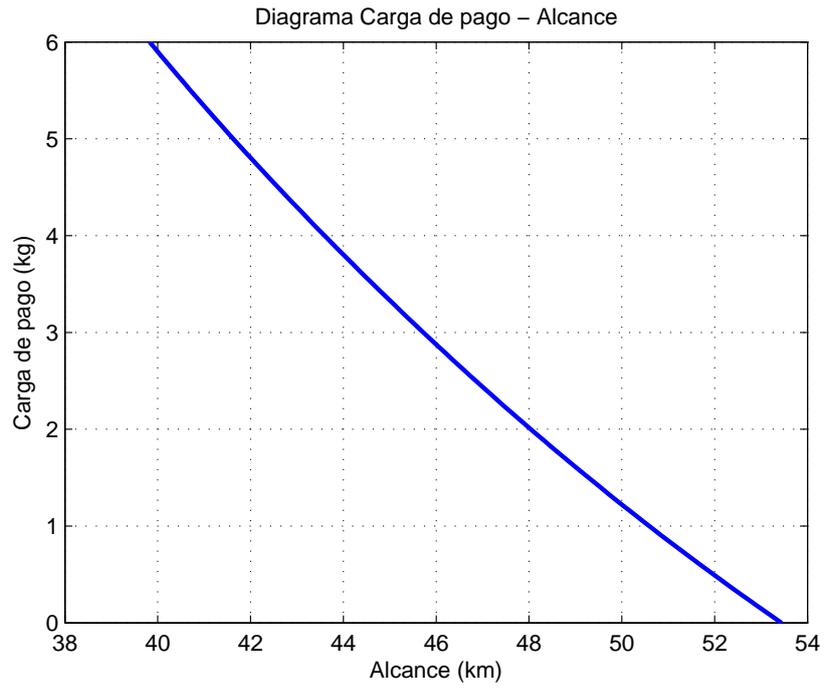


Figura 4.90: Diagrama Carga de pago - Alcance. Hélice 22x10

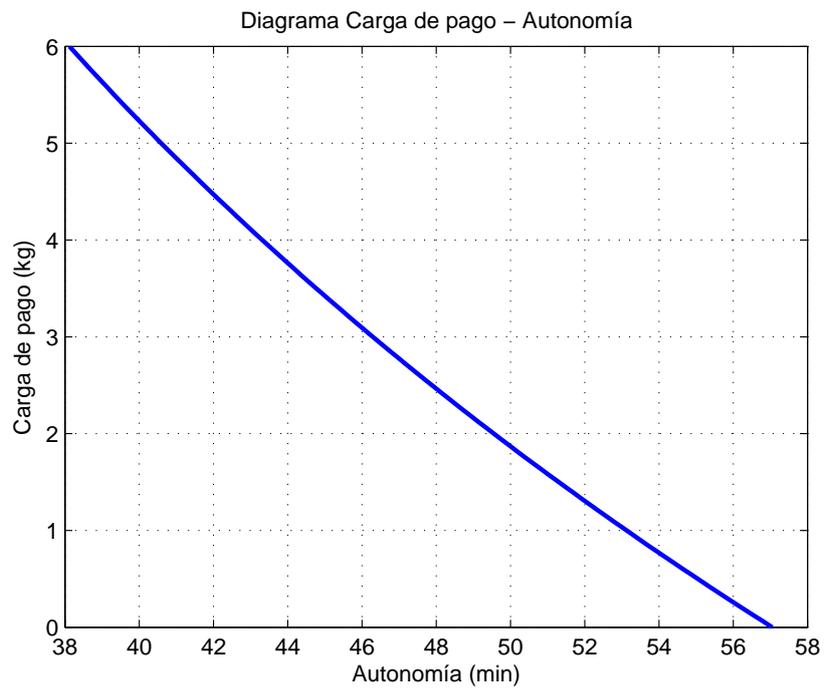


Figura 4.91: Diagrama Carga de pago - Autonomía. Hélice 22x10

Carga de pago (kg)	0	3	6
Alcance (km)	56,44	45,72	39,83
V_R (m/s)	17,22	18,43	19,44
Autonomía (min)	57,05	46,29	38,13
V_E (m/s)	15	15	15,03

Tabla 4.35: Alcance y autonomía vs carga de pago. Hélice 22x10

Hélice 22x12W

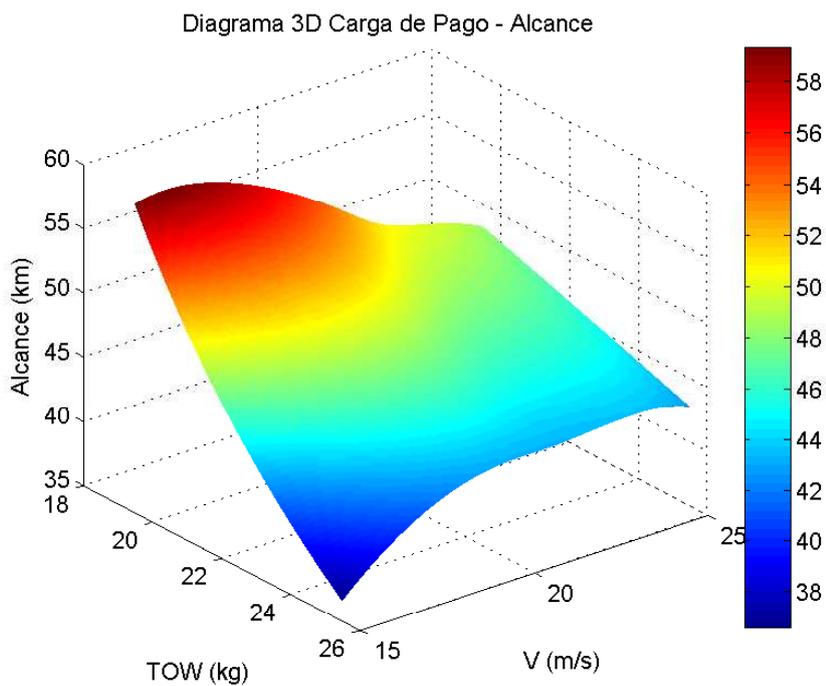


Figura 4.92: Alcance - Velocidad - Carga de pago. Hélice 22x12W

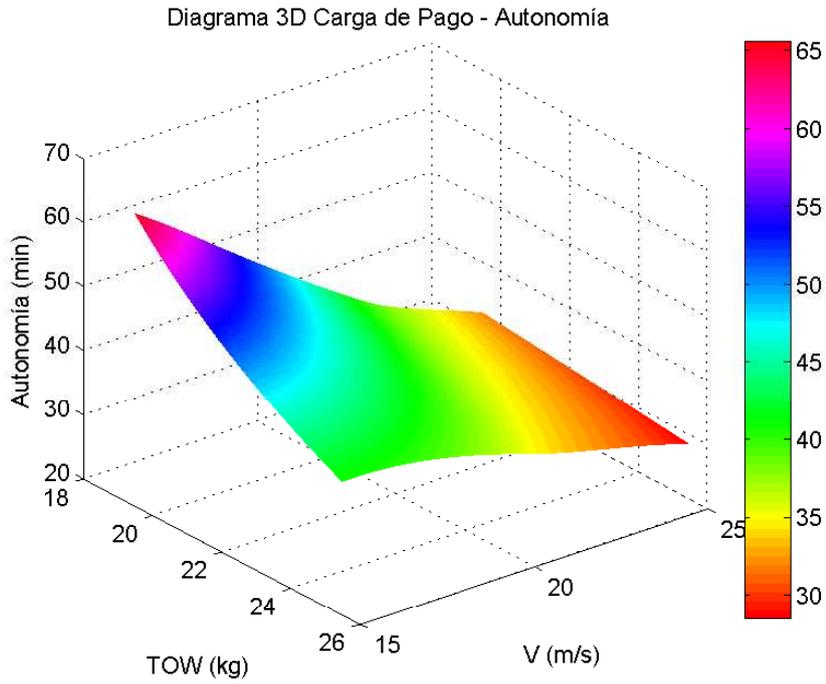


Figura 4.93: Autonomía - Velocidad - Carga de Pago. Hélice 22x12W

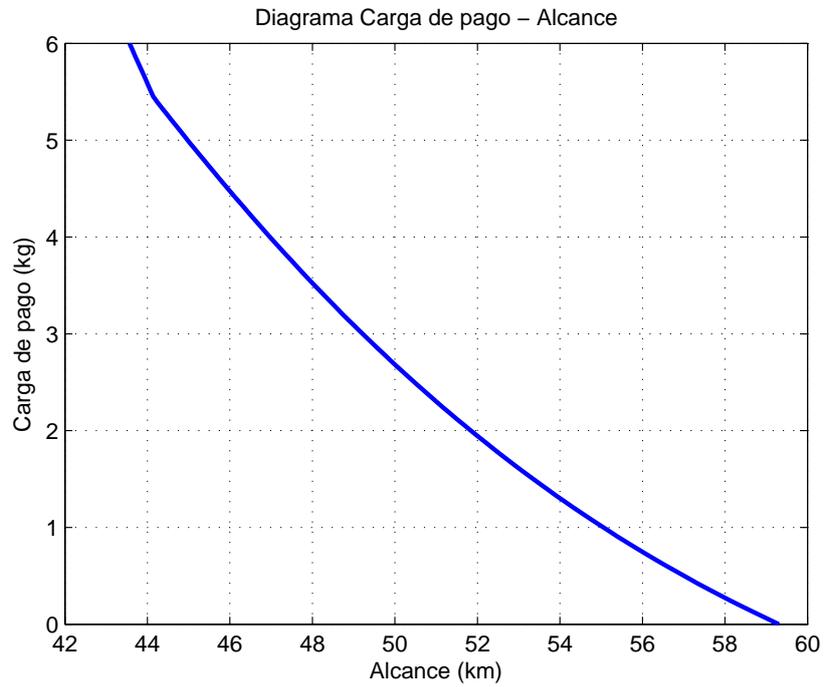


Figura 4.94: Diagrama Carga de pago - Alcance. Hélice 22x12W

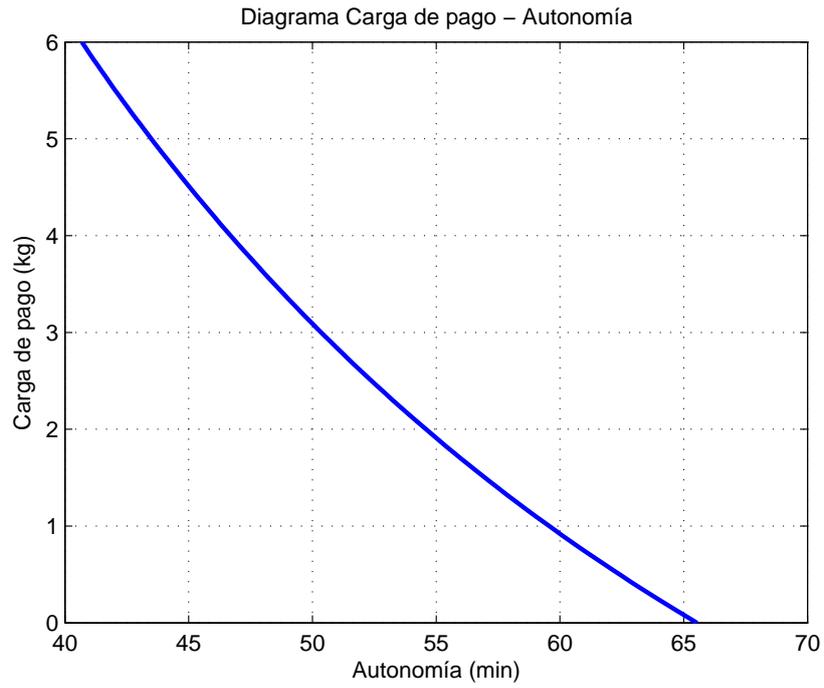


Figura 4.95: Diagrama Carga de pago - Autonomía. Hélice 22x12W

Carga de pago (kg)	0	3	6
Alcance (km)	59,31	49,21	43,57
V_R (m/s)	15,91	18,54	23,38
Autonomía (min)	65,54	50,35	40,69
V_E (m/s)	15	15	15,30

Tabla 4.36: Alcance y autonomía vs carga de pago. Hélice 22x12W

Hélice 22x12E

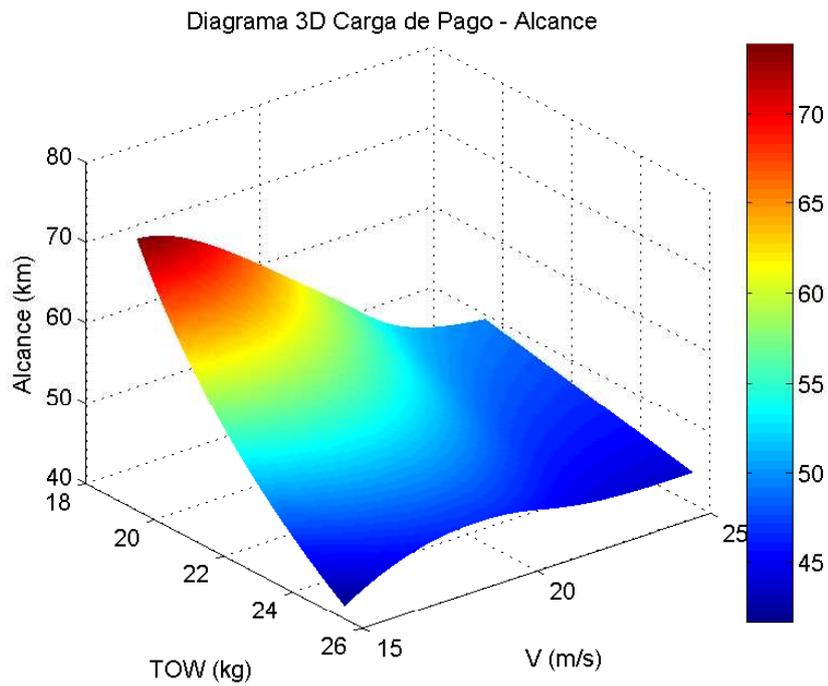


Figura 4.96: Alcance - Velocidad - Carga de pago. Hélice 22x12E

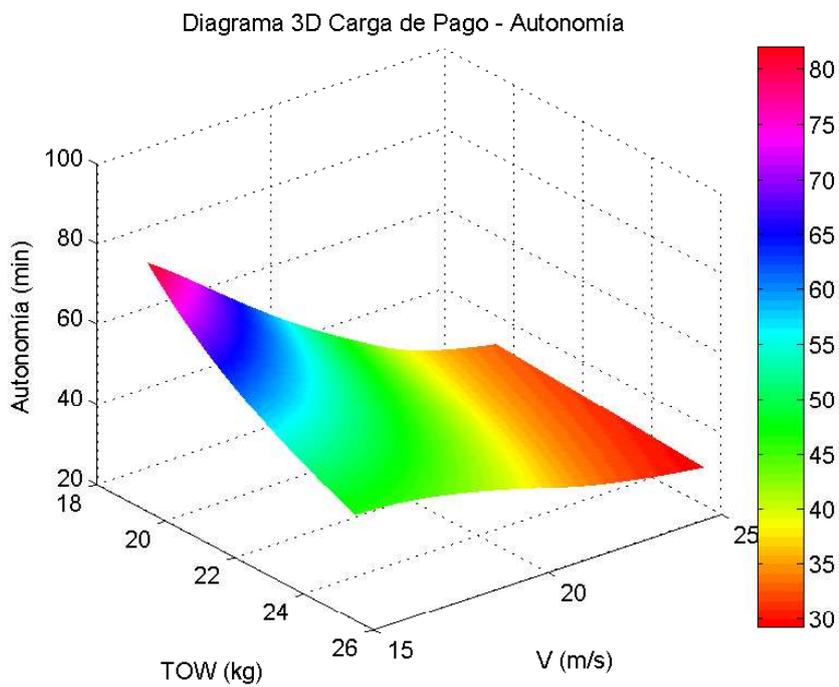


Figura 4.97: Autonomía - Velocidad - Carga de Pago. Hélice 22x12E

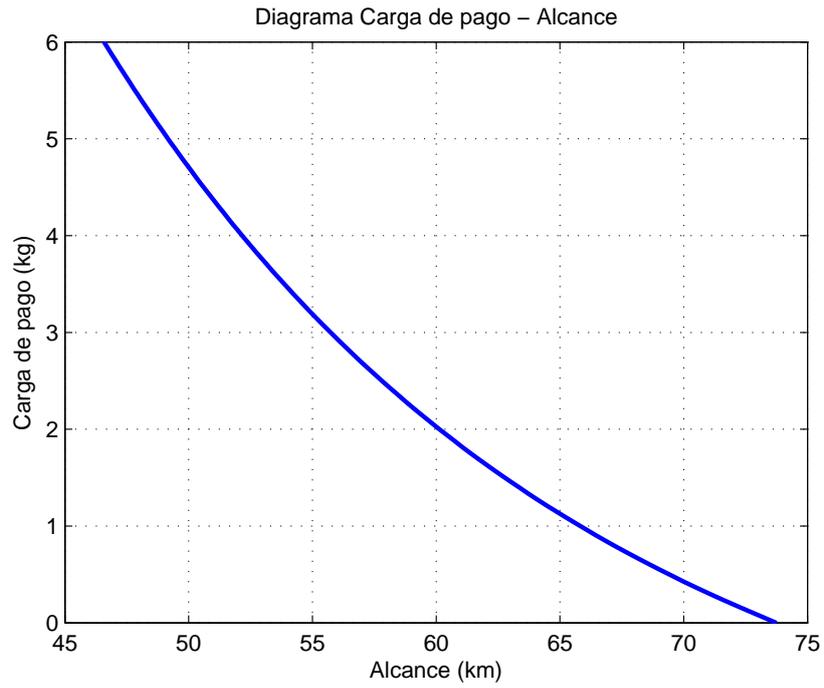


Figura 4.98: Diagrama Carga de pago - Alcance. Hélice 22x12E

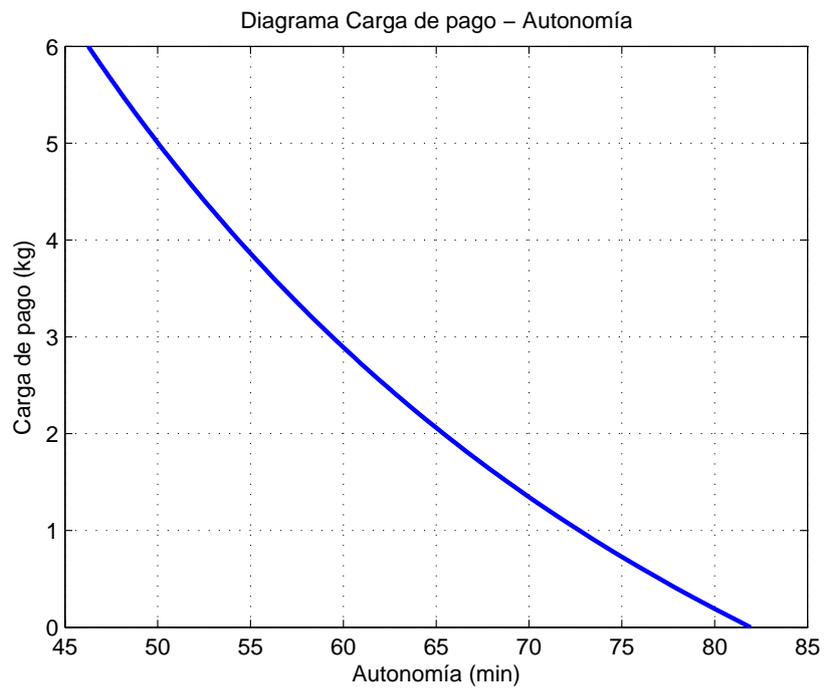


Figura 4.99: Diagrama Carga de pago - Autonomía. Hélice 22x12E

Carga de pago (kg)	0	3	6
Alcance (km)	73,74	55,73	46,58
V_R (m/s)	15	17,12	18,74
Autonomía (min)	81,94	59,40	46,26
V_E (m/s)	15	15	15

Tabla 4.37: Alcance y autonomía vs carga de pago. Hélice 22x12E

Comparativa entre hélices

Con el objetivo de tener una comparativa más completa entre las 3 hélices, se representan en las figuras 4.100 y 4.101 los diagramas de carga de pago - alcance y carga de pago - autonomía, respectivamente, de las 3 hélices de forma conjunta.

En ambas se observa, como es de esperar, que al aumentar la carga de pago inerte disminuyen tanto el alcance como la autonomía. Al igual que en el caso de la comparativa con el número de baterías, vuelve a ser la hélice 22x12E la que mejores resultados da en las actuaciones de crucero. Aun así no hay que olvidar que se trata de simulaciones basadas en resultados experimentales de la planta de potencia y un modelo de polar parabólica compensada de coeficientes constantes, recomendándose el realizar ensayos en vuelo con las distintas hélices para poder llegar a una conclusión definitiva.

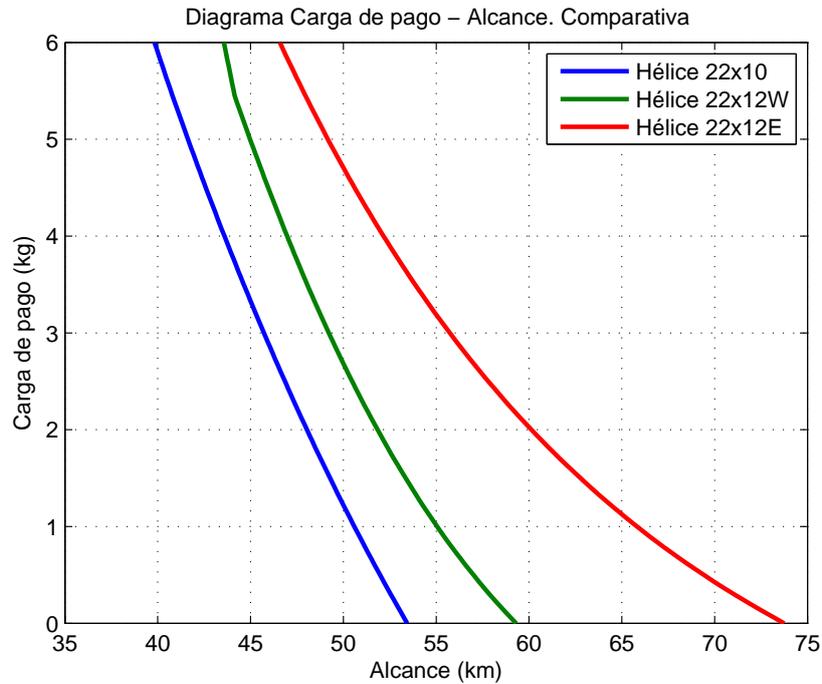


Figura 4.100: Diagrama Carga de pago - Alcance. Comparativa

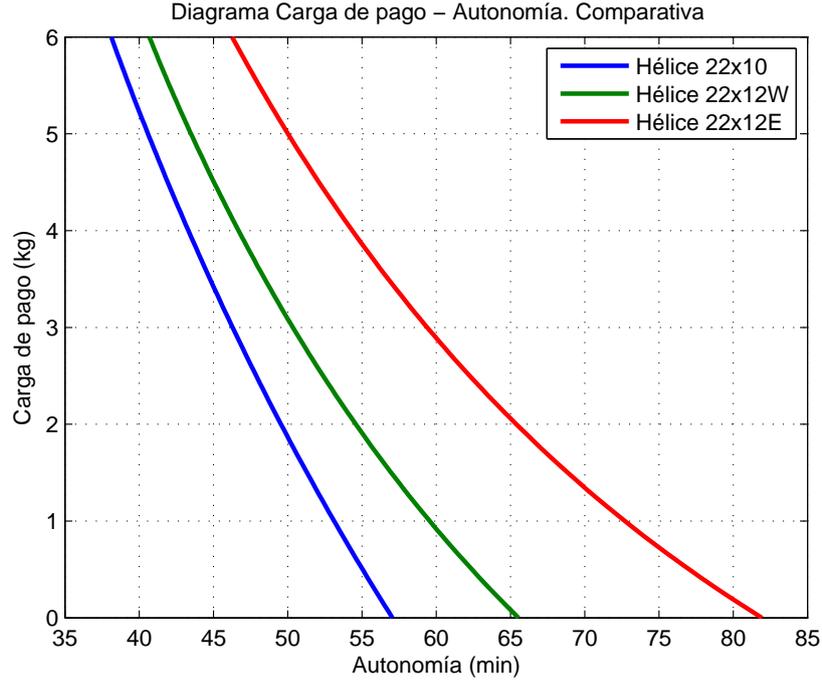


Figura 4.101: Diagrama Carga de pago - Autonomía. Comparativa

4.5. Loiter

Para la caracterización del viraje estacionario se han escogido un rango de velocidades y otro de ángulos de balance (que da lugar a un rango de factores de carga) y se han llevado a cabo ensayos simulando un giro de 360° en guiñada. De ese modo se tienen los datos de energía consumida y tiempo empleado en hacer dicho viraje.

El rango de ángulos de balance escogido ha sido desde los 10° hasta los 70° , donde el mínimo se ha tomado de forma arbitraria por parte del autor, considerando que un ángulo de balance menor haría que la velocidad de guiñada y el radio de giro se incrementasen demasiado para lo que pudiera ser una misión característica del *Céfiro II*. Sea el factor de carga definido por la expresión 4.13:

$$n = \frac{1}{\cos \mu}, \quad (4.13)$$

el límite máximo que aquí se analiza es $n = 2,92$, quedando dentro de los límites estructurales definidos por [6], además esos 70° de alabeo son congruentes con el máximo utilizado por Samblás Carrasco en [2]. En cuanto a la velocidad, el rango empleado va desde los 15 a los 25 m/s. Sean las ecuaciones desde la 4.14 hasta la 4.17 el conjunto de ecuaciones que definen la operación de giro estacionario.

$$T = D \quad (4.14)$$

$$L \sin \mu = mV\dot{\chi} \quad (4.15)$$

$$L \cos \mu = mg \quad (4.16)$$

$$\dot{m} = -c_E \cdot T \quad (4.17)$$

Dividiendo la ecuación 4.15 entre la 4.16 y sustituyendo $\dot{\chi} = \frac{V}{R}$ puede obtenerse 4.18, que es la expresión para el radio de giro en función de la velocidad y el ángulo de alabeo.

$$R = \frac{V^2}{g \cdot \tan \mu} \quad (4.18)$$

Ésta es una ligadura cinemática, su representación en 3D para el rango de velocidades y ángulos de balance puede verse en la figura 4.102.

Además, dado que se tiene la energía total disponible (nuevamente sin tener en cuenta las fases de despegue y ascenso que sí ocurrirían en una misión real, con objeto de caracterizar sólo el tramo de viraje estacionario) es inmediato el cálculo de la autonomía en función de la velocidad siguiendo la expresión 4.19, donde A es la autonomía, t_v el tiempo en dar una vuelta, E_v la energía consumida en una vuelta y E_{total} denota la energía total disponible.

$$A = \frac{E_{\text{total}}}{E_v} \cdot t_v \quad (4.19)$$

También puede definirse una energía por unidad de área, de modo que se cuantice cuánto cuesta cubrir determinada superficie. Se define dicha energía “específica” en la ecuación 4.20 como E_e , siendo E_v la energía para dar una vuelta y R el radio de ese giro estacionario.

$$E_e = \frac{E_v}{\pi \cdot R^2} \quad (4.20)$$

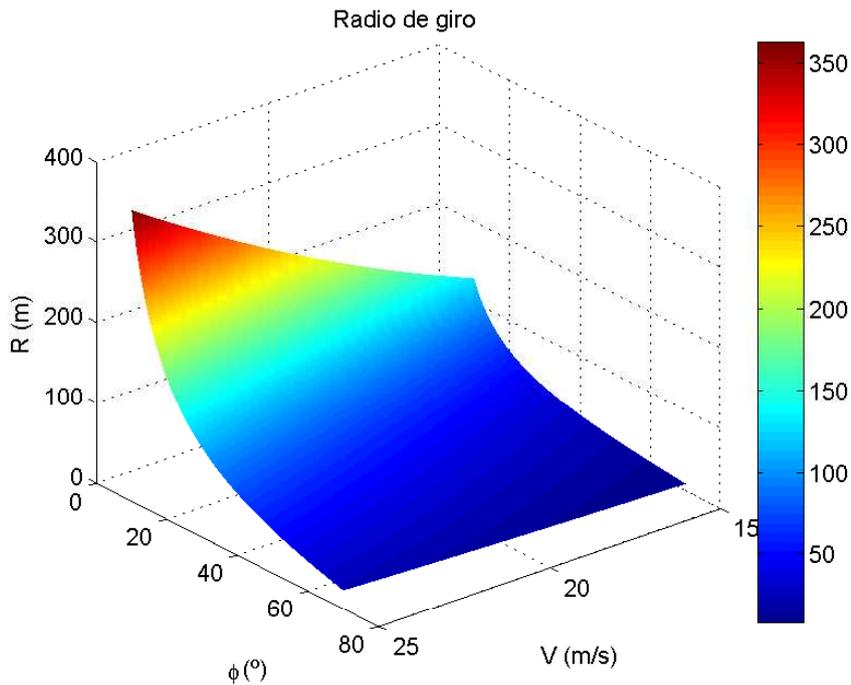


Figura 4.102: Radio de giro

Así pues, se representan a continuación en el apartado 4.5.1, para cada una de las hélices, las gráficas 3D obtenidas de barrer todo el rango de factores de carga y velocidades para la energía eléctrica consumida en dar un giro completo de 360°, la energía específica tal y como se ha definido en la ecuación 4.20 y la autonomía.

Por último, en el apartado 4.5.2 se lleva a cabo un análisis de la variación de la autonomía máxima en función de la carga de pago que lleve el *Céfiro II*. De este modo se podrá, a su vez, comparar la eficiencia de las distintas hélices en la operación de viraje estacionario definida.

4.5.1. Resultados gráficos

En las figuras 4.103, 4.106 y 4.109 puede observarse que la vuelta más económica es la que se produce a menor velocidad y mayor ángulo de ataque. Esto implica un giro cerrado con un radio pequeño, tal y como se ve en la imagen 4.102. Sin embargo, si lo que se quiere es cubrir un área grande consumiendo lo mínimo posible, tal y como se tiene en las figuras 4.104, 4.107 y 4.110, la mejor opción es volar a bajo ángulo de balance y alta velocidad (ojo, los ejes respecto de las figuras 4.103, 4.106 y 4.109 aparecen cambiados de sentido).

Por otra parte, para las 3 hélices se tienen curvas de autonomía de forma cualitativamente similar, teniendo el máximo en el punto de mínima velocidad y mínimo ángulo de balance. A su vez, puede comprobarse que esta autonomía máxima es inferior a la obtenida en el análisis de las actuaciones de crucero rectilíneo con la misma configuración del avión (3 packs de batería, sin carga de pago).

Hélice 22x10

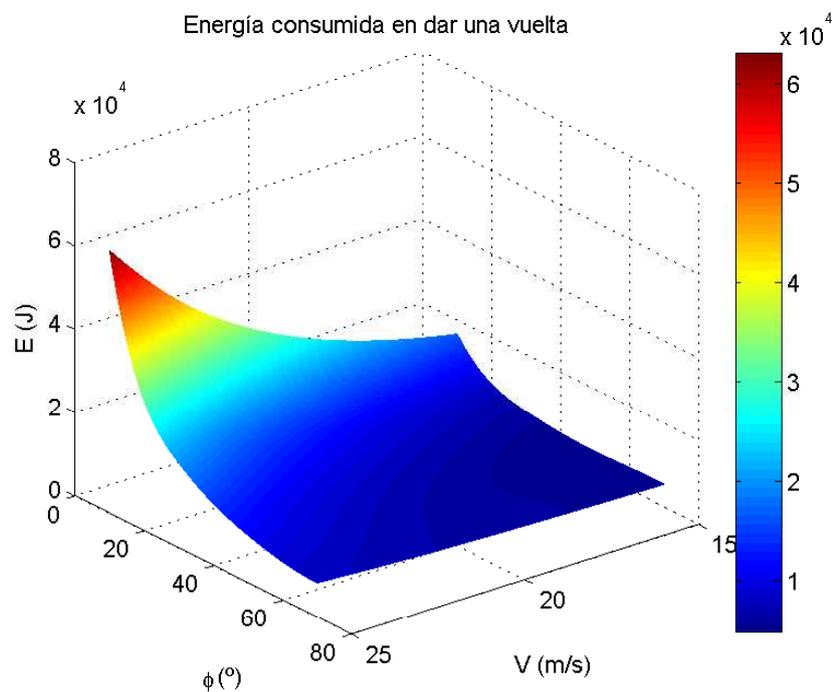


Figura 4.103: Energía empleada en dar una vuelta. Hélice 22x10

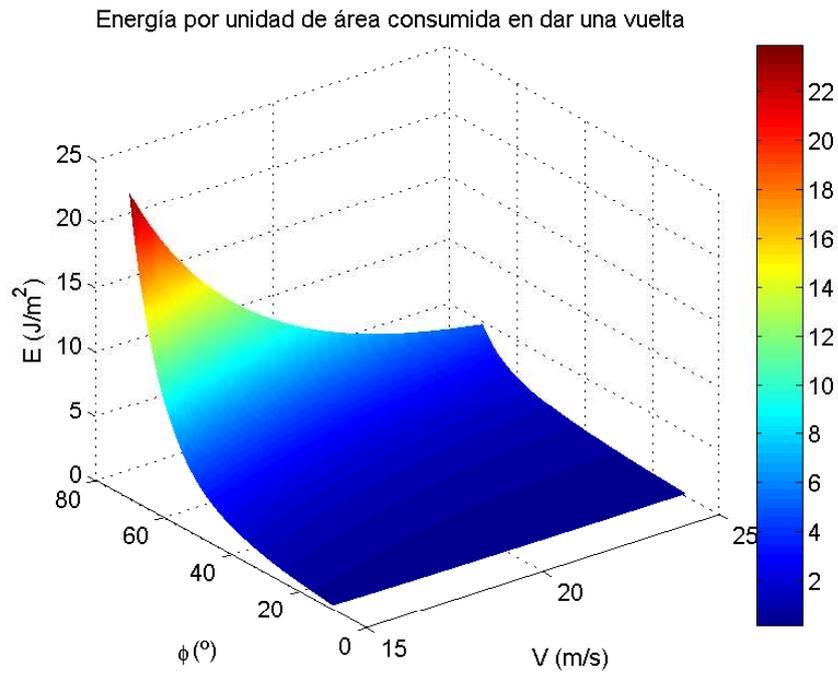


Figura 4.104: Energía específica para dar una vuelta. Hélice 22x10

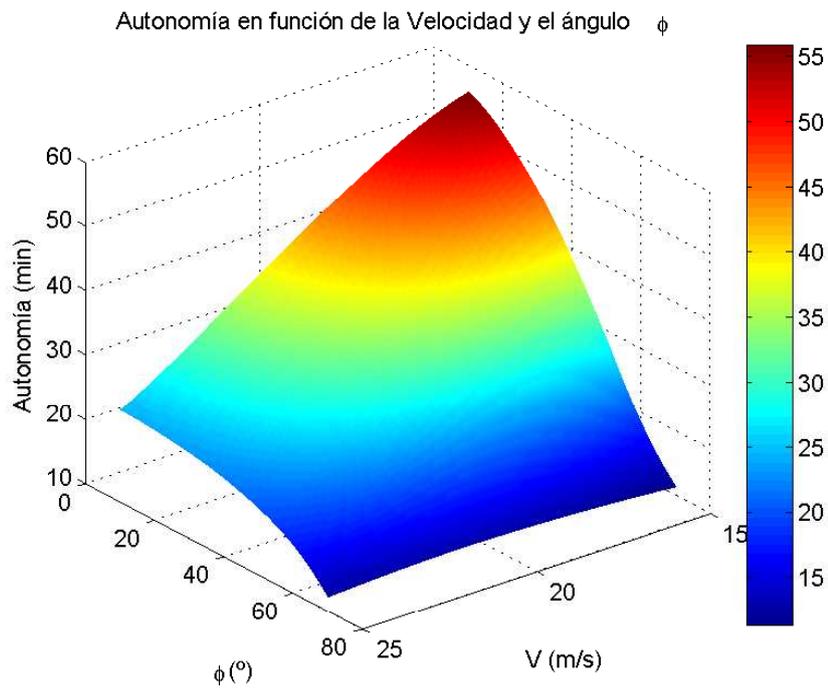


Figura 4.105: Autonomía en función del ángulo de balance y de la velocidad. Hélice 22x10

Hélice 22x12W

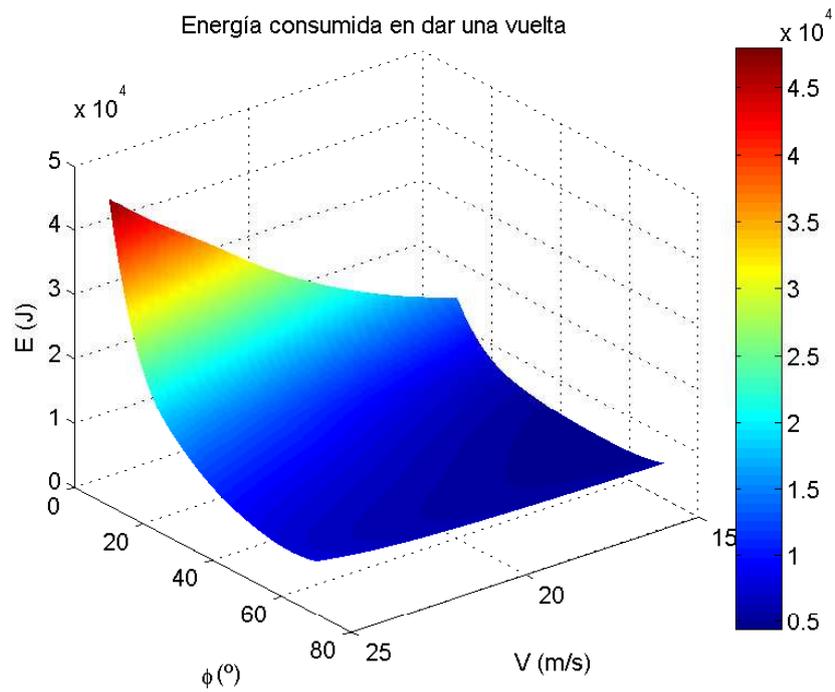


Figura 4.106: Energía empleada en dar una vuelta. Hélice 22x12W

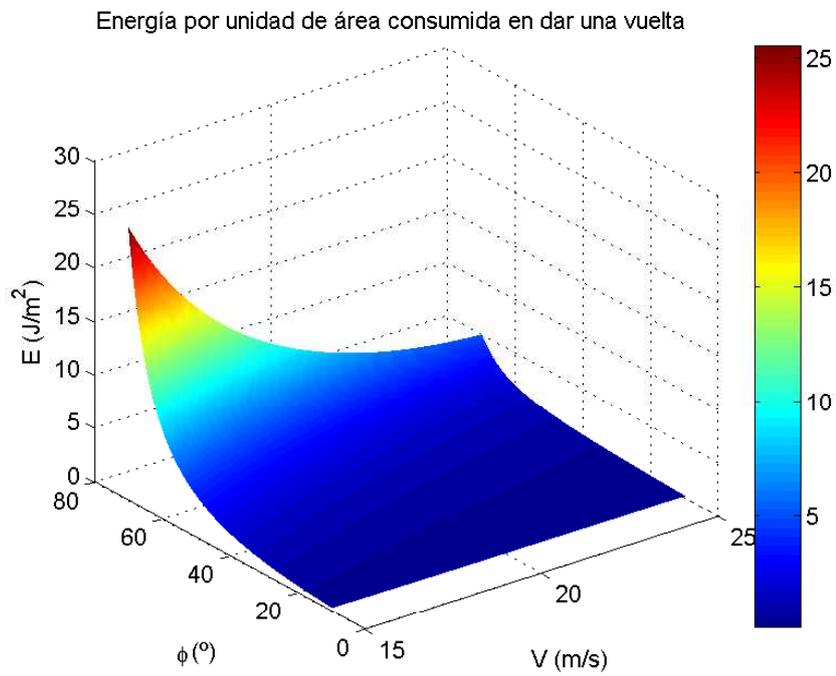


Figura 4.107: Energía específica para dar una vuelta. Hélice 22x12W

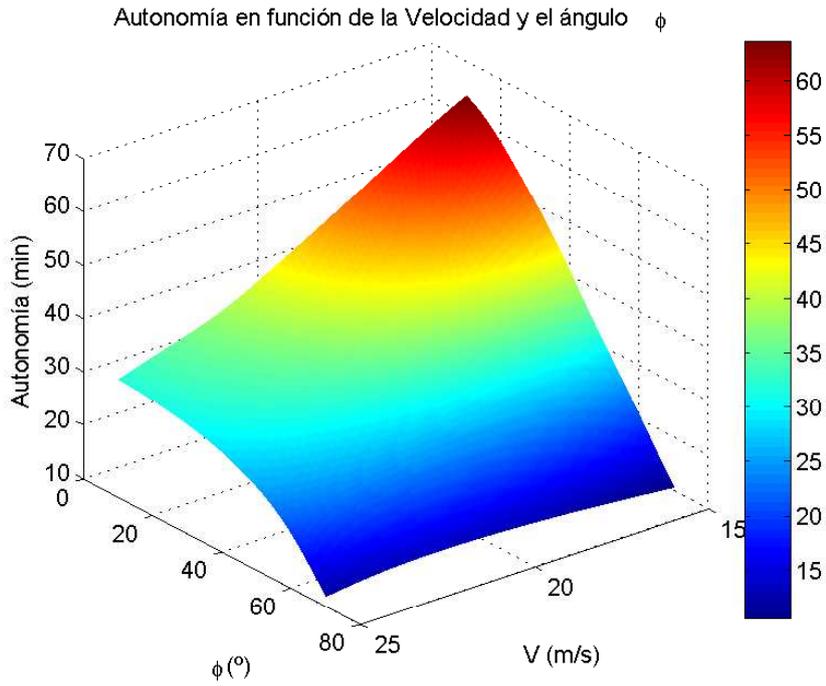


Figura 4.108: Autonomía en función del ángulo de balance y de la velocidad. Hélice 22x12W

Hélice 22x12E

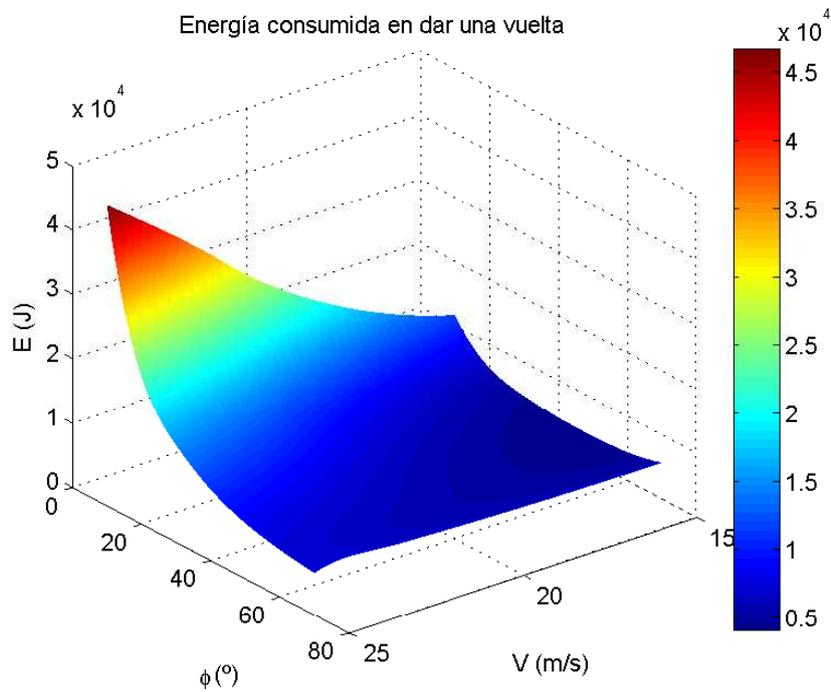


Figura 4.109: Energía empleada en dar una vuelta. Hélice 22x12E

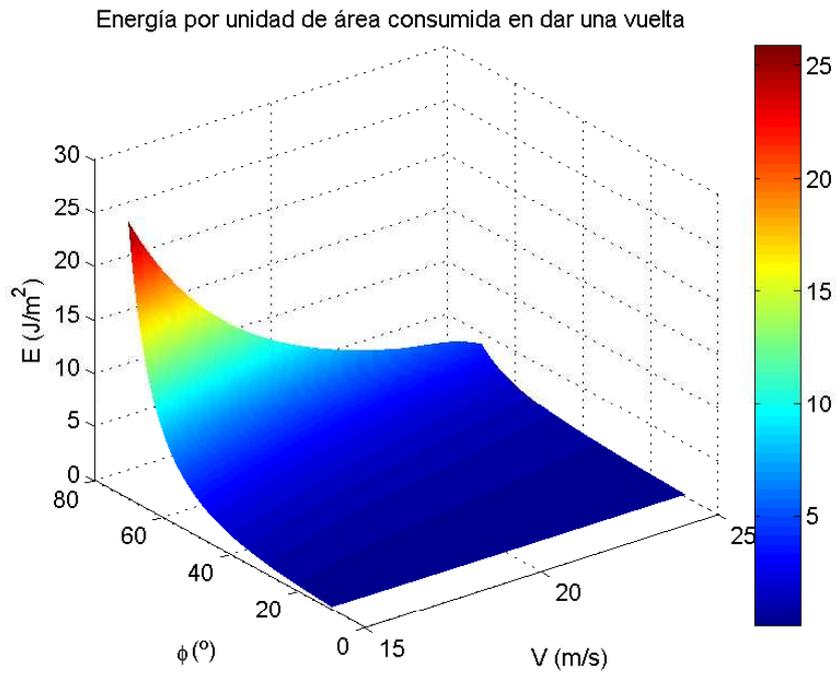


Figura 4.110: Energía específica para dar una vuelta. Hélice 22x12E

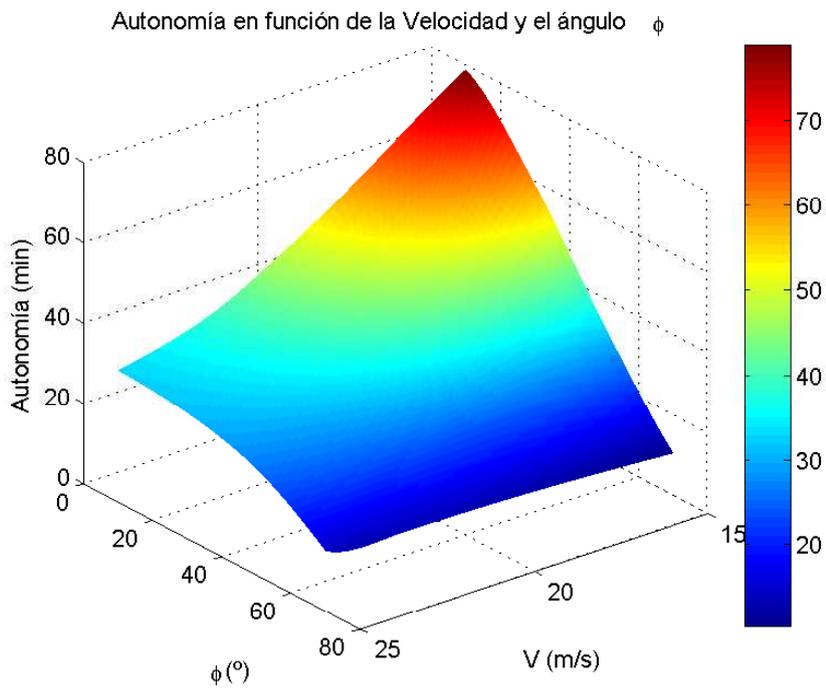


Figura 4.111: Autonomía en función del ángulo de balance y de la velocidad. Hélice 22x12E

4.5.2. Carga de pago - Autonomía

Como último punto en lo referente al viraje estacionario, se ha llevado a cabo para cada hélice un análisis de la autonomía en función de la carga de pago, dando lugar a los conocidos como diagramas carga de pago - autonomía. Se representan en las figuras 4.112, 4.113 y 4.114 dichos diagramas, señalando como un punto rojo los datos obtenidos directamente de los experimentos hechos, mientras que en azul se ha hecho una interpolación entre dichos puntos.

Si se representan las gráficas anteriores en unos mismos ejes se obtiene la figura 4.115. De ahí puede deducirse que es la hélice 22x12E la que nuevamente vuelve a ofrecer mejores características de autonomía. Además se puede comparar en cuánto decae la autonomía al aumentar la carga de pago, siendo también la hélice 22x12E la más sensible a un aumento del peso de la aeronave.

Cabe destacar que si bien estas autonomías máximas obtenidas están próximas, son menores a las presentadas en los análisis de la sección 4.4, lo cual es lógico dado que la potencia necesaria para mantener el vuelo, definida por la ecuación 4.21 depende del coeficiente de sustentación, que viene dado por la expresión 4.22.

$$P_{\text{loiter}} = \frac{1}{\eta_p} \cdot q \cdot S \cdot (C_{D0} + k_1 \cdot C_L + k_2 \cdot C_L^2) \quad (4.21)$$

$$C_L = \frac{L}{q \cdot S} = \frac{n \cdot W}{q \cdot S} \quad (4.22)$$

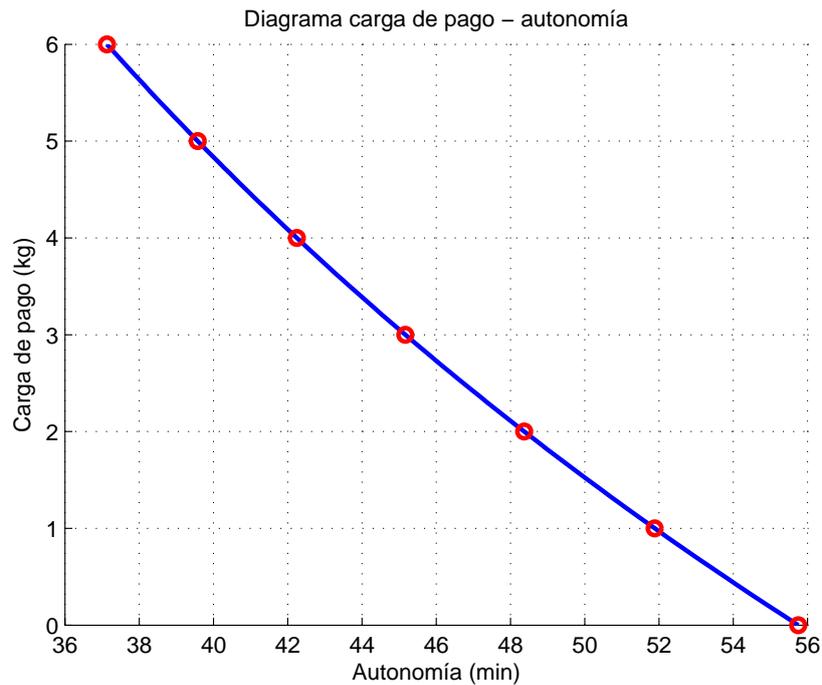


Figura 4.112: Diagrama carga de pago - autonomía en viraje. Hélice 22x10

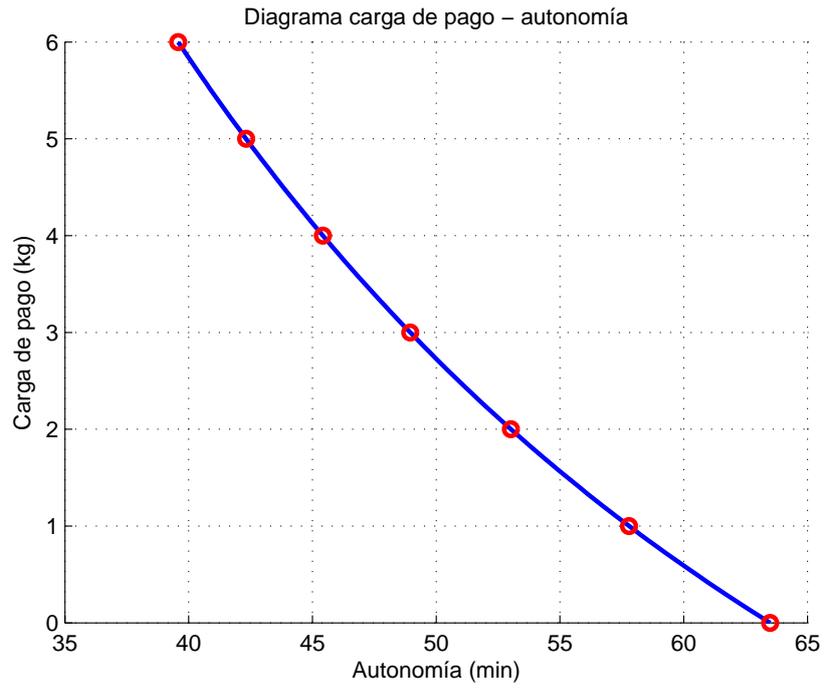


Figura 4.113: Diagrama carga de pago - autonomía en viraje. Hélice 22x12W

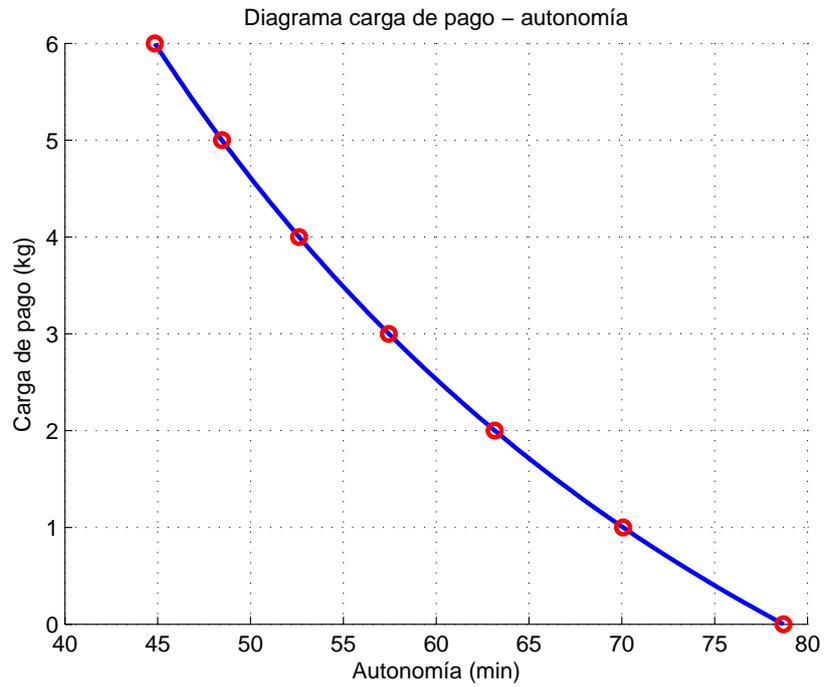


Figura 4.114: Diagrama carga de pago - autonomía en viraje. Hélice 22x12E

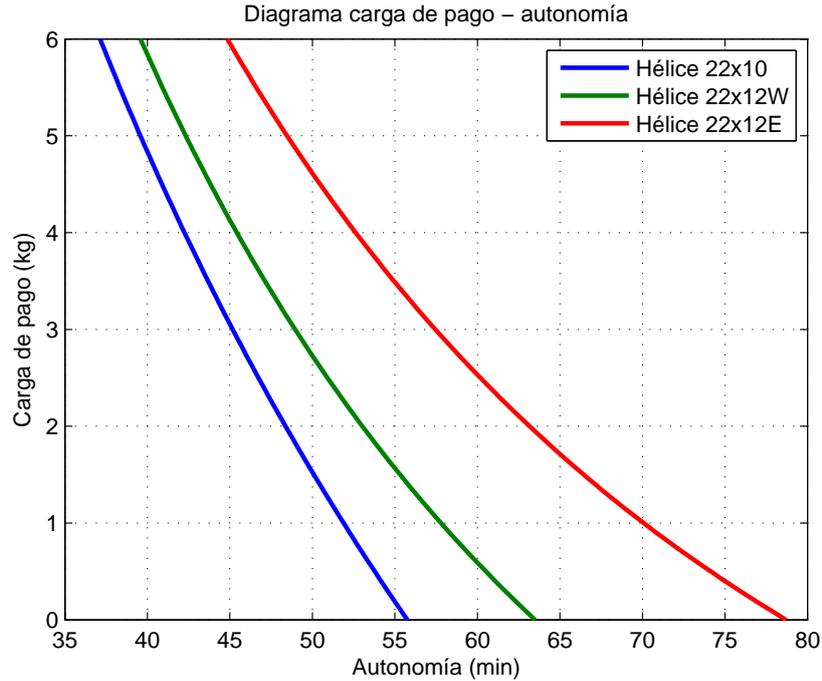


Figura 4.115: Diagrama carga de pago - autonomía en viraje. Comparativa

4.6. Descenso

Las actuaciones de descenso han sido, de lejos, las que más problemas de análisis han producido. Tal y como se comentaba en la sección 3.4, con el objetivo de conseguir un ratio de descenso apreciable ha sido necesario extrapolar los datos de potencia y tracción ofrecidos por el motor con las distintas hélices. Esta extrapolación hace que los datos que tan buenos resultados han dado en las secciones y apartados anteriores dejen de tener tanta validez en este, pues en las gráficas de los rendimientos propulsivos 3.31, 3.35 y 3.39 se observa cierta singularidad asociada al fenómeno de entrada en pérdida para vuelo con bajas R.P.M. y altas velocidades.

Aún así se ha decidido lanzar una serie de ensayos para cada hélice en los que se trata de analizar, de forma análoga al caso de ascenso, la velocidad vertical y el ángulo de descenso en función de la velocidad de vuelo y del régimen de giro del motor. Dichos resultados se encuentran en el apartado 4.6.1. Por otro lado se ha considerado interesante el caracterizar las actuaciones de descenso con el motor desactivado, es decir, $T = 0$. Ese es el caso desarrollado en 4.6.2.

4.6.1. Descenso con motor activo

Las ecuaciones que definen el descenso en este caso, suponiendo un ángulo de descenso $|\gamma| \ll 1$ vienen dadas por las expresiones 4.23 y 4.24, que están desarrolladas e implementadas en el software tal y como se indica en el apartado 2.1.1.

$$L = W \cos \gamma \Rightarrow L \approx W \quad (4.23)$$

$$T = D + W \sin \gamma \Rightarrow \gamma \approx \frac{T - D}{W} \quad (4.24)$$

En estas ecuaciones junto con el resto de las descritas en 2.1.1 se tiene en cuenta la tracción, la potencia mecánica desarrollada por el motor y el rendimiento propulsivo de la hélice operando a bajas

revoluciones. Estos datos, como ya se ha comentado en la introducción de la presente sección, han sido obtenidos mediante la extrapolación descrita en la sección 3.4 y se recomienda tomarlos con precaución y sólo como una medida indicativa de lo que pueden llegar a ser las actuaciones de descenso del *Céfiro II*, ya que no se tienen datos de ensayos reales del motor.

Por tanto, mediante una batería de ensayos similar a la que se hizo para caracterizar las actuaciones de ascenso, se puede obtener la velocidad vertical, el ángulo de descenso y la energía consumida en función de la velocidad de vuelo y de las R.P.M. para cada una de las hélices. Se presentan a continuación los resultados gráficos de dichos ensayos.

Puede observarse para la hélice 22x10, en las figuras 4.116 y 4.117, que tanto el ángulo de descenso como la velocidad vertical dependen de forma directa con el régimen de giro del motor. Éste es un comportamiento que se repite para las otras dos hélices, teniendo que a mayor R.P.M. menor es el déficit de potencia que hace descender el avión. Sin embargo, este ratio de descenso puede ser tan pequeño en módulo, o incluso positivo (con lo que habría un exceso de potencia y por tanto el avión ascendería, ver figuras 4.128 y 4.129, que aunque las características de velocidad y ángulo de descenso puedan estar correctamente determinadas, el tiempo de vuelo para alcanzar la altitud objetivo (por ejemplo, descender desde 100 a 0 metros de altitud) puede llegar a ser mayor que el tiempo de simulación definido en MATLAB.

Este efecto ocasiona que las figuras 4.118, 4.124 y 4.130 en las que se representa la energía empleada para descender no deban de ser consideradas relevantes, pues en varios de los ensayos no pudo llegar a completarse la misión debido a un tiempo excesivo.

De igual manera que en el resto del documento, se adjuntan las gráficas 3D correspondientes a los mencionados ensayos, para ofrecer una visión global de las tendencias de las actuaciones del *Céfiro II*.

Hélice 22x10

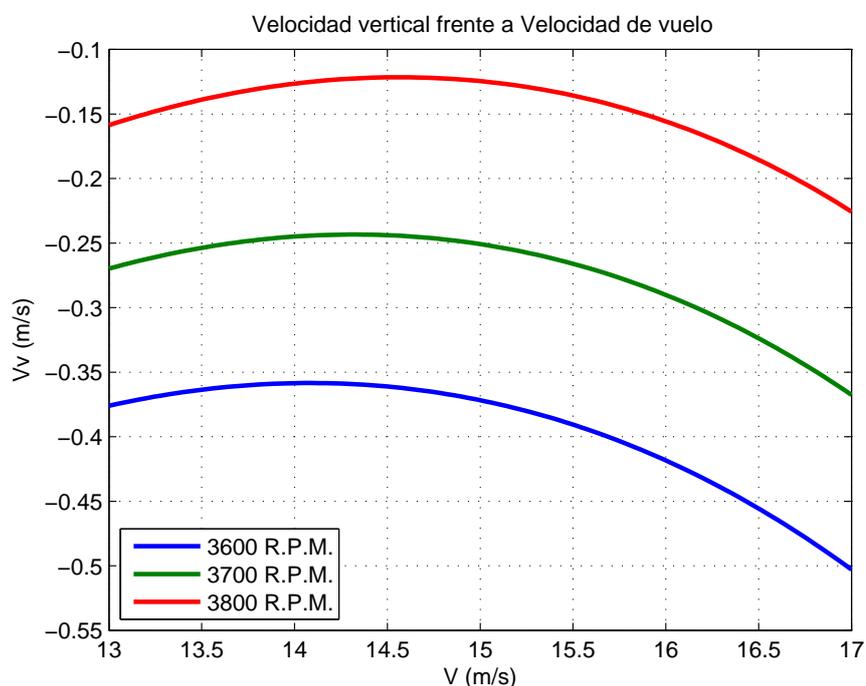


Figura 4.116: Velocidad vertical en función de la velocidad de vuelo. Hélice 22x10

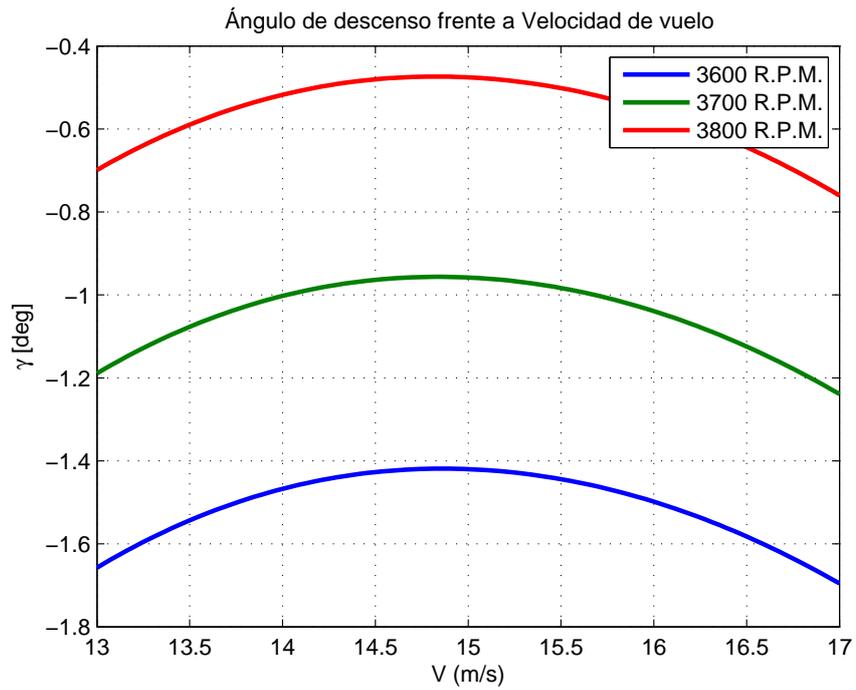


Figura 4.117: Ángulo de descenso en función de la velocidad de vuelo. Hélice 22x10

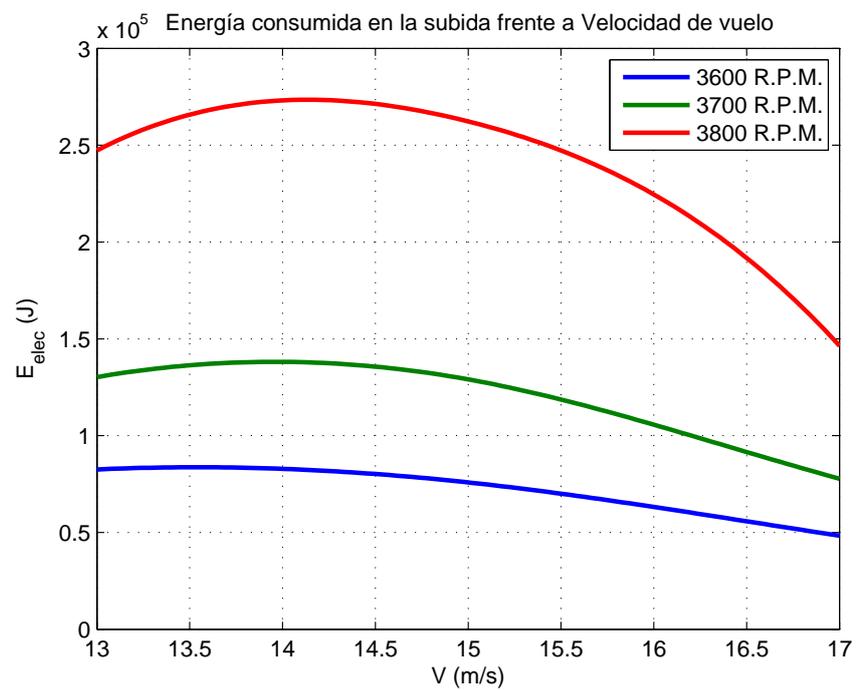


Figura 4.118: Energía consumida en función de la velocidad de vuelo. Hélice 22x10

Velocidad vertical en función de la posición de palanca y la velocidad de vuelo

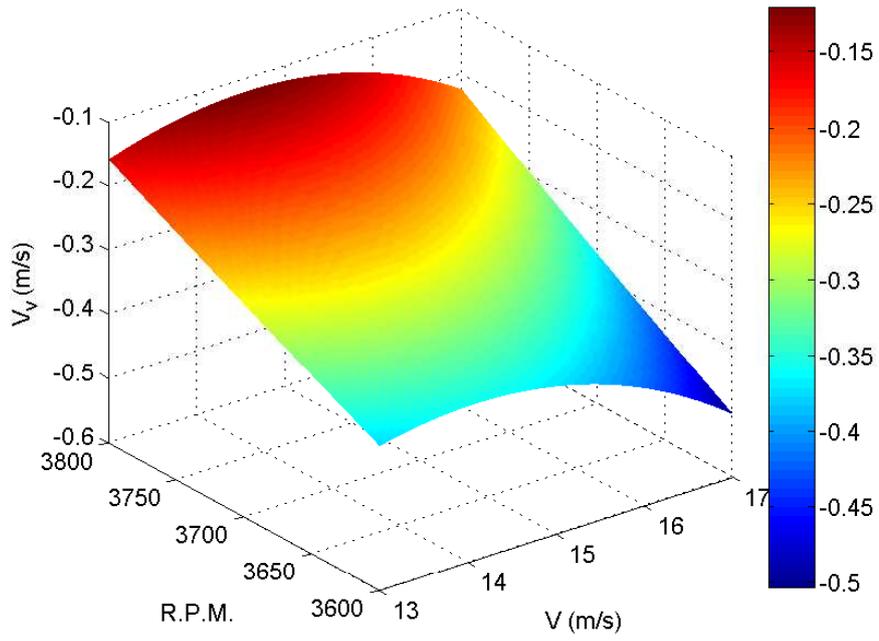


Figura 4.119: Velocidad vertical en función de V y R.P.M. 3D. Hélice 22x10

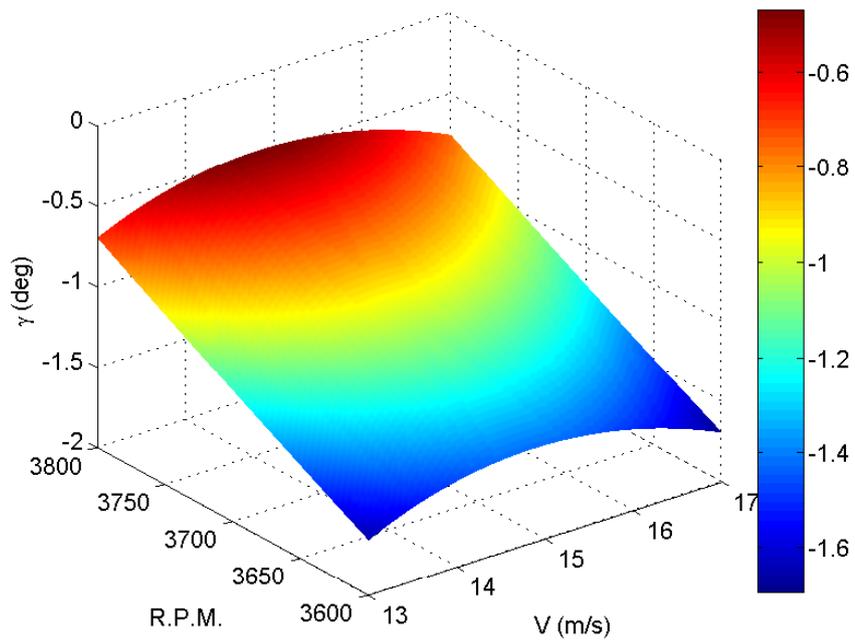


Figura 4.120: Ángulo de descenso en función de V y R.P.M. 3D. Hélice 22x10

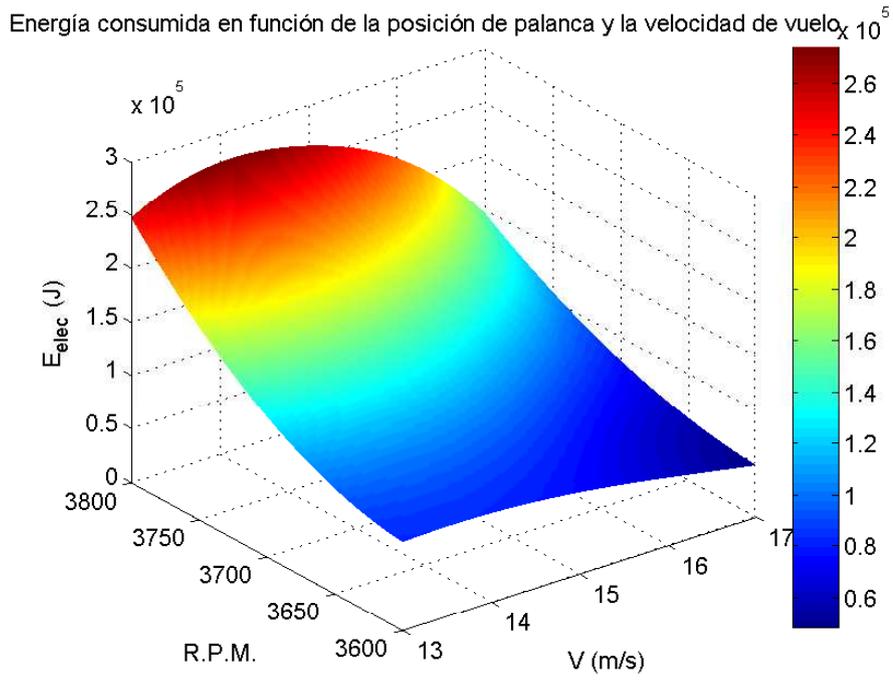


Figura 4.121: Energía consumida en función de V y R.P.M. 3D. Hélice 22x10

Hélice 22x12W

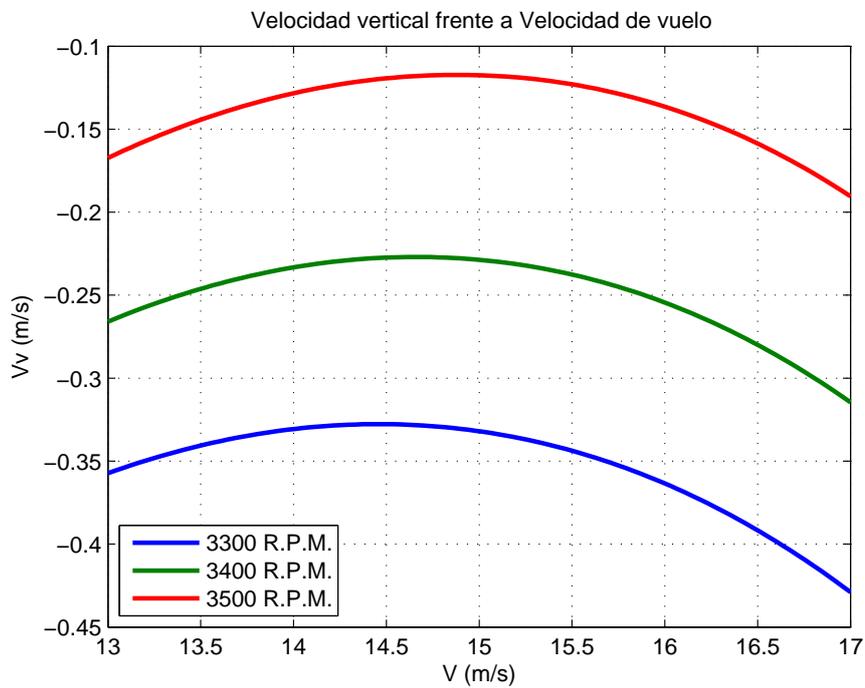


Figura 4.122: Velocidad vertical en función de la velocidad de vuelo. Hélice 22x12W

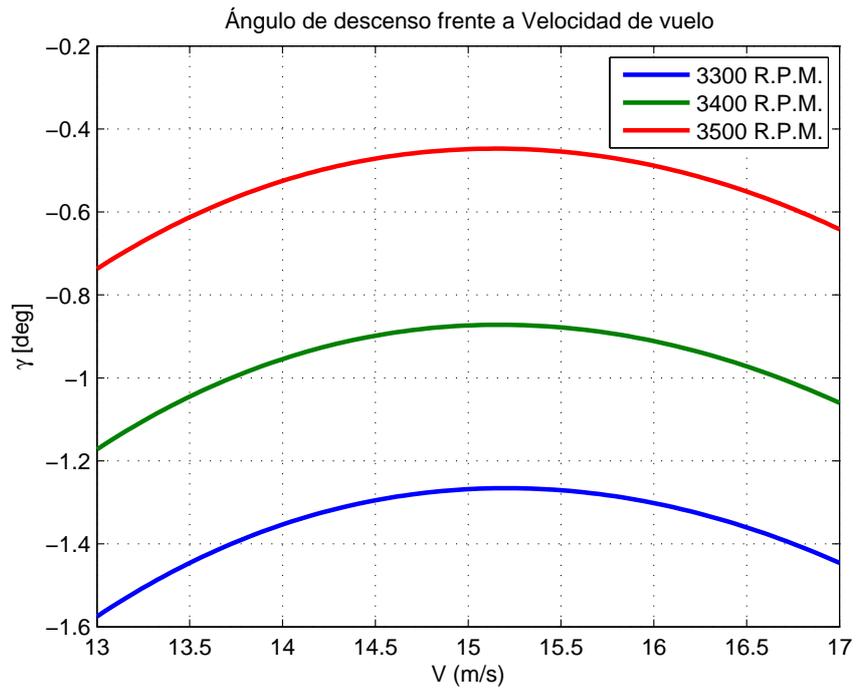


Figura 4.123: Ángulo de descenso en función de la velocidad de vuelo. Hélice 22x12W

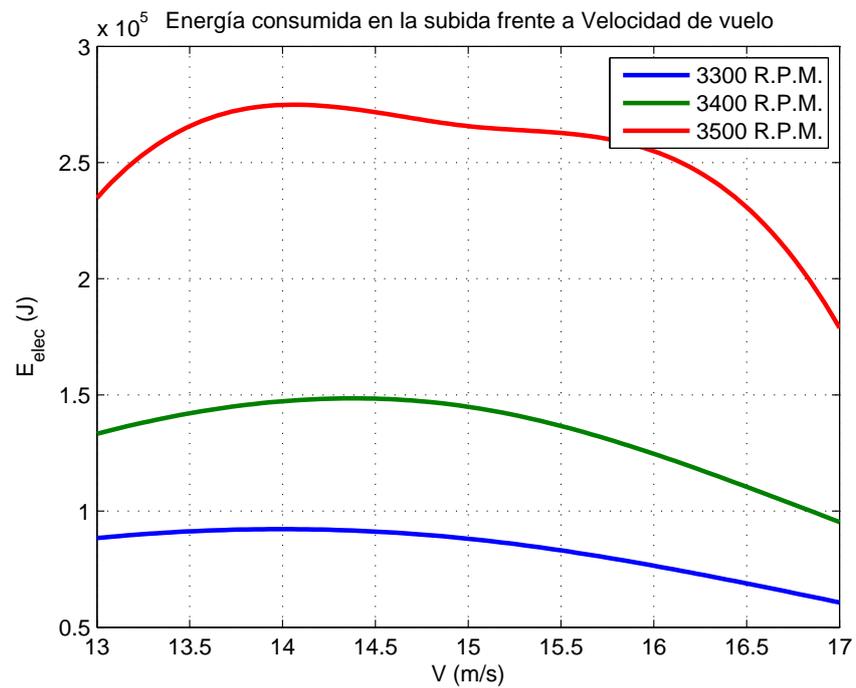


Figura 4.124: Energía consumida en función de la velocidad de vuelo. Hélice 22x12W

Velocidad vertical en función de la posición de palanca y la velocidad de vuelo

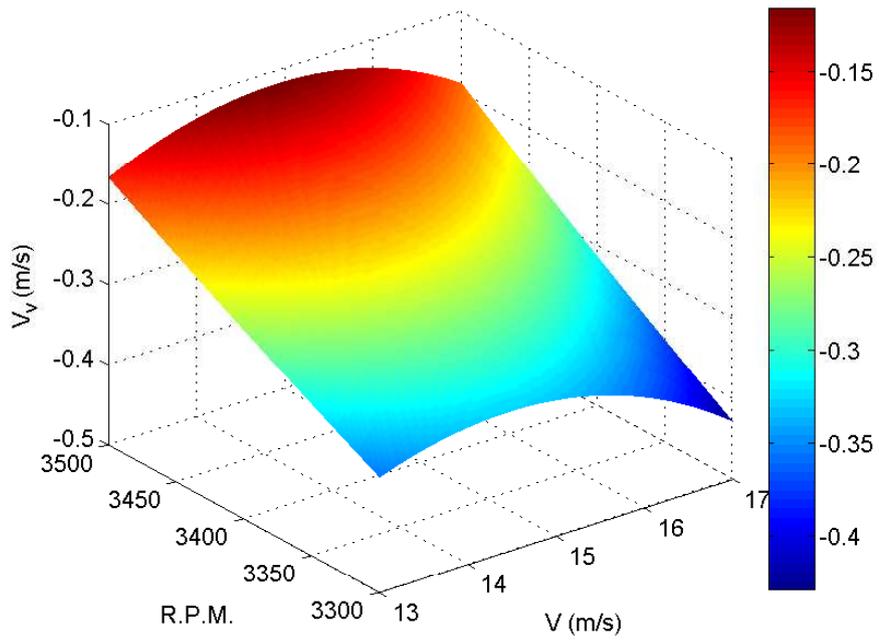


Figura 4.125: Velocidad vertical en función de V y R.P.M. 3D. Hélice 22x12W

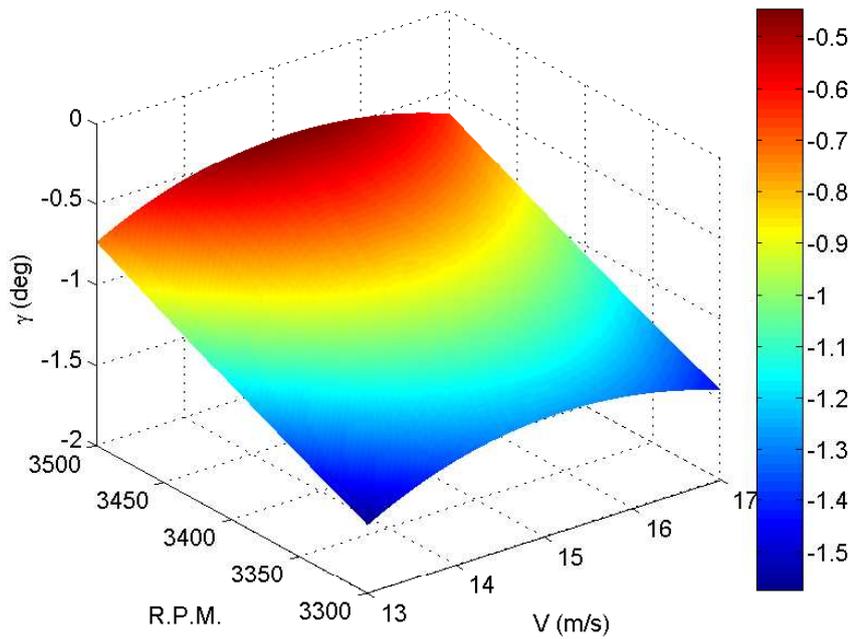


Figura 4.126: Ángulo de descenso en función de V y R.P.M. 3D. Hélice 22x12W

Energía consumida en función de la posición de palanca y la velocidad de vuelo. $\times 10^5$

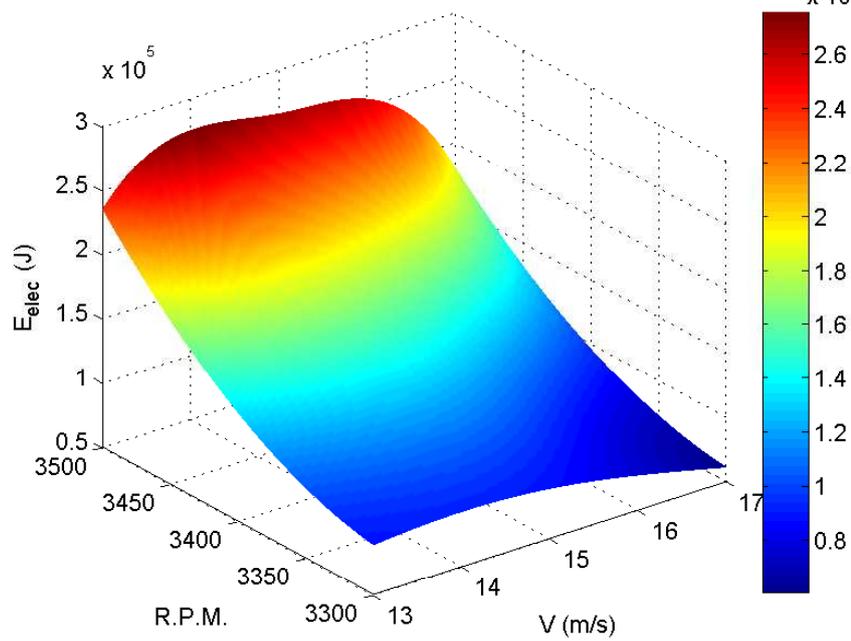


Figura 4.127: Energía consumida en función de V y R.P.M. 3D. Hélice 22x12W

Hélice 22x12E

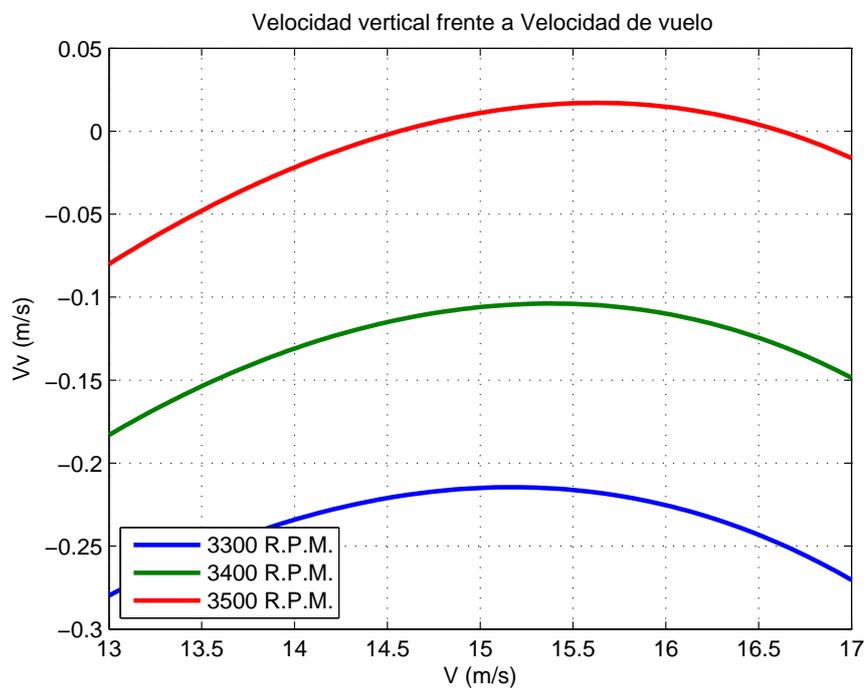


Figura 4.128: Velocidad vertical en función de la velocidad de vuelo. Hélice 22x12E

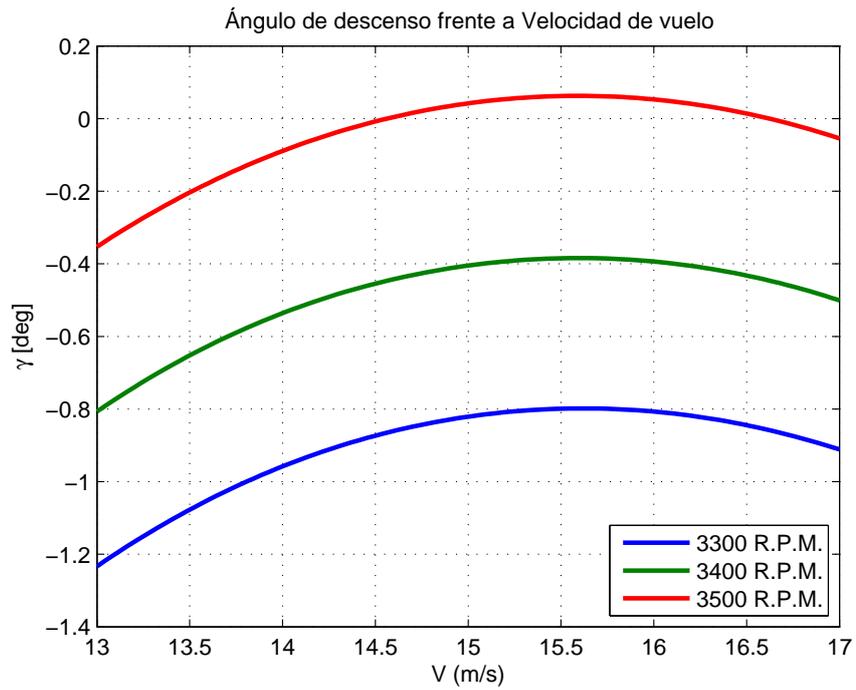


Figura 4.129: Ángulo de descenso en función de la velocidad de vuelo. Hélice 22x12E

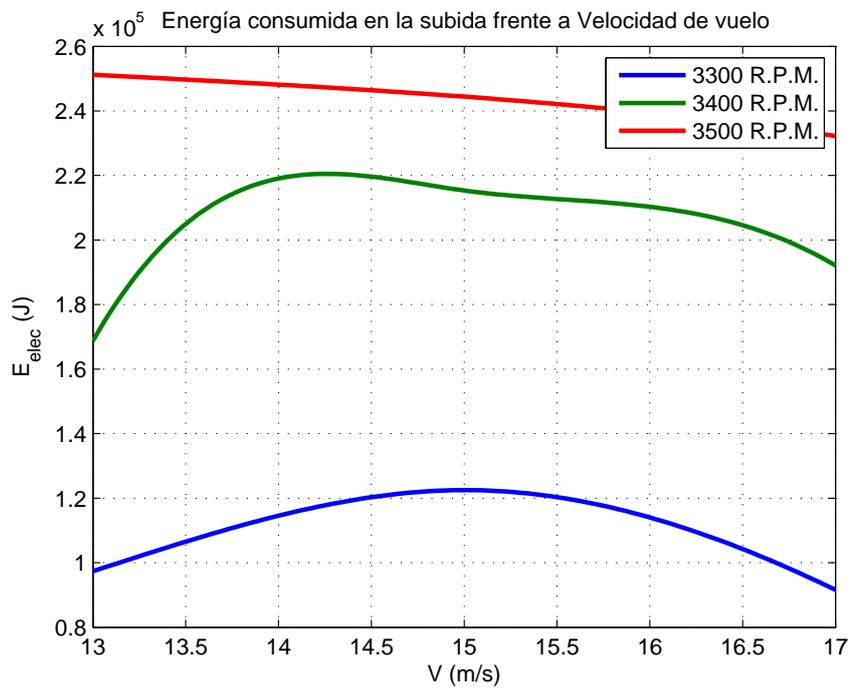


Figura 4.130: Energía consumida en función de la velocidad de vuelo. Hélice 22x12E

Velocidad vertical en función de la posición de palanca y la velocidad de vuelo

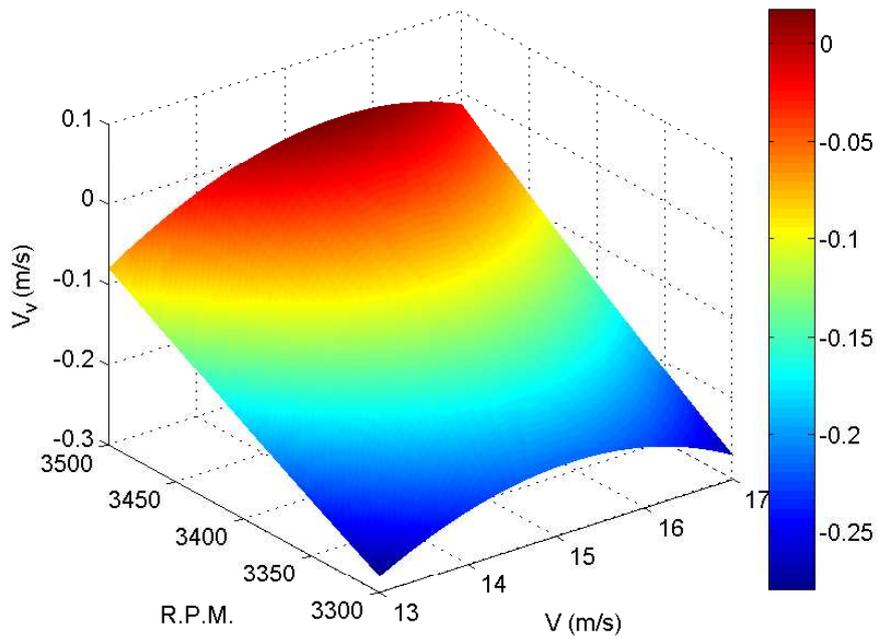


Figura 4.131: Velocidad vertical en función de V y R.P.M. 3D. Hélice 22x12E

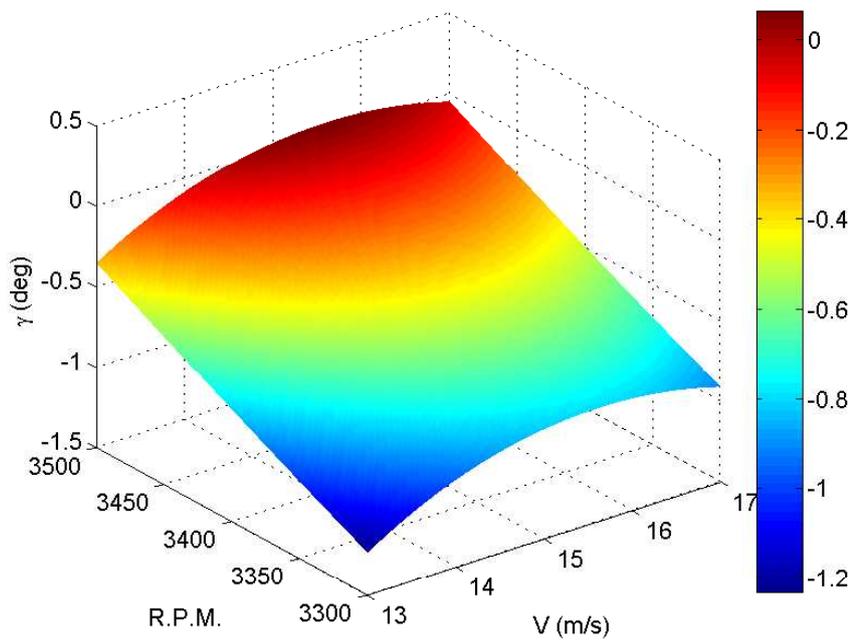


Figura 4.132: Ángulo de descenso en función de V y R.P.M. 3D. Hélice 22x12E

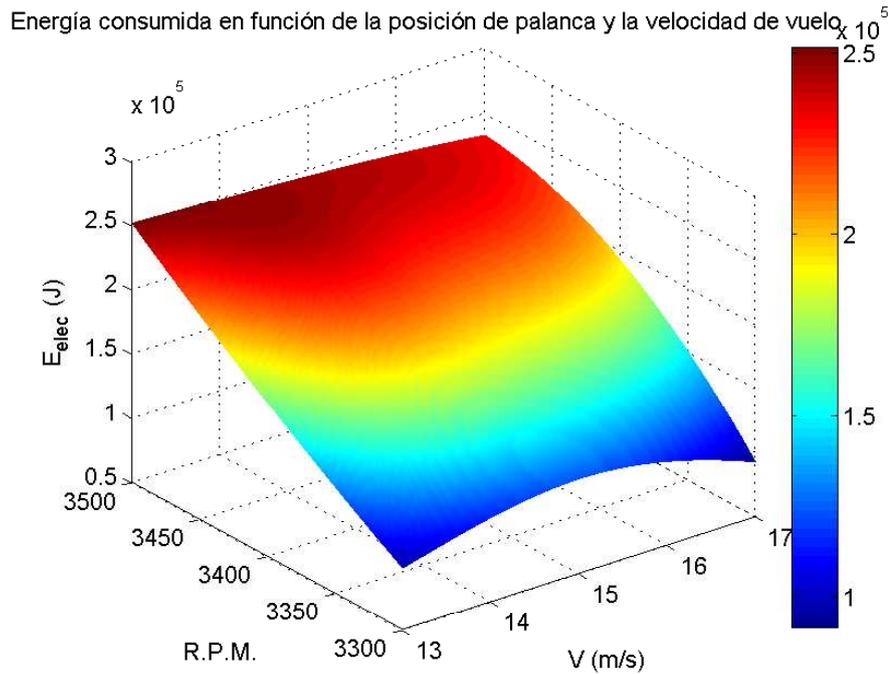


Figura 4.133: Energía consumida en función de V y R.P.M. 3D. Hélice 22x12E

4.6.2. Descenso sin motor

En cuanto a las actuaciones de planeo, siendo esto descender sin ningún aporte de empuje del motor, al anular la tracción en las ecuaciones 4.23 y 4.24 se obtienen que, manteniendo la hipótesis de ángulo de descenso muy pequeño, se obtiene que el ángulo de descenso viene dado por la expresión 4.25.

$$0 = D + W \sin \gamma \Rightarrow \gamma \approx \frac{-D}{W} \quad (4.25)$$

La velocidad vertical, por otro lado, será $V_v = V_{TAS} \cdot \sin \gamma$. A partir de esas definiciones y considerando el modelo de polar parabólica presentado en 1.3.1, se tiene que las características del descenso no dependen ahora del tipo de hélice utilizado. Desde ese punto, se han llevado a cabo ensayos manteniendo el motor parado (sin consumo de energía eléctrica) en función de la velocidad para varias configuraciones de carga de pago, desde los 19,5 kg que pesa el *Céfiro II* en configuración vacía, hasta los 25,5 kg que se han tomado como peso máximo de la aeronave.

Los resultados de estos ensayos se muestran en las figuras 4.134 y 4.135, añadiendo nuevamente esos mismos resultados pero en representación 3D en las figuras 4.136 y 4.137. En 4.134 se observa como a medida que aumenta la masa, el óptimo de velocidad vertical se reduce y se da para una mayor velocidad de vuelo. En cuanto a la figura 4.135, en la que se tiene la representación del ángulo de trayectoria, el efecto frente a la velocidad es el mismo (a mayor peso el óptimo se da a una velocidad de vuelo mayor), pero el ángulo mínimo de descenso resulta ser el mismo para todas las configuraciones de carga de pago.

No obstante, aunque se han conseguido caracterizar las actuaciones en descenso con los modelos utilizados, se recomienda la realización de ensayos (en vuelo o túnel de viento) con el objetivo de poder llevar a cabo un análisis más preciso y realista de este tramo.

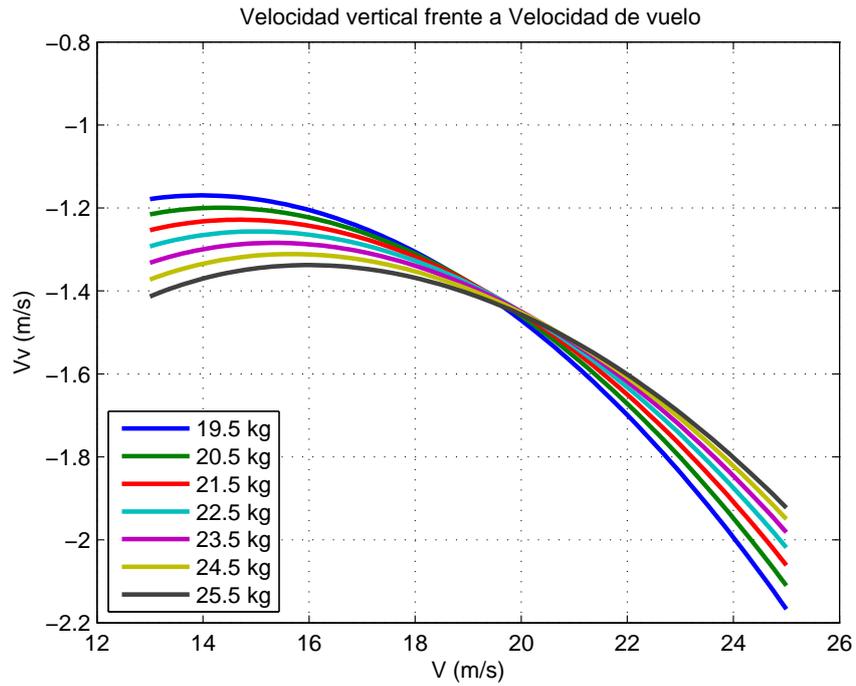


Figura 4.134: Velocidad vertical en función de la velocidad de vuelo. Planeo

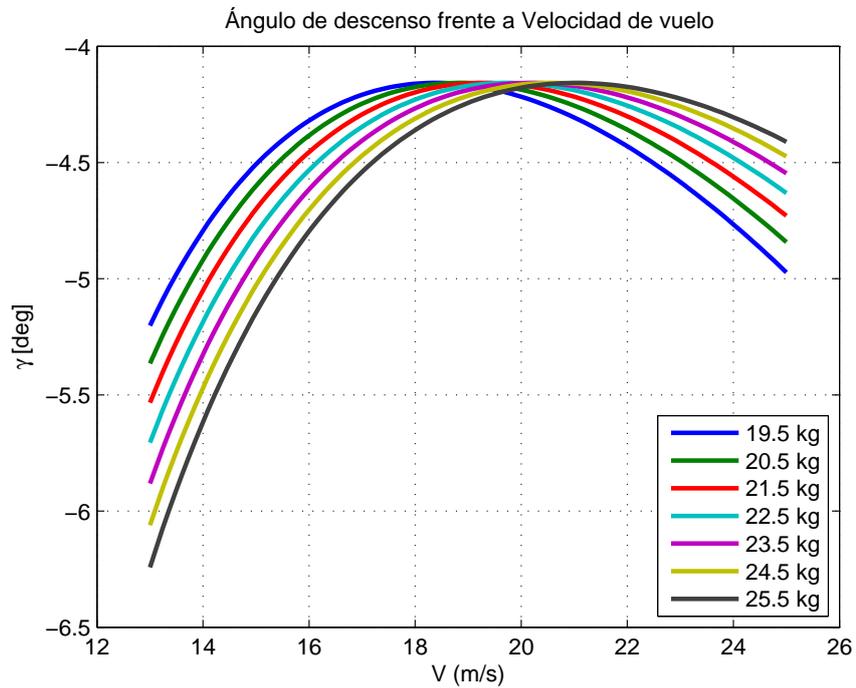


Figura 4.135: Ángulo de descenso en función de la velocidad de vuelo. Planeo

Velocidad vertical en función de la masa del avión y la velocidad de vuelo

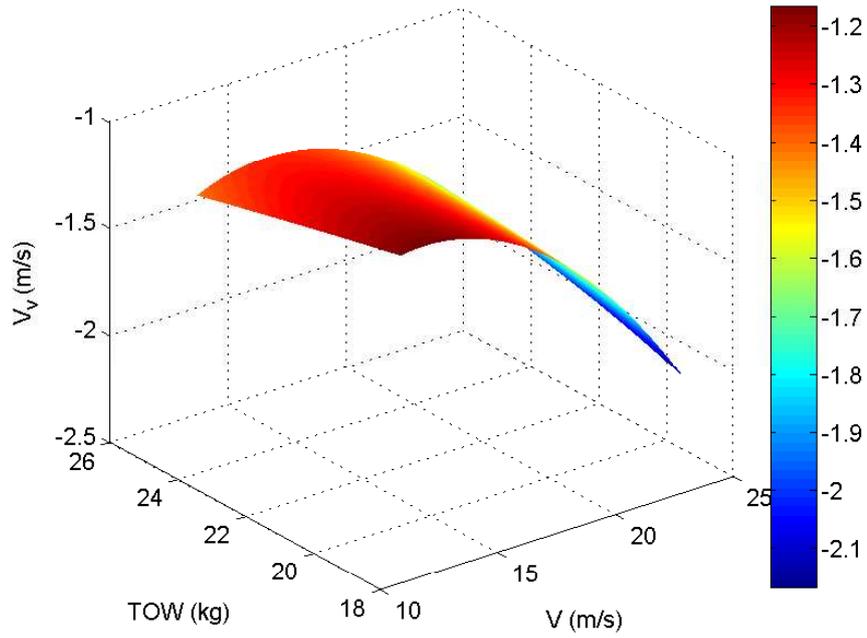


Figura 4.136: Velocidad vertical en función de V y TOW 3D. Planeo

Ángulo de descenso en función de la masa del avión y la velocidad de vuelo

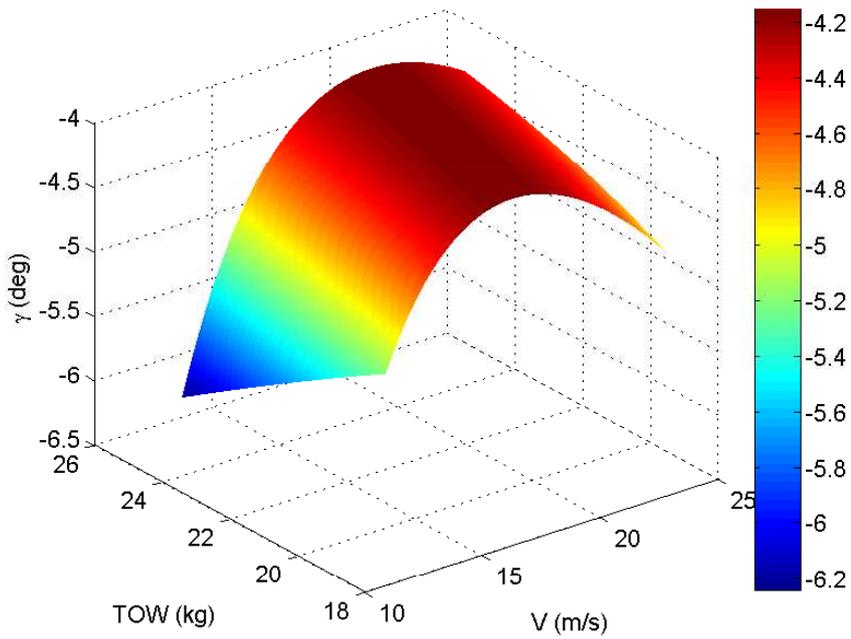


Figura 4.137: Ángulo de descenso en función de V y TOW 3D. Planeo

4.7. Aterrizaje

La maniobra de aterrizaje es muy similar a la de despegue, contando también con distintas partes:

- Acercamiento sobrevolando un obstáculo de 50 pies de altitud. Se realiza a una velocidad $V_a = 1,3V_{\text{stall}}$. Se consideran las ecuaciones de descenso, el ángulo de trayectoria cumple la relación:

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

- Rotación o *Flare*. Etapa en la que el avión describe una trayectoria circular en la que desacelera desde V_a hasta $1,15 \cdot V_{\text{stall}}$, siendo la velocidad media $V_f = 1,23 \cdot V_{\text{stall}}$. Esta etapa viene determinada por las ecuaciones 4.26, 4.27, 4.28 y 4.29, donde γ es el ángulo de descenso al inicio de la operación, S_T es la distancia horizontal recorrida, h_{TR} la altitud a la que empieza el tramo y R el radio de giro de la trayectoria.

$$\sin \gamma = \frac{T - D}{W} \quad (4.26)$$

$$S_T = R \cdot \sin \gamma \quad (4.27)$$

$$h_{\text{TR}} = R \cdot (1 - \cos \gamma) \quad (4.28)$$

$$R = \frac{V_f^2}{g \cdot (n - 1)} \quad (4.29)$$

- Rodadura. Se ha considerado un sólo tramo de rodadura (aterrizaje en las 3 ruedas a la vez), tratándose de un movimiento rectilíneo acelerado (desacelerado en realidad) cuya aceleración se saca de plantear la ecuación de equilibrio de fuerzas en la dirección del movimiento 4.30.

$$a = \frac{g}{W} [T - D - \nu \cdot (W - L)] \quad (4.30)$$

De igual modo que se hizo para el despegue, se ha llevado un análisis del aterrizaje, dividido en esos 3 tramos, para cada hélice en función del peso del avión. Como último punto del análisis de las actuaciones de aterrizaje se realiza una comparativa de las 3 hélices. Estos ensayos se han hecho seleccionando un régimen de giro del motor de 3300 R.P.M.

De este modo, en las figuras 4.138, 4.141 y 4.144 se tiene la evolución de la distancia de despegue frente a la masa del avión para cada una de las hélices; en las 4.139, 4.142 y 4.145 la energía consumida y, por último, el tiempo empleado en el aterrizaje se muestra en las gráficas 4.140, 4.143 y 4.146.

Puede observarse que todas las magnitudes, en todas las hélices, disminuyen a medida que se aumenta la masa del avión. Uno de los motivos puede ser que al haber un tramo de descenso en el cual la altitud disminuye muy poco a poco, tal y como se vio en la sección 4.6, al aumentar la masa aumenta el valor absoluto del déficit de potencia, haciendo que el ángulo de descenso sea mayor (en valor absoluto) y esta primera etapa se acorte bastante. Esto también explicaría el por qué se tienen distancias mayores que en el caso del despegue, pues se contabiliza desde que el avión se encuentra a 50 pies de altitud.

Por tanto, también se ve afectado el aterrizaje por la falta de datos a bajas revoluciones, lo que vuelve a hacer necesaria la realización de nuevos ensayos (en vuelo o en túnel de viento) para poder caracterizar de forma correcta las actuaciones de descenso.

En la comparativa hecha en las figuras 4.147, 4.148 y 4.149 puede observarse que la hélice 22x10 es la que mejores características da en cuanto al aterrizaje, tanto en distancia necesaria, energía consumida o en tiempo empleado para la operación.

Hélice 22x10

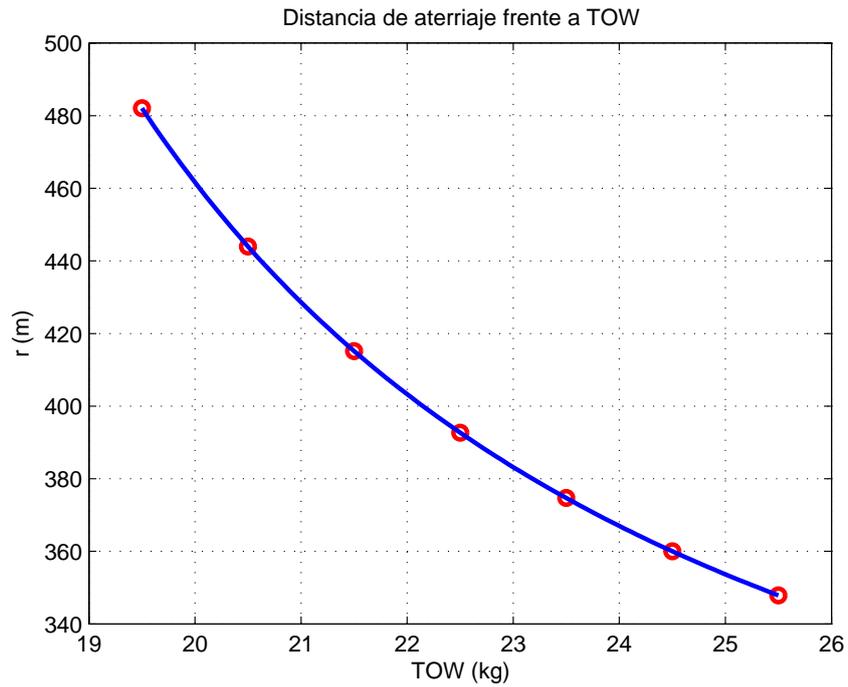


Figura 4.138: Distancia de aterrizaje en función de TOW. Hélice 22x10

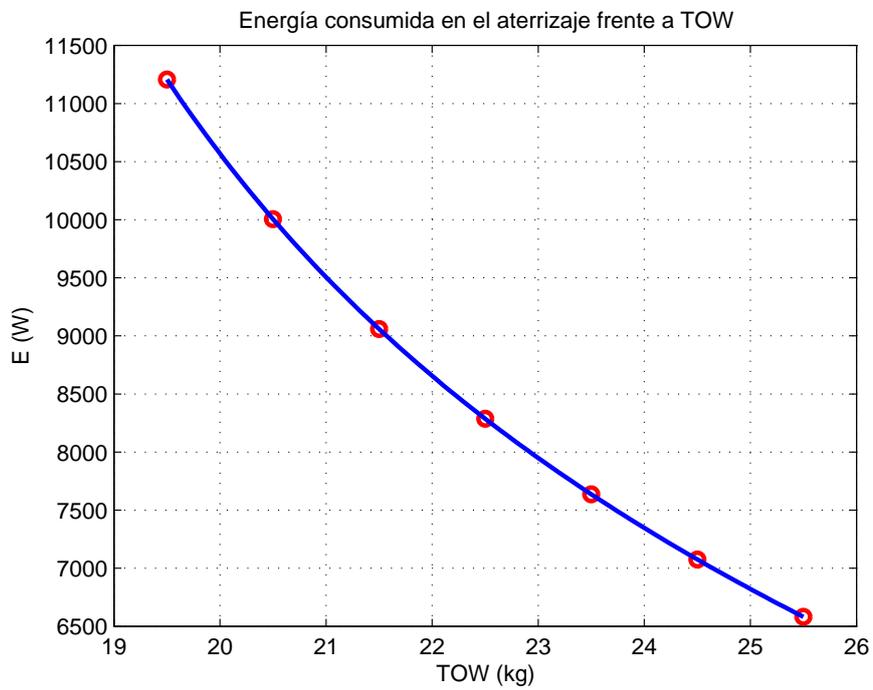


Figura 4.139: Energía consumida para aterrizar en función de TOW. Hélice 22x10

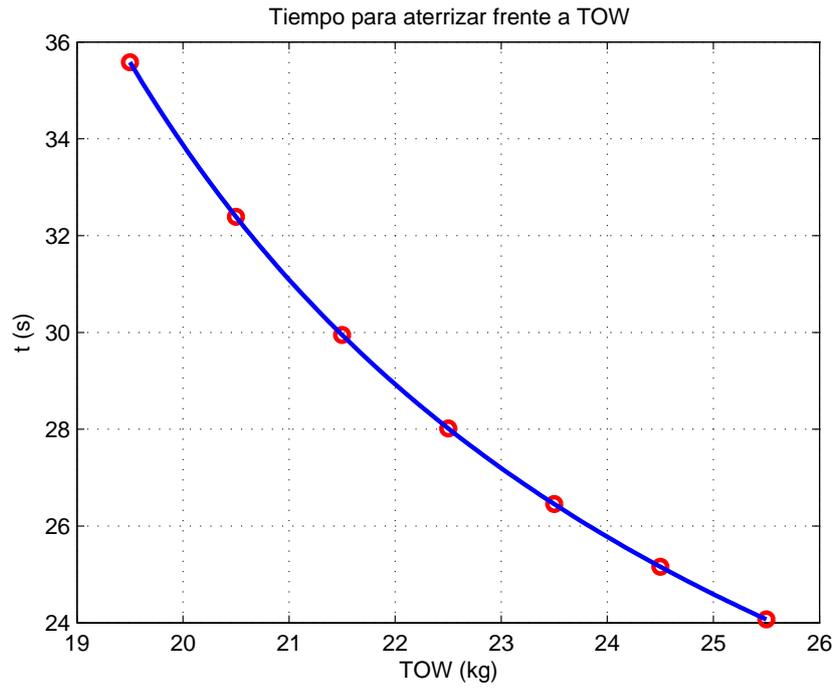


Figura 4.140: Tiempo empleado en aterrizar en función de TOW. Hélice 22x10

Hélice 22x12W

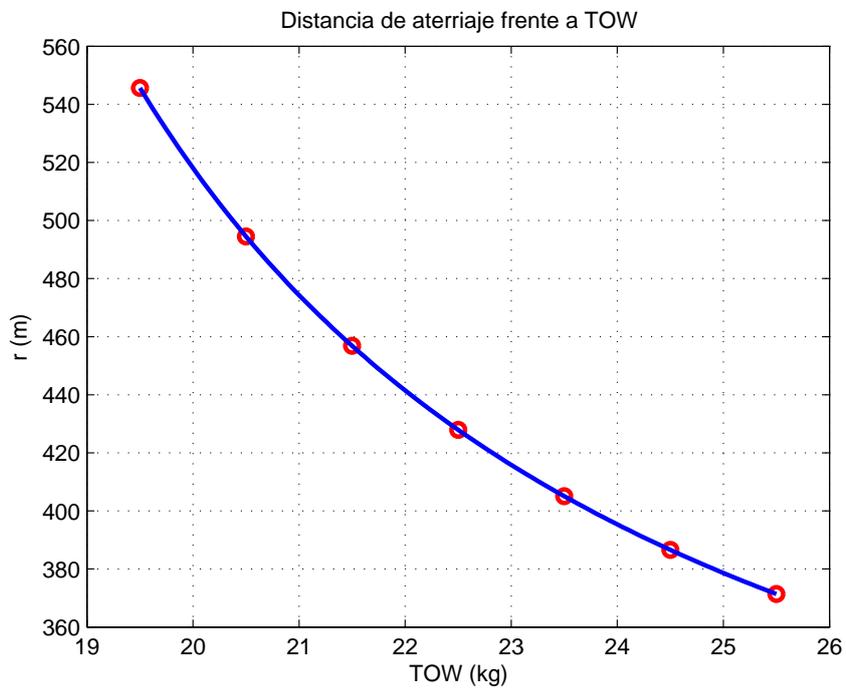


Figura 4.141: Distancia de aterriaje en función de TOW. Hélice 22x12W

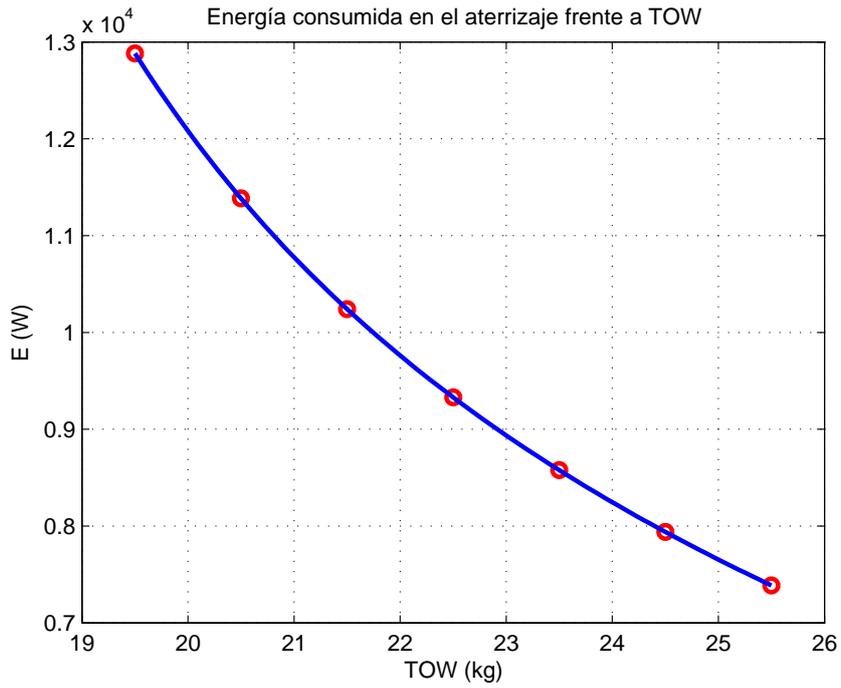


Figura 4.142: Energía consumida para aterrizar en función de TOW. Hélice 22x12W

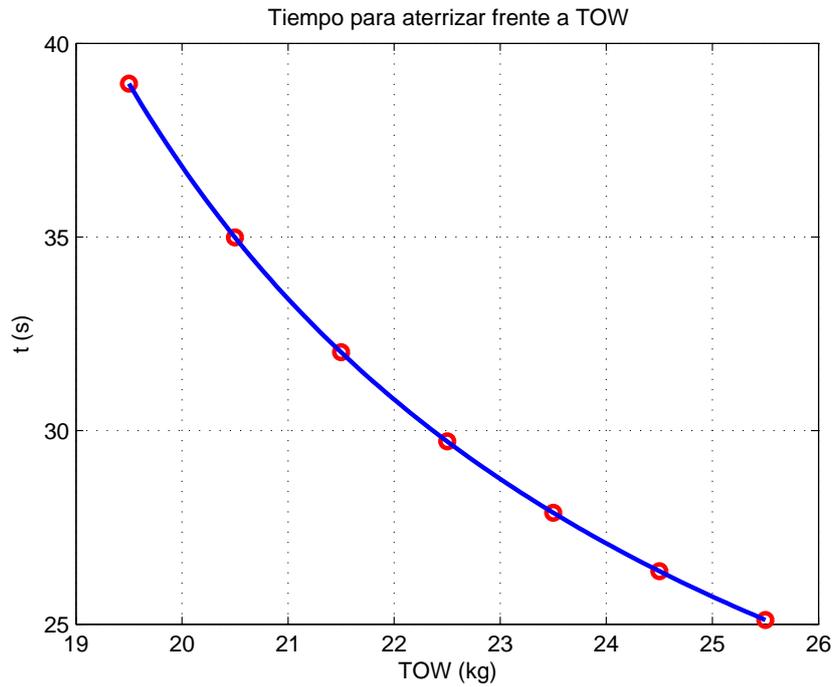


Figura 4.143: Tiempo empleado en aterrizar en función de TOW. Hélice 22x12W

Hélice 22x12E

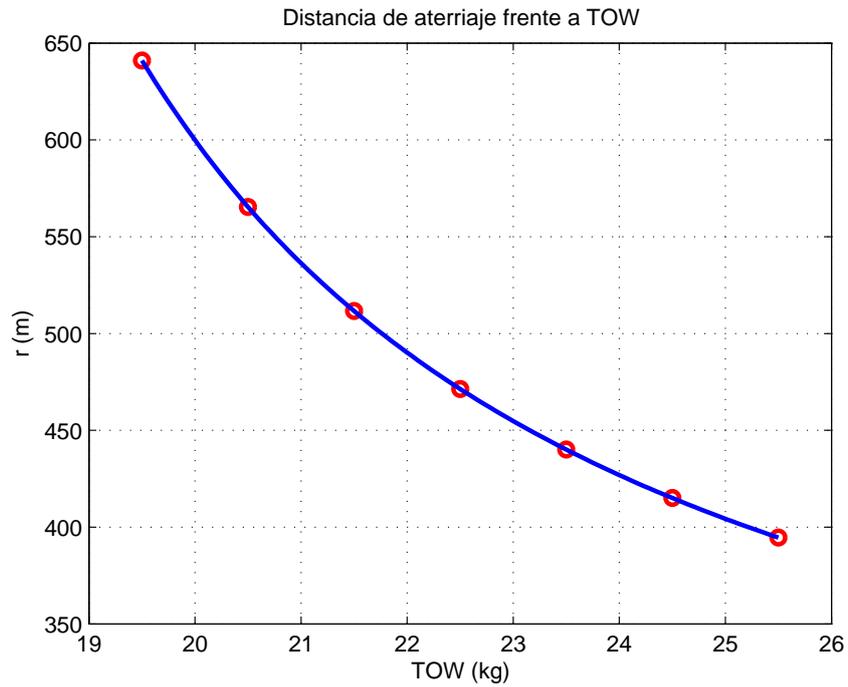


Figura 4.144: Distancia de aterriaje en función de TOW. Hélice 22x12E

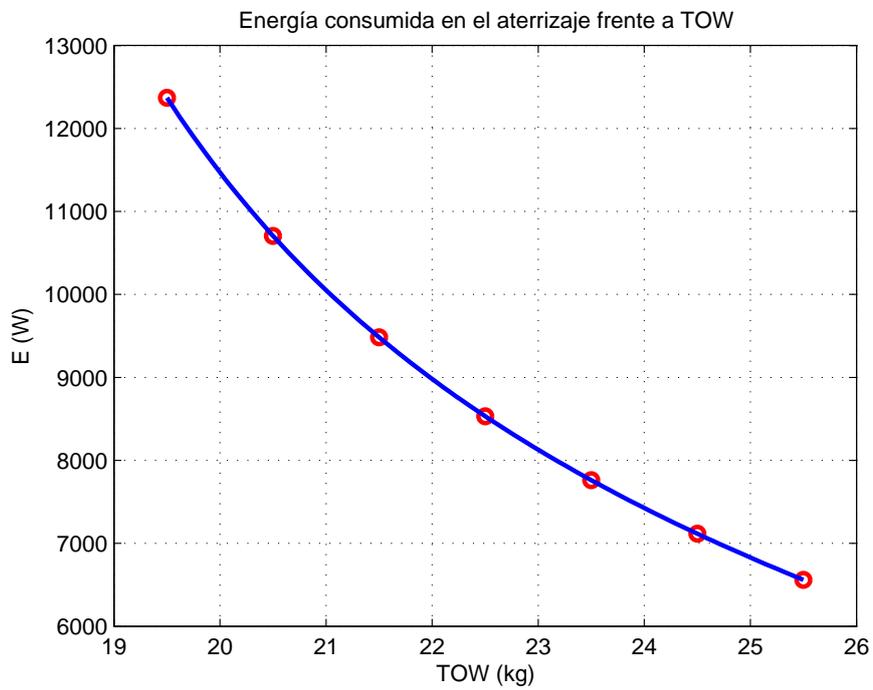


Figura 4.145: Energía consumida para aterrizar en función de TOW. Hélice 22x12E

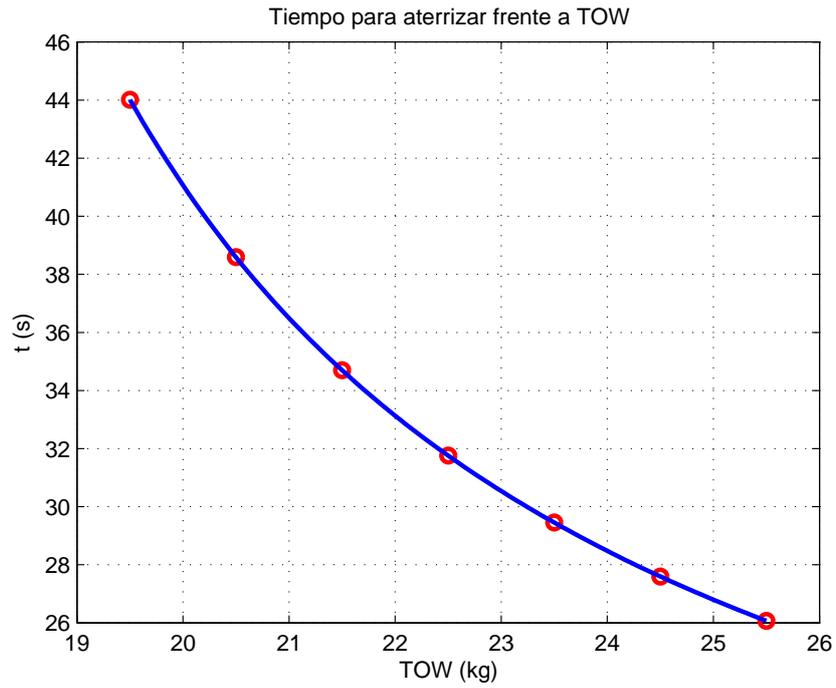


Figura 4.146: Tiempo empleado en aterrizar en función de TOW. Hélice 22x12E

Comparativa

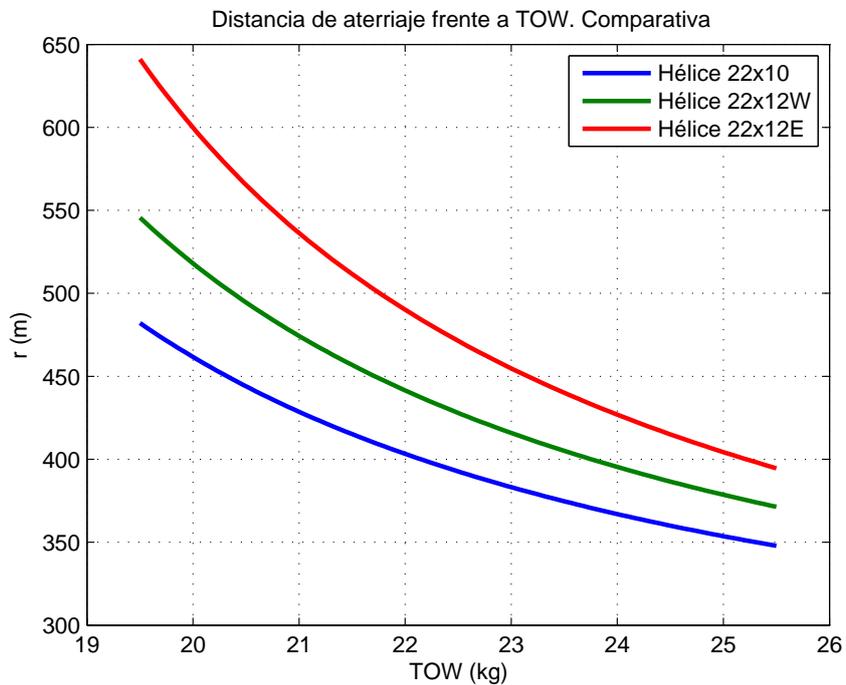


Figura 4.147: Distancia de aterrizaje en función de TOW. Comparativa

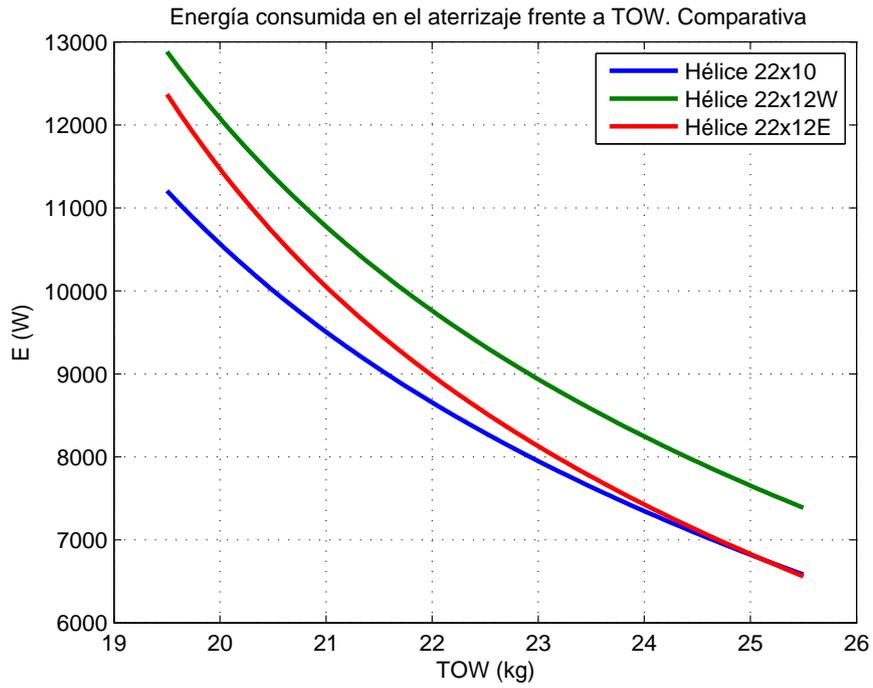


Figura 4.148: Energía consumida para aterrizar en función de TOW. Comparativa

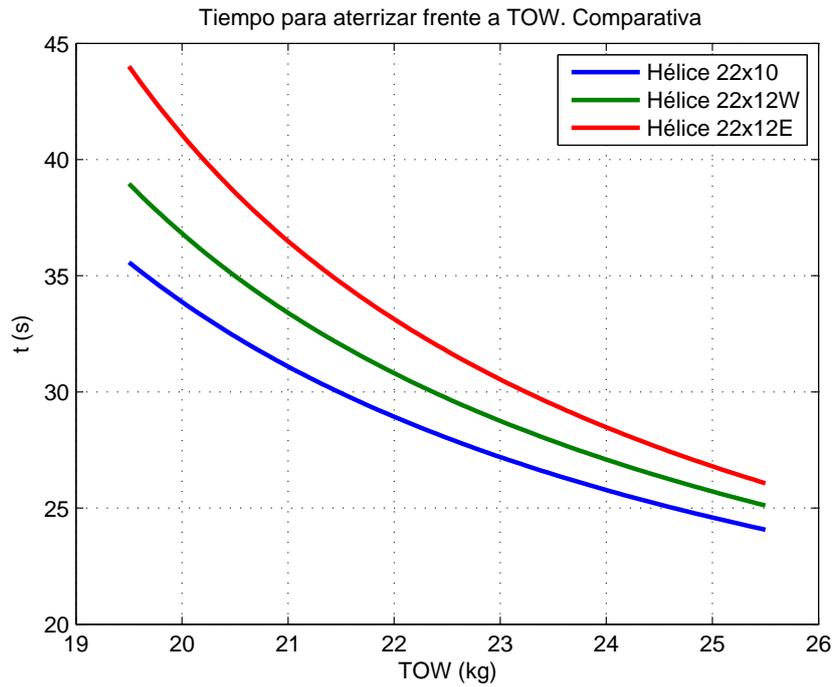


Figura 4.149: Tiempo empleado en aterrizar en función de TOW. Comparativa

Página dejada en blanco intencionadamente

Capítulo 5

Conclusiones

El objetivo principal de este proyecto es el estudio de las actuaciones del UAV *Céfiro II* al incorporarle un modelo de planta propulsora eléctrica. Para ello ha sido necesario el desarrollo de un software específico que permitiese tanto el cambio de modelo de motor como el realizar un estudio, de forma numérica, de las actuaciones del avión (tanto con el nuevo motor como con el anterior). Para ello era necesario tener un modelo parametrizado de las características del motor, que ha sido posible gracias a los ensayos hechos en . Ese modelado de la planta propulsora junto a la herramienta *PAT* permite no sólo el estudio de las actuaciones, tal y como se realiza en el capítulo correspondiente, sino también el análisis de trayectorias y misiones diseñadas por el usuario. 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.

5.1. Conclusiones sobre la herramienta *PAT*

Este software, basado en un sistema de archivos “.m” de MATLAB, surge de la necesidad de implantar un nuevo modelo propulsivo y poder analizar las actuaciones de vuelo para el avión completo. Aunque esté desarrollada para este trabajo se ha tratado de darle la mayor modularidad posible, permitiendo al usuario cambiar de forma sencilla de modelo de motor, de polar del avión, realizar análisis de las actuaciones tal y como se ha hecho en el presente proyecto o llevar a cabo el análisis de trayectorias específicas.

Esta modularidad, tal y como se ha comentado alguna vez a lo largo del trabajo, también permite el añadir nuevas operaciones distintas a las implementadas. Es en esto último donde se encuentra la principal mejora inmediata. En este proyecto se han utilizado operaciones definidas (ascenso/descenso a velocidad y R.P.M. constantes, crucero a altitud y velocidad constantes y viraje con factor de carga y velocidad constante, además de las relacionadas con el despegue y aterrizaje del avión), estas operaciones están basadas en simplificaciones de las ecuaciones de la Mecánica del Vuelo.

El primer paso a dar para la mejora de la herramienta *PAT* sería la eliminación de dichas operaciones tal y como están definidas, dejando un único fichero que integre todas las ecuaciones de la Mecánica del Vuelo en su forma completa. De este modo, el usuario definiría las ligaduras necesarias de manera externa y el sistema integraría en el tiempo el sistema de ecuaciones teniendo en cuenta esas ligaduras (posición de palanca constante, ángulo de ataque constante, etc.).

Por último, otro paso en el análisis más preciso de la trayectoria del avión sería la inclusión de perturbaciones como viento. Esto abriría la veda para la incorporación y estudio de sistemas de control automático, que mediante las señales de control de las superficies aerodinámicas y de la planta motora, hiciesen al avión seguir una trayectoria de referencia en un entorno con perturbaciones.

5.2. Conclusiones sobre el modelo propulsivo

El modelo propulsivo utilizado está basado completamente en los ensayos en túnel de viento realizados por Elio Carrasco en [1]. La principal limitación que ofrecen estos modelos es el desconocimiento del comportamiento en una zona tan crítica (desde el punto de vista conceptual) como es el régimen de giro a bajas revoluciones. Por tanto, para evitar el tener que hacer una extrapolación, que hace que los datos que se obtengan haya que tomarlos con bastante precaución, se propone la realización de nuevos ensayos en túnel de viento o en vuelo, para poder hacer una comparativa más realista de las actuaciones que se ven afectadas por la comentada zona de bajas R.P.M. como son el despegue, el descenso y el aterrizaje.

Una vez caracterizado correctamente todo el rango operativo del motor, la idea sería obtener funciones que, en lugar de interpolar los datos numéricos provenientes de ensayos, tal y como hacen las herramientas *Trajectory* y *PAT*, den una expresión (polinómica o de cualquier otro tipo) analítica que aproxime tales datos. Además, para aumentar la precisión de las simulaciones, se podría introducir la dependencia con la temperatura ambiente y la altitud de vuelo. De ese modo se tendrían funciones para la potencia eléctrica consumida, la potencia mecánica aportada, el rendimiento propulsivo y la tracción de la forma $P_e = P_e(\delta, V, t, h)$, $P_m = P_m(\delta, V, t, h)$, $\eta_p = \eta_p(\delta, V, t, h)$ y $T = T(\delta, V, t, h)$, respectivamente.

5.3. Conclusiones sobre las actuaciones

En cuanto al estudio de las actuaciones, aunque también podría haberse hecho con el motor de combustión, se ha centrado en el modelo de motor eléctrico. En el modelo utilizado no se tiene variación del peso del avión ni dependencia de las características de la planta propulsora con la altitud de vuelo. Esto quiere decir que, fijado una operación a optimizar (por ejemplo un crucero a máximo alcance), las leyes de vuelo (velocidades, posición de palanca y deflexión de las superficies aerodinámicas) permanecerán constantes a lo largo de todo el tramo, con lo que el estudio de actuaciones de punto e integrales queda unificado.

Respecto a la elección de una hélice a partir de los resultados de toda la tanda de ensayos que se ha realizado, es la 22x12E la que mejores características da en crucero tanto para maximizar el alcance como la autonomía. En el viraje estacionario vuelve a ser la hélice 22x12E la mejor opción, debido a su bajo consumo energético, mientras que en despegue y ascenso es la hélice 22x12W la que mejores características da, sin haber demasiada diferencia. Así pues, a menos que se requieran empujes excepcionales, la opción más equilibrada es la hélice 22x12E.

El modelo estudiado está, sin embargo, limitado a tramos en régimen estacionario. Como propuesta para análisis más precisos queda la implementación, como se ha hablado en las conclusiones sobre la herramienta *PAT*, de todas las ecuaciones de forma conjunta de la Mecánica del Vuelo. Esto permitiría un análisis de una misión de forma continua, sin tener que dividirla por tramos como aquí se ha hecho. Además, de esa manera se podría realizar el estudio de las actuaciones cuando interviene un sistema de control automático ante perturbaciones.

Capítulo 6

Manual de usuario

En este último apartado, anexo al proyecto, se describe el funcionamiento en detalle de la herramienta *PAT* desarrollada para poder analizar las actuaciones del UAV *Céfiro II*. Existen 2 opciones principales para utilizar la herramienta *PAT*: Analizar una trayectoria de una misión o realizar una batería de ensayos para hacer un análisis de las actuaciones ante distintas condiciones.

Ambas opciones se describen en las secciones 6.1 y 6.2 con estructuras tipo árbol de varios mostrando el proceso que se lleva a cabo cuando el usuario ejecuta el programa.

6.1. Análisis de trayectorias

En la carpeta raíz de la herramienta *PAT* se encuentran tres archivos “.m” de nombre “ctesy.m”, “Principal.m” y “Representacion.m”. El fichero que se ejecuta y que lanza el programa es “Principal.m” y se sigue la estructura descrita a continuación.

Principal.m Archivo a ejecutar, en él se llaman a los ficheros “ctesy.m”, “Operaciones.m”, se ejecutan las distintas operaciones en el orden elegido por el usuario y por último se representan los resultados con una llamada a “Representacion.m”.

ctesy.m Se encarga de:

- Limpiar el espacio de trabajo de variables anteriores, cerrar ventanas y despejar el entorno de trabajo de texto previo.
- Definir las variables globales utilizadas para que se puedan reconocer dentro de funciones de MATLAB.
- Definir los directorios en los que están los archivos necesarios con las funciones de integración, modelo de avión, de atmósfera, etc.
- Elección del motor: Mediante un menú el usuario elige el motor que quiere utilizar para esa misión, activando el directorio en el que se encuentran los archivos del modelo.
- Carga de “datos.mat”, fichero donde se tienen los datos del motor elegido.
- Ejecución de:

Earth_constants.m Carga las constantes de la tierra “g” y “ R_T ”, aceleración de la gravedad y radio de la tierra, respectivamente.

aircraft_constants.m Define los coeficientes de la polar del avión, tanto con flaps como sin flaps, así como otras constantes características como la superficie alar, cuerda, envergadura y algunas velocidades características definidas.

motor.m Hace un procesado de las matrices que definen el modelo de motor, divide una estructura de matrices en varias matrices para modelar la dependencia con la altitud, esto último sólo tiene sentido con el motor de combustión.

velocidades.m Dado el modelo de polar y atmósfera, calcula las velocidades óptimas teóricas en función de estas constantes y otras características del avión (masa y superficie). Puede editarse de forma inmediata y asignar a cada óptimo el calculado en el análisis de las actuaciones.

- Definición de condiciones iniciales de rumbo, latitud, longitud, altitud, distancia recorrida, ángulo de trayectoria, masa, tiempo y energía eléctrica previamente consumida.

Operaciones.m Se trata del fichero o *script* que permite la definición de las operaciones por parte del usuario. Trata de simular una interfaz gráfica de usuario *GUI* de modo que el propio usuario es el que introduce los datos de las operaciones como pueden ser el tiempo (necesario para que la función *ode45* de MATLAB tenga un intervalo de integración), la altitud a alcanzar, la energía eléctrica máxima a consumir (caso del crucero), etc. Estas características se guardan en estructuras de datos, una para cada operación.

Tras esto, en el archivo “Principal.m” se ejecutan una a una, según el orden establecido, las operaciones. De forma ilustrativa se desarrolla el caso de la operación de ascenso.

Ascenso.m Al ejecutarse este scrip se llevan a cabo los siguientes pasos:

- Asignación de las variables definidas en “Operaciones.m” a variables con la nomenclatura usada por las funciones de integración.
- Definición de las condiciones iniciales de la operación, que coincidirán con las condiciones finales del tramo anterior (o con las condiciones iniciales definidas en “cteyci.m” si es la primera operación de la misión).
- Integración en el tiempo: se llama a la función correspondiente, en este caso la llamada “HER_HH_HVTAS.m”, descrita en 2.1.1, encargada de integrar las ecuaciones de la mecánica del vuelo para el ascenso.
- Comprobación del correcto cumplimiento de la misión, mostrando un aviso en pantalla en caso de que el intervalo de tiempo fuera menor que el necesitado para ascender a la altitud indicada por el usuario.
- Actualización de las variables de estado para seguir con otra misión o poder realizar la representación gráfica.

Un proceso similar se repite con el resto de operaciones. Finalmente, dentro de “Principal.m” se hace una representación gráfica, parte de la cuál se pudo ver en ejemplo de la sección 2.2.

Representacion.m Se tiene una serie de gráficas, muchas de ellas con el código comentado, de modo que el usuario puede elegir qué datos mostrar por pantalla para analizar la trayectoria y variables como el empuje o el consumo de combustible o energía.

Como ejemplo de trayectoria se muestra a continuación, en la figura 6.1 una definida con 8 tramos: ascenso, crucero, giro de 180°, otro ascenso y por último un hipódromo consistente en 2 cruceros rectos y 2 tramos de viraje estacionario. Para ello se han guardado en una estructura los datos de longitud, latitud y altitud de cada uno de los tramos, permitiendo su representación de forma conjunta y permitiendo discernir una operación de otra gracias al código de colores. Nótese que los tramos de giro no se ven con forma de semicircunferencia debido a la distinta escala de los ejes “x” e “y” de la representación.

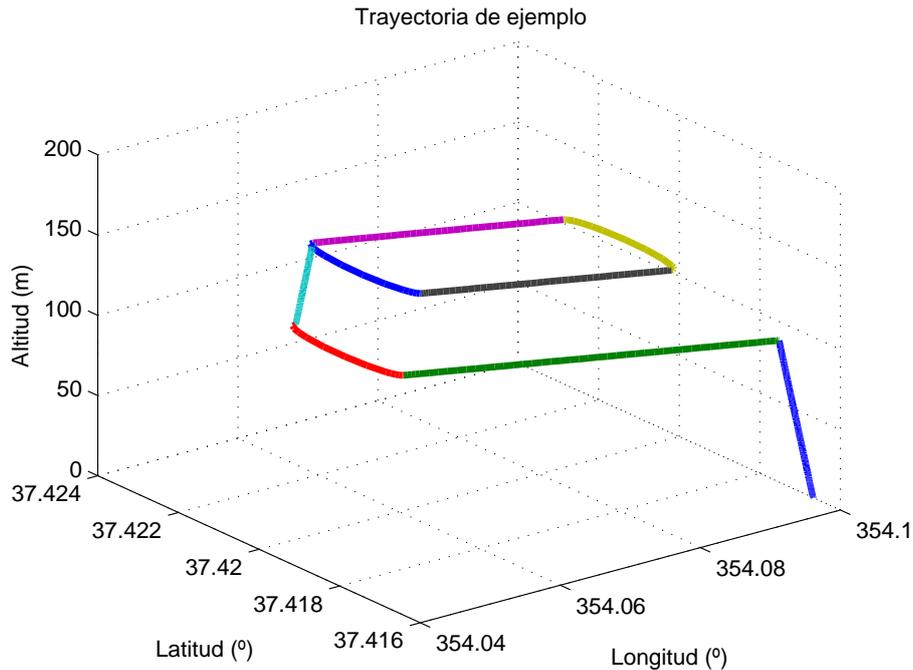


Figura 6.1: Ejemplo de trayectoria generada con *PAT*

6.2. Batería de ensayos

El grueso de este trabajo, el capítulo 4 en el que se trata el análisis de las actuaciones, está basado en realizar baterías de ensayos para, volviendo al caso de las actuaciones de ascenso, simular en una sólo vez una serie de ascensos con distintas velocidades y distintos regímenes de giro del motor.

En el caso del ascenso, si el lector de este manual y usuario de la herramienta *PAT* abre el directorio “Ejemplos *PAT*/Ensayos Ascenso” verá 3 nuevos ficheros: “*Oper_ROC.m*”, “*ROC.m*” y “*Representa-ROC.m*”. El funcionamiento de la herramienta *PAT* en este ejemplo es como sigue:

- Se ejecuta “*ROC.m*”, ahí se define el número de velocidades y posiciones de palanca a ensayar. También se pueden definir varias configuraciones de carga de pago (un vector de pesos del avión).
- Este fichero llama a “*Principal.m*”, que se ejecuta de forma habitual pero, en lugar de elegir las operaciones de forma manual, estas (sólo 1 en caso del ascenso) vienen ya definidas en “*Oper_ROC.m*”, que es utilizado en lugar del “*Operaciones.m*” descrito anteriormente.
- Por último, para obtener una representación gráfica de los ensayos, se ejecuta “*RepresentaROC*”, obteniendo las figuras presentes en los apartados correspondientes de este proyecto.

Este mismo razonamiento, extendido al resto de ensayos ha sido el seguido para hacer el grueso de ensayos en que se basa el capítulo 4, permitiendo así simulaciones de ensayos en vuelo (en realidad de tramos de ensayos en vuelo) y recogiendo los datos del modo descrito en la sección 6.1.

Página dejada en blanco intencionadamente

Bibliografía

- [1] Elio Carrasco Guerrero. Caracterización y estudio de las actuaciones experimentales de un sistema de propulsión por hélice con motor eléctrico. Proyecto Fin de Carrera.
- [2] Francisco Ventura Samblás Carrasco. Análisis de las actuaciones y modelado de la planta propulsora de un avión no tripulado. Proyecto Fin de Carrera.
- [3] Adrián Martín Cañal. Diseño aerodinámico de un UAV de baja velocidad: El proyecto *Céfiro*. Proyecto Fin de Carrera.
- [4] Pedro López Teruel. Análisis de la estabilidad y control de un avión no tripulado: El proyecto *Céfiro*. Proyecto Fin de Carrera.
- [5] Carlos Bernal Ortega. Integración de sistemas y pruebas funcionales de un avión no tripulado: El proyecto *Céfiro*. Proyecto Fin de Carrera.
- [6] Diseño estructural y construcción de un avión no tripulado. El proyecto *Céfiro*. Proyecto Fin de Carrera.
- [7] Antonio Fernández Lucena. Reporte interno del *Céfiro*.
- [8] Alfonso Valenzuela Romero. Desarrollo de una herramienta software para el cómputo de trayectorias globales de aviones. Aplicación al caso de resolución de conflictos. Proyecto Fin de carrera.