



UNIVERSITAT
POLITÈCNICA
DE VALÈNCIA



Escuela Técnica Superior de Ingeniería del Diseño

UNIVERSITAT POLITÈCNICA DE VALÈNCIA
ESCUELA TÉCNICA SUPERIOR DE INGENIERÍA DEL DISEÑO

TRABAJO FINAL DEL GRADO EN INGENIERÍA AEROESPACIAL

ANÁLISIS, DISEÑO Y FABRICACIÓN DE UN
AEROMODELO ORIENTADO A LA
MAXIMIZACIÓN DE LA CARGA DE PAGO PARA
LA COMPETICIÓN AIR CARGO CHALLENGE

JOSÉ CARLOS MORCILLO MORCILLO

TUTOR: ANDRÉS OMAR TISEIRA IZAGUIRRE

COTUTOR: PEDRO MANUEL QUINTERO IGEÑO

VALENCIA, JUNIO DE 2021

AGRADECIMIENTOS

A mi familia y amigos, por apoyarme durante todos estos años.

A los compañeros y profesores, de los que he aprendido en todos los ámbitos.

A Andrés, el tutor del trabajo, por su consideración y consejo.

Y en general a todas las personas que han hecho posible el proyecto Xtra2 UPV. Aún recuerdo aquel mes de octubre de 2018, cuando Fernando me propuso cofundar este equipo junto a Rodrigo, Víctor y Alfredo. Sin duda aquella decisión me cambió la vida. Aquí encontré una pasión y una motivación para seguir formándome. Aquí conocí a gente maravillosa, que me ha apoyado dentro y fuera de este entorno. Aquí he vivido las mejores experiencias de mi vida. Quizás muchos piensen *solo haces avioncitos*, pero a mí realmente me cambió la vida.

Gracias a todos por haber creado esta familia.

RESUMEN

El documento desarrolla el diseño y análisis de una aeronave no tripulada orientada a cumplir la normativa vigente de la competición Air Cargo Challenge 2022, cuyas restricciones principales son las referidas a las dimensiones y la propulsión del modelo. El proyecto se centra en 4 bloques fundamentales: aerodinámica, estructura, electrónica y gestión del proyecto. A partir de ese esquema, pretende llegarse a un diseño competitivo que atienda a las limitaciones presupuestarias. Así, el diseño final, fruto de cuantiosas iteraciones, es el desarrollado en el presente trabajo, en el que se hace especial hincapié en el análisis aerodinámico. Este bloque se basa en las ecuaciones elementales de la mecánica de vuelo, cuyos resultados se han validado y complementado mediante cálculos en el software xflr5 y en CFD. Además, se incluyen análisis paramétricos de elementos más concretos de la aeronave mediante CFD. La parte estructural se aborda desde análisis analíticos y en elementos finitos. La sección de electrónica se expone para completar toda la información de la aeronave, añadiendo en este apartado cálculos semianalíticos y ensayos experimentales de la propulsión. Además, se incluye un desglose del presupuesto y la planificación del proyecto. Para culminar la validación, el modelo en conjunto es construido y validado experimentalmente con el objetivo de presentarlo en el concurso mencionado.

Palabras clave: Aeronave, UAV, aerodinámica, estructura, estabilidad, CFD, FEA, experimental

ABSTRACT

The document develops the design and analysis of an unmanned aircraft oriented to comply with the current regulations of the Air Cargo Challenge 2022 competition, whose main restrictions are those related to the dimensions and propulsion of the model. The project focuses on 4 fundamental blocks: aerodynamics, structure, electronics and project management. From this outline, the aim is to arrive at a competitive design that meets the budgetary constraints. Thus, the final design, the result of numerous iterations, is the one developed in this work, in which special emphasis is placed on aerodynamic analysis. This block is based on the elementary equations of flight mechanics, the results of which have been validated and complemented by calculations in xflr5 software and CFD. In addition, parametric analyses of more specific elements of the aircraft by means of CFD are included. The structural part is approached from analytical and finite element analyses. The electronics section is presented to complete all the information of the aircraft, adding in this section semi-analytical calculations and experimental tests of the propulsion. In addition, a breakdown of the budget and project planning is included. To culminate the validation, the model as a whole is built and experimentally validated with the objective of submitting it to the aforementioned competition.

Key words: Aircraft, UAV, Aerodynamics, Structure, Stability, CFD, FEA, Experimental

ÍNDICE GENERAL

1. INTRODUCCIÓN.....	21
1.1. OBJETIVO	21
1.2. ALCANCE.....	21
1.3. AIR CARGO CHALLENGE 2022.....	22
1.4. ANTECEDENTES	23
1.5. MARCO TEÓRICO.....	25
2. GESTIÓN DEL PROYECTO	35
2.1. INSTALACIONES Y EQUIPOS	35
2.2. INVENTARIO.....	36
2.3. RECURSOS HUMANOS.....	39
2.4. PLANIFICACIÓN.....	39
2.5. FINANCIACIÓN.....	40
2.6. VALOR ECONÓMICO.....	43
3. DIMENSIONAMIENTO INICIAL.....	45
3.1. INTRODUCCIÓN	45
3.2. ANÁLISIS DE LA MISIÓN	45
3.3. ESTIMACIÓN DE MASAS.....	49
3.4. CONDICIONES DE VUELO.....	51
3.5. DISEÑO BASE.....	54
4. PROPULSIÓN.....	59
4.1. INTRODUCCIÓN	59
4.2. MODELO EXTRAÍDO DE LA BIBLIOGRAFÍA	60
4.3. MODELO ANALÍTICO.....	62
4.4. MODELO SEMIANALÍTICO	63
4.5. MODELO EXPERIMENTAL.....	64
4.6. COMPARACIÓN DE MODELOS	65
5. ELECTRÓNICA	69
5.1. INTRODUCCIÓN.....	69
5.2. COMPONENTES.....	70
6. AERODINÁMICA.....	79

6.1. INTRODUCCIÓN	79
6.2. ANÁLISIS DE PERFILES	79
6.3. ESTIMACIÓN DE LA RESISTENCIA AERODINÁMICA.....	83
6.4. ALA PRINCIPAL.....	84
6.5. EMPENAJE	93
6.6. BAHÍA DE CARGA.....	97
6.7. SUPERFICIES DE CONTROL.....	98
6.8. ESTABILIDAD Y RESPUESTAS DE LA AERONAVE	103
6.9. ACTUACIONES	110
6.10. CARGA DE PAGO	112
7. ESTRUCTURA Y FABRICACIÓN	113
7.1. INTRODUCCIÓN	113
7.2. MATERIALES	114
7.3. FUSELAJE	114
7.4. BANCADA DEL MOTOR.....	115
7.5. BAHÍA DE CARGA Y TREN DE ATERRIZAJE	116
7.6. EMPENAJE.....	119
7.7. ALA PRINCIPAL.....	120
7.8. PESOS FINALES DE LA AERONAVE.....	127
8. RESULTADOS	129
8.1. INTRODUCCIÓN	129
8.2. RESUMEN DE ESPECIFICACIONES	129
8.3. MODELO CAD	131
8.4. PLANOS	131
8.5. PROTOTIPO REAL	133
8.6. PRUEBAS DE VUELO.....	135
9. CONCLUSIONES.....	151
10. BIBLIOGRAFÍA	153
11. ANEXOS	157
ANEXO I. SISTEMA DE PUNTUACIÓN DE LA ACC 2022	157
ANEXO II. ORGANIZACIÓN DETALLADA DEL XTRA2 UPV	161
ANEXO III. VALOR ECONÓMICO DETALLADO.....	163
ANEXO IV. CÓDIGO DE MATLAB SIMULADOR DE PUNTOS	165
ANEXO V. AVIONES SEMEJANTES	167
ANEXO VI. DATOS DE EMPUJE OFRECIDOS POR APC	169
ANEXO VII. ENSAYO ESTÁTICO DE PROPULSIÓN.....	175
ANEXO VIII. CÁLCULOS DEL DISEÑO AERODINÁMICO	179

ÍNDICE DE FIGURAS

Figura 1.1. Área de vuelo de la ACC'22; en rojo la zona prohibida, en azul la zona de vuelo, en verde el campo de aterrizaje y en negro la pista de despegue	22
Figura 1.2. Equipo Xtra2 UPV en 2018/2019 presentando el modelo Xtra20 para la ACC'19..	24
Figura 1.3. Modelos Xtra21 y Xtra22 en proceso de ensamblaje durante el curso 2019/2020...	25
Figura 1.4. Nomenclatura de los perfiles alares [3]	26
Figura 1.5. Partes fundamentales de un avión convencional [4]	26
Figura 1.6. Sistema de referencia habitualmente empleado en la mecánica de vuelo [5]	27
Figura 1.7. Sistema de referencia tridimensional en ejes cuerpo y criterio de signos [6]	30
Figura 1.8. Esquema del bucle de cálculo de los métodos LLT y VLM en xflr5 [8].....	34
Figura 2.1. Cronología desarrollada durante el curso 2020/2021	40
Figura 2.2. Logos de los patrocinadores y colaboradores	42
Figura 3.1. Estructura interna del prototipo Xtra22 del curso 2020/2021	46
Figura 3.2. Caja representativa de las restricciones dimensionales de la competición [2].....	54
Figura 3.3. Relación aproximada de estabilidad para la distancia y la superficie del empenaje.	55
Figura 3.4. Boceto en mm de la propuesta conceptual de referencia para el diseño del Xtra23 .	56
Figura 4.1. Modelo de empuje a 8000 rpm del equipo UPC Venturi para la ACC'15 [13].....	60
Figura 4.2. Modelo de empuje según el fabricante de las hélices	62
Figura 4.3. Modelo de empuje hallado analíticamente a través de la TCM.....	63
Figura 4.4. Modelo de empuje hallado semianalíticamente con el software MotoCalc.....	64
Figura 4.5. Banco de ensayos construido para hallar el empuje estático	65
Figura 4.6. Modelo de empuje del demostrador del Xtra23 hallado a través de la bibliografía, analíticamente, semianalíticamente y experimentalmente	66
Figura 4.7. Modelos de empuje de la aeronave en función de la hélice acoplada.....	67
Figura 5.1. Esquema electrónico básico de un avión radiocontrol.....	69
Figura 6.1. Geometría de los perfiles aerodinámicos de interés para el ala principal	80
Figura 6.2. Curvas polares de los perfiles de interés para el ala principal	81
Figura 6.3. Curvas polares 3D del ala de referencia en función del perfil empleado.....	82
Figura 6.4. Perfil NACA 0006 seleccionado para el análisis de los estabilizadores	82
Figura 6.5. Geometría en xflr5 del caso 4 del análisis paramétrico del MTOW	86
Figura 6.6. Curvas polares de la propuesta aerodinámica preliminar para 11 m/s y 20 m/s	87

Figura 6.7. Tipos de flap	88
Figura 6.8. Flap ranurado propuesto para el modelo Xtra23.....	89
Figura 6.9. Diferentes tipos de winglets [41]	90
Figura 6.10. Análisis a 20 m/s de la eficiencia aerodinámica respecto a la altura del winglet ...	91
Figura 6.11. Dimensiones en mm del winglet empleado para el ala principal.....	92
Figura 6.12. Mejora de la eficiencia aerodinámica mediante los winglets diseñados.....	92
Figura 6.13. Tipos de cola habitualmente empleados	93
Figura 6.14. Forma en planta del estabilizador horizontal	94
Figura 6.15. Líneas de corriente en xflr5 a 0° de ángulo de ataque.....	95
Figura 6.16. Forma transversal del estabilizador vertical	96
Figura 6.17. Coeficientes de guiñada y de alabeo en función del ángulo de derrape.....	97
Figura 6.18. Propuestas del análisis aerodinámico de la bahía de carga.....	97
Figura 6.19. Dimensionamiento y disposición de las superficies móviles en mm.....	99
Figura 6.20. Disposición del rudder (zona coloreada) en el estabilizador vertical	100
Figura 6.21. Representación del AOA en función del ángulo de deflexión del elevador	101
Figura 6.22. Momento de alabeo según la deflexión de los alerones y, en algunos casos, del rudder	102
Figura 6.23. Velocidad angular de alabeo para la velocidad de crucero.....	103
Figura 6.24. Trimado del elevador según la velocidad de vuelo y la carga de pago.....	106
Figura 6.25. Lugar de las raíces para el plano longitudinal a la izquierda y lateral-direccional a la derecha	107
Figura 6.26. Respuesta ante un $\Delta\delta_E = -1^\circ$ a una velocidad de 60 km/h.....	108
Figura 6.27. Respuesta ante un $\Delta\delta_A = 1^\circ$ a una velocidad de 60 km/h	109
Figura 6.28. Respuesta ante una función de control realista de δ_A	109
Figura 6.29. Respuesta de la aeronave sin carga ante la ráfaga máxima media en Múnich.....	110
Figura 6.30. Aceleración durante la carrera de despegue.....	111
Figura 6.31. Ratio de ascenso en función de la velocidad de vuelo.....	111
Figura 6.32. Predicción de la carga de pago transportable en función de la densidad.....	112
Figura 7.1. Esquema del ensayo a flexión estática [9]	113
Figura 7.2. Unión roscada de aluminio disponible en el inventario para los tubos de CF	115
Figura 7.3. Modelado de la bancada del motor	115
Figura 7.4. UAVs de los equipos Chicken Wings (arriba) y Olissipo Air Team (abajo).....	116
Figura 7.5. Diseño de la bahía de carga y tren de aterrizaje para el modelo definitivo	117
Figura 7.6. Dimensiones en mm de la bahía y el tren de aterrizaje del modelo definitivo	117
Figura 7.7. Estructura y ensamblaje de la bahía y el tren de aterrizaje del demostrador	119
Figura 7.8. Fabricación y validación del sistema de cierre de la bahía del demostrador	119
Figura 7.9. Ensamblaje del empenaje.....	120
Figura 7.10. Estructura tipo caparazón de un modelo de AkaModell Múnich.....	121

Figura 7.11. Dimensiones de una costilla genérica del ala principal del demostrador.....	122
Figura 7.12. Propuesta para el modelo definitivo; arriba la costilla del encastre, abajo, para la punta.....	122
Figura 7.13. Estructura interna del ala, formada por largueros y costillas.....	123
Figura 7.14. Ensayo para la fabricación del borde de ataque con material compuesto.....	124
Figura 7.15. Fabricación del ala principal; véase el recubrimiento de balsa y el borde de ataque de CF.....	125
Figura 7.16. Modelado de la bisagra empleada para el slotted flap.....	125
Figura 7.17. Flap y alerón en posición neutra (arriba) y deflectada (abajo).....	126
Figura 7.18. Ensayo de resistencia a flexión estática con 3.2 kg de carga.....	127
Figura 8.1. Modelo CAD del Xtra23 Demostrador sin bahía de carga.....	131
Figura 8.2. Modelo CAD del Xtra23 Demostrador con bahía de carga.....	131
Figura 8.3. Modelo demostrador del Xtra23 sin bahía de carga en prueba de rodaje.....	133
Figura 8.4. Modelo demostrador del Xtra23 sin bahía de carga en su PDV 1.....	133
Figura 8.5. Modelo demostrador del Xtra23 con bahía de carga en su PDV 3.....	134
Figura 8.6. Modelo demostrador del Xtra23 con una bahía de carga alternativa en su PDV 5.....	134
Figura 8.7. Equipo Xtra2 UPV con los modelos Xtra23 Demostrador y Xtra22 en la PDV 1.....	136
Figura 8.8. Xtra23 Demostrador en operación durante su primera prueba de vuelo.....	137
Figura 8.9. Evolución del asiento longitudinal en el modo fugoide.....	139
Figura 8.10. Trayectoria del vuelo 3 según el sistema de medición del UAV.....	140
Figura 8.11. Xtra23 Demostrador en operación durante su segunda prueba de vuelo.....	141
Figura 8.12. Primer accidente del Xtra23 Demostrador, sufrido en la PDV 3.....	142
Figura 8.13. Despegue y rotación en el vuelo nº 8 del demostrador.....	144
Figura 8.14. Ascenso y posterior pérdida de altura en el vuelo nº 8 del demostrador.....	144
Figura 8.15. Primer impacto en el vuelo nº 8 del demostrador.....	145
Figura 8.16. Vuelo invertido y segundo impacto en el vuelo nº 8 del demostrador.....	146
Figura 8.17. Demostrador operando con bahía de carga en su vuelo nº 9.....	147
Figura 8.18. Colapso estructural del demostrador en su vuelo nº 10.....	148
Figura 8.19. Trayectoria del vuelo nº 9 según el sistema de medición del UAV.....	149
Figura A-I.1. Esquema del sistema de puntuación de las pruebas de vuelo de la ACC'22.....	157
Figura A-II.1. Organigrama del proyecto Xtra2 UPV durante el curso 2020/2021.....	162
Figura A-VI.1. Desempeño de la hélice APC 10x6E a 7000 rpm según el fabricante.....	169
Figura A-VI.2. Desempeño de la hélice APC 10x6E a 8000 rpm según el fabricante.....	170
Figura A-VI.3. Desempeño de la hélice APC 10x6E a 9000 rpm según el fabricante.....	170
Figura A-VI.4. Desempeño de la hélice APC 10x6E a 10000 rpm según el fabricante.....	171
Figura A-VI.5. Desempeño de la hélice APC 10x6E a 11000 rpm según el fabricante.....	171
Figura A-VI.6. Desempeño de la hélice APC 12x6E a 7000 rpm según el fabricante.....	172
Figura A-VI.7. Desempeño de la hélice APC 12x6E a 8000 rpm según el fabricante.....	172

Figura A-VI.8. Desempeño de la hélice APC 12x6E a 9000 rpm según el fabricante.....	173
Figura A-VI.9. Desempeño de la hélice APC 12x6E a 10000 rpm según el fabricante.....	173
Figura A-VI.10. Desempeño de la hélice APC 12x6E a 11000 rpm según el fabricante.....	174
Figura A-VII.1. Resultados del ensayo estático para el voltaje en función de la palanca de potencia	176
Figura A-VII.2. Resultados del ensayo estático para el empuje en función de la palanca de potencia	177

ÍNDICE DE TABLAS

Tabla 1.1. Categorías y aspectos puntuables en la Air Cargo Challenge 2022	23
Tabla 2.1. Herramientas disponibles en el almacén de Emprendedores	36
Tabla 2.2. Instalaciones de la UPV disponibles para el equipo	36
Tabla 2.3. Recursos disponibles y necesarios para el modelo definitivo	38
Tabla 2.4. Departamentos y cargos en los que se organiza el Xtra2 UPV	39
Tabla 2.5. Resumen de fechas relevantes para la planificación del curso.....	40
Tabla 2.6. Valor económico del proyecto	43
Tabla 3.1. Simulación de puntuaciones en función de la carga y la velocidad en la ACC 2022	47
Tabla 3.2. Características relevantes de algunos aviones semejantes para el diseño	50
Tabla 3.3. Desglose de la estimación de masas del nuevo diseño.....	51
Tabla 3.4. Valores de las variables atmosféricas más relevantes [15]	52
Tabla 3.5. Variables atmosféricas de referencia en Múnich a nivel de despegue y crucero [16]	52
Tabla 3.6. Características de referencia de los prototipos diseñados por el equipo	53
Tabla 3.7. Valores de referencia fundamentales extraídos de la fase conceptual	57
Tabla 4.1. Características del sistema propulsivo [18].....	59
Tabla 4.2. Desempeño de las hélices según el fabricante	61
Tabla 4.3. Características y resultado del ensayo de empuje estático	64
Tabla 5.1. Especificaciones técnicas del motor de la competición [18].....	70
Tabla 5.2. Características de la batería principal requerida por la aeronave	72
Tabla 5.3. Recopilación de modelos para la elección de la batería principal [25] [26]	72
Tabla 5.4. Especificaciones técnicas de la batería principal del demostrador.....	73
Tabla 5.5. Características del ESC a seleccionar para la aeronave	73
Tabla 5.6. Especificaciones técnicas del ESC del demostrador	74
Tabla 5.7. Conexiones y controles propuestos para el uso del emisor-receptor de 6 canales	75
Tabla 5.8. Especificaciones técnicas del receptor del demostrador [31].....	76
Tabla 5.9. Especificaciones técnicas de la batería secundaria del demostrador.....	76
Tabla 5.10. Comparativa de servos a 4.8 V utilizados por distintos equipos de la ACC	77
Tabla 5.11. Especificaciones técnicas del sistema de medición GPS-Logger 3.....	78
Tabla 6.1. Perfiles aerodinámicos de interés para el ala principal hallados en Airfoil Tools	80
Tabla 6.2. Estimación de la resistencia aerodinámica de los elementos externos a las alas	84

Tabla 6.3. Resultados del análisis paramétrico del MTOW preliminar	86
Tabla 6.4. Parámetros de interés del Caso 4 en configuración limpia sin carga	87
Tabla 6.5. Comparación entre el flap simple y el flap ranurado a 40 km/h	89
Tabla 6.6. Desempeño corregido en función de la deflexión de flaps y alerones en modo flap .	90
Tabla 6.7. Valores estimados para el Factor de Oswald	93
Tabla 6.8. Parámetros geométricos del estabilizador horizontal.....	94
Tabla 6.9. Parámetros geométricos del estabilizador vertical	96
Tabla 6.10. Resultados del análisis paramétrico aerodinámico de la bahía de carga a 40 km/h.	98
Tabla 6.11. Derivadas de control para los modelos Xtra21 y Xtra23 sin carga.....	100
Tabla 6.12. Derivadas aerodinámicas de interés del Xtra23 según xflr5	104
Tabla 6.13. Valor de los autovalores de estabilidad dinámica	107
Tabla 7.1. Características físicas y mecánicas de los materiales en la dirección de las fibras según la ficha técnica de sus fabricantes	114
Tabla 7.2. Resumen de las características de los winglets fabricados.....	126
Tabla 7.3. Masas de la aeronave y su posición respecto al borde de ataque del ala.....	128
Tabla 8.1. Especificaciones del aeromodelo Xtra23 Demostrador con bahía y sin bahía.....	130
Tabla 8.2. Resultados de las pruebas de vuelo del demostrador del Xtra23	135
Tabla 8.3. Observaciones de los vuelos de las aeronaves Xtra23 Demostrador y Xtra21	136
Tabla 8.4. Resumen de experiencia del demostrador tras la PDV 1	138
Tabla 8.5. Resultados de las pruebas de vuelo del demostrador del Xtra23	138
Tabla 8.6. Resultados cuantitativos del demostrador sin bahía de carga	139
Tabla 8.7. Resumen de experiencia del demostrador tras la PDV 2	141
Tabla 8.8. Datos de la colisión sufrida en la PDV 3	142
Tabla 8.9. Resumen de experiencia del demostrador tras la PDV 3	143
Tabla 8.10. Resumen de experiencia del demostrador tras la PDV 4	147
Tabla 8.11. Resultados cuantitativos del demostrador con bahía y sin carga	148
Tabla 8.12. Resumen de experiencia del demostrador tras la PDV 5	149
Tabla A-II.1. Organización detallada del proyecto Xtra2 UPV durante el curso 2020/2021....	161
Tabla A-III.1. Desglose del valor económico del proyecto	164
Tabla A-V.1. Recopilación completa de los aviones semejantes para el diseño del Xtra23.....	167
Tabla A-VII.1. Resultados del ensayo estático para el motor AXI 2826/10 V2 y la hélice APC 12x6E	176
Tabla A-VIII.1. Análisis paramétrico completo del MTOW	187
Tabla A-VIII.2. Variables para el modelado matemático del demostrador	188

NOMENCLATURA

”	Pulgadas
A	Amperios
ACC	Air Cargo Challenge
A_h	Área del disco de la hélice
AR	Alargamiento
b	Envergadura
c	Cuerda media aerodinámica
C	Culombios
CD	Coefficiente de resistencia aerodinámica
C_d	Coefficiente de resistencia aerodinámica bidimensional
CD_0	Coefficiente de resistencia parásita
CD_f	Coefficiente de resistencia con hipersustentadores
cdg	Centro de gravedad de la aeronave
CD_i	Coefficiente de resistencia inducido
CD_{min}	Coefficiente de resistencia mínimo
$C_{d_{min}}$	Coefficiente de resistencia mínimo bidimensional
CF	Fibra de carbono
CL	Coefficiente de sustentación
Cl	Coefficiente de sustentación bidimensional
CL	Coefficiente de momento de alabeo
CL_0	Coefficiente de sustentación a ángulo nulo
CL_f	Coefficiente de sustentación con hipersustentadores
$CL_{máx}$	Coefficiente de sustentación máxima
$Cl_{máx}$	Coefficiente de sustentación máxima bidimensional
CL_α	Derivada del coeficiente de sustentación respecto al ángulo de ataque
cm	Centímetros
CM	Coefficiente de momento de cabeceo
C_m	Coefficiente de momento de cabeceo bidimensional
CM_0	Coefficiente de momento a ángulo de ataque nulo
CMT	Centro de Motores Técnicos
CM_α	Derivada del coeficiente de momento de cabeceo respecto al ángulo de ataque
CN	Coefficiente de momento de guiñada

CPI	Ciudad Politécnica de la Innovación
c_r	Cuerda en la raíz
$C_{rating, bp}$	Tasa de descarga de la batería principal
c_t	Cuerda en la punta
CX	Coefficiente aerodinámico del eje longitudinal
CY	Coefficiente aerodinámico del eje lateral
CZ	Coefficiente aerodinámico del eje vertical
D	Fuerza de resistencia aerodinámica
dBm	Decibelio por milivatio
DIMM	Departamento de Ingeniería Mecánica y de Materiales
e	Factor de Oswald
EA	EUROAVIA Valencia
EA	Eficiencia aerodinámica
EA_0	Eficiencia aerodinámica a ángulo nulo
$EA_{máx}$	Eficiencia aerodinámica máxima
ESC	Controlador electrónico de velocidad
ETSID	Escuela Técnica Superior de Ingeniería del Diseño
F_x	Fuerza resultante en el eje longitudinal
F_y	Fuerza resultante en el eje lateral
F_z	Fuerza resultante en el eje vertical
g	Gramos
g	Gravedad
GF	Fibra de vidrio
GHz	Gigahercios
h	Altura de vuelo
H	Referente al estabilizador horizontal
Hr	Humedad relativa del aire
Hz	Hercios
$I_{máx, bp}$	Intensidad máxima de la batería principal
$I_{máx, m}$	Intensidad máxima del motor
ISA	Atmósfera Estándar Internacional
I_{xx}	Producto de inercia en el eje longitudinal
I_{xz}	Producto de inercia cruzado respecto a los ejes longitudinal y vertical
I_{yy}	Producto de inercia en el eje lateral
I_{zz}	Producto de inercia en el eje vertical
kg	Kilogramos
kHz	Kilohercios
km/h	Kilómetros por hora
KV	Revoluciones por minuto por voltio
L	Fuerza de sustentación
\mathcal{L}	Momento aerodinámico de alabeo

LE	Borde de ataque
LRH	Línea de referencia horizontal
l_{wH}	Distancia entre el borde de ataque del ala y el borde de ataque del empenaje
l_{wV}	Distancia entre el borde de ataque del ala y el borde de ataque de la deriva
LLT	Teoría de la Línea Sustentadora
m	Masa de referencia de la aeronave
m	Metros
M	Momento de cabeceo
m/s	Metros por segundo
mA	Miliamperios
Ma	Número de Mach
mAh	Miliamperios hora
m_{est}	Masa estructural
mm	Milímetros
MPa	Megapascales
m_{PL}	Masa de carga de pago
MPL	Máxima carga de pago
ms	Milisegundos
MTOW	Máximo peso al despegue
N	Momento aerodinámico de guiñada
N	Newtons
n_s	Factor de seguridad para la entrada en pérdida
°	Grados sexagesimales
°C	Grados centígrados
OEW	Peso vacío operativo
P	Presión del aire
p	Velocidad angular de alabeo
Pa	Pascales
PDV	Prueba de vuelo
PLA	Poliácido láctico
PVC	Policloruro de vinilo
q	Velocidad angular de cabeceo
q_{bp}	Capacidad de la batería principal
r	Velocidad angular de guiñada
Re	Número de Reynolds
RPAS	Aeronave no tripulada operada a control remoto
rpm	Revoluciones por minuto
s	Segundos
S	Superficie en planta del ala
S_{ref}	Superficie de referencia
T	Temperatura del aire

TE	Borde de fuga
$t_{m\acute{a}x}$	Espesor máximo
$t_{m\acute{i}n}$	Autonomía a máxima potencia
$t_{m\acute{i}n,bp}$	Autonomía mínima de la batería principal
T_s	Empuje del sistema propulsivo
t_{vuelo}	Tiempo de vuelo
u	Velocidad longitudinal
UAV	Aeronave no tripulada
UPV	Universidad Politcnica de Valencia
v	Referente a la deriva
V	Velocidad de vuelo
v	Velocidad lateral
V	Voltios
V_{cr}	Velocidad de crucero
VLM	Método de Rejilla de Vrtices
V_m	Velocidad de vuelo media
$V_{m\acute{a}x}$	Velocidad de vuelo máxima
V_N	Voltaje nominal
V_{raf}	Velocidad de ráfaga de viento máxima
V_{stall}	Velocidad de entrada en pérdida
V_{to}	Velocidad de despegue
V_{wing}	Velocidad del viento
V_z	Velocidad de ascenso
W	Peso de referencia de la aeronave
w	Referente al ala principal
W	Vatios
w	Velocidad vertical
W_{est}	Peso estructural de la aeronave
W_{PL}	Peso de carga de pago
W_s	Potencia del sistema propulsivo
x	Distancia longitudinal
x_{CA}	Posición del centro aerodinámico
x_{CG}	Posición longitudinal del centro de gravedad
x_{PN}	Posición del punto neutro
X_t	Componente longitudinal del sistema de ejes tierra
$x_{m\acute{a}x}$	Posición del espesor máximo
x_{to}	Distancia de despegue
X_w	Componente longitudinal del sistema de ejes viento
$x_{\eta m\acute{a}x}$	Posición de la curvatura máxima
y	Distancia lateral
z	Altitud de vuelo

z_{CG}	Posición vertical del centro de gravedad
Z_t	Componente vertical del sistema de ejes tierra
Z_w	Componente vertical del sistema de ejes viento
α	Ángulo de ataque
α_0	Ángulo de calado
α_{stall}	Ángulo de entrada en pérdida
β	Ángulo de deslizamiento
γ	Pendiente de ascenso
Γ_w	Ángulo de diedro del ala principal
δ_A	Ángulo de deflexión de los alerones
δ_{Af}	Ángulo de deflexión de los alerones en modo hipersustentador
δ_E	Ángulo de deflexión del timón de profundidad
δ_f	Ángulo de deflexión de los dispositivos hipersustentadores
δ_p	Porcentaje de palanca de potencia
δ_R	Ángulo de deflexión del timón de dirección
ε	Desviación de corriente
$\eta_{m\acute{a}x}$	Curvatura máxima
θ	Ángulo de asiento longitudinal
θ_0	Ángulo de torsión geométrica
A	Ángulo de flecha
λ	Estrechamiento
μ	Viscosidad dinámica del aire
μ_d	Coefficiente de fricción dinámico
ρ	Densidad del aire
ν	Viscosidad cinemática del aire
ϕ	Ángulo de asiento lateral
ψ	Ángulo de guiñada
Ω	Ohmios

CAPÍTULO 1.

INTRODUCCIÓN

1.1. OBJETIVO

En la actualidad, los UAVs son objeto de interés para un acopio de sectores industriales como el agrícola, el armamentístico o el logístico entre otros por sus numerosas ventajas. La carencia de tripulantes, el control remoto, el pequeño tamaño, la maniobrabilidad o el reducido coste económico respecto a otro tipo de aeronaves son los principales atractivos de estos vehículos, y es por ello por lo que cada día es más común su uso a nivel comercial.

Dentro del ámbito universitario se han desarrollado en los últimos años multitud de competiciones con el fin de motivar a los estudiantes de ingeniería a analizar y optimizar estas aeronaves según su misión. En este contexto, la Universidad Politécnica de Valencia ha sido testigo del nacimiento de distintos proyectos que pretenden participar en este tipo de concursos. Uno de ellos ha sido el equipo Xtra2 UPV, proyecto técnico de la asociación EUROAVIA Valencia que se centra en desarrollar un prototipo que participe en las ediciones bianuales de la competición *Air Cargo Challenge*. Este certamen se basa en diseñar y fabricar un UAV capaz de transportar la mayor carga de pago a la mayor velocidad posible.

La próxima edición del concurso mencionado debía celebrarse en Múnich (Alemania) en verano de 2021 pero, dada la pandemia de la COVID-19 que ha azotado al mundo, la Organización pospuso el evento a julio de 2022. Es por ello que el equipo Xtra2 UPV ha optado por realizar el diseño durante el curso 2020/2021 y construir un demostrador de bajo coste que permita validar y mejorar el prototipo definitivo que se presente a la competición.

Por tanto, el presente Trabajo de Fin de Grado tiene como fin documentar el diseño inicial principalmente a nivel aerodinámico, pero también a nivel económico, estructural, electrónico y propulsivo; así como la construcción del demostrador y el análisis experimental del mismo para concluir con un plan de mejoras para el modelo definitivo.

De esta manera, la obra se postula como principal referencia para la redacción del informe técnico que se presente oficialmente a la competición así como una base de información que sirva de punto de partida para los futuros miembros de este equipo universitario.

1.2. ALCANCE

Este trabajo es parte del proyecto de confección de un UAV por parte del equipo Xtra2 UPV para la competición *Air Cargo Challenge 2022*, por lo que a nivel de contenidos el documento se centra en recopilar las consideraciones y resultados fundamentales que permiten

caracterizar el diseño alcanzado en el curso 2020/2021 del UAV que se presentará finalmente al concurso un año más tarde.

Por tanto, la duración de este proyecto es de 12 meses, de septiembre de 2020 a septiembre de 2021, en los que se pretende lograr un diseño preliminar para la competición y un análisis experimental que permita perfeccionar el diseño y la fabricación definitiva del UAV, que se desarrollará posteriormente en el curso 2021/2022, ya fuera del alcance de este trabajo.

1.3. AIR CARGO CHALLENGE 2022

La competición *Air Cargo Challenge*, basada en el concurso estadounidense *Design/Build/Fly*, nació en Portugal en el año 2003 con el objetivo de que estudiantes de ingeniería de todo el país construyeran aeronaves no tripuladas capaces de transportar la mayor carga de pago posible. Tras las ediciones ACC'03 y ACC'05, el certamen dio el salto internacional y pasó a formar parte de los eventos de EUROAVIA. Desde entonces se mantuvo el formato bianual y se tomó como Comité Organizador al campeón de la edición anterior [1].

Tras la victoria de AkaModell München en la ACC'19, el equipo fue nombrado automáticamente Organizador de la próxima edición y, la ciudad alemana de Múnich, sede del evento. A finales de agosto de 2020 se publicó la normativa de esta décima edición, la ACC'21, posteriormente aplazada y denominada ACC'22, que pretende ver en acción UAVs rápidos y de pequeño tamaño. Las principales restricciones de la edición son las siguientes [2]:

- Ala fija
- Motor y hélice predeterminados
- El avión debe poder contenerse en un paralelepípedo de 1.5 m x 1.5 m x 0.5 m
- El avión desmontado debe transportarse en una caja de 1.1 m x 0.4 m x 0.25 m
- Distancia de despegue menor a 60 m, bonus si son menos de 40 m
- Duración de vuelo de 180 s más tiempo de aterrizaje
- Circuito de vuelo libre dentro del área azul de la Figura 1.1

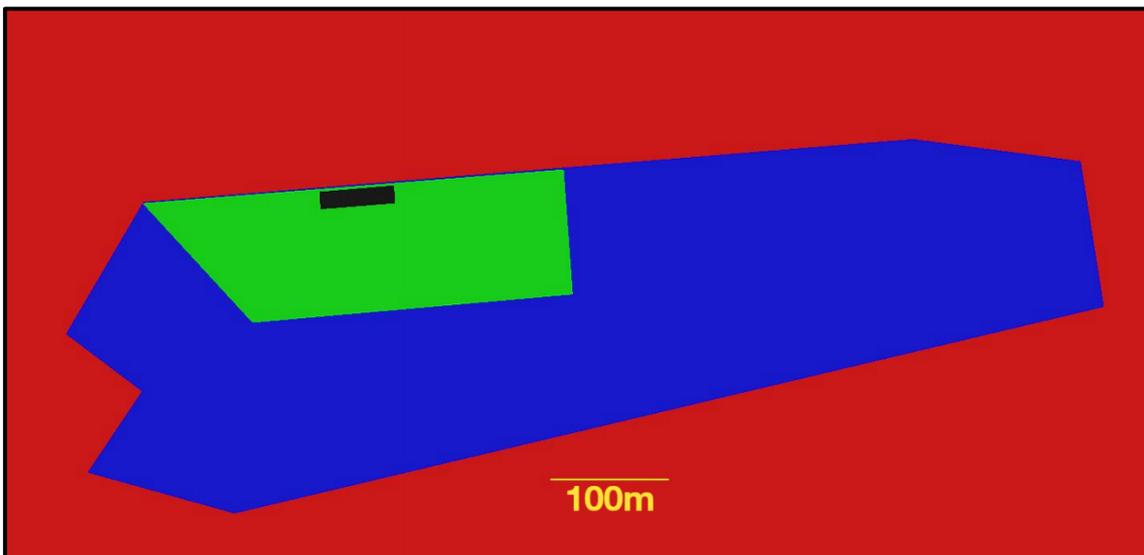


Figura 1.1. Área de vuelo de la ACC'22; en rojo la zona prohibida, en azul la zona de vuelo, en verde el campo de aterrizaje y en negro la pista de despegue

- Altura de vuelo entre 10 y 120 m
- Ayudas de pilotaje prohibidas
- Bolsas de sangre como carga de pago

En cuanto al sistema de puntuación, la Tabla 1.1 resume los aspectos valorados en esta edición, clasificados en una sección estática y otra dinámica:

CATEGORÍA	ASPECTO	PUNTUACIÓN MÁXIMA
PRUEBAS ESTÁTICAS	Informe técnico	200
	Planos	50
	Vídeo presentación	100
PRUEBAS DINÁMICAS	Carga de pago transportada	1 000
	Distancia recorrida en 120 s	1 000
	Ascenso a 100 m en 60 s	1 000
	Tiempo de carga y descarga	60 + 60
	Predicción de la carga de pago	50
	Despegue corto (< 40 m)	Puntuación x 1.1

Tabla 1.1. Categorías y aspectos puntuables en la Air Cargo Challenge 2022

Por una parte, el informe técnico exigido por el reglamento debe estar compuesto por, al menos, los siguientes capítulos: introducción, organización del proyecto, diseño aerodinámico, diseño estructural, predicción de la carga de pago, cierre y planos.

Por otra, la prueba de vuelo valora fundamentalmente la carga de pago, la velocidad y el ascenso. El mejor equipo en cada aspecto logra la máxima puntuación y, el resto, una valoración ponderada de acuerdo al mejor resultado de dicha ronda; exceptuando el ascenso, donde todos los equipos logran los 1000 puntos si alcanzan los 100 metros en 60 segundos. En caso contrario, se obtendría una puntuación menor según la proximidad a la altura objetivo.

La puntuación total de cada ronda es la media de estos tres apartados más las bonificaciones por la rapidez de la carga y descarga de la carga de pago, el despegue corto y la precisión en la estimación de la carga útil. La puntuación final de la competición de vuelo es la media de la puntuación lograda en todas las rondas ejecutadas.

Finalmente, el resultado global de cada equipo en la competición es la suma de la puntuación de las pruebas estáticas y de la sección dinámica. En el Anexo I se esquematiza y se expresa matemáticamente todo el sistema de puntuación de la *Air Cargo Challenge 2022*.

1.4. ANTECEDENTES

El equipo Xtra2 UPV fue fundado en octubre de 2018 como proyecto técnico de la asociación de estudiantes EUROAVIA Valencia con el fin de participar en la competición internacional *Air Cargo Challenge*. Los miembros fundadores de aquel proyecto fueron Alfredo Torres, Fernando Rincón, José Morcillo, Víctor Clarí y Rodrigo Gavier, líder del proyecto; y contaron con la ayuda de la Junta de EUROAVIA Valencia y de profesores de la UPV como Pedro Martí o Michael Tung. Estos 5 estudiantes que recién comenzaban el segundo curso del Grado en Ingeniería Aeroespacial en la UPV se propusieron diseñar y construir un aeromodelo

para presentarlo en la edición de la ACC que se celebraría en agosto de 2019 en la ciudad alemana de Stuttgart.

A pesar de sus pocos conocimientos en aerodinámica, estructuras o mecánica del vuelo, el grupo cumplió todas sus expectativas al confeccionar el modelo *Xtra20*, observable en la Figura 1.2, capaz de volar en la ACC'19, logrando un 26º puesto del que el novato equipo se sintió totalmente orgulloso. Más allá de los resultados, el proyecto adquirió conocimientos, experiencia y consejos de otros equipos ya consolidados, lo que significaba un buen punto de partida para los próximos años.



Figura 1.2. Equipo Xtra2 UPV en 2018/2019 presentando el modelo Xtra20 para la ACC'19

Tras aquel éxito, el equipo se propuso aprovechar el curso 2019/2020, en el que no se celebraba la competición, para aumentar su plantilla y su experiencia a través del diseño y fabricación de 2 nuevos prototipos, el *Xtra21* y el *Xtra22*. Hasta marzo de 2020 el proyecto progresó adecuadamente, finalizando el diseño de estas aeronaves y comenzando su construcción como se contempla en la Figura 1.3, pero la pandemia de la COVID-19 paralizó completamente la fase de fabricación.

Empezado el curso 2020/2021, se renovó la plantilla y el proyecto se centró tanto en la finalización de los prototipos del curso anterior como en la creación de un nuevo modelo acorde a la normativa de la ACC'21. Distintas pruebas de vuelo con el *Xtra21* y el *Xtra22* fueron fructíferas pues permitieron extraer datos y conclusiones para mejorar la futura aeronave destinada a la competición, el *Xtra23*. No obstante, la Organización decidió posponer a verano de 2022 la siguiente edición del concurso, por lo que el proyecto prolongó la duración de la etapa de diseño y optó por fabricar un demostrador rápido de construir y de bajo coste que permitiese perfeccionar el modelo definitivo.



Figura 1.3. Modelos Xtra21 y Xtra22 en proceso de ensamblaje durante el curso 2019/2020

1.5. MARCO TEÓRICO

El comportamiento de un aeromodelo puede explicarse a través de los fundamentos de la mecánica del vuelo. Para aplicar estas ecuaciones, se asume que el cuerpo de estudio es un sólido rígido con 6 grados de libertad, sobre el que actúan fuerzas y momentos aerodinámicos en unas condiciones de vuelo a baja velocidad y altitud.

El principal factor a vencer para mantener un vuelo equilibrado es la fuerza gravitatoria, de manera que la idea básica es generar una fuerza que sea capaz de sustentar el peso del cuerpo y para ello existen diversos métodos, uno de ellos, a través de un ala fija que aproveche convenientemente las fuerzas aerodinámicas generadas por el movimiento de la misma.

El elemento más característico del ala es la sección transversal, el perfil aerodinámico, que resumidamente se sirve de su forma para provocar una deflexión de corriente que acelere el flujo en el extradós respecto al intradós, formándose una zona de baja y alta presión respectivamente a lo largo de una superficie, el ala principal. Esto se traduce en la generación de la fuerza de sustentación.

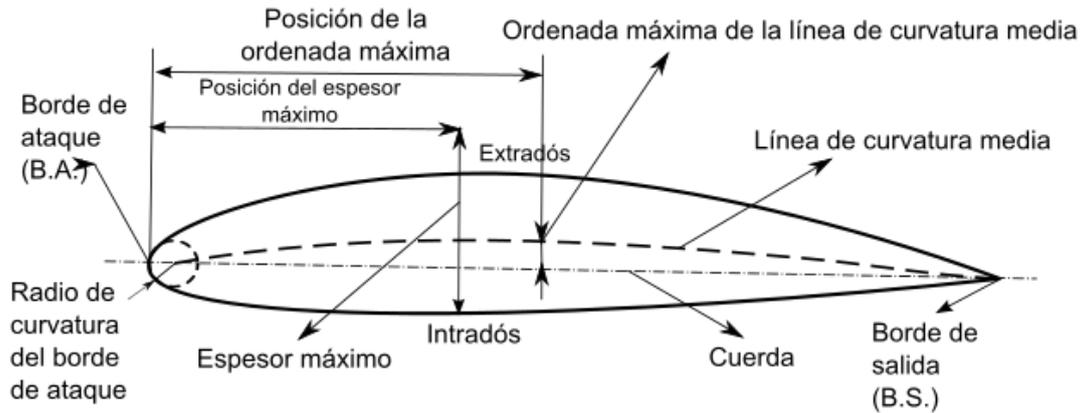


Figura 1.4. Nomenclatura de los perfiles alares [3]

Pero un ala se caracteriza por otros parámetros además de por la forma de su sección transversal. Los más relevantes son la envergadura (b_w), la cuerda media aerodinámica (c_w), la superficie en planta (S_w), el estrechamiento (λ_w), el alargamiento (AR_w), la flecha (A_w), la posición vertical, la posición horizontal, el diedro (Γ_w), la torsión aerodinámica o geométrica ($\theta_{0,w}$) y el ángulo de incidencia ($\alpha_{0,w}$). Las relaciones geométricas fundamentales son:

$$AR_w = \frac{b_w^2}{S_w} \quad (1)$$

$$\lambda_w = \frac{c_{t,w}}{c_{r,w}} \quad (2)$$

Además del ala principal, un avión convencional está formado por otros elementos. Un esquema de esto se muestra en la Figura 1.5:

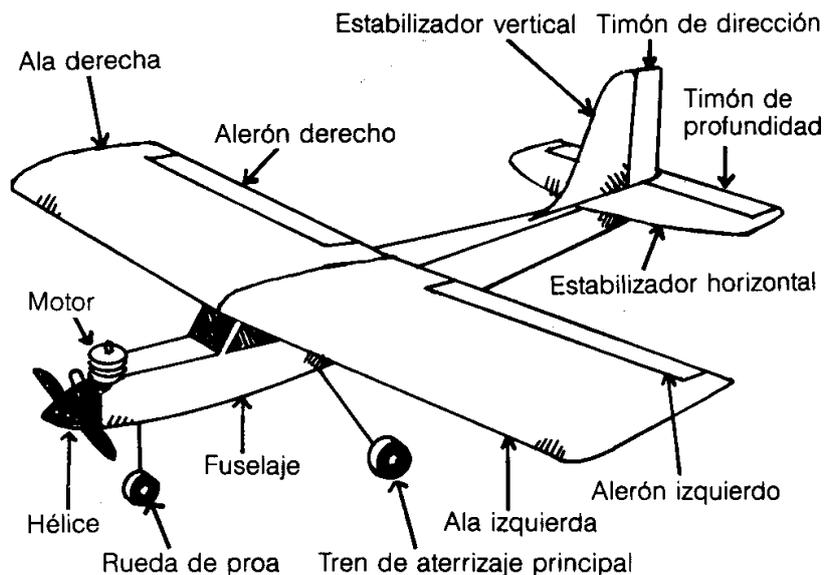


Figura 1.5. Partes fundamentales de un avión convencional [4]

Volviendo al problema de fuerzas en el plano vertical, resulta útil el uso de un sistema de referencia en “ejes viento”, ligado al movimiento de la aeronave, y un sistema absoluto en “ejes tierra” como muestra la Figura 1.6. De esta manera, las cuatro fuerzas fundamentales son el peso, la sustentación, la resistencia aerodinámica y el empuje. Pero no todas estas magnitudes comparten un mismo punto de aplicación, lo que introduce la aparición de momentos de fuerza, siendo el más relevante el momento de cabeceo.

En el caso de las magnitudes aerodinámicas, típicamente se expresan en función de las condiciones de vuelo y los coeficientes aerodinámicos, unos números adimensionales obtenidos experimental o teóricamente que simplifican completamente el problema. Esto se muestra en la Ecuación 4, Ecuación 5 y Ecuación 6 para la sustentación, resistencia aerodinámica y momento de cabeceo respectivamente.

La fuerza de empuje o tracción depende del modelo propulsivo y suele estar influido por las condiciones de vuelo y la palanca de potencia como indica la Ecuación 7:

$$W = m \cdot g \quad (3)$$

$$L = \frac{1}{2} \rho S_w V^2 C_L \quad (4)$$

$$D = \frac{1}{2} \rho S_w V^2 C_D \quad (5)$$

$$M = \frac{1}{2} \rho c_w S_w V^2 C_M \quad (6)$$

$$T_s = f(z, V, \delta_p) \quad (7)$$

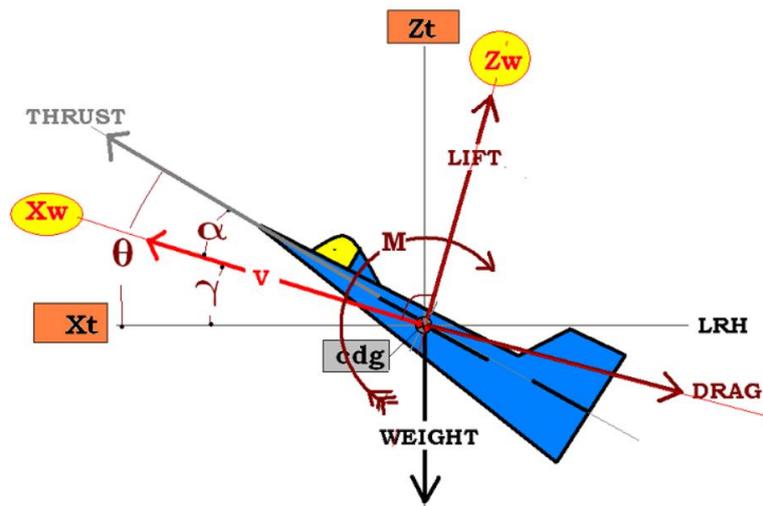


Figura 1.6. Sistema de referencia habitualmente empleado en la mecánica de vuelo [5]

Tomando el sistema de referencia y las magnitudes de la Figura 1.6, se pueden aplicar las ecuaciones de la dinámica de Newton para hallar el equilibrio de fuerzas tangenciales en la

Ecuación 8, el equilibrio de fuerzas normales en la Ecuación 9 y el equilibrio de momentos en el eje normal a la trayectoria en la Ecuación 10:

$$m \dot{V} = T_s \cos \alpha - D - m g \sin \gamma \quad (8)$$

$$m V \dot{\gamma} = T_s \sin \alpha + L - m g \cos \gamma \quad (9)$$

$$I_{yy} \ddot{\theta} = M \quad (10)$$

A partir de estas expresiones se establecen las ecuaciones básicas de equilibrio en el plano longitudinal bajo condiciones de vuelo cuasiestacionario, para lo que debe asumirse proyecciones de empuje despreciables, ángulos pequeños y aceleraciones despreciables.

$$T_s \simeq D + W \gamma \quad (11)$$

$$L \simeq W \quad (12)$$

$$CM = 0 \quad (13)$$

Véase que la Ecuación 11 permite introducir el ángulo de ascenso del avión, siempre que tome un valor en radianes de menor orden de magnitud al valor unitario para cumplir las hipótesis asumidas. En el caso del vuelo horizontal, simplemente debe tomarse un valor nulo en la pendiente de ascenso.

Sin embargo, estas expresiones dependen de las condiciones atmosféricas atendiendo a las definiciones de las Ecuaciones 4 a 6, variables que a su vez muestran una elevada variabilidad según el clima de la región o la altitud de vuelo. Para incluir el efecto de la altitud, es habitual el uso de la Atmósfera Estándar Internacional que, a partir de los valores a nivel del mar y relaciones físicas básicas, permite definir la temperatura, la presión y la densidad según la altitud asumiendo que el aire se comporta como un gas perfecto. En el caso de vuelo en la troposfera, se emplean la Ecuación 14, Ecuación 15 y Ecuación 16:

$$T(z) = T_0 \cdot (1 - 22.57 \cdot 10^{-6} z) \quad (14)$$

$$P(z) = P_0 \cdot (1 - 22.57 \cdot 10^{-6} z)^{5.256} \quad (15)$$

$$\rho(z) = \rho_0 \cdot (1 - 22.57 \cdot 10^{-6} z)^{4.256} \quad (16)$$

Donde T_0 , P_0 y ρ_0 son los valores de referencia, en este caso a nivel del mar, aunque podrían seleccionarse otros en base a datos estadísticos para definir un modelo atmosférico en la región de diseño.

Por último, el modelo de atmósfera terrestre puede completarse con la fórmula de la viscosidad dinámica según la Ley de Sutherland expresada en la Ecuación 17 y la relación entre viscosidades cinética y dinámica de la Ecuación 18:

$$\mu(z) = \frac{1.458 \cdot 10^{-6} T(z)^{3/2}}{110.4 + T(z)} \quad (17)$$

$$\nu(z) = \frac{\mu(z)}{\rho(z)} \quad (18)$$

La dependencia de la temperatura por parte de la velocidad del sonido también permite expresar esta variable en función de la altitud, como muestra la Ecuación 19, asumiendo las hipótesis de gas perfecto y vuelo en la troposfera:

$$a(z) = 20.05 \sqrt{T(z)} \quad (19)$$

Todas estas expresiones habilitan el estudio de algunos números adimensionales como el número de Mach o el número de Reynolds. El primero, definido en la Ecuación 20, indica la relevancia de los efectos de compresibilidad, de manera que permite averiguar si la hipótesis de flujo incompresible es válida para el estudio. Por su parte, el Re compara las fuerzas viscosas y las inerciales de acuerdo a la Ecuación 21, indicando si el flujo sigue un régimen laminar o turbulento. Esto es fundamental para el análisis de perfiles aerodinámicos pues su comportamiento está directamente influenciado por este parámetro.

$$Ma(z) = \frac{V}{a(z)} \quad (20)$$

$$Re(z) = \frac{\rho(z) V c_w}{\mu(z)} \quad (21)$$

Entendidos los principios básicos de la mecánica del vuelo y el estudio de la estabilidad estática longitudinal, es momento de presentar el sistema de referencia tridimensional, visible en la Figura 1.7, que también incluye la representación de las fuerzas, momentos, velocidades y ángulos de control junto a su criterio de signos, que será empleado a lo largo de toda esta obra.

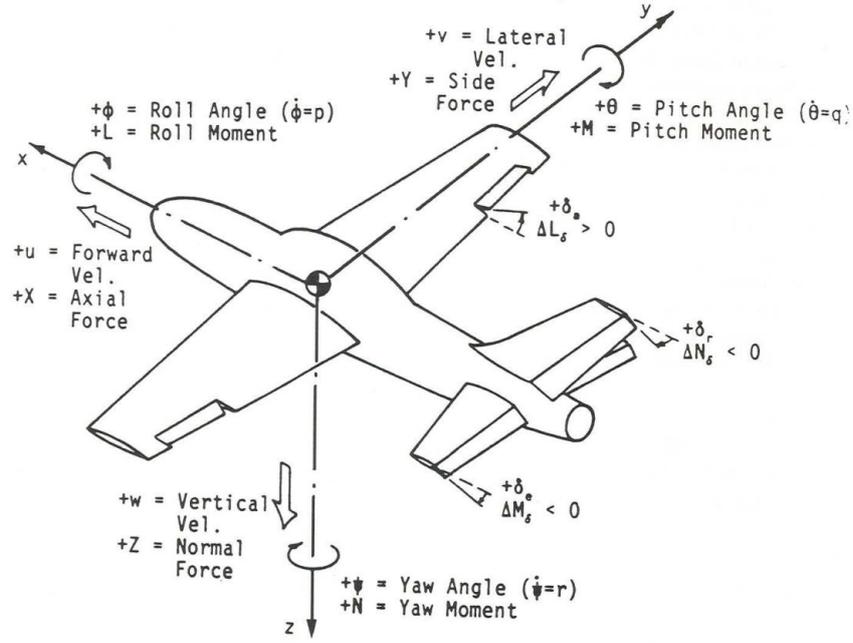


Figura 1.7. Sistema de referencia tridimensional en ejes cuerpo y criterio de signos [6]

La caracterización del comportamiento completo de la aeronave requiere considerar sus seis grados de libertad: los tres desplazamientos longitudinal, lateral y vertical, y los ángulos de cabeceo, alabeo y guiñada. Para ello, pueden emplearse las siguientes expresiones, comúnmente denominadas Ecuaciones de Bryan, fruto de la aplicación de la Segunda Ley de Newton, la conservación del momento angular, las relaciones de Euler y las expresiones cinemáticas.

$$m (\dot{V} + q V \alpha - r V \beta) = T_s + \frac{1}{2} \rho V S_w C_X - m g \sin \theta \quad (22)$$

$$m (\dot{V} \beta + V \dot{\beta} + r V - p V \alpha) = \frac{1}{2} \rho V S_w C_Y + m g \cos \theta \sin \phi \quad (23)$$

$$m (\dot{V} \alpha + V \dot{\alpha} + p V \beta - q V) = \frac{1}{2} \rho V S_w C_Z + m g \cos \theta \cos \phi \quad (24)$$

$$\dot{p} = \frac{1}{I_{xx} I_{zz} - I_{xz}^2} (I_{zz} L + I_{xz} N + I_{xz} (I_{xx} - I_{yy} + I_{zz}) pq + (I_{zz} (I_{yy} - I_{zz}) - I_{xz}^2) rq) \quad (25)$$

$$\dot{q} = \frac{1}{I_{yy}} (M + (I_{zz} - I_{xx}) pr + I_{xz} (r^2 - p^2)) \quad (26)$$

$$\dot{r} = \frac{1}{I_{xx} I_{zz} - I_{xz}^2} (I_{xx} N + I_{xz} L + I_{xz} (I_{yy} - I_{xx} - I_{zz}) rq + (I_{xx} (I_{xx} - I_{yy}) + I_{xz}^2) pq) \quad (27)$$

$$p = \dot{\phi} - \dot{\psi} \sin \theta \quad (28)$$

$$q = \dot{\theta} \cos \phi + \dot{\psi} \cos \theta \sin \phi \quad (29)$$

$$r = \dot{\psi} \cos \theta \cos \phi - \dot{\theta} \sin \phi \quad (30)$$

$$\dot{x} = u \cos \psi \cos \theta + v(\cos \psi \sin \theta \sin \phi - \cos \phi \sin \psi) + w(\sin \theta \cos \phi \cos \psi + \sin \phi \sin \psi) \quad (31)$$

$$\dot{y} = u \cos \theta \sin \psi + v(\cos \phi \cos \psi + \sin \theta \sin \phi \sin \psi) + w(\sin \theta \cos \phi \sin \psi - \sin \phi \cos \psi) \quad (32)$$

$$\dot{z} = -u \sin \theta + v \cos \theta \sin \phi + w \cos \theta \cos \phi \quad (33)$$

En las expresiones anteriores se emplean fuerzas y momentos aerodinámicos aplicados a los ejes del sistema de referencia de la Figura 1.7. Véase que el momento de cabeceo M ya se definió inicialmente en la Ecuación 6, mientras que el resto se definen como:

$$F_X = \frac{1}{2} \rho V^2 S_w (CL \sin \alpha - CD) \quad (34)$$

$$F_Y = \frac{1}{2} \rho V^2 S_w CY \quad (35)$$

$$F_Z = -\frac{1}{2} \rho V^2 S_w (CD \sin \alpha + CL) \quad (36)$$

$$\mathcal{L} = \frac{1}{2} \rho V^2 S_w C\mathcal{L} \quad (37)$$

$$N = \frac{1}{2} \rho V^2 S_w CN \quad (38)$$

Estas magnitudes aerodinámicas pueden linealizarse asumiendo ángulos pequeños y expresarse en función de las variables de estado y de las variables de control. Si además se consideran ejes principales de inercia y simetría lateral, el sistema completo puede descomponerse y presentar desacopladas la dinámica longitudinal y la lateral-direccional. Todo ello queda representado por la Ecuación 39 (magnitudes longitudinales) y la Ecuación 40 (magnitudes laterales):

$$F_i^{lon} = \frac{\partial F_i}{\partial V} \Delta V + \frac{\partial F_i}{\partial \Delta \alpha} \Delta \alpha + \frac{\partial F_i}{\partial \Delta q} \Delta q + \frac{\partial F_i}{\partial \Delta \theta} \Delta \theta + \frac{\partial F_i}{\partial \delta_p} \Delta \delta_p + \frac{\partial F_i}{\partial \delta_E} \Delta \delta_E \quad (39)$$

$$F_i^{lat} = \frac{\partial F_i}{\partial \beta} \Delta \beta + \frac{\partial F_i}{\partial p} \Delta p + \frac{\partial F_i}{\partial r} \Delta r + \frac{\partial F_i}{\partial \phi} \Delta \phi + \frac{\partial F_i}{\partial \delta_A} \Delta \delta_A + \frac{\partial F_i}{\partial \delta_R} \Delta \delta_R \quad (40)$$

Donde F_i es una fuerza genérica y F_i^{lon} y F_i^{lat} las componentes asociadas a las dinámicas longitudinal y lateral-direccional respectivamente.

Véase que todas las magnitudes aerodinámicas comparten una característica: dependen de coeficientes aerodinámicos. De la misma manera, estos coeficientes pueden expresarse genéricamente en función de las variables del sistema y de control, que quedan multiplicados por las llamadas “derivadas aerodinámicas” según la Ecuación 41 y la Ecuación 42. Los valores de estos parámetros son fundamentales para caracterizar la aeronave y analizar su estabilidad.

$$Ca^{lon} = Ca_0 + Ca_\alpha \alpha + Ca_{\dot{\alpha}} \frac{c_w}{2V} \dot{\alpha} + Ca_q \frac{c_w}{2V} q + Ca_{\delta_E} \delta_E \quad (41)$$

$$Ca^{lat} = Ca_0 + Ca_\beta \beta + Ca_p \frac{c_w}{2V} p + Ca_r \frac{c_w}{2V} r + Ca_{\delta_A} \delta_A + Ca_{\delta_R} \delta_R \quad (42)$$

Donde:

- Ca : derivada aerodinámica genérica
- Ca^{lon} : derivada aerodinámica genérica asociada a la dinámica longitudinal
- Ca^{lat} : derivada aerodinámica genérica asociada a la dinámica lateral-direccional
- Ca_0 : derivada aerodinámica para parámetros de vuelo nulos
- Ca_p : derivada aerodinámica respecto a la velocidad de alabeo
- Ca_q : derivada aerodinámica respecto a la velocidad de cabeceo
- Ca_r : derivada aerodinámica respecto a la velocidad de guiñada
- Ca_α : derivada aerodinámica respecto al ángulo de ataque
- Ca_β : derivada aerodinámica respecto al ángulo de deslizamiento
- Ca_{δ_A} : derivada aerodinámica respecto al ángulo de deflexión de los alerones
- Ca_{δ_E} : derivada aerodinámica respecto al ángulo de deflexión del elevador
- Ca_{δ_R} : derivada aerodinámica respecto al ángulo de deflexión del *rudder*

Recapitulando lo visto hasta ahora, está claro que para lograr el vuelo de un aeromodelo de ala fija es imprescindible contar con una superficie que, gracias a su forma, sea capaz de aprovechar las fuerzas aerodinámicas para generar sustentación. Esto puede expresarse matemáticamente para analizar la estabilidad del cuerpo pero, para modelar dicho cuerpo e incluirlo en las ecuaciones presentadas se requiere conocer sus derivadas aerodinámicas. Entonces, ¿cómo se calculan estos parámetros para una aeronave concreta?

Existen distintos métodos, probablemente el más rápido y suficientemente preciso para un avión de aerodelismo es mediante análisis numéricos a través de programas como *xflr5*. Este software se basa en las herramientas de cálculo de *XFOIL* para hallar los coeficientes bidimensionales de los perfiles aerodinámicos. Para ello, se emplean expresiones de capa límite derivadas de las ecuaciones de Navier-Stokes y se resuelven numéricamente mediante el esquema de caja de Keller. Puede consultarse más información del cálculo en el manual «*XFOIL 6.94 User Guide*» de Mark Drela y Harold Youngren [7].

Sin embargo, los resultados obtenidos solo pueden aplicarse a un ala de aspecto infinito y definida por un único perfil. Para alas reales, de aspecto finito, se requieren métodos tridimensionales: Método de la Línea Sustentadora (LLT), Método de Rejilla de Vórtices (VLM) y Método de los Paneles 3D. En ellos, el ala es dividida en un conjunto de paneles a lo largo de la envergadura y la cuerda en planta, y un vórtice o un doblete y sumidero asociados a ellos.

El LLT no lineal, derivado de la teoría de Prandtl, reemplaza el ala por una línea sustentadora y vórtices incrementales distribuidos a lo largo de la envergadura para modelar la estela en la dirección del flujo libre. Pero estos vórtices inducen una velocidad normal, de manera que el ángulo de ataque efectivo es distinto al geométrico para cada sección del ala. La diferencia entre ellos es el ángulo de ataque inducido, que relaciona el ángulo efectivo con la distribución de sustentación de este ala tridimensional. Esta relación debe satisfacerse simultáneamente a través del coeficiente de sustentación bidimensional del perfil para la convergencia del método, por lo que pueden incluirse las no linealidades a través de sucesivas aproximaciones de distribución de sustentación hasta satisfacer ambas relaciones. La ventaja de este método frente a otros de *xflr5* es su capacidad de analizar zonas próximas a la entrada en pérdida, pero su escasa robustez puede dar lugar a resultados erróneos, sobre todo en alas de bajo alargamiento y gran torsión geométrica y diedro pues este modelo asume que las superficies se hallan en el plano longitudinal.

El VLM modela la perturbación generada por el ala como una suma de vórtices distribuidos sobre la planta del ala, cuya fuerza debe satisfacer la condición de no penetración sobre los mismos paneles. De esta manera es posible el cálculo no viscoso y lineal de la distribución de sustentación, el ángulo inducido y la resistencia inducida. El resto de variables viscosas son interpoladas desde los valores del coeficiente de sustentación bidimensional. Por ello, este método no es válido para grandes ángulos de ataque, próximos a la entrada en pérdida, pero permite el cálculo de conjuntos de alas con geometrías complejas.

El Método de Paneles 3D lineal aplica una malla tridimensional, que considera el espesor del ala y no solo la cuerda media, que modela la perturbación del ala a través de una distribución de dobletes y sumideros cuyas fuerzas asociadas se calculan satisfaciendo condiciones de frontera del tipo Dirichlet o Neumann. De este modo se obtiene una distribución más precisa del coeficiente de presiones del ala. Por ello, éste es un método robusto y permite modelar no solo alas, sino también fuselajes; pero no es válido para las regiones no lineales al igual que el Método VLM.

Utilizando los tres métodos es posible estimar parámetros de regiones no lineales como el $CL_{máx}$ (LLT), analizar conjuntos ala-empenaje (VLM) y estudiar la estabilidad y las superficies de control del avión para obtener las derivadas aerodinámicas (Paneles 3D) siempre que se atiendan a las limitaciones de cada modelo.

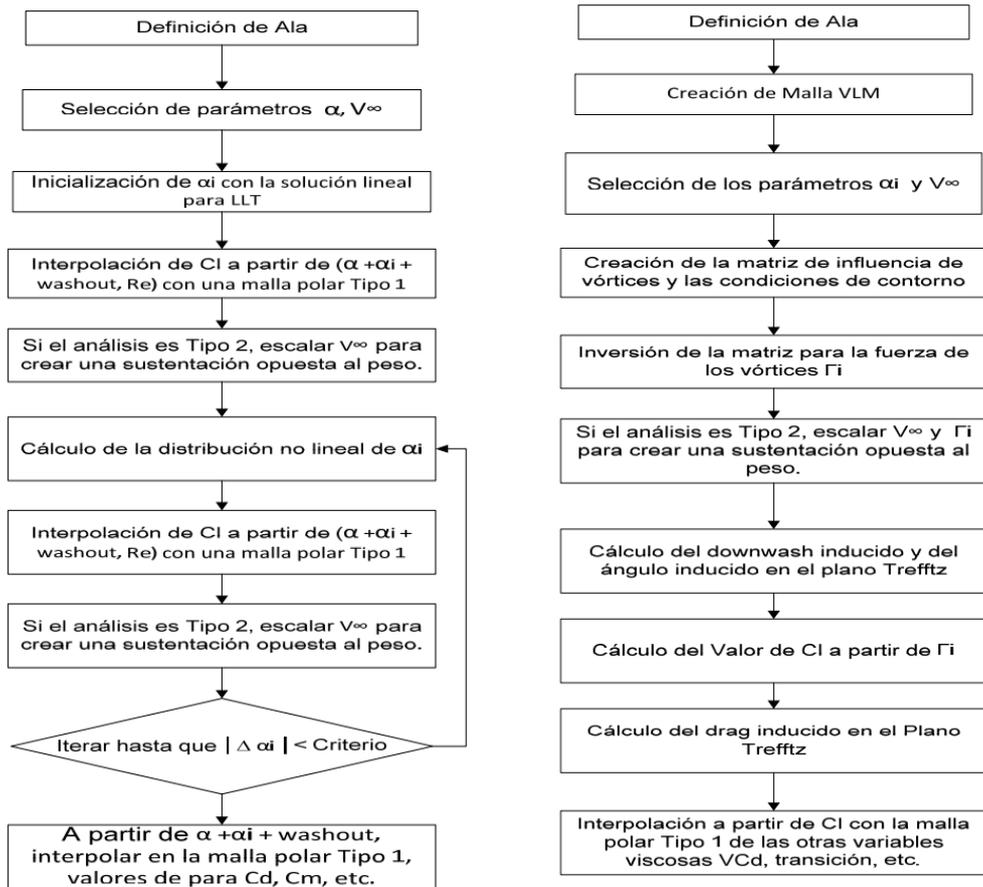


Figura 1.8. Esquema del bucle de cálculo de los métodos LLT y VLM en xflr5 [8]

CAPÍTULO 2.

GESTIÓN DEL PROYECTO

2.1. INSTALACIONES Y EQUIPOS

El proyecto dispone de un taller de trabajo de reducidas dimensiones, el almacén de Emprendedores, en el sótano de la Escuela Técnica Superior de Ingeniería del Diseño de la UPV, donde se tiene acceso a las herramientas recogidas en la Tabla 2.1:

HERRAMIENTA	UNIDADES
Alicates de punta larga	1
Alicates pelacables	1
Alicates universales	1
Aspirador	1
Barrena de mano	1
Báscula electrónica	2
Cargador / Balanceador de baterías LiPo	1
Cinta métrica	2
Cúter	10
Destornillador con acoples	2
Destornillador de punta de estrella	4
Destornillador de punta plana	6
Destornillador eléctrico	2
Escofina	2
Escuadra	2
Grapadora automática	1
Juego de llaves Allen	2
Lijadora eléctrica	2
Martillo punta redonda	1
Multiherramienta DREMEL	6
Multímetro portátil	3
Papel de lija	3
Pie de rey	1
Pincel	6
Pinzas de sujeción	20
Pistola termofusible	2
Plancha térmica	3
Radial	1
Regla métrica	2
Sargento de apriete	4
Sierra de calar	5

Sierra eléctrica de calar	1
Soldador	2
Soplador	1
Tacómetro digital	1
Taladro de banco	1
Taladro percutor	1

Tabla 2.1. Herramientas disponibles en el almacén de Emprendedores

Además, la UPV cuenta con distintos centros que ponen a disposición equipos de fabricación y ensayos que pueden ser útiles para este proyecto. Sin embargo, por distintas razones no todos estos recursos han podido utilizarse durante este curso.

La Tabla 2.2 indica las herramientas e instalaciones de cada centro que se han empleado concretamente para este proyecto y también aquellas que aún no se han aprovechado pero que está previsto hacerlo durante el próximo curso:

CENTRO	EQUIPOS	UTILIZADO EN 2020/21
ETSID	Impresoras 3D	Sí
	Cortadora láser	Sí
	Cortadora de hilo	No
CMT	Túnel de viento	No
	Banco de ensayos de propulsión	No
CPI	CNC	No
	Autoclave	No
DIMM	Máquina universal de ensayos	No
	Banco de ensayos de flexión estática	No

Tabla 2.2. Instalaciones de la UPV disponibles para el equipo

2.2. INVENTARIO

El almacén de Emprendedores de la ETSID ha acogido numerosos proyectos técnicos de EUROAVIA Valencia durante los últimos años, de manera que en este espacio se han acumulado gran cantidad de consumibles sobrantes anualmente.

Durante el curso 2020/2021 se ha destinado el presupuesto a reabastecer el inventario con materiales y componentes que podrían ser útiles para este u otros prototipos, aunque no se han adquirido todos los elementos que requiere exactamente el modelo *Xtra23* por problemas financieros y por retrasos temporales en las órdenes de compra.

Por tanto, el demostrador del nuevo modelo ha aprovechado los recursos ya disponibles para aligerar costes y tiempos de espera, con el fin de finalizar rápidamente la aeronave y ejecutar el mayor número de pruebas experimentales. La Tabla 2.3 muestra el inventario completo, tanto los recursos disponibles como aquellos previstos para conformar la aeronave definitiva:

ARTÍCULO	DISP.	NEC.
Barra de silicona	40	2
Batería LiFe 6.6 V 2000 mAh 2S	1	0
Batería LiPo 11.1 V 3300 mAh 3S	2	1
Batería LiPo 11.1 V 4000 mAh 3S	1	0
Batería LiPo 11.1 V 6000 mAh 3S	1	0
Batería LiPo 7.4 V 2600 mAh 2S	2	1
Batería LiPo 7.4 V 6000mAh 2S	2	0
Cable de carga con conector banana	4	0
Cera desmoldeante	2	1
Cinta aislante verde 2 cm	1	0
Cinta americana de 5 cm	2	1
Cinta de doble cara de 2 cm	1	1
Cinta de fibra de vidrio 2 cm	1	1
Cinta transparente de 2 cm	1	0
Cinta transparente de 5 cm	1	1
Cola blanca 5 kg	1	1
Conector banana 3 mm	3	0
Conector banana 5 mm	3	0
Conectores XT60-XT90	4	2
Cuerno de aeromodelismo	14	6
Chapa de balsa 1000 mm x 100 mm x 1 mm	40	12
Chapa de balsa 1000 mm x 100 mm x 3 mm	2	2
Chapa de balsa 1000 mm x 100 mm x 4 mm	2	0
Chapa de balsa 1000 mm x 100 mm x 5 mm	0	2
Emisora	2	1
ESC 100 A	1	0
ESC 200 A	1	0
ESC 70 A	1	1
Espuma expansiva	1	0
Extensor de servo	48	16
GPS-logger	1	1
Hélice APC 10 x 6E	0	1
Hélice APC 12 x 6E	6	0
Hilo de estaño	1	1
Hilo metálico	1	1
Lámina PVC transparente	1	1
Listón de balsa 1000 mm x 6 mm x 6 mm	40	10
Lote de bolsas de vacío 5 m	1	0
Manta de absorción 150 g/m ²	1	0
Monokote color verde	1	0
Motor AXI 2826/10 GOLD LINE V2	2	1

Motor AXI 2826/8 GOLD LINE	1	0
Motor Brushless Cobra 2826/12	2	0
Oracover color azul	4	1
Papel film	1	0
Paquete conectores 5mm	2	0
Pegamento adhesivo	7	0
Receptor 10 canales	2	0
Receptor 6 canales	6	1
Receptor telemetría high-tech	1	0
Resina epoxi bicomponente 1 kg	2	1
Resina epoxi bicomponente en jeringas	2	0
Resina epoxi bicomponente rápida en jeringas	5	1
Sedal de 0.2 mm	1	0
Sensores variados para Arduino	7	0
Servo 37 g	2	0
Servo 5 g	1	0
Servo 9 g	16	6
Spray pintura negra	1	0
Tablón aglomerado 1200 mm x 1200 mm x 100 mm	2	0
Tablón aglomerado 800 mm x 400 mm x 100 mm	4	0
Tablón contrachapado 600 mm x 300 mm x 5 mm	40	4
Tejido de CF sarga 160 g/m ²	3	1
Tejido de CF unidireccional 80 g/m ²	1	0
Tejido de GF sarga 200 g/m ²	5	0
Tejido de GF tafetán 80 g/m ²	1	0
Tejido pelable	1	0
Tornillos, tuercas, arandelas M3 (caja)	1	1
Tornillos, tuercas, arandelas M4 (caja)	1	1
Tornillos, tuercas, arandelas M5 (caja)	1	0
Tubo aluminio 6 mm int. – 8 mm ext. x 1000 mm	4	0
Tubo CF 11 mm int. – 13 mm ext. x 1000 mm	5	2
Tubo CF 14 mm int. – 16 mm ext. x 2000 mm	4	0
Tubo CF 16 mm int. – 18 mm ext. x 2000 mm	3	1
Tubo CF 18 mm int. – 20 mm ext. x 2000 mm	2	0
Tubo CF 6 mm int. – 8 mm ext. x 1000 mm	4	0
Tubo CF 8 mm int. – 10 mm ext. x 1000 mm	1	1
Tubo PVC 6 mm int. – 8 mm ext. x 1000 mm	4	0
Unión circular aluminio 16 mm	7	0
Unión circular aluminio 18 mm	1	1
Varilla circular de madera 1000 mm x 1 mm	16	0
Vinilo adhesivo patrón fibra	1	0

Tabla 2.3. Recursos disponibles y necesarios para el modelo definitivo

2.3. RECURSOS HUMANOS

El proyecto cuenta actualmente con 33 integrantes: 19 miembros experimentados, 8 nuevos miembros y 6 colaboradores. Los 27 miembros activos se distribuyen en el apartado de coordinación y en las secciones técnicas, divididas a su vez en los grupos de aerodinámica, electrónica, estructura y redes sociales.

El listado de miembros del equipo con sus respectivos cargos principales se expone en la Tabla 2.4:

NOMBRE	CARGO
Rodrigo Gavier	Jefe de equipo
Jose Morcillo	Subdirector
Josevi González	Subdirector
Marc Aragón	Coordinador Aerodinámica
Alejandro Díaz	Miembro Aerodinámica
Ernest Grau	Miembro Aerodinámica
Manuel García	Miembro Aerodinámica
Ignacio Lasala	Nuevo miembro Aerodinámica
Josep Peiró	Nuevo miembro Aerodinámica
Hugo Pamies	Coordinador Estructuras
Ángela Jordán	Miembro Estructuras
Jaime Martín	Miembro Estructuras
Jaime Masiá	Miembro Estructuras
Paula De La Rubia	Miembro Estructuras
R. Andreea Paraschivoiu	Miembro Estructuras
Antonio Vicedo	Nuevo miembro Estructuras
Dulce López	Nuevo miembro Estructuras
Fátima Sadok	Nuevo miembro Estructuras
María Fernández de Palencia	Nuevo miembro Estructuras
Jorge Castillo	Coordinador Electrónica
Héctor Ferrer	Miembro Electrónica
Ramón Torija	Miembro Electrónica
César Sánchez	Nuevo miembro Electrónica
Germán Sánchez	Nuevo miembro Electrónica
Jorge García	Nuevo miembro Electrónica
José David Díaz	Coordinador RRSS
Pablo Ceacero	Miembro RRSS

Tabla 2.4. Departamentos y cargos en los que se organiza el Xtra2 UPV

La organización del equipo se explica con mayor detalle en el Anexo II, donde se incluye una representación gráfica de la misma.

2.4. PLANIFICACIÓN

La gestión de tiempo es fundamental para cumplir los plazos de entrega de documentación propuestos por la Organización de la ACC y para lograr finalizar un prototipo con garantías para la competición. Por ello, la Tabla 2.5 recoge las fechas más importantes para la organización del proyecto durante el curso 2020/2021:

HITO	INICIO	FIN
Inscripción ACC	06/08/2020	01/11/2021
Documentación Preliminar	06/08/2020	01/03/2022
Documentación Técnica	06/08/2020	01/05/2022
Vídeo Presentación	06/08/2020	20/06/2022
Competición	05/07/2022	08/07/2022
Órdenes de Compra	21/09/2020	02/08/2021
Experimentación Xtra21-22	21/09/2020	14/03/2021
Diseño Aerodinámico	21/09/2020	18/02/2021
Diseño Electrónico	21/09/2020	18/12/2020
Análisis Propulsivo (Prop.)	19/12/2020	03/01/2021
Ensayos Experimentales	21/09/2020	04/03/2021
Diseño Estructural	18/12/2020	28/03/2021
Fabricación y Ensamblaje	29/03/2021	28/06/2021
Pruebas de Vuelo (PDVs)	02/07/2021	04/08/2021
Redacción Documentación	01/06/2021	10/09/2021

Tabla 2.5. Resumen de fechas relevantes para la planificación del curso

La Figura 2.1 muestra la planificación temporal del curso 2020/2021. Véase que el diagrama cumple aproximadamente con las fechas iniciales de la competición, fechadas primeramente para 2021 en lugar de 2022 como indica la Tabla 2.5. No obstante, algunos procesos han sido prolongados aprovechando el aplazamiento de la ACC, indispensable para el equipo dados los retrasos en los pedidos de compra, que no han finalizado completamente hasta el mes de agosto por problemas de suministro y de envío.

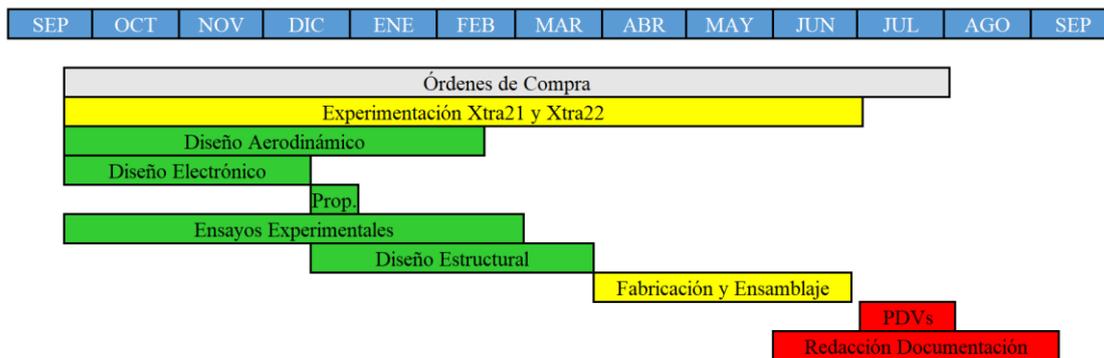


Figura 2.1. Cronología desarrollada durante el curso 2020/2021

2.5. FINANCIACIÓN

Para desarrollar este proyecto ha sido de vital importancia el apoyo de colaboradores y patrocinadores tanto a nivel económico como a nivel de prestación de servicios. Las entidades, centros y empresas que han ofrecido algún tipo de recurso durante el curso 2020/2021 a la asociación EUROAVIA Valencia y, por tanto, de los que ha podido disfrutar su proyecto técnico Xtra2 UPV, son: UPV, GE, ETSID, CMT, SimScale, Altair. Además, para el próximo curso ya se han alcanzado acuerdos con el Club D'Aeromodelisme L'Abella y con la empresa de drones ODIN. A continuación se explica en detalle cómo colaboran estas entidades con el proyecto:

UNIVERSIDAD POLITÉCNICA DE VALENCIA

La UPV es una institución pública con más de 50 años de historia dedicados a la docencia y la investigación. En su campus de Valencia se encuentra la sede de EUROAVIA Valencia y es donde cursan sus estudios los integrantes del proyecto Xtra2 UPV.



UNIVERSITAT
POLITÈCNICA
DE VALÈNCIA

El equipo disfruta principalmente de las licencias de software que ofrece gratuitamente a sus alumnos. Las utilizadas para este proyecto son Autodesk, Mathematica, Matlab y Office.

GENERACIÓN ESPONTÁNEA

GE es un programa de la UPV que trata de impulsar económicamente iniciativas de estudiantes de esta universidad con el fin de que los alumnos potencien competencias transversales bajo la filosofía “aprender haciendo”.



GENERACIÓN
ESPONTÁNEA

Actualmente es el único colaborador financiero activo del proyecto con un aporte económico de unos 1100 €, gracias al cual es posible adquirir todo el material y herramientas necesarios.

ESCUELA TÉCNICA SUPERIOR DE INGENIERÍA DEL DISEÑO

La ETSID es un centro de la UPV que se dedica a la educación en áreas de la ingeniería. Imparte, entre otros, el Grado en Ingeniería Aeroespacial, al que pertenecen la inmensa mayoría de miembros del equipo.



Escuela Técnica Superior de Ingeniería del Diseño

Facilita al equipo lugares de trabajo como el almacén de Emprendedores, además de aulas para reuniones y talleres que disponen de varias impresoras 3D, una cortadora láser y una cortadora de hilo. También suele financiar el alojamiento para las participaciones en la ACC.

CENTRO DE MOTORES TÉRMICOS

El CMT es un centro de formación e investigación de la UPV que estudia los fenómenos termo-fluidodinámicos a través de análisis experimentales y teóricos en sus instalaciones de última generación.



Anualmente patrocina a este proyecto prestando financiación económica, instalaciones y apoyo de sus profesionales. Durante este curso se ha recurrido únicamente al consejo de sus profesores, pero se espera que el próximo año se aproveche uno de sus túneles de viento y un banco de ensayos de propulsión.

SIMSCALE

La empresa fue fundada en 2012 por estudiantes de la Universidad Técnica de Múnich y lanzó al mercado un software de ingeniería asistida por ordenador cuyas ventajas principales son la ejecución de cálculos en la nube y su Plan Comunitario que permite acceder a una versión gratuita así como a los estudios realizados por otros usuarios con esta versión.



La empresa colabora con el proyecto desde 2020 aportando licencias de su producto, del que el equipo utiliza fundamentalmente el módulo de CFD. También se está aprendiendo a utilizar la sección de FEA, aunque su uso todavía no está consolidado en el equipo.

ALTAIR

Ésta es una compañía tecnológica internacional que ofrece software en los campos de simulación, computación de alto rendimiento e inteligencia artificial desde hace más de 35 años.



En el año 2021, EUROAVIA Valencia alcanzó un acuerdo para obtener licencias de los productos de esta empresa, por lo que se pretende que durante el próximo curso los miembros del Xtra2 UPV prueben distintos programas de Altair para analizar su utilidad para el equipo, principalmente aquellos asociados al análisis estructural.

CLUB D'AEROMODELISME L'ABELLA

Este club se localiza en el municipio de La Alcudia, al sur de Valencia, y está asociado a la Federación de Deportes Aéreos de la Comunidad Valenciana.



Proporciona al equipo desde verano de 2021 un campo de vuelo además de consejo de sus experimentados aficionados al aeromodelismo.

ODIN

Esta empresa española ofrece distintos servicios mediante el uso de drones como la toma de datos o la presentación de proyectos.



Desde 2021 colabora con EUROAVIA Valencia a través de charlas, consejos y ofertas, por lo que se pretende aprovechar su ayuda durante el próximo curso.

Figura 2.2. Logos de los patrocinadores y colaboradores

2.6. VALOR ECONÓMICO

El presupuesto de este proyecto puede abordarse desde distintas perspectivas. Aunque el presente documento se centra en la confección de un demostrador, este apartado pretende analizar el valor económico completo del modelo *Xtra23* que se presentará en la Air Cargo Challenge 2022. Esto incluye costes de material, personal, maquinaria, estaciones de trabajo y participación en la competición, tanto para el diseño definitivo como para el demostrador pues se considera fundamental para definir el modelo final.

Sin embargo, no resulta sencillo estimar todos estos costes pues solo el material supone un desembolso económico real para el equipo; mientras, la maquinaria, los técnicos o las licencias de software son aportados gratuitamente por los colaboradores y patrocinadores presentados antes. Además, todos los miembros del equipo son alumnos de la UPV que invierten su tiempo en el Xtra2 UPV para mejorar su formación y por satisfacción personal.

Para realizar el análisis, se hace uso del valor de sueldos de personal y costes de maquinaria empleados en otras tesis de grado de la bibliografía [1] [9] [10]. Estos valores de referencia como la estimación de horas requeridas se muestran en la Tabla 2.6 y se desglosan en el Anexo III.

Finalmente, también se incluye el gasto real asumido por el equipo en el curso 2020/2021 para la construcción del demostrador. Téngase en cuenta que la mayoría de materiales y componentes han sido reutilizados para abaratar costes.

CONCEPTO	CANT.	COSTE	TOTAL
Materiales	-	-	1 149.99 €
Personal del equipo	4 212 h	15.00 €/h	63 180.00 €
Técnicos de taller	5 h	20.00 €/h	100.00 €
Consultoría Dr. Ingeniero Aeronáutico	36 h	50.00 €/h	1 800.00 €
Estaciones de trabajo	3 289 h	0.52 €/h	1 163.16 €
Licencias de software	4 884 h	0.50 €/h	2 442.26 €
Inscripciones en la ACC	10 ud.	450.00 €/ud	4 500.00 €
VALOR ECONÓMICO TOTAL			74 335.41 €
GASTO REAL ACTUAL			439.84 €

Tabla 2.6. Valor económico del proyecto

En resumen, el valor económico estimado para el proyecto es de *SETENTA Y CUATRO MIL TRESCIENTOS TREINTA Y CINCO EUROS* mientras que el gasto real hasta la fecha es de *CUATROCIENTOS CUARENTA EUROS*.

CAPÍTULO 3.

DIMENSIONAMIENTO INICIAL

3.1. INTRODUCCIÓN

El primer paso para diseñar una aeronave es definir la misión de la misma, en este caso, desempeñar una buena actuación en la competición *Air Cargo Challenge 2022*, entendiéndose como “buena actuación” lograr completar con el mejor resultado posible las pruebas de vuelo del concurso. Pero, ¿qué puntos son clave para alcanzar este objetivo? ¿En qué debe basarse el diseño?

Para responder a las cuestiones anteriores, este capítulo desarrolla un minucioso análisis de la misión, además de incluir una recopilación de aviones semejantes y una estimación de las condiciones de vuelo. De esta manera, es posible definir una serie de variables clave para realizar el diseño, que deben optimizarse para lograr un modelo competitivo.

En último término, toda esta información permite realizar un dimensionamiento inicial del prototipo, que sirve como punto de partida para acometer el diseño en detalle de la electrónica, la aerodinámica y la estructura del avión que se desarrolla en los capítulos posteriores.

3.2. ANÁLISIS DE LA MISIÓN

El propósito habitual de la *Air Cargo Challenge*, tal como se presentó en el Capítulo 1, es desarrollar UAVs que transporten la mayor carga de pago lo más rápido posible. Pero el diseño no es arbitrario, sino que está sujeto a distintas limitaciones, tanto a nivel reglamentario como a nivel capacitivo del equipo.

Comenzando con la normativa de la edición actual, estas reglas ya han sido presentadas antes, aunque a continuación se resumen los aspectos más restrictivos para el dimensionamiento inicial:

- Ala fija.
- Sistema propulsivo predeterminado.
- Restricción dimensional; el avión debe estar contenido en un paralelepípedo de 1.5 m x 1.5 m x 0.5 m de ángulos variables, como se muestra en la Figura 3.2.
- Distancia de despegue menor a 60 m.

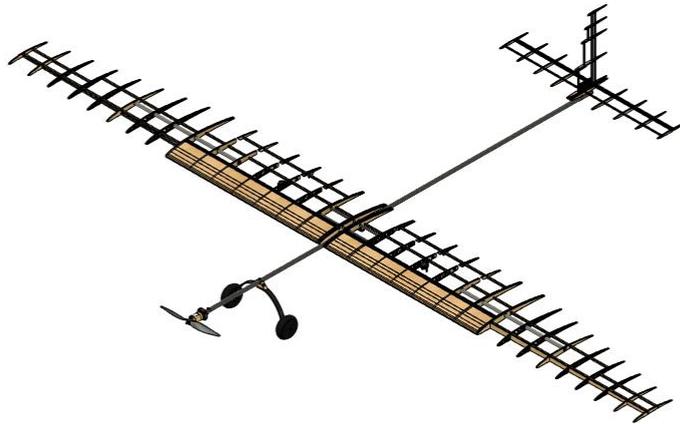


Figura 3.1. Estructura interna del prototipo Xtra22 del curso 2020/2021

En cuanto a las capacidades del equipo, por la experiencia alcanzada con la fabricación de los prototipos *Xtra21* y *Xtra22* del año 2020/2021 cuya estructura interna se muestra en la Figura 3.1, se decide descartar en primera instancia las siguientes configuraciones:

- Tipología de cola en T por la poca rigidez lograda en la unión entre estabilizadores y el peso notablemente superior a otros tipos de empenaje.
- Uso de *flaperons* por la baja maniobrabilidad en despegue si se requiere la utilización de dispositivos hipersustentadores.
- Formas elípticas, principalmente para el ala principal por la ínfima experiencia y la falta de medios para trabajar con materiales compuestos.
- Grupos multialares por su complejidad estructural.
- Canard y alas volantes por la dificultad de pilotaje.
- Fuselajes carenados por el peso y la complejidad constructiva añadida.

Todas estas limitaciones acotan el dimensionamiento inicial, que debe optimizarse aún para lograr el mejor resultado en la competición. De acuerdo al sistema de puntuación mostrado en la Tabla 1.1, es evidente que el diseño debe centrarse en acrecentar la carga de pago, la velocidad máxima y el ratio de ascenso.

Profundizando en estos apartados, el ascenso a 100 metros es una cuestión de habilidad del piloto más que de diseño siempre que se verifique que es posible alcanzar un ratio de ascenso de unos 2 m/s con la máxima carga; luego la carga de pago y la velocidad serán los puntos clave del diseño. No obstante, maximizar la carga supone incrementar la sustentación a través del CL de equilibrio, lo que a priori implica un aumento en la resistencia por el CD_i y, con ello, una reducción de la velocidad.

En otras palabras, es inalcanzable la maximización de los dos parámetros clave, por lo que en este punto debe decidirse una filosofía concreta de diseño: maximización de la carga, maximización de la velocidad o un balance de ambas. Para ello, se desarrolla un simulador de

puntuación en Matlab, cuyo código se adjunta en el Anexo IV, de tal manera que es posible concluir qué aspecto influye en mayor medida en la puntuación final.

A pesar de desconocer el desempeño de las aeronaves participantes, es posible realizar una estimación en base a la normativa y la experiencia. Si bien el error puede ser elevado, el simulador de puntos permite efectuar un análisis comparativo y extraer conclusiones cualitativas.

CASO	CARGA DE PAGO	VELOCIDAD	PUNTUACIÓN
Récord de ronda	3.5 kg	70 km/h	–
1	3.5 kg	60 km/h	1112.4
2	3.2 kg	65 km/h	1107.6
3	3.3 kg	62 km/h	1102.9
4	2.8 kg	65 km/h	1069.5
5	2.5 kg	70 km/h	1064.8

Tabla 3.1. Simulación de puntuaciones en función de la carga y la velocidad en la ACC 2022

Tras numerosas iteraciones, algunas recogidas en la Tabla 3.1, se concluye que la carga de pago tiene mayor impacto en la puntuación pero no debe descuidarse la velocidad de vuelo. Esto ocurre porque las aeronaves pueden presentar cierta disparidad en el MPL en función de su diseño pero no diferencias significativas para la puntuación en la velocidad de vuelo por la igualdad propulsiva. Esto implica que, aunque se reduzca la carga útil para aumentar la velocidad, este incremento es insuficiente para compensar la pérdida de puntos por carga de pago.

Por tanto, la filosofía de diseño asumida busca un equilibrio entre carga de pago y velocidad pero priorizando el primer aspecto. Definidas estas bases, se analizan los parámetros que influyen en esta filosofía para hallar las que serán las variables de diseño, es decir, los parámetros que pueden imponerse con cierta libertad para lograr el modelo deseado.

En primer lugar, para maximizar la carga de pago debe minimizarse el peso estructural y maximizarse el peso máximo al despegue. El primero está ligado con todas las secciones de diseño, pero principalmente con el apartado de estructuras, desarrollado en el Capítulo 7; mientras, el segundo se trata de la variable a maximizar por el diseño aerodinámico, expuesto en el Capítulo 6, dentro de unos márgenes de eficiencia aerodinámica para evitar una pérdida drástica de velocidad de vuelo que repercuta en la puntuación final.

$$W = W_{est} + W_{PL} \simeq \frac{1}{2} \rho V^2 S_w CL_{m\acute{a}x} \quad (43)$$

La Ecuación 43 [11], que asume condiciones de equilibrio, vuelo horizontal nivelado y proyección del empuje despreciable en el eje vertical, es fundamental pues define rápidamente algunos parámetros clave a tener en cuenta para maximizar la carga útil. Pero existe una limitación primordial: la fase de despegue. Esta etapa es la más restrictiva pues está acotada por la normativa a una distancia máxima de 60 metros en la que la aeronave es incapaz de aproximarse a su velocidad de crucero.

Para incluir los factores que intervienen en el despegue y, por tanto, en la maximización de la carga útil, se presenta la Ecuación 44 [12], reescrita en la Ecuación 45 en función de otros parámetros para obtener las variables de diseño:

$$x_{to} = MTOW \int_0^{V_{to}} \frac{V}{T_s(V) - \frac{1}{2} \rho(z) V^2 S_w (CD - \mu_d CL) - \mu_d MTOW} dV \quad (44)$$

$$60 \leq g(m_{est} + m_{PL}) \int_0^{n_s V_{stall}} \frac{V dV}{T_s(V) - \frac{1}{2} \rho(z) V^2 S_w ((CD + \Delta CD_f) - \mu_d (CL_{m\acute{a}x} + \Delta CL_f)) - \mu_d g(m_{est} + m_{PL})} \quad (45)$$

De la Ecuación 45 se extrae que los parámetros clave son: m_{est} , n_s , T_s , ρ , S_w , CD , ΔCD_f , $CL_{m\acute{a}x}$, ΔCL_f , μ_d . Pero algunas de estas variables quedan impuestas por factores externos como la densidad, el empuje y parcialmente el rozamiento. Por tanto, como parámetros de diseño quedan las variables que se listan a continuación:

- m_{est} : depende de todas las secciones de diseño pero principalmente de la sección estructural; definido un MTOW, su minimización permite aumentar el MPL.
- μ_d : influida tanto por la pista de despegue como por las ruedas del tren de aterrizaje, debe minimizarse pero no se analizará detalladamente en la fase de diseño pues se considera más trascendental su acabado tras la construcción.
- n_s : siempre mayor a 1, se define en función del riesgo que se desea asumir en relación a la operación en zonas cercanas a la entrada en pérdida.
- S_w : limitada por la restricción dimensional del reglamento, tratará de maximizarse pero asegurando que es posible equilibrar el avión.
- $CL_{m\acute{a}x}$, CD : dependen del perfil y la geometría alar; se debe maximizar el primero y minimizar el segundo a través de CD_0 y e_w .
- ΔCL_f , ΔCD_f : fijados por el dimensionamiento de las superficies hipersustentadoras, se intentará maximizar el primero y minimizar el segundo.

En resumen, el proceso de análisis de la misión ha dado lugar al siguiente esquema fundamental para elaborar el diseño:

1. Objetivo del equipo → Buen resultado en la ACC
2. Aspectos que se priorizan en la competición → Carga de pago > Velocidad > ...
3. Limitaciones relevantes:
 - a. Por normativa → Propulsión, dimensiones y despegue
 - b. Por capacidades → Dificultades con cola en T, formas elípticas, multialas...
4. Filosofía del diseño → Maximizar carga transportable con velocidad aceptable
5. Parámetros clave para esa filosofía → m_{est} , n_s , T_s , ρ , S_w , CD , ΔCD_f , $CL_{m\acute{a}x}$, ΔCL_f , μ_d
6. Variables de diseño → m_{est} , n_s , S_w , $CL_{m\acute{a}x}$, CD_0 , e_w , ΔCL_f , ΔCD_f

3.3. ESTIMACIÓN DE MASAS

La estimación de la masa es uno de los pasos más importantes en la fase conceptual del diseño pues, cuanto más acertado sea este dato, más precisos serán los cálculos posteriores y menos iteraciones se requerirán. Una mala estimación puede dar lugar a un erróneo dimensionamiento del volumen de carga y de la resistencia estructural entre otros aspectos, resultando todo ello en un prototipo poco optimizado: sobredimensionado o incapacitado para su misión.

Aunque no existe un criterio absoluto para dicha estimación, es posible aproximarse a un valor adecuado en base a:

- Otros aviones con misiones similares, recopilados en el Anexo V y resumidos en la Tabla 3.2.
- El tamaño aproximado del prototipo según las restricciones dimensionales.
- Los materiales previstos para la fabricación.

Los aviones semejantes de mayor interés para el *Xtra23* son los prototipos diseñados, contruidos y volados por el propio equipo pues es probable que el nuevo diseño mantenga una filosofía estructural similar. Dado que se tienen más datos de vuelo del *Xtra21*, se toma éste como referencia, cuya arquitectura alar se compone por costillas y largueros de madera contrachapada y bayonetas de fibra de carbono.

Otro modelo interesante es el *V-15* del equipo UPC Venturi pues la estructura alar es similar y logró excelentes resultados en la edición del año 2015, aunque no se han podido hallar suficientes datos técnicos del prototipo [13].

En relación a la recopilación de datos, se ha encontrado suficiente información sobre *MARS*, modelo del equipo AERO@UBI que, aunque no lograron los resultados esperados en la edición de 2017, es un equipo referente en la ACC del que aprender, además de que esta información será fundamental para realizar algunas estimaciones [1].

Por último, se ha decidido incluir uno de los aviones campeones de la competición, en concreto el modelo *Garfield*, del equipo FlyHard del club AkaModell Múnich. Si bien sus procesos de fabricación distan bastante de los del equipo *Xtra2* UPV pues no se dispone de las mismas capacidades constructivas, es fundamental tener en cuenta cómo trabajan los mejores equipos de la ACC y en qué se diferencian para alcanzar la victoria.

Analizando un poco más en detalle este prototipo, aunque no logró el récord de carga de pago transportada, obtuvo la victoria gracias a un balance entre carga y velocidad. Los puntos más destacados que le llevaron al éxito fueron [14]:

- Optimización del área, la geometría y el perfil aerodinámico.
- Balance entre velocidad y carga útil, hallando el mejor resultado con un simulador de vuelo que integra parámetros como el factor de carga, estructurales e incluso posición de *flaps*.
- Millones de iteraciones con 17 variables de diseño.
- Simplificación del diseño estructural.
- Reducción de la resistencia al incluir los enlaces entre ala y *flap* en el interior de la estructura.

De esta manera, las características de los modelos *Garfield*, *MARS*, *V-15* y *Xtra21* se muestran en el presente capítulo en la Tabla 3.2:

	<i>Garfield</i>	<i>MARS</i>	<i>V-15</i>	<i>Xtra21</i>
Equipo	AkaModell Múnich	AERO@UBI	UPC Venturi	Xtra2 UPV
Año	2019	2017	2015	2020
Resultado ACC	1°	23°	10°	–
Motor	AXI 2826/10	AXI 2826/10	AXI 2826/10	Cobra 2826/12
Hélice	13 x 7”	13 x 7”	13 x 7”	12 x 6”
m_{est}	–	3.39 kg	–	3.02 kg
m_w	–	2.3 kg	–	1.60 kg
m_{PL}	9.80 kg	12.75 kg	7.50 kg	–
Estructura alar	Caparazón de CF	Sándwich de CF, balsa y PS extruido	Reticular de balsa y CF	Reticular de contrachapado y CF
S_w	1.28 m ²	1.00 m ²	1.26 m ²	1.00 m ²
b_w	4.20 m	4.20 m	3.27 m	2.86 m
c_w	0.31 m	0.25 m	0.36 m	0.35 m
AR_w	13.76	17.62	8.49	8.18
x_{CG}^1	44.54 %	31.03 %	–	39.71 %
Perfil	ACC_19_v02	Raíz: MS101_383 Tip: MST113_310	SG6042	NACA CYH
Cola	En V	Convencional	En T	En T
V_{stall}	–	32.40 km/h	–	40.71 km/h
V_m^2	62.07 km/h	–	–	–
$V_{máx}$	–	86.40 km/h	–	76.17 km/h

Tabla 3.2. Características relevantes de algunos aviones semejantes para el diseño

¹ Respecto a la cuerda en la raíz

² Velocidad media del mejor vuelo en la ACC, lo cual puede incluir virajes

Una vez finalizada la recopilación y análisis, se asume que para la estructura del prototipo, al menos para el modelo demostrador, se seguirá una tipología similar a la de anteriores diseños del equipo: costillas y larguero principal de madera contrachapada y tubos de unión de CF. Por tanto, las aeronaves más significativas de la Tabla 3.2 por su semejanza estructural son el *V-15* y el propio *Xtra21* cuya arquitectura es idéntica a la de la Figura 3.1. En base a ellos se estima la masa de cada una de las partes del avión teniendo en cuenta que el nuevo modelo tendrá una reducción de la superficie alar de más del 50% por las restricciones dimensionales.

De esta manera se obtiene en la Figura 3.3 una estimación inicial de la masa total del prototipo:

SECCIÓN	ELEMENTO	MASA
ELECTRÓNICA	Motor	0.230 kg
	Hélice	0.020 kg
	ESC	0.100 kg
	Batería principal	0.250 kg
	Batería auxiliar	0.100 kg
	GPS	0.150 kg
	Receptor	0.007 kg
ESTRUCTURA	Fuselaje	0.150 kg
	Bahía de carga	0.250 kg
	Ala	0.800 kg
	Estabilizador horizontal	0.040 kg
	Estabilizador vertical	0.035 kg
	Patín de cola	0.050 kg
	Tren principal	0.120 kg
TOTAL		2.300 kg

Tabla 3.3. Desglose de la estimación de masas del nuevo diseño

Por tanto, la masa total estimada, que se emplea en los cálculos de los próximos capítulos, es de 2.3 kg. Sin embargo, se espera lograr reducir este valor en el desarrollo del diseño en detalle y a través de las mejoras propuestas tras la experimentación del modelo demostrador del *Xtra23*, estableciendo como masa total objetivo los 2.0 kg.

3.4. CONDICIONES DE VUELO

Las condiciones de trabajo deben definirse en las primeras fases de diseño para operar con unos valores prefijados en las ecuaciones que se empleen en las siguientes etapas.

De esta manera, entendiéndose como condiciones de vuelo las variables atmosféricas y la velocidad de vuelo, esta subsección se centra en la estimación de sus valores en base a datos estadísticos y bibliográficos.

CONDICIONES ATMOSFÉRICAS

De acuerdo a la atmósfera ISA, los valores estándar de los parámetros atmosféricos se definen en la Tabla 3.4 a nivel del mar y atmósfera en calma e ideal:

PARÁMETRO	VALOR	UNIDADES
h_0	0	m
T_0	15	°C
P_0	101325	Pa
Hr_0	0	%
$V_{wing, 0}$	0	m/s
ρ_0	1.225	kg/m ³
μ_0	$1.802 \cdot 10^{-5}$	kg/m·s
ν_0	$1.470 \cdot 10^{-5}$	m ² /s

Tabla 3.4. Valores de las variables atmosféricas más relevantes [15]

Estos son unos parámetros de referencia adecuados por su estandarización y que, incluso, pueden ser utilizados en la mayoría de cálculos por su leve influencia en algunas variables. No obstante, se decide estimar también las condiciones atmosféricas previstas para la competición con el objetivo de contar con estos datos para lograr mayor precisión si así se requiere en algún cálculo.

La edición 2022 se celebrará en la ciudad de alemana de Múnich durante los primeros días del mes de julio. Así pues, para definir las variables atmosféricas de interés se ha recurrido a una recopilación de datos históricos del clima de la ciudad en el intervalo de horas en el que tienen lugar las pruebas de vuelo de la competición y a las dependencias fundamentales de dichas variables, recogidas en el Capítulo 1, para obtener los resultados de la Tabla 3.5:

MÚNICH, ALEMANIA (48.1374300°, 11.5754900°, 524 m s.n.m.)

DESPEGUE			CRUCERO		
h_{to}	524	m	h_{cr}	624	m
T_{to}	22.538	°C	T_{cr}	21.871	°C
P_{to}	101 467	Pa	P_{cr}	100 269	Pa
Hr_{to}	54.68	%	Hr_{cr}	54.68	%
$V_{wing, to}$	3.04	m/s	$V_{wing, cr}$	3.04	m/s
$V_{raf, to}$	6.09	m/s	$V_{raf, cr}$	6.09	m/s
ρ_{to}	1.189	kg/m ³	ρ_{cr}	1.178	kg/m ³
μ_{to}	$1.825 \cdot 10^{-5}$	kg/m·s	μ_{cr}	$1.822 \cdot 10^{-5}$	kg/m·s
ν_{to}	$1.535 \cdot 10^{-5}$	m ² /s	ν_{cr}	$1.547 \cdot 10^{-5}$	m ² /s

Tabla 3.5. Variables atmosféricas de referencia en Múnich a nivel de despegue y crucero [16]

Donde el subíndice “to” relaciona dichas variables con la fase de despegue y “cr”, con el crucero. Todas estas constantes se emplean para desarrollar parte del diseño aerodinámico y las actuaciones del Capítulo 6.

VELOCIDAD DE VUELO

Esta estimación no es fácil pues, por un lado, en las primeras etapas de diseño aún no se conocen las fuerzas resistivas ni propulsivas y, por otro, la aeronave atraviesa distintas fases de vuelo que no experimentan la misma velocidad. Las etapas más importantes son la de despegue y crucero, pero además estas fases pueden darse para el avión con distintas cargas de pago.

Para establecer valores de referencia de velocidad de vuelo que sienten las bases del diseño, se hace uso nuevamente de aviones semejantes. El equipo ha adquirido ya cierta experiencia gracias a los prototipos *Xtra21* y *Xtra22* del año 2020/2021, por lo que la Tabla 3.6 recopila información relevante para estimar la velocidad de vuelo:

	<i>XTRA21</i>	<i>XTRA22</i>	<i>XTRA23</i>
Motor	COBRA 2826/12	COBRA 2826/12	AXI 2826/10 V2
Hélice	APC 12x6	APC 12x6	APC 10x6E
S_w	1.00 m ²	1.00 m ²	< 1.00 m ²
m	3 023 g	2 620 g	2 300 g
V_{stall}	40.71 km/h	32.35 km/h	¿?
$V_{máx}$	76.17 km/h	–	¿?

Tabla 3.6. Características de referencia de los prototipos diseñados por el equipo

El nuevo diseño está propulsado por una hélice menor y un motor con un desempeño teóricamente superior [17] [18]; mientras que el menor tamaño obligado por la normativa a priori debe traducirse en una reducción de peso y de resistencia aerodinámica. En primera instancia, se establece que la velocidad de despegue del prototipo sin carga de pago puede rondar los 50 km/h mientras que cargado se podría reducir hasta unos 35 km/h por el uso de dispositivos hipersustentadores.

La velocidad media o de crucero en pasadas ediciones de la ACC estuvo entre los 65 y los 80 km/h como indica la Tabla 3.2 y el Anexo V, luego se establece como primera referencia que para esta edición la máxima velocidad media durante el circuito de vuelo se halle sobre los 70 km/h.

Además del intervalo de velocidades de vuelo, se establece un valor de referencia que se emplea para el cálculo de distintos parámetros característicos de la aeronave como los coeficientes aerodinámicos. Algunos de ellos están fuertemente condicionados por la velocidad, principalmente el CD , que incrementa considerablemente con la disminución de la velocidad.

Por tanto, se establece como valor de referencia una velocidad reducida dentro del intervalo definido, por ejemplo 40 km/h al igual que en los prototipos anteriormente diseñados por el equipo, de manera que la fase más restrictiva, la fase de despegue, pueda modelarse con mayor precisión.

Todas estas velocidades de vuelo, resumidas a continuación en la Tabla 3.7, son únicamente valores de referencia para las primeras fases de diseño, de manera que en los capítulos posteriores se hallan los valores concretos a los que opera la aeronave. Por el momento, serán útiles para el cálculo del número de Reynolds tras definir los valores geométricos de referencia en la Subsección 3.5.

3.5. DISEÑO BASE

Tras definir las limitaciones, la filosofía del diseño, las condiciones de vuelo y la masa estimada del prototipo, finaliza esta primera etapa de diseño con la confección de un modelo conceptual en el que se basa el posterior diseño preliminar y en detalle de cada subsección de la aeronave.

Recuperando las restricciones enumeradas anteriormente, el diseño conceptual debe cumplir las limitaciones dimensionales de la competición: el avión ensamblado debe mantenerse dentro de una caja de 1.5 m x 1.5 m x 0.5 m tal y como muestra la Figura 3.2.

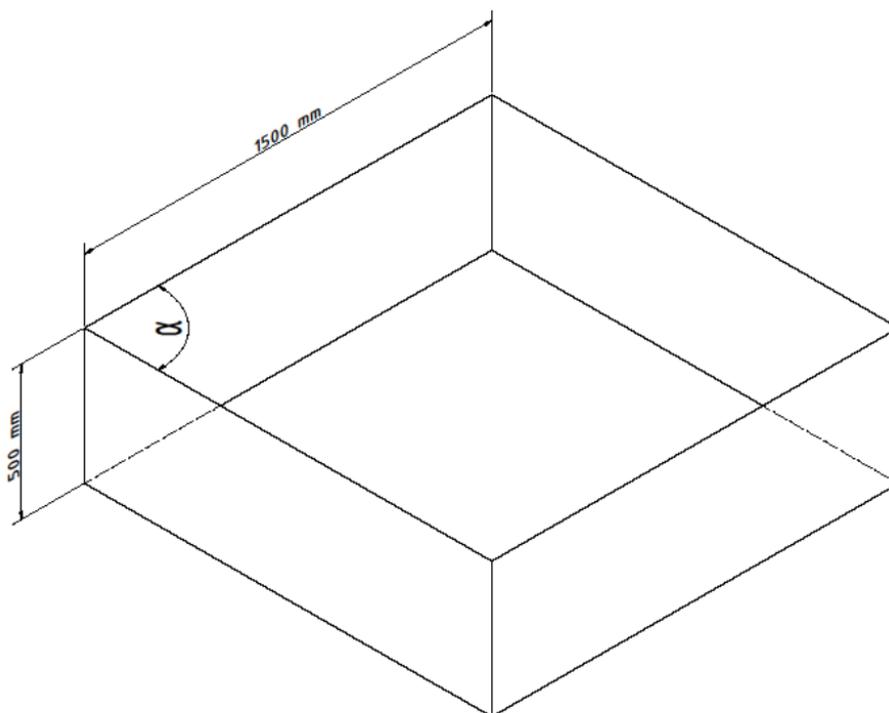


Figura 3.2. Caja representativa de las restricciones dimensionales de la competición [2]

Dado que el objetivo del modelo es maximizar la carga de pago dentro de unos márgenes de eficiencia y uno de los parámetros de diseño es la superficie alar, se debe tratar insertar en el paralelepípedo un ala recta de referencia que presente el mayor área posible. Sin embargo, es fundamental establecer algunos criterios de diseño:

- $AR_w \geq 8$, para aumentar la eficiencia aerodinámica.
- Hiato y S_H suficientes para equilibrar.

La primera consideración surge de que, aunque se desea maximizar la carga, no se debe arruinar la eficiencia aerodinámica pues se reducirá considerablemente la velocidad máxima. Las aeronaves comerciales suelen dimensionarse con un alargamiento alar entre 8 y 12 puntos pues, a mayor alargamiento, mayor eficiencia aerodinámica al disminuir la resistencia inducida; pero existe un límite estructural, fruto del incremento de tensiones en el encastramiento, que impide elevar este factor [19]. Además, los campeones de las ediciones pasadas de la ACC presentaban altos alargamientos, como el AR_w de 13.76 unidades de *Garfield*, prototipo de AkaModell München en la edición de 2019 [14].

La segunda consideración depende específicamente de las alas. No existe un valor fijo, pero puede utilizarse la experiencia, la recopilación de aviones semejantes o algunos criterios sencillos para ajustar inicialmente estos parámetros:

- Criterio de proporcionalidad:

- $S_H \approx \frac{S_w}{5}$

- $S_V \approx \frac{S_w}{6}$

- Equilibrio de momentos:

$$CM_\alpha < 0 \quad (46)$$

$$\left(CL_{\alpha_w} \left(\frac{x_{CG} - x_{CAW}}{c_w} \right) + CL_{\alpha_H} \left(1 + \frac{d\epsilon}{d\alpha} \right) \left(\frac{x_{CG} - x_{CAH}}{c_w} \right) \left(\frac{S_H}{S_w} \right) \right) < 0 \quad (47)$$

Los valores de la Ecuación 47 se estiman en base a la teoría y la experiencia con el fin de hallar una relación aproximada entre la distancia del empenaje y su superficie: pendientes de sustentación iguales, desviación nula, centros aerodinámicos a un cuarto de cuerda y centro de gravedad entre el 30 % y el 45 % de la cuerda, comúnmente un tercio. De esta manera queda una relación básica de estabilidad en la Ecuación 48, graficada en la Figura 3.3:

$$\left(\frac{1}{12} + \left(\frac{1}{12} - l_{wH} \right) \left(\frac{S_H}{S_w} \right) \right) < 0 \quad (48)$$

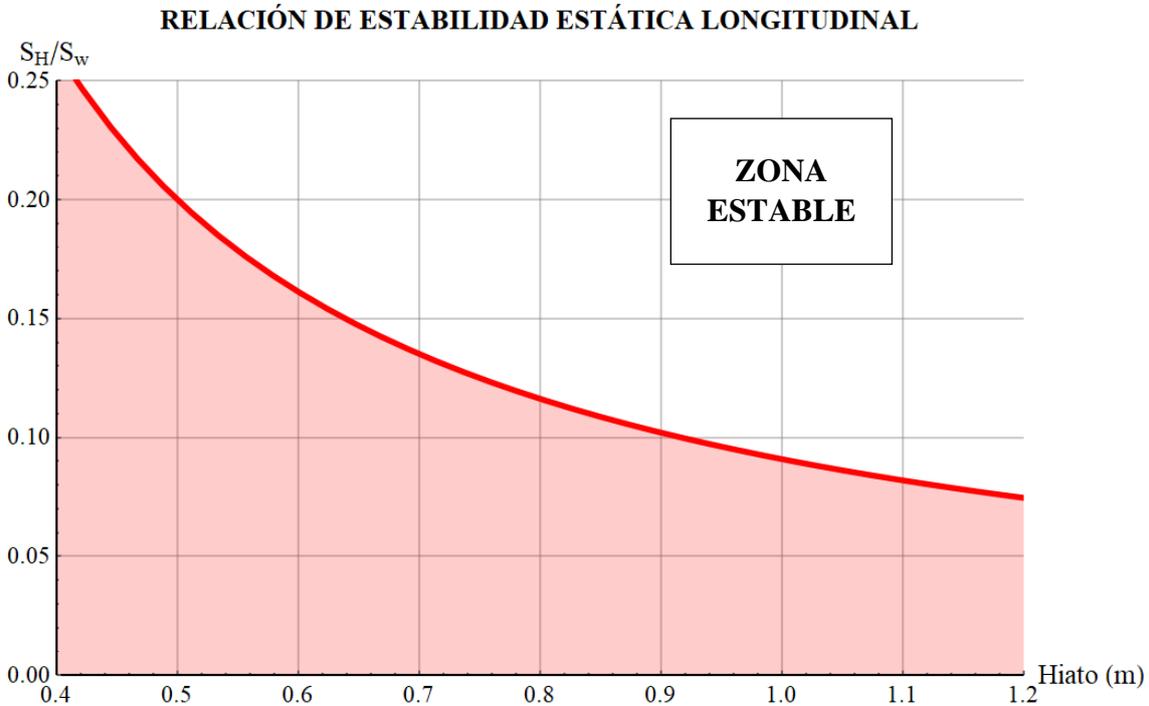


Figura 3.3. Relación aproximada de estabilidad para la distancia y la superficie del empenaje

Atendiendo a la Figura 3.3, cualquier propuesta que se encuentre en la parte superior del gráfico es estable con un alto grado de confianza. Sin embargo, aquellas que se sitúen en la zona coloreada son previsiblemente inestables pero no es posible afirmarlo con absoluta confianza pues no se ha tenido en cuenta la desviación entre alas, el perfil de las mismas, la diferencia entre pendientes de sustentación, el punto exacto del centro aerodinámico para cada ala... Pese a ello, establece una primera aproximación de estabilidad por el lado de la seguridad hasta obtener un diseño con mayor detalle que permita precisar los cálculos.

Finalmente, tras numerosas iteraciones, una de las propuestas satisfactorias es la recogida en la Figura 3.4, que permite establecer los parámetros geométricos de referencia de la Tabla 3.7. Este diseño propone un ala base a optimizar con dispositivos de punta alar y un empenaje convencional por los buenos resultados ofrecidos en anteriores prototipos del equipo.

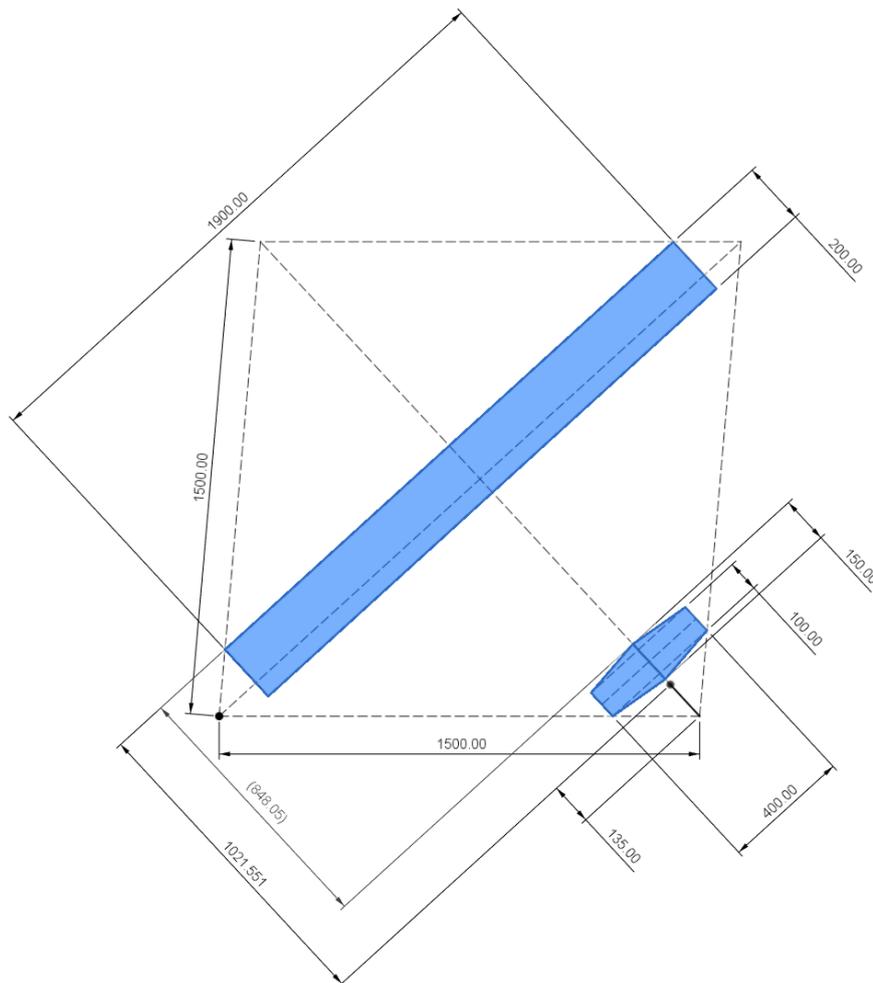


Figura 3.4. Boceto en mm de la propuesta conceptual de referencia para el diseño del Xtra23

Para finalizar, se calculan el número de Mach y el número de Reynolds mediante la Ecuación 20 y la Ecuación 21 respectivamente, presentadas en el Capítulo 1. Los resultados se recopilan también en la Tabla 3.7, que resume el valor de referencia de todas las variables fundamentales.

De esta manera, se puede concluir con que el valor de Re será relativamente bajo, luego los esfuerzos viscosos tendrán gran relevancia, es decir, el CD_0 será elevado y será decisivo lograr un buen acabado y una buena integración de cada parte del prototipo. Además, este

cálculo indica que es posible utilizar el software *xflr5*, que ofrece buenos resultados con un valor de Reynolds inferior a 500k [8].

Por su parte, el reducido número de Mach indica que el vuelo se desarrolla en régimen subsónico bajo como era previsible, de manera que se cumple también esta hipótesis necesaria para el cálculo con *xflr5*. Además, la hipótesis de flujo incompresible es acertada y, por tanto, será posible simplificar los cálculos utilizando un valor constante, concretamente nulo.

VARIABLE	INTERVALO	REFERENCIA
h	[0, 100] m	0 m
ρ	[1.178, 1.189] kg/m ³	1.189 kg/m ³
μ	[1.822, 1.825]·10 ⁵ kg/m·s	1.825·10 ⁵ kg/m·s
V	[8.33, 19.44] m/s	11.11 m/s
c_w	[18, 22] cm	20 cm
S_w	[0.32, 0.44] m ²	0.4 m ²
b_w	[1.8, 2.0] m	1.9 m
c_H	[5, 15] cm	10 cm
Re_w	[109 000, 253 000]	145k
Re_H	[27 000, 190 000]	72k
Ma	[0.02, 0.06]	0.00

Tabla 3.7. Valores de referencia fundamentales extraídos de la fase conceptual

En resumen, la Tabla 3.7 muestran intervalos de operación y dimensionamiento de la aeronave, así como un punto de referencia basado en la propuesta conceptual concreta de la Figura 3.4 para el caso de los parámetros geométricos; en relación a las condiciones de vuelo, la referencia se establece en la fase de despegue para la pista de diseño ubicada en Múnich pues se considera la etapa más restrictiva de la misión.

CAPÍTULO 4.

PROPULSIÓN

4.1. INTRODUCCIÓN

El reglamento de las distintas ediciones de la *Air Cargo Challenge* suele definir el grupo moto-propulsor de las aeronaves concursantes. Esta imposición elimina posibles ventajas en términos de potencia, de manera que el peso del diseño para lograr un modelo competitivo recae fundamentalmente en la parte aerodinámica y estructural.

Esta norma es una de las mayores limitaciones del concurso pues determina en gran medida las etapas del diseño. Dados un motor y una hélice concretos, el modelo de empuje queda definido y los participantes decidirán en base a éste el resto del diseño de la aeronave.

De acuerdo a la normativa de la ACC'22 [2], el sistema propulsivo es inmodificable y debe estar formado por los siguientes componentes comerciales:

- Un motor eléctrico sin escobillas AXI 2826/10 GOLD LINE V2.
- Una hélice APC 10x6E o una Aero-naut CAM Carbon Ligth 10"x6".
- Un ESC de al menos 30 A.
- Una batería principal de hasta 3 celdas en serie y 12.6 V máximo.
- Transmisiones entre motor y hélice distintas a 1:1 no están permitidas.

Con ello es posible definir las características del grupo moto-propulsor:

VARIABLE	VALOR
Potencia máxima del motor	740 W
Rendimiento del motor	86 %
Velocidad de giro por voltio	920 KV
Voltaje nominal de la batería	11.1 V
Diametro de la hélice del modelo definitivo	25.40 cm
Diametro de la hélice del demostrador	30.48 cm

Tabla 4.1. Características del sistema propulsivo [18]

Los datos de la Tabla 4.1 permiten definir el modelo de empuje en función de las variables de las que depende, como la velocidad, la densidad o el voltaje. Para simplificar, se considerarán condiciones de atmósfera estándar a nivel del mar y se hallará únicamente en función de la velocidad pues es el parámetro de mayor influencia para la misión dada.

Los métodos que se proponen para obtener esta función son a través de otros estudios de la bibliografía, analíticamente con la teoría de la cantidad de movimiento, semianalíticamente con el software *MotoCalc* o experimentalmente con un ensayo en túnel de viento.

Dado que actualmente no se cuenta con hélices de 10"x6" en el inventario, se reutilizarán las hélices de 12"x6" disponibles en el taller para reducir costes e incluir pruebas experimentales en este estudio, por lo que en este capítulo se obtendrá el modelo de empuje para ambas hélices mediante distintos métodos y se representarán asumiendo que la palanca de potencia toma el valor unitario (potencia máxima).

4.2. MODELO EXTRAÍDO DE LA BIBLIOGRAFÍA

La literatura relacionada contiene numerosos estudios de propulsión para conjuntos motor-hélice similares, gracias a los cuales es posible hacerse una idea de la función esperada como muestra la Figura 4.1:

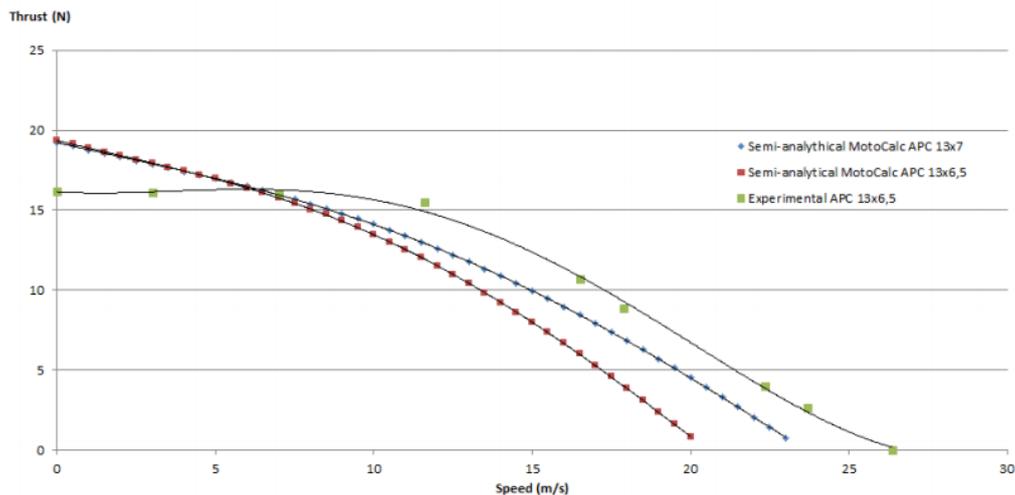


Figura 4.1. Modelo de empuje a 8000 rpm del equipo UPC Venturi para la ACC'15 [13].

Para las hélices de interés, concretamente la APC 10x6E y la APC 12x6E, el fabricante proporciona datos de su desempeño obtenidos mediante análisis numéricos y experimentales. Estos valores se recopilan en función de la velocidad de giro del motor, que depende del voltaje de la batería principal, parámetro que disminuye con el tiempo de operación, aunque se conoce que estará entre 9.0 V y 12.6 V pues es el rango de trabajo de las baterías de mayor voltaje permitidas en la competición [20].

Una vez definido el intervalo teórico de tensión eléctrica, es posible hallar el rango de velocidad de giro del motor a máximas prestaciones. De acuerdo al valor de velocidad de giro por voltio de la Tabla 4.1, la velocidad de giro teórica del motor se encontrará entre 8 280 rpm y 11 592 rpm. Sin embargo, estos valores son para condiciones ideales y motor sin carga, por lo que serán menores en la realidad por la resistencia de los elementos del circuito eléctrico y por la carga añadida al acoplar una hélice por su peso y resistencia aerodinámica.

Para simplificar y eliminar la dependencia del voltaje y de la velocidad de vuelo, se decide asumir que las hélices girarán a una velocidad constante. Esta hipótesis no es totalmente cierta en todo el rango de operación pero dada la complejidad para calcular este parámetro, se decide aplicarla y hacer uso de valores comunes empleados en la bibliografía [13] [21]:

- APC 10x6E → 9 000 rpm
- APC 12x6E → 8 000 rpm

Durante el vuelo, la batería se descargará progresivamente y en las fases de aproximación, aterrizaje y posibles frustradas, es probable que el empuje máximo real sea menor al modelado, pero será suficiente pues no requieren la máxima potencia.

De esta manera, en la Tabla 4.2 se recopilan los valores de empuje y velocidad para las hélices del modelo definitivo y del demostrador [22]:

DATOS DE DESEMPEÑO DE APC-PROPELLERS			
APC 10x6E 9000 rpm		APC 12x6E 8000 rpm	
V (m/s)	T_s (N)	V (m/s)	T_s (N)
0.00	13.09	0.00	18.74
1.07	13.03	0.98	18.51
2.10	12.95	1.97	18.25
3.17	12.83	2.95	17.95
4.25	12.68	3.93	17.62
5.32	12.49	4.87	17.27
6.35	12.26	5.86	16.88
7.42	12.01	6.84	16.45
8.49	11.73	7.82	16.00
9.57	11.41	8.81	15.50
10.59	11.06	9.79	14.98
11.67	10.68	10.77	14.41
12.74	10.28	11.76	13.82
13.77	9.83	12.74	13.18
14.84	9.35	13.72	12.51
15.91	8.83	14.66	11.81
16.99	8.29	15.65	11.08
18.02	7.73	16.63	10.32
19.09	7.16	17.61	9.56
20.16	6.57	18.60	8.77
21.23	5.97	19.58	7.97
22.26	5.37	20.56	7.15
23.34	4.74	21.55	6.32
24.41	4.10	22.53	5.46
25.44	3.45	23.47	4.59
26.51	2.78	24.45	3.70
27.58	2.10	25.44	2.79
28.66	1.41	26.42	1.87
29.68	0.71	27.40	0.94
30.76	0.00	28.39	0.00

Tabla 4.2. Desempeño de las hélices según el fabricante

El resto de parámetros de interés que proporciona la empresa *APC-Propellers* pueden encontrarse en el Anexo VI.

La Figura 4.2 muestra este modelo de empuje para distintas velocidades de giro de la hélice con el fin de observar la pérdida de tracción si la batería principal se encuentra prácticamente descargada:

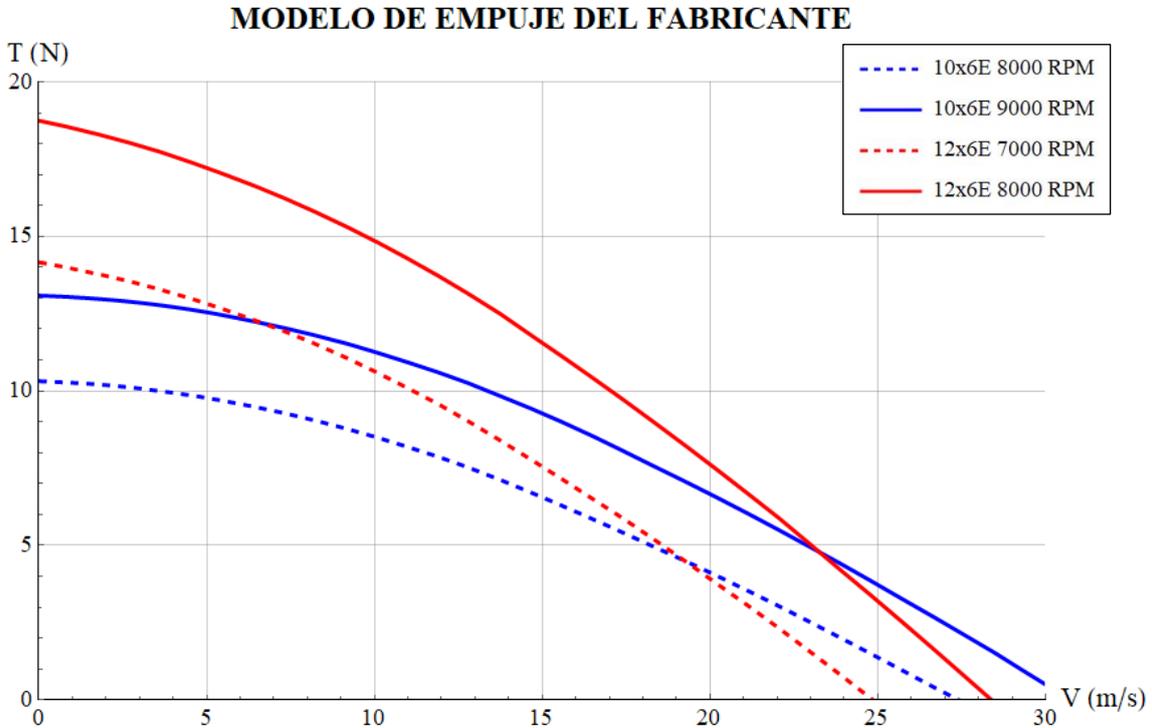


Figura 4.2. Modelo de empuje según el fabricante de las hélices

4.3. MODELO ANALÍTICO

Existen diversas teorías para caracterizar la tracción generada por una hélice en función de las condiciones de vuelo. Una de ellas es la Teoría de la Cantidad de Movimiento aplicada a un disco actuador, en la que, asumiendo que la potencia necesaria para mover las palas no depende de la velocidad, es posible alcanzar la expresión de la Ecuación 49 [23]:

$$T_s = \left(- \frac{2 \rho A_h V W_s}{3^{1/3} \left(9 \rho A_h W_s^2 + \sqrt{3} \sqrt{8 \rho^3 A_h^3 V^3 W_s^3 + 27 \rho^2 A_h^2 W_s^4} \right)^{1/3}} + \left(\frac{9 \rho A_h W_s^2 + \sqrt{3} \sqrt{8 \rho^3 A_h^3 V^3 W_s^3 + 27 \rho^2 A_h^2 W_s^4}}{9} \right)^{1/3} \right) \delta_p \quad (49)$$

Sustituyendo en la Ecuación 49 los datos de la Tabla 4.1, asumiendo que la potencia nominal es la mitad a la máxima potencia [9] y condiciones a nivel del mar, se alcanza el modelo de empuje a través de un método analítico como muestra la Figura 4.3:

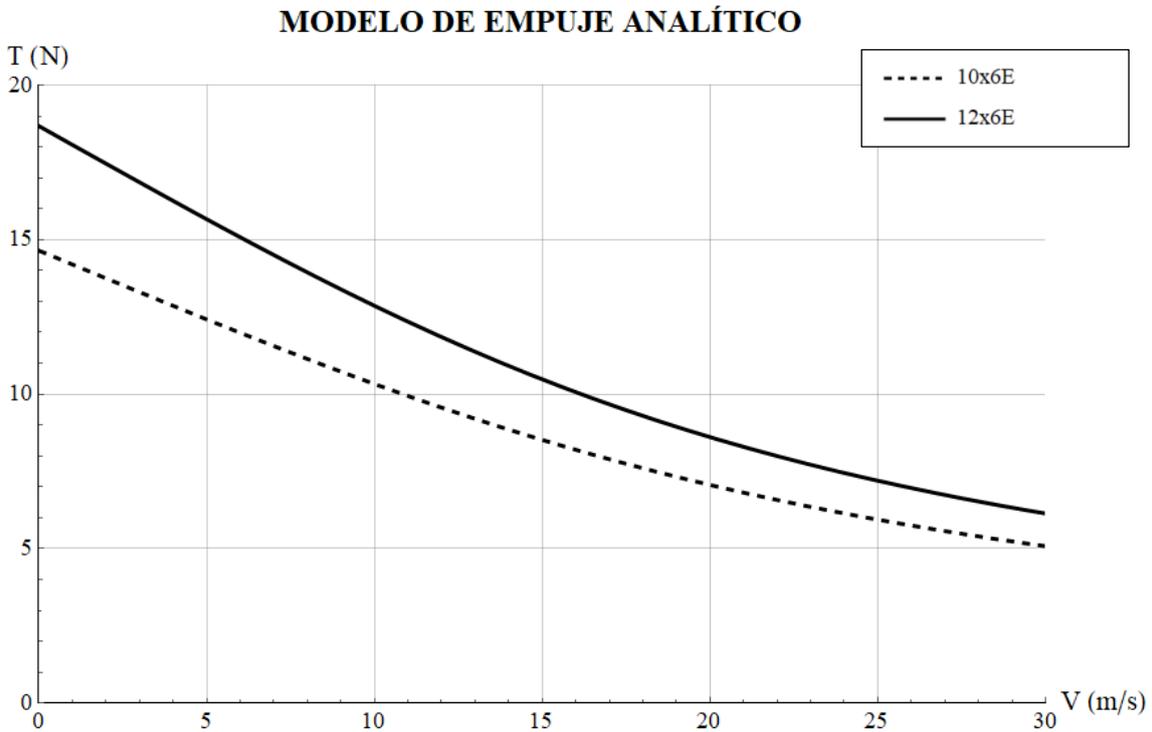


Figura 4.3. Modelo de empuje hallado analíticamente a través de la TCM

Sin embargo, existe una limitación importante: la eficiencia del sistema completo. Éste es un parámetro que varía con las condiciones de vuelo por lo que, para simplificar, se ha decidido asumir un valor constante próximo al 50 % utilizado en otros estudios similares [9].

4.4. MODELO SEMIANALÍTICO

Los métodos analíticos como la Teoría de la Cantidad de Movimiento o la Teoría de Elemento de Pala requieren asumir hipótesis no siempre consistentes en todas las condiciones de trabajo. Una opción para solventar este problema es identificar la información analítica errónea repetidamente en un rango concreto de operación y hallar una función genérica para esa zona de trabajo a través de experimentos.

En esto se basa *MotoCalc*, un software diseñado para modelar y optimizar el sistema propulsivo de aviones radiocontrol eléctricos haciendo uso de modelos analíticos corregidos empíricamente. La ventaja de este programa es que cuenta con una amplia base de datos con modelos comerciales de motores, hélices, baterías y variadores [24]. Introduciendo en *MotoCalc* las características del sistema propulsivo del presente trabajo se obtienen los resultados de empuje en función de la velocidad en la Figura 4.4:

MODELO DE EMPUJE SEMIANALÍTICO

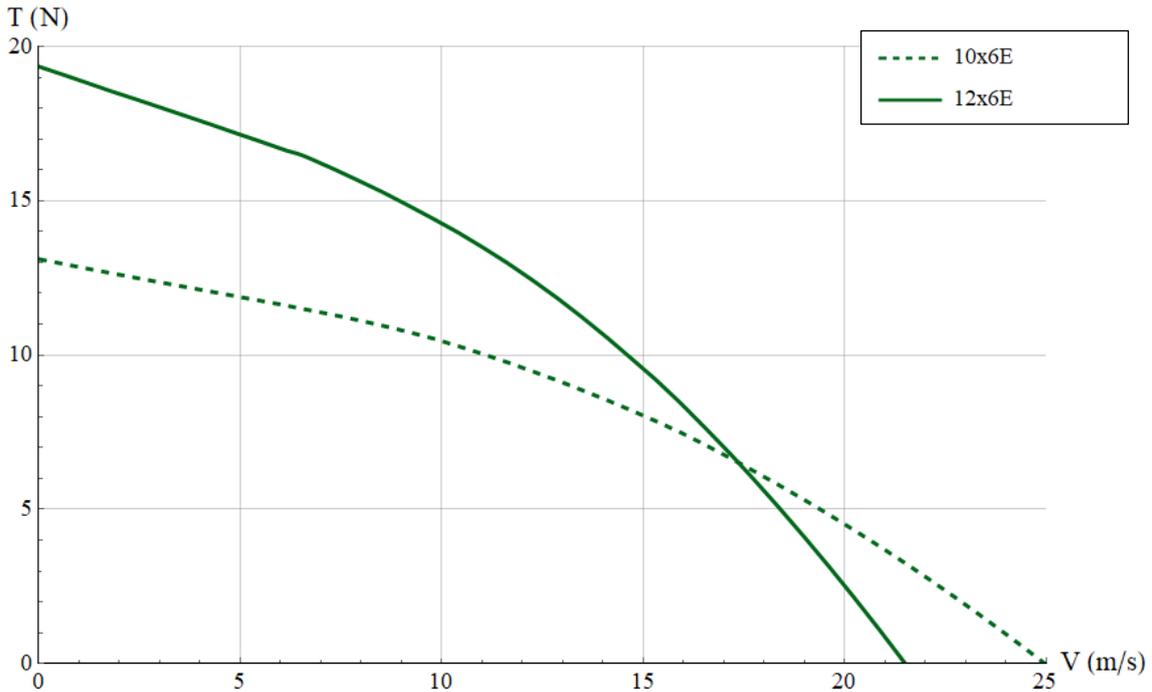


Figura 4.4. Modelo de empuje hallado semianalíticamente con el software MotoCalc

4.5. MODELO EXPERIMENTAL

El ensayo experimental en túnel de viento permite obtener el empuje en función de la velocidad de vuelo y de la palanca de gases, además de posibilitar la medición de la velocidad de giro de la hélice. De esta manera, es posible contrastar las hipótesis tomadas anteriormente, así como hallar un modelo de empuje lo suficientemente fiable para esta aplicación.

Por desgracia, durante la realización de este trabajo no ha podido llevarse a cabo este ensayo, pero se espera efectuarlo durante el próximo curso en las instalaciones del CMT como ya se mencionó en el Capítulo 2.

A pesar de este impedimento, se ha desarrollado un ensayo experimental estático con la hélice de 12”x6” para validar los modelos de empuje presentados previamente. Para ello se ha construido un banco de ensayos de propulsión, como muestra la Figura 4.5, mediante dos perfiles de aluminio unidos rígidamente a 90°, que a su vez se han unido a un eje que les permite rotar respecto a una base de madera de contrachapado. En uno de los extremos del sistema se ha instalado un acople para atornillar el motor, mientras que en el otro se ha colocado una báscula electrónica que permite hallar el empuje en gramos generado por la hélice.

PARÁMETRO	VALOR
Motor	AXI GOLD LINE 2826/10 V2
Hélice	APC 12x6E
Voltaje	10.70 V
Palanca de potencia	100 %
Empuje estático	16.15 N

Tabla 4.3. Características y resultado del ensayo de empuje estático



Figura 4.5. Banco de ensayos construido para hallar el empuje estático

Para obtener los resultados de la Tabla 4.3 se ha aplicado la máxima potencia y se ha anotado el valor visualizado en la báscula. Tras aplicar un factor de conversión como los brazos del banco de ensayos no cuentan con la misma longitud, se ha alcanzado un valor de empuje estático para este sistema propulsivo. Para más información relacionada con este ensayo, consúltese el Anexo VII.

4.6. COMPARACIÓN DE MODELOS

Caracterizado el empuje a través de distintas vías, esta sección trata de comparar los resultados y seleccionar la función más precisa de tracción en función de la velocidad. Puesto que en el apartado anterior solo se realiza el ensayo experimental de la APC 12x6E, se deciden comparar únicamente los resultados de esta hélice. Tras analizar los distintos métodos, al final de este capítulo se presenta el modelo de empuje que se aplica para diseñar el avión *Xtra23*.

De acuerdo a la Figura 4.6, el modelo analítico propuesto no presenta la tendencia de las funciones halladas bibliográfica y semianalíticamente. Además, si se compara con los resultados experimentales extraídos de la literatura presentados en la Figura 4.1, se concluye que este método es impreciso para estas condiciones y su uso debe limitarse a fines meramente académicos.

Por otra parte, el modelo semianalítico y el del fabricante siguen tendencias similares, aunque se acentúa la diferencia entre ellos con el incremento de la velocidad. Así mismo, el ensayo estático realizado ofrece también discrepancias con los valores de estas funciones a velocidad nula. Por fortuna, estos resultados empíricos son coherentes con los valores consultados en la bibliografía, donde también se menciona el significativo grado de error del modelo semianalítico hallado con *MotoCalc* en las zonas próximas al valor nulo de velocidad o de empuje [13].

COMPARACIÓN DE MODELOS PARA APC 12x6E

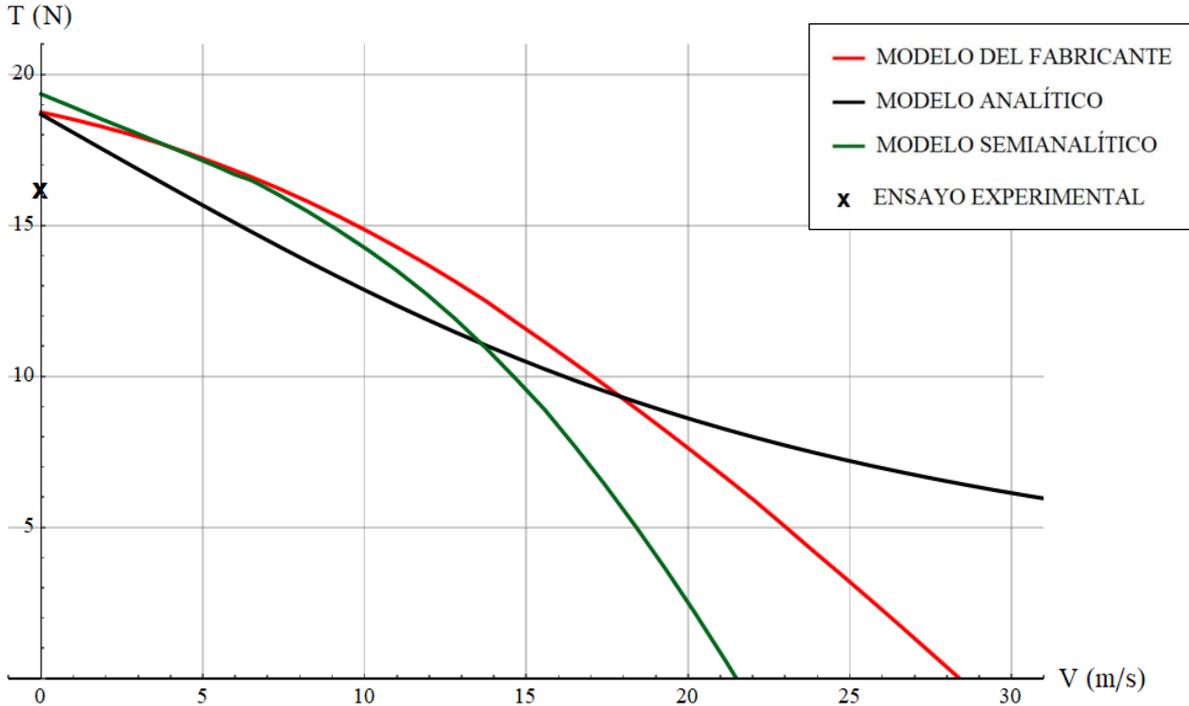


Figura 4.6. Modelo de empuje del demostrador del Xtra23 hallado a través de la bibliografía, analíticamente, semianalíticamente y experimentalmente

De esta manera, el modelo de empuje caracterizado a través de los datos de APC-Propellers se considera válido para condiciones de operación alejadas de la velocidad nula. Para corregir el alto grado de error a baja velocidad de vuelo y lograr un modelo de empuje apto en todo el rango de trabajo, se decide aplicar una corrección empírica gracias a los resultados obtenidos en el ensayo de empuje estático.

Es evidente que el modelo de empuje más preciso debe ser el caracterizado experimentalmente en túnel de viento dadas las hipótesis y correcciones introducidas en otros métodos, pero ante la imposibilidad de realizar este ensayo con la hélice reglamentaria y la necesidad de modelar este parámetro para continuar con el diseño de la aeronave, se considera ésta la metodología más sensata para el proyecto.

Así, la función de la Ecuación 50 da lugar al modelo de empuje de la aeronave definitiva y, por tanto, la expresión empleada para el diseño; mientras, la Ecuación 51, se corresponde con el modelo de tracción del demostrador, útil para predecir los resultados experimentales de las pruebas de vuelo ante la indisposición de una hélice APC 10x6E. Estas expresiones en unidades del Sistema Internacional se grafican en la Figura 4.7 y serán las introducidas en los cálculos de los capítulos posteriores.

$$T_{s,APC10}(V) = \begin{cases} (10.79) \cdot \delta_p, & V < 11.38 \\ ((10.79 - 0.56 \cdot (V - 11.38)) \cdot \delta_p, & V \geq 11.38 \end{cases} \quad (50)$$

$$T_{s,APC12}(V) = \begin{cases} (16.15) \cdot \delta_p, & V < 7.51 \\ ((16.15 - 0.77 \cdot (V - 7.51)) \cdot \delta_p, & V \geq 7.51 \end{cases} \quad (51)$$

MODELO DE EMPUJE

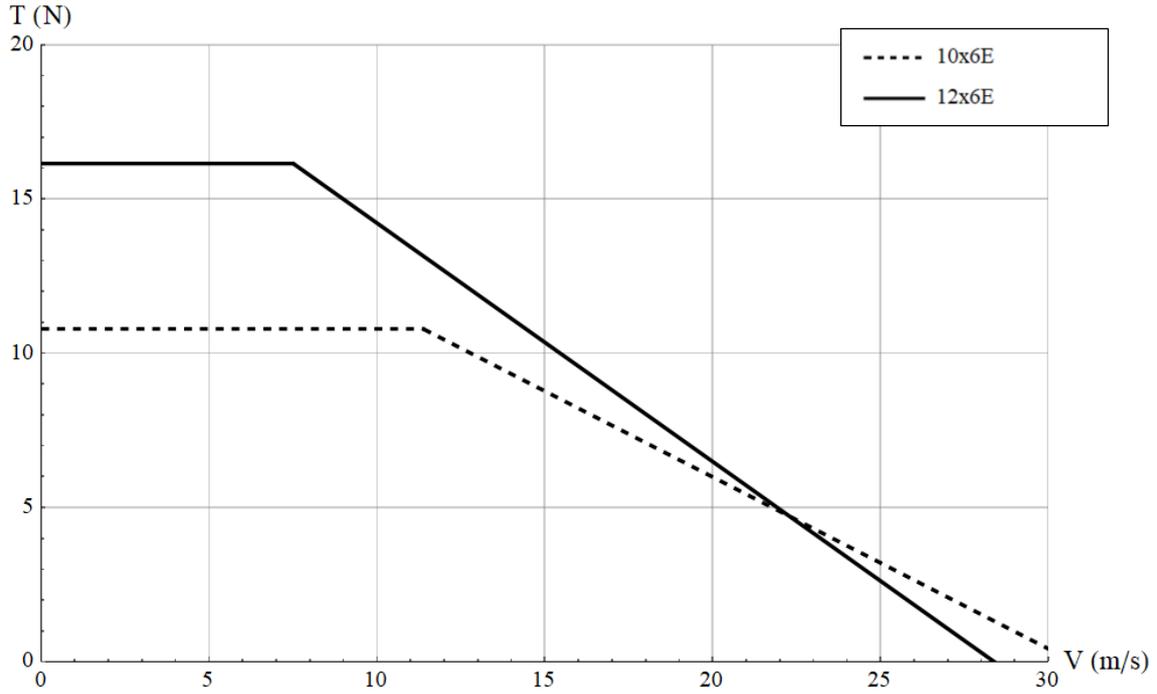


Figura 4.7. Modelos de empuje de la aeronave en función de la hélice acoplada

CAPÍTULO 5.

ELECTRÓNICA

5.1. INTRODUCCIÓN

El circuito electrónico base de la aeronave está formado por el motor, el ESC o variador, la batería principal, la batería auxiliar, el emisor-receptor y los servomotores, dispuestos esquemáticamente como muestra la Figura 5.1. Además de estos componentes, se incluye un sistema de medición automática para la toma de datos durante el vuelo.

En pocas palabras, la batería principal alimenta al motor y al variador, que regula la velocidad del propio motor, encargado de arrastrar la hélice que genera la tracción. Por otra parte, la batería secundaria alimenta al receptor que recibe las ondas del emisor, un mando radiocontrol, y las transforma en señales PWM para controlar el variador y los distintos servomotores encargados de mover las superficies de control de la aeronave.

Como se indicó en el Capítulo 4, la normativa de la competición impone que todos estos elementos deben adquirirse comercialmente, es decir, ningún equipo puede hacer uso de componentes electrónicos de fabricación propia. De hecho, se especifican los modelos concretos del motor, de la hélice y del equipo de medición a utilizar, y se imponen requisitos mínimos del ESC y de las baterías [2].

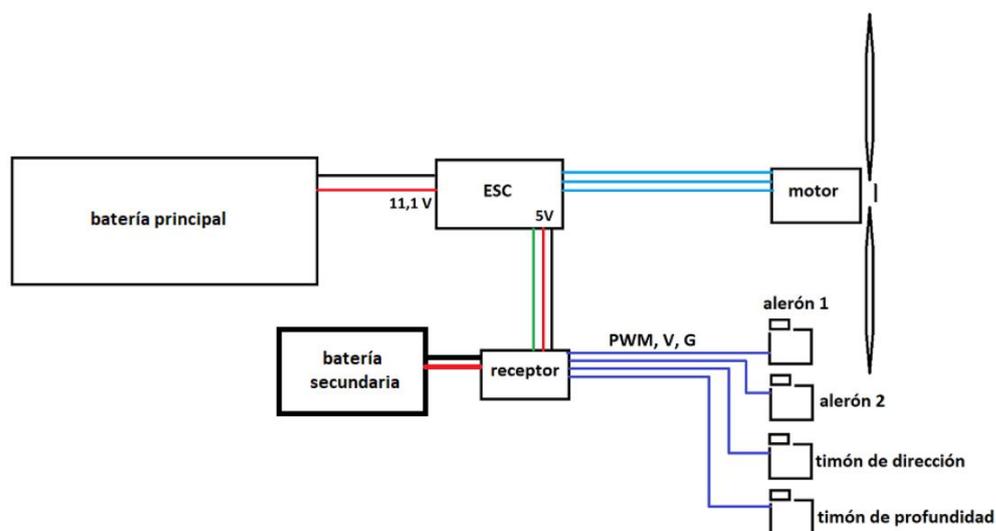


Figura 5.1. Esquema electrónico básico de un avión radiocontrol

En resumen, la normativa señala las siguientes restricciones en cuanto a la electrónica:

- Motor “AXI 2826/10 GOLD LINE V2”.
- El ESC no puede incrementar el voltaje de la batería y debe soportar una corriente constante mínima de 30 A.
- Una batería principal para la propulsión tipo LiPo, LiIo o LiFePo de hasta 3 celdas en serie y una velocidad de descarga máxima de al menos 30 A.
- Una batería secundaria para alimentar el resto de componentes con una capacidad mínima de 600 mAh.
- Ningún tipo de autopiloto está permitido.
- Un equipo de medición automático “Unilog GPS-Logger 3” del fabricante SM-MODELBAU.

La siguiente sección de este capítulo detalla cada uno de los componentes electrónicos, las consideraciones a tener en cuenta y los modelos finalmente seleccionados. Téngase en cuenta que, como criterios generales de elección, se busca el componente más liviano y económico que cumpla los requisitos de la normativa y permita desarrollar la misión de diseño de la aeronave.

5.2. COMPONENTES

MOTOR

El motor impuesto por la normativa no solo define, junto a la hélice también determinada, el modelo de empuje de la aeronave, sino que también influye fuertemente en la elección de otros componentes electrónicos. Las especificaciones técnicas del “AXI GOLD LINE 2826/10 V2”, mostradas en la Tabla 5.1, determinarán las características requeridas para la batería principal y el variador para desarrollar la misión de diseño.

VARIABLE	VALOR
Número de celdas	3 – 5 LiPo
Velocidad de giro por voltio	920 KV
Eficiencia máxima	86 %
Máxima corriente de eficiencia	20 – 30 A (> 78 %)
Corriente sin carga	1.7 A
Consumo máximo	43 A / 60 s
Resistencia interna	0.020 Ω
Dimensiones (diámetro x longitud)	35 mm x 57.5 mm
Peso	177 g
Potencia máxima	740 W

Tabla 5.1. Especificaciones técnicas del motor de la competición [18]

BATERÍA PRINCIPAL

Este componente proporciona la energía eléctrica necesaria para propulsar la aeronave. Los parámetros característicos de las baterías de litio recomendadas para la competición son el número de celdas, la capacidad, el ratio de descarga y la tasa de carga [20]. El primero de ellos determina el voltaje para la propulsión de la aeronave; el segundo, la autonomía; y el tercero, la potencia desarrollada por la misma. El último de ellos permite calcular el tiempo necesario para recargar la batería, pero es un factor indiferente para la misión.

Las celdas de este tipo de baterías operan a un voltaje nominal de 3.7 V y pueden disponerse en paralelo para aumentar la capacidad o en serie para incrementar el voltaje total del conjunto. Por tanto, cuanto mayor sea el número de celdas en serie, mayor será la velocidad máxima de giro del motor siempre que esté diseñado para esas condiciones de trabajo. Dado que el reglamento permite baterías de hasta 3 celdas en serie, se decide utilizar una batería 3S LiPo para lograr el máximo empuje permitido. El voltaje nominal de esta batería se calcula en la Ecuación 52 [20]:

$$V_N = 3 \text{ celdas} \cdot 3.7 \frac{V}{\text{celda}} = 11.1 \text{ V} \quad (52)$$

Además de influir en la tracción, la batería principal también define la autonomía del prototipo. En el caso crítico, el modelo requiere la máxima potencia para realizar el despegue, el ascenso y el circuito de vuelo, estimados en 180 s. Tras ello, aún debe contar con una reserva de energía para realizar el descenso, el aterrizaje y, sobre todo, posibles frustradas, por lo que se establece como autonomía mínima 210 s a máximas prestaciones.

$$t_{\min} = t_{to} + t_a + t_c + t_d + t_l + t_f = 210 \text{ s} \quad (53)$$

Tras estimar el tiempo de vuelo total en condiciones críticas, es posible calcular la capacidad de la batería requerida asumiendo que el motor opera al consumo máximo constante indicado en la Tabla 5.1. Introduciendo un margen de seguridad n_{bp} del 20 % para evitar dañar la batería, se obtiene la capacidad necesaria en la Ecuación 54 [20]:

$$q_{bp} = n_{bp} \cdot t_{\min} \cdot I_{\max,m} = 3 \text{ 010 mAh} \quad (54)$$

Sin embargo, se debe asegurar que la tasa de descarga permite suministrar la corriente máxima exigida por el motor con la capacidad resultante de la Ecuación 54. El valor mínimo de este parámetro, despreciando las pérdidas, es el hallado en la Ecuación 55 [20]:

$$C_{rating,bp} = \frac{I_{\max,m}}{q_{bp}} = 14.29 \text{ C} \quad (55)$$

Aproximando los valores hallados y verificando que cumplen la normativa de la ACC'22, se resume en la Tabla 5.2 las características mínimas que ha de tener la batería principal del aerodino:

VARIABLE	VALOR
Tipo	LiPo
Celdas en serie	3
Voltaje nominal	11.1 V
Capacidad mínima	3 000 mAh
Tasa de descarga mínima	15 C

Tabla 5.2. Características de la batería principal requerida por la aeronave

Tras definir los requisitos mínimos, se realiza una recopilación de algunos modelos aptos disponibles en el inventario o en el mercado.

MARCA	CAPACIDAD	VOLTAJE	TASA DE DESCARGA	PESO	PRECIO
U-TECH PRO	3 000 mAh	11.1 V	15 C	162 g	24.50 €
U-TECH PRO	4 000 mAh	11.1 V	30 C	325 g	0.00 €
Gens ACE	3 300 mAh	11.1 V	30 C	252 g	35.99 €
Gens ACE	4 000 mAh	11.1 V	30 C	291 g	38.00 €
Multiplex	3 200 mAh	11.1 V	25 C	295 g	45.00 €

Tabla 5.3. Recopilación de modelos para la elección de la batería principal [25] [26]

Comparando los modelos de la Tabla 5.3, se puede concluir que la batería “LiPo U-TECH PRO 3S 11.1 V 3000 mAh 15 C” sería una interesante opción por su baja masa y precio. Sin embargo, sus características se encuentran en el límite calculado. Para contar con cierto margen de seguridad, la “LiPo Gens Ace Soaring 3S 11.1 V 33000 mAh 30 C” se posiciona como mejor opción entre el resto de baterías por su peso y coste.

Por su parte, la “LiPo U-TECH PRO 3S 11.1 V 4000 mAh 30 C” se encuentra en el taller del equipo y supone un ahorro económico significativo, pero dado su estado seminuevo y su peso, la batería se descarta para el modelo definitivo y se decide reservarla para las pruebas experimentales del demostrador si se diese el caso de que se requiere una batería adicional.

En base a los comentarios anteriores, se decide que la batería de diseño del demostrador será la “LiPo Gens Ace Soaring 3S 11.1 V 33000 mAh 30 C”. Tras las pruebas experimentales de vuelo del demostrador, se determinará si finalmente se hace uso de esta batería para el modelo definitivo o si es posible eliminar el margen de seguridad y utilizar la “LiPo U-TECH PRO 3S 11.1 V 3000 mAh 15 C” por su reducción de peso.

Definida la batería principal, se calculan en la Ecuación 56 y en la Ecuación 57 la máxima corriente de descarga y la autonomía mínima de la aeronave, esto es, a máxima potencia [20]:

$$I_{m\acute{a}x,bp} = C_{rating,bp} \cdot q_{bp} = 99 \text{ A} \quad (56)$$

$$t_{m\acute{i}n,bp} = \frac{q_{bp}}{I_{m\acute{a}x,m}} = 276.28 \text{ s} \quad (57)$$

Estos resultados junto con las especificaciones técnicas y otros datos relevantes del modelo seleccionado se clarifican en la Tabla 5.4 [25]:

VARIABLE	VALOR
Fabricante	Gens Ace
Tipo	LiPo
Capacidad	3 300 mAh
Configuración	3S
Voltaje nominal	11.1 V
Voltaje máximo	12.6 V
Voltaje mínimo seguro	9.0 V
Tasa de descarga	30 C
Tasa de carga máxima	5 C
Tipo de conector	XT90
Peso	252 g
Tamaño	131 mm x 42.5 mm x 19.5 mm
Máxima descarga	99 A
Tiempo de máxima descarga	276.26 s

Tabla 5.4. Especificaciones técnicas de la batería principal del demostrador

CONTROLADOR ELECTRÓNICO DE VELOCIDAD

El ESC o variador se encarga de controlar la velocidad de giro del motor. Por una parte, el ESC se conecta en serie entre la batería principal y el motor; y, por otra, al receptor, como se observa en la Figura 5.1. De esta manera, se emiten las señales de control al variador a través del receptor, controlado a su vez por el emisor. Con esta información, el ESC es capaz de cambiar la frecuencia de pulsos de energía que emite al motor, con lo que controla la velocidad del mismo y, por tanto, la tracción finalmente generada por la aeronave.

El parámetro fundamental de los controladores electrónicos de velocidad es la máxima intensidad que son capaces de soportar. Cuanto mayor sea esta variable, mayor será el peso y el precio de este componente. Por tanto, se considera que el variador óptimo para la misión de diseño es aquel que trabaja en el rango de tensión de la batería seleccionada y que es capaz de soportar la corriente máxima demandada por el motor con cierto margen de seguridad. De acuerdo a la Tabla 5.1 y a la Tabla 5.4 el variador para este prototipo debe aceptar una batería 3S LiPo y una corriente de 43 A.

Tomando las consideraciones anteriores, se aplica un margen de seguridad del 20 % y se redondea a la decena más lejana a cero para estar por el lado de la seguridad [27], determinando que el ESC requerido es aquel que cumple las características de la Tabla 5.5:

VARIABLE	VALOR
Entrada	3S LiPo
Máxima intensidad	60 A

Tabla 5.5. Características del ESC a seleccionar para la aeronave

El último paso para seleccionar el modelo concreto es buscar este componente con las características de la Tabla 5.5 en las empresas vinculadas a Generación Espontánea, optando finalmente por aquel de menor coste. No obstante, en el inventario se encuentra disponible un variador de 70 A en buen estado, totalmente apto para el demostrador a nivel de requisitos técnicos. Además, se considera que el peso añadido frente a un variador de 60 A, sobre los 10 g, es insignificante atendiendo al ahorro económico, que sería de unos 20 € [28].

Por tanto, el controlador electrónico de velocidad finalmente seleccionado para el demostrador es el “SUPPO ESC 70A”, disponible en el taller del equipo, y cuyas características son las mostradas en la Tabla 5.6 [29]:

VARIABLE	VALOR
Entrada	2S – 7S LiPo
Corriente constante	70 A
Corriente máxima	85 A
Resistencia	0.0017 Ω
BEC	No
Programable	Sí
PWM	8/16 kHz
Peso con conectores	92 g
Tamaño	55 mm x 35 mm x 8 mm

Tabla 5.6. Especificaciones técnicas del ESC del demostrador

RECEPTOR

La función de este elemento es recibir a través de sus antenas las señales de radio emitidas por el transmisor operado por el piloto y enviarlas en forma de señales de control al variador del motor y a los servomotores para alcanzar la respuesta deseada en la aeronave.

Los receptores habituales en el mundo del aeromodelismo suelen trabajar en tensiones cercanas a los 5 V, con señales de control del tipo PWM o similares y frecuencias de 2.4 GHz, aunque podrían ser otras. Además, también ha de tenerse en cuenta la compatibilidad con el emisor, pues ambos deben utilizar el mismo protocolo de comunicación [30]. También con los actuadores, por ejemplo, si estos se alimentaran con 7 V el receptor enviaría señales en estado alto que podrían ser interpretadas como bajo. Una forma de alimentar los actuadores es a través del cable auxiliar que sale del ESC, aunque se decide descartarlo pues el regulador interno del ESC proporciona un voltaje insuficiente para los servomotores.

El último aspecto a considerar y que determinará el receptor a emplear es el número de canales requeridos por la aeronave para lograr el control total de la misma. Cada uno de estos canales está formado por un trío de pines: señal (S), alimentación (V) y tierra (G). En cada uno de ellos se conecta el dispositivo electrónico del elemento de control, además de la batería auxiliar que alimenta al circuito de control.

El inventario recogido en la Tabla 2.3 indica que el equipo cuenta con dos emisoras y varios receptores de 6 y 10 canales, aptos para la competición. Sin embargo, por tema de compatibilidad, solo es posible utilizar los receptores de 6 canales, que son más ligeros pero ofrecen menor libertad de control.

Teniendo en cuenta que el modelo conceptual de la aeronave contempla la necesidad de dos alerones, dos dispositivos hipersustentadores, un elevador, una rueda con dirección, un timón de dirección y el motor; en un principio se precisarían 8 canales. Para reducir este requisito, se propone conectar en un mismo canal los *flaps* y unirlos mediante un cable en Y. Para suprimir un canal adicional, puede hacerse lo propio con los alerones o bien emplear un único servomotor para la dirección como es habitual en configuraciones de tren tipo convencional.

Asumiendo esto último, es decir, un canal para los *flaps* y otro para la dirección, cada alerón contaría con su propio canal, siendo posible configurarlos tanto en modo alerón (movimiento inverso) como en modo hipersustentador (movimiento paralelo), que da la oportunidad de aumentar en el despegue el número de *flaps* y, a priori, la capacidad de levantar mayor carga de pago como se verá en el Capítulo 6.

Por tanto, con esta configuración sería posible el uso del receptor “FlySky FS-iA6B” controlado a través del transmisor “FlySky FS-i6”, disponibles ambos en el inventario. Las conexiones propuestas para servirse de este receptor, así como el control predeterminado en el emisor, se indican en la Tabla 5.7, entendiéndose que la dirección está formada por el *rudder* para el control en vuelo y por la rueda de dirección para el control en tierra:

DISPOSITIVO	CANAL	CONTROL
Alerones puros	CH 1 / CH 6	Palanca derecha horizontal
Elevador	CH 2	Palanca derecha vertical
Motor	CH 3	Palanca izquierda vertical
Dirección	CH 4	Palanca izquierda horizontal
Hipersustentadores	CH 5	Palanca nº 3
Alerones como hipersustentadores	CH 6	Rueda izquierda
Batería auxiliar	B/VCC	–

Tabla 5.7. Conexiones y controles propuestos para el uso del emisor-receptor de 6 canales

Véase que los alerones utilizan el mismo canal de control. Esto se debe a que se configuran con un “mix”, es decir, la misma señal de joystick se traduce en dos señales complementarias, una para cada alerón de modo que deflectan en sentidos opuestos en su modo de uso habitual (modo alerón).

Por otra parte, también es fundamental mencionar que las antenas del receptor deben colocarse a 90 grados entre ellas para maximizar el rango de recepción de señal y que estas no deben ser cubiertas por materiales metálicos o de fibra de carbono puesto que podrían obstruir la señal, provocando la pérdida del control de la aeronave por incomunicación entre receptor y emisor.

Finalmente, las características del receptor seleccionado “FlySky FS-iA6B” se señalan en la Tabla 5.8:

VARIABLE	VALOR
Número de canales	6
Frecuencia y protocolo TX	2.4 GHz AFHDS 2A
Protocolo RX	IBUS
Potencia de transmisión	< 20 dBm
Voltaje de entrada	4.0 – 6.5 V
Corriente de trabajo	240 mA
Alcance	500 m
Peso	17 g
Tamaño	47 mm x 25 mm x 13 mm

Tabla 5.8. Especificaciones técnicas del receptor del demostrador [31]

BATERÍA AUXILIAR

La elección de la batería secundaria es más sencilla que la del resto de componentes. Ésta debe alimentar el circuito de control con un voltaje de al menos 5 V, su capacidad debe ser superior a los 600 mAh y su conector del tipo Futaba macho para conectarse fácilmente al receptor.

La batería del inventario “LiPo Gens Ace 2600 mAh 7.4 V 2S1P 1 C” cumple con todos estos requisitos, aunque sería interesante hacer uso de una batería de menor capacidad pues el circuito de control apenas consume energía, lo que podría suponer una reducción de peso de unos 40 g.

Las especificaciones técnicas de esta batería quedan reflejadas en la Tabla 5.9 [25]:

VARIABLE	VALOR
Fabricante	Gens Ace
Tipo	LiPo
Capacidad	2 600 mAh
Configuración	2S 1P
Voltaje nominal	7.4 V
Voltaje máximo	8.4 V
Voltaje mínimo seguro	6.0 V
Tasa de descarga	1.0 C
Tasa de carga máxima	0.5 C
Tipo de conector	Futaba macho
Peso	97 g
Tamaño	92 mm x 29 mm x 16 mm

Tabla 5.9. Especificaciones técnicas de la batería secundaria del demostrador

SERVOMOTORES

El movimiento de las superficies móviles de la aeronave se consigue a través de este tipo de motor. Mediante las señales de pulso enviadas por el receptor se logra el movimiento deseado del engranaje de salida de los servomotores. A estos se les coloca un brazo mecánico ligado a una varilla que transforma el movimiento angular del servo en uno lineal; en su otro extremo, la varilla se conecta a un cuerno unido rígidamente a una superficie móvil de la aeronave, logrando finalmente el desplazamiento de la misma.

Existen distintos tipos de servomotores, aunque los más comunes actualmente para UAVs ligeros son los digitales de rango limitado, normalmente entre 0 y 180°, y conectores tipo Futaba macho. Al igual que el receptor, cuenta con tres tipos de señal: alimentación de 5 V, tierra y control. Esta última es una señal tipo PWM que se basa en periodos de 10 a 20 ms que constan de un estado alto y un estado bajo. En función de la duración del estado alto, se define la posición del servo en el rango de actuación, limitado electrónicamente por el emisor a un intervalo de 90°.

Los detalles a tener en cuenta para seleccionar un servo son el torque, la velocidad de movimiento, la tensión de trabajo, el tipo de reductora y el peso.

Dado que inicialmente no se conocen las dimensiones de las superficies móviles ni la velocidad de vuelo de la aeronave, el análisis para la elección de servos debe basarse en una consulta bibliográfica y en la experiencia. En la Tabla 5.10 se recopilan los modelos de servo y sus características empleados en otros aviones semejantes [13] [32] [33]:

	D60	CS-939MG	SG90	MG90S
FABRICANTE	Dyiamond	Corona	Tower Pro	Tower Pro
REDUCTORA	Plástica	Metálica	Plástica	Metálica
TORQUE	1.73 kg/cm	2.5 kg/cm	1.2 kg/cm	1.8 kg/cm
VELOCIDAD	0.14 s / 60°	0.13 s / 60°	0.12 s / 60°	0.10 s / 60°
PESO	10.0 g	12.5 g	9.0 g	13.4 g
EQUIPO	AkaModell Stuttgart e.V.	UPC Venturi	Xtra2 UPV	Xtra2 UPV

Tabla 5.10. Comparativa de servos a 4.8 V utilizados por distintos equipos de la ACC

Para unas mismas condiciones, el “CS-939MG” presenta las mejores prestaciones por su fiabilidad, su torque y su peso. No obstante, el modelo “MG90S” almacenado en el inventario se expone como una opción aceptable para el modelo definitivo del *Xtra23* pues el aumento de peso no es significativo.

Sin embargo, el equipo no cuenta con un gran número de unidades de este modelo, pero sí del “SG90”. Este servomotor es más liviano que los anteriores, pero su bajo torque y fiabilidad por su reductora de material plástico lo descartan para el modelo definitivo. En el caso del demostrador, podría ser apto si se justifica que cuenta con suficiente torque para este UAV pues se dispone de una elevada cantidad de recambios, lo que compensa la ínfima fiabilidad experimentada en este modelo.

Como se mencionó en el Capítulo 3, cabría esperar que en esta edición de la ACC la velocidad de vuelo esté próxima a los 70 km/h. Si además se asume que las superficies de control operan con deflexiones máximas típicas, entre los 20° y los 30°, es posible extraer de la literatura relacionada que el torque del “SG90” permite operar los alerones y el timón de profundidad, pero no el timón de dirección, del que se estima que su deflexión máxima quedaría limitada a unos 10° en la fase de crucero, lo cual no debería ser un inconveniente [34].

Por tanto, el modelo de servomotor que finalmente se empleará para accionar las superficies móviles de la aeronave será el “Tower Pro SG90”, cuyas características fundamentales se pueden consultar en la Tabla 5.10 presentada anteriormente.

GPS LOGGER

La próxima edición de la competición evalúa la altura y la distancia recorrida en un determinado tiempo por lo que la Organización ha considerado que la manera más precisa de medir estos datos es mediante un sistema de medición automática.

El modelo concreto especificado por el reglamento es el desarrollado por SM-MODELLBAU “GPS-Logger 3”, un dispositivo que agrupa diversos sensores de presión, acelerómetros y un GPS para adquirir datos de vuelo (tiempo, velocidad, coordenadas, rumbo, altura, pendiente de ascenso, distancia recorrida, distancia al emisor, aceleraciones, velocidad del viento, presión...) con suficiente precisión como para aplicarlos en competiciones de aerodelismo [35]. Para ello, se alimenta desde la batería auxiliar y almacena los datos en una tarjeta de memoria microSD.

Este elemento será proporcionado por la Organización durante el concurso antes de cada prueba de vuelo. Para implementarlo, una caja que contendrá al dispositivo debe ser atornillada por cada equipo en su prototipo con dos tornillos M3. A pesar de que no sea imprescindible contar con un sistema de medición propio, desde el equipo Xtra2 UPV se ha decidido adquirir uno para extraer mayor información de los vuelos experimentales.

Las características básicas de este componente, así como de su caja de transporte, se muestran en la Tabla 5.11:

VARIABLE	VALOR
Frecuencia	1 Hz, 2Hz, 5 Hz, 10 Hz
Almacenamiento	Tarjeta microSD
Duración mínima de grabación	7 días
Alimentación	3.6 V – 8.5 V
Consumo nominal	60 mA
Dimensiones	35 mm x 20 mm 11 mm
Peso	11 g
Sensibilidad	– 165 dBm
Aceleración máxima	4 g
Asiento lateral máximo	40°
Dimensiones de la caja	84 mm x 84 mm x 120 mm
Peso de la caja	< 150 g

Tabla 5.11. Especificaciones técnicas del sistema de medición GPS-Logger 3

CAPÍTULO 6.

AERODINÁMICA

6.1. INTRODUCCIÓN

Ante la igualdad propulsiva, el peso del diseño recae en las secciones de aerodinámica y estructura. La primera de ellas, desarrollada en esta sección, debe maximizar el peso máximo al despegue para la pista de diseño, de 60 metros de longitud, al tiempo que se asegura una buena eficiencia aerodinámica así como la estabilidad de la aeronave.

El diseño aerodinámico parte del Capítulo 3, que establece las bases del dimensionamiento. Desde esta propuesta y empleando las estimaciones de dicho capítulo, se realizan numerosos análisis paramétricos para seleccionar el perfil y la geometría alar de acuerdo a los objetivos del diseño. Además del ala principal, también debe dimensionarse un empenaje que asegure la estabilidad de la aeronave, quedando definido el modelo aerodinámico preliminar. Para finalizar el diseño, se optimiza la geometría alar, se dimensionan las superficies móviles y se estudian las respuestas del avión.

Es conveniente mencionar que no existen criterios absolutos para realizar el diseño aerodinámico ni una solución única al problema, sino que pueden plantearse múltiples opciones totalmente válidas. Los criterios para la toma de decisiones tratan de fundamentarse en resultados numéricos, pero la experiencia también desempeña un papel esencial.

De esta manera, los siguientes apartados detallan las consideraciones fundamentales que permiten justificar el diseño adoptado y resumen los resultados alcanzados.

6.2. ANÁLISIS DE PERFILES

ALA PRINCIPAL

La selección del perfil aerodinámico del ala principal es vital pues condiciona completamente las fuerzas aerodinámicas de la aeronave. Por ello, es imprescindible realizar una ronda de selección adecuada que permita elegir un perfil apto para la misión. En orden de prioridad, se busca:

1. Máximo $Cl_{máx}$
2. Mínimo Cd_{min}
3. Máxima EA
4. Máximo α_{stall}
5. Mínimo Cm

Sin embargo, el primer análisis trata el caso bidimensional que no incluye efectos por la interacción entre intradós y extradós, luego no es conveniente seleccionar definitivamente un perfil. En su lugar, se recopilan opciones plausibles para la misión con las que se realizará un análisis paramétrico tridimensional.

Para comenzar la búsqueda, la experiencia y los aviones semejantes permiten establecer los siguientes criterios:

- $t_{m\acute{a}x} = [7, 11] \%$
- $\eta_{m\acute{a}x} = [3, 7] \%$
- $EA > 80$ a Re de 200k

Este filtro está basado en que en la competición se han utilizado habitualmente perfiles de espesor relativamente bajo para disminuir la resistencia aerodinámica pero sin excederse para no comprometer el $Cl_{m\acute{a}x}$ ni la fabricación. En este sentido, se debe prestar atención al espesor del borde de fuga, pues un valor ínfimo reducirá la resistencia estructural y aumentará la probabilidad de rotura de las costillas. Por su parte, la curvatura está limitada por los desprendimientos del flujo y el incremento de Cm que introduce. Finalmente, se fija un mínimo de eficiencia aerodinámica para un número de Reynolds propio de la base de datos utilizada, en este caso *Airfoil Tools* [36], dentro del intervalo de operación para asegurar que los perfiles mantienen una buena relación entre Cl y Cd .

PERFIL	$t_{m\acute{a}x}$	$x_{t_{m\acute{a}x}}$	$\eta_{m\acute{a}x}$	$x_{\eta_{m\acute{a}x}}$
a18	7.35 %	29.29 %	5.04 %	43.43 %
AH 79-100 A	9.99 %	28.28 %	3.64 %	56.57 %
AH 79-100 B	10.04 %	31.31 %	6.42 %	50.51 %
E385	8.42 %	29.31 %	5.74 %	43.45 %
NACA 4510	10.02 %	30.30 %	4.00 %	50.51 %
SG6043	10.01 %	32.32 %	5.50 %	49.50 %

Tabla 6.1. Perfiles aerodinámicos de interés para el ala principal hallados en *Airfoil Tools*

La Tabla 6.1 recopila los perfiles aerodinámicos de interés hallados en *Airfoil Tools* que cumplen los criterios de selección propuestos y presentan buen desempeño para la misión de acuerdo a sus coeficientes aerodinámicos en las condiciones de trabajo. La geometría adimensional de todos ellos se representa en la Figura 6.1:

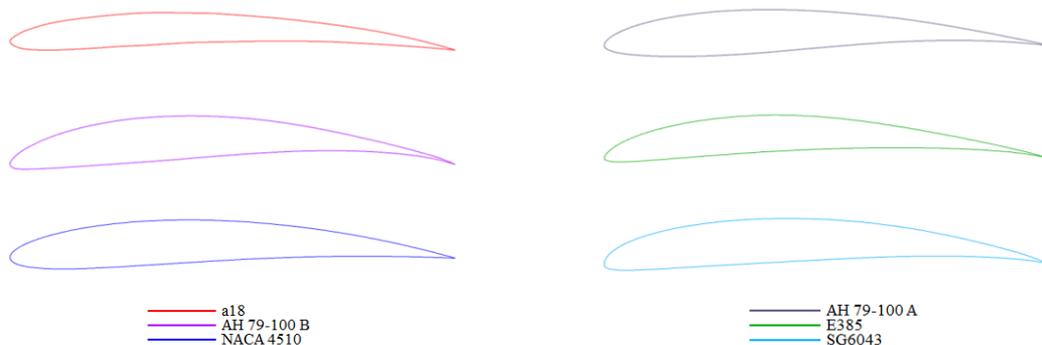


Figura 6.1. Geometría de los perfiles aerodinámicos de interés para el ala principal

Para comparar las prestaciones, los perfiles han sido simulados en el software *xflr5* asumiendo las siguientes condiciones e hipótesis:

- Número de Reynolds igual a 145k
- Régimen incompresible
- Grado de turbulencia estándar, es decir, N_{crit} 9
- Transiciones forzadas en el borde de fuga
- Rango de α de -5° a 20° con paso de 0.5°
- 100 iteraciones máximas

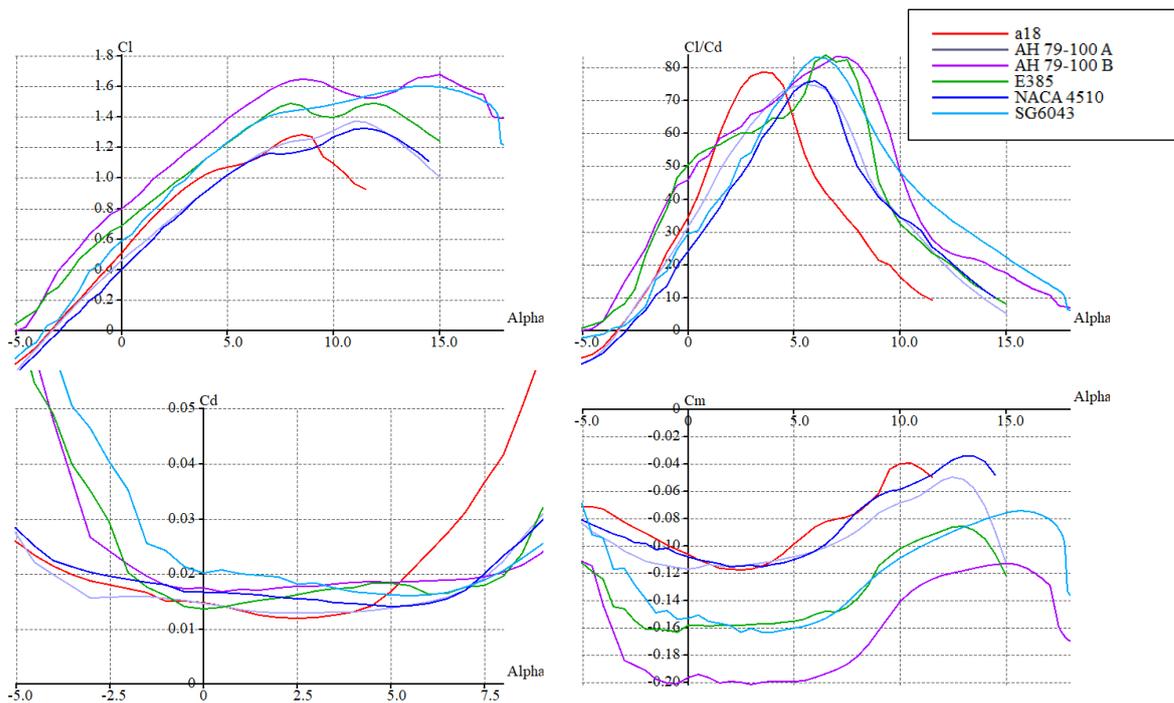


Figura 6.2. Curvas polares de los perfiles de interés para el ala principal

Las curvas de coeficiente de sustentación, coeficiente de resistencia, eficiencia aerodinámica y coeficiente de momento graficadas en la Figura 6.2 indican el desempeño de estos perfiles en el caso bidimensional. Aunque perfiles como el AH 79-100 B o SG6043 ofrezcan grandes valores de $Cl_{m\acute{a}x}$ y eficiencias muy altas, es posible que no sean los perfiles más óptimos por los efectos tridimensionales o por la incapacidad de equilibrar adecuadamente un ala con dicho perfil.

Por tanto, es necesario un análisis paramétrico 3D que permita comparar el MTOW de distintas configuraciones alares con cada uno de los perfiles aerodinámicos seleccionados. Pero este análisis requiere múltiples iteraciones ya que no puede realizarse de manera independiente sino que deben dimensionarse óptimamente las superficies hipersustentadoras y analizar la estabilidad de un conjunto ala-empenaje que cumpla las restricciones dimensionales. Por ello, se decide realizar un análisis LLT en *xflr5* del ala de referencia de la Figura 3.4 con los distintos perfiles de interés recopilados en la Tabla 6.1, de manera que sea posible reducir el número de casos de estudio para el análisis del MTOW.

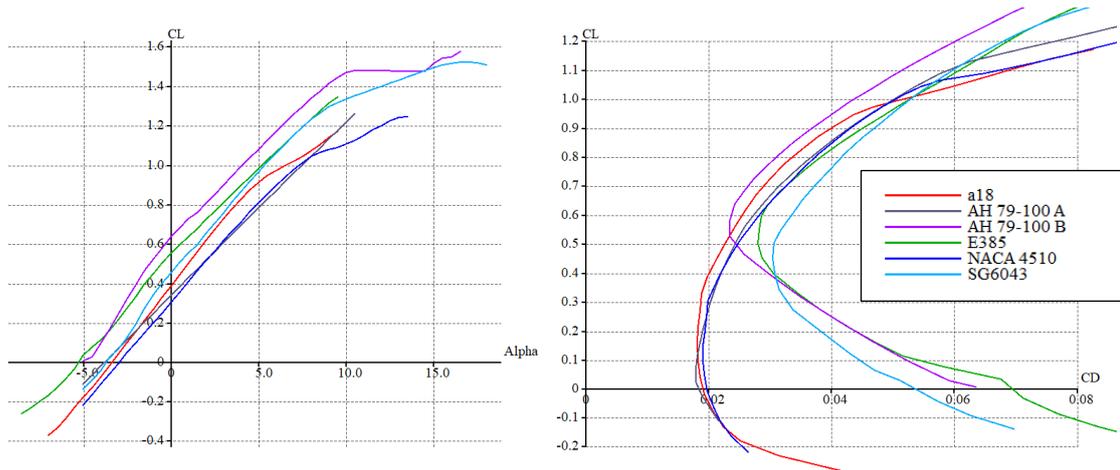


Figura 6.3. Curvas polares 3D del ala de referencia en función del perfil empleado

De acuerdo a los resultados del análisis tridimensional inicial mostrado en la Figura 6.3 se deciden eliminar los siguientes perfiles:

- El perfil SG6043 por presentar tendencias similares al AH 79-100 B con peor desempeño de acuerdo al CD_{min} y CL_{min} .
- El AH 79-100 A por su semejanza con el NACA 4510, cuya pérdida es más tardía.

Por tanto, los perfiles con los que se realiza el análisis paramétrico del MTOW son a18, AH 79-100 B, E385 y NACA 4510.

EMPENAJE

El tamaño de la aeronave es relativamente pequeño y, en consiguiente, también el de los estabilizadores. Por ello, y dados los problemas en prototipos anteriores con la rigidez y el acabado del recubrimiento de estas superficies, se decide en primer momento emplear una placa plana de 5 mm de espesor como estabilizadores.

Para las simulaciones aerodinámicas o por si posteriormente se decide utilizar un perfil aerodinámico y no una placa plana, se selecciona un NACA 0006 como en los prototipos *Xtra21* y *Xtra22* ya que su espesor máximo estará próximo a los 5 mm.



Figura 6.4. Perfil NACA 0006 seleccionado para el análisis de los estabilizadores

6.3. ESTIMACIÓN DE LA RESISTENCIA AERODINÁMICA

El análisis paramétrico del MTOW propuesto para el diseño del ala principal requiere conocer una estimación de la resistencia aerodinámica de otros elementos externos pues influye considerablemente en el resultado final. Un método rápido para hacerlo en la fase de diseño preliminar es a través de la analogía de la placa plana, estimando el coeficiente de fricción según expresiones analíticas, empíricas y datos estadísticos [37].

En cuanto a estos elementos, se prevé mantener una configuración similar a la de los anteriores prototipos del equipo; al margen de las alas, un fuselaje formado por un tubo cilíndrico de 18 mm de diámetro exterior y unos 1.5 m de longitud, sin carenados en la electrónica y un tren de aterrizaje convencional prefabricado, como ya se vio en la Figura 3.1. Dado que la electrónica ya está determinada, el único elemento no definido es la bahía de carga, que se diseña en el Capítulo 7. No obstante, se decide modelarla como un perfil NACA 0030 de unos 50 cm de cuerda y 15 cm de altura para incluirla en este estudio pues se espera un volumen y forma similar, aunque su dimensionamiento definitivo debe esperar al cálculo del MTOW.

Pero existe una limitación para emplear este método: los datos estadísticos disponibles no son de aeronaves semejantes al del presente diseño sino de aviación comercial. Por ello, y considerando que el diseño final será similar al descrito en esta sección, se considera apropiado emplear directamente el módulo de CFD del software *SimScale* que, de manera resumida pues los detalles de este estudio no son de interés para el presente documento, emplea las siguientes condiciones e hipótesis generales:

- Dominio hexaédrico de 15 cuerdas aguas abajo y 5 en el resto de direcciones
- Malla hexaédrica desestructurada con refinamiento en las zonas de capa límite
- Aire en condiciones estándar a nivel del mar
- Flujo incompresible
- Modelo de turbulencia *k-omega SST*
- Condiciones estacionarias
- Condiciones iniciales:
 - Velocidad longitudinal de 11.11 m/s
 - Presión relativa nula
- Condiciones de contorno:
 - *Velocity Inlet* de 11.11 m/s en dirección longitudinal
 - *Pressure Outlet* de valor constante igual a cero
 - Deslizamiento del fluido en las paredes del dominio
 - Condición de no deslizamiento en las paredes del cuerpo
- Criterios de convergencia:
 - Residuales inferiores a 10^{-3}
 - Variación de la resistencia inferior al 3 %

Para el conjunto motor-hélice se asumen condiciones estáticas para simplificar las simulaciones pues los resultados no cambian drásticamente [38]. Por su parte, al fuselaje se le han acoplado las baterías y el ESC ya determinados en el Capítulo 5 sin ningún carenado, manteniendo la filosofía de los anteriores prototipos del equipo.

Los resultados obtenidos, presentados en la Tabla 6.2, permiten realizar los análisis paramétricos del diseño aerodinámico con mayor precisión para seleccionar la opción más optimizada. Para incluirlos en los cálculos de cada propuesta de configuración aerodinámica debe despejarse el coeficiente de resistencia de la Ecuación 5 sustituyendo las variables por los parámetros de referencia indicados anteriormente y emplearse el valor de la superficie alar correspondiente. Como ejemplo, se muestra el resultado para el modelo conceptual presentado en el Capítulo 3.

ELEMENTO	S_{ref}	D	CD_0
MOTOR	0.0018 m ²	0.08 N	0.0028
TREN	0.0002 m ²	0.02 N	0.0007
FUSELAJE	0.0011 m ²	0.09 N	0.0031
BAHÍA	0.0270 m ²	0.12 N	0.0045

Tabla 6.2. Estimación de la resistencia aerodinámica de los elementos externos a las alas

Sin embargo, no se está teniendo en cuenta el factor de interferencia entre elementos, pero se trata de un error existente para cada caso de estudio. Por ello, una vez definida la geometría alar de la aeronave, se aconseja realizar una simulación completa del conjunto que permita extraer un coeficiente de resistencia del conjunto.

6.4. ALA PRINCIPAL

El diseño del ala principal se divide en un primer análisis paramétrico del MTOW de distintas propuestas que permita hallar una geometría óptima. Sin embargo, este análisis requiere dimensionar también las superficies hipersustentadoras, cuyo estudio se detalla en la subsección siguiente. Finalmente, se realiza un último análisis para optimizar la geometría adoptada a través del estudio detallado de la punta alar.

GEOMETRÍA

El diseño del ala principal no es individual, sino que debe ir acompañado del dimensionamiento del empenaje de manera que se asegure la estabilidad del conjunto. De este modo, se elabora un análisis paramétrico del MTOW de la aeronave que incluye la implementación de dispositivos hipersustentadores y estabilidad estática longitudinal confirmada.

Por tanto, se diseñan distintas propuestas de conjuntos ala-empenaje con cada uno de los cuatro perfiles de interés. Para analizar su desempeño completo, se elabora un archivo de *Mathematica* que resuelve un sistema de ecuaciones del plano longitudinal con las expresiones de la Sección 1.5. Marco Teórico y del Capítulo 3 que, en resumen, permite obtener la distancia de despegue, el MTOW, la velocidad máxima y las condiciones de equilibrio de un modelo en base a los coeficientes aerodinámicos extraídos de *xflr5*. Los valores o expresiones empleados son:

- Modelo atmosférico centrado en Múnich, con los valores de la Tabla 3.5 y la dependencia de la altitud según las Ecuaciones 16, 17 y 18 (Modelo ISA).
- Modelo de empuje de la Ecuación 50 con $\delta_p = 1$.
- $m_{est} = 2.3$ kg, obtenida de la estimación de masas de la Tabla 3.3.
- $\mu_d = 0.05$, valor estadístico para despegues en pistas de hierba corta [12].
- $n_s = 1.05$, es decir, margen de seguridad para la velocidad de despegue del 5 %, considerando que es aceptable asumir cierto riesgo para tratar de maximizar el MTOW como es habitual en otros equipos de la ACC [13].
- S_w depende de la propuesta. Su valor disminuye para perfiles con mayor C_m pues debe aumentarse S_H y/o la distancia entre alas para lograr equilibrar el modelo cumpliendo las restricciones.
- Polar parabólica de coeficientes constantes corregida, representada en la Ecuación 58. Véase que incluye la suma de la resistencia de los elementos externos al ala CD_{ext} y que depende del Factor de Oswald, que se calcula mediante la expresión estadística de Hull mostrada en la Ecuación 59, siendo $\Lambda_{c/4,w}$ la flecha del ala a un cuarto de cuerda.

$$CD = CD_{min} + CD_{ext} + \frac{1}{\pi AR_w e_w} (CL - CL_{min})^2 \quad (58)$$

$$e_w = (1 - 0.045 AR_w^{0.68})(1 - 0.227 \Lambda_{c/4,w}^{1.615}) \quad (59)$$

- $CL_{máx,f}$ se aproxima inicialmente mediante la Ecuación 60:

$$CL_{máx,f} \simeq CL_{máx} + \Delta CL_f \quad (60)$$

Donde $CL_{máx}$ se determina numéricamente en configuración limpia mediante el método LLT de *xflr5* al permitir el análisis de no linealidades y el ΔCL_f se extrae de la diferencia entre el CL_0 del ala limpia y del hallado con la deflexión de *flaps* con el análisis VLM por su mayor robustez. Sin embargo, la hipótesis de la Ecuación 60 no es totalmente precisa teniendo en cuenta la relevancia de los efectos viscosos, pero permite simplificar inicialmente los cálculos.

Por otra parte, todas las propuestas presentan un mismo dimensionamiento de los hipersustentadores, prolongados a lo largo de toda la envergadura y abarcando un 20 % de la cuerda para simplificar el análisis. Esto supone que, en el caso límite, se emplean los alerones como dispositivos hipersustentadores para maximizar el MPL. Por ello, aunque en otros prototipos del equipo se han logrado buenos resultados con *flaps* de un 25 % de cuerda, los alerones suelen dimensionarse con un menor tamaño, inferior al 15 %, luego se establece como criterio inicial una superficie de los elementos hipersustentadores próxima al 20 % de superficie alar a expensas de precisar la proporción exacta para cada superficie móvil. A pesar de contar con un mismo dimensionamiento, cada propuesta presenta un valor óptimo de deflexión de *flaps* en función de su CL_{min} y CD_{min} , por lo que el análisis del MTOW incluye iteraciones en función de este ángulo como detalla la Tabla A-IX.1 del Anexo IX.

Finalmente, para asegurar la estabilidad estática longitudinal, se dimensiona un empenaje y se sitúa el x_{CG} por delante del x_{PN} respecto al borde de ataque del ala. Para ello, se parte de los criterios de estabilidad de la fase conceptual y se realiza un proceso iterativo en $xflr5$ con el método VLM hasta alcanzar la propuesta estable con la mayor superficie alar.

De esta manera, todos los modelos propuestos basados en el modelo base del Capítulo 3 y que cumplen el criterio $CM_\alpha < 0$, dan lugar a los resultados de la Tabla 6.3:

CASO	PERFIL	S_w	δ_f	ΔCL_f	V_{cr}	MTOW
1	A18	0.40 m ²	15°	0.686	83.16 km/h	5.63 kg
2	AH 79-100 B	0.34 m ²	20°	0.850	83.52 km/h	5.70 kg
3	E385	0.38 m ²	20°	0.823	81.96 km/h	5.98 kg
4	NACA 4510	0.40 m ²	30°	1.141	82.95 km/h	6.08 kg

Tabla 6.3. Resultados del análisis paramétrico del MTOW preliminar

Véase que, aunque el perfil NACA 4510 no presenta el mayor $CL_{máx}$ en configuración limpia, su bajo Cm permite equilibrar el modelo con empenajes de menor área que el resto y, en consecuencia, aumentar la superficie del ala principal frente a otras propuestas. Además, su menor curvatura frente a otros perfiles también tolera extender las superficies hipersustentadoras sin disparar el coeficiente de resistencia aerodinámica, de manera que es posible deflectarlos teóricamente un mayor número de grados. Estos dos puntos explican que este perfil logre el mayor peso máximo al despegue. Pero estos resultados deben ser tomados con cautela por la hipótesis de la Ecuación 60, de manera que el MTOW hallado es solo un valor preliminar que ha permitido comparar los distintos casos bajo unas mismas hipótesis.

De este modo, resulta evidente que es el caso 4 la propuesta óptima para la misión aunque puede demostrarse nuevamente con el simulador de puntos del Anexo IV que se obtiene el mejor resultado comparando con las prestaciones del resto de propuestas. Concretamente, la configuración del caso 4 es la mostrada en la Figura 6.5:

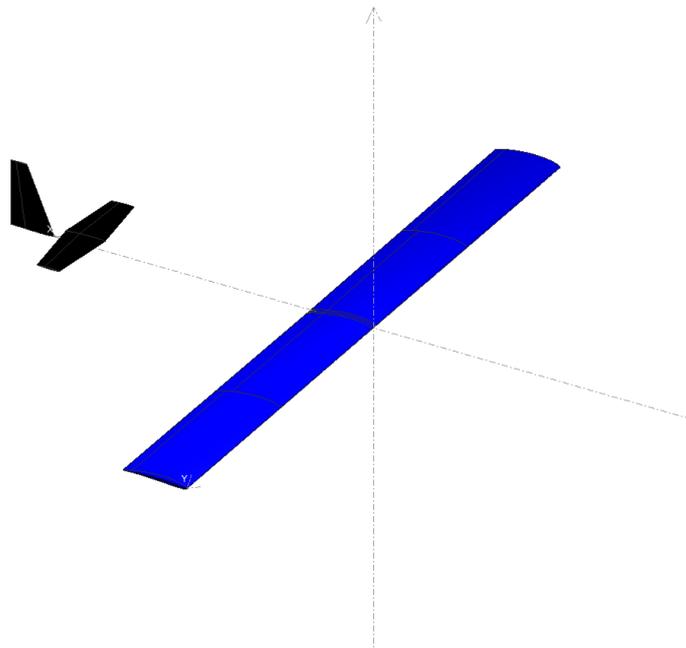


Figura 6.5. Geometría en $xflr5$ del caso 4 del análisis paramétrico del MTOW

Cuyos parámetros de interés son los recopilados en la Tabla 6.4:

GEOMETRÍA		DESEMPEÑO	
Perfil	NACA 4510	x_{PN}	9.10 cm
b_w	2.00 m	e_w	0.78
c_w	0.20 m	$CL_{m\acute{a}x}$	1.243
S_w	0.40 m ²	CD_{min}	0.022
AR_w	10.00	CM_α	-0.294
λ_w	1.00	α_{stall}	13°
$\Lambda_{c/4,w}$	0.00°	$EAm\acute{a}x$	21.45
Γ_w	0.00°	ΔCL_f	1.141
$\theta_{0,w}$	0.00°	$\Delta CD_{0,f}$	0.098
Hiato	0.63 m	V_{stall}	32.79 km/h
S_H	0.04 m ²	V_{cr}	85.14 km/h
x_{CG}	8.00 cm	MTOW	6.08 kg

Tabla 6.4. Parámetros de interés del Caso 4 en configuración limpia sin carga

Por último, sus curvas polares son las representadas en la Figura 6.6:

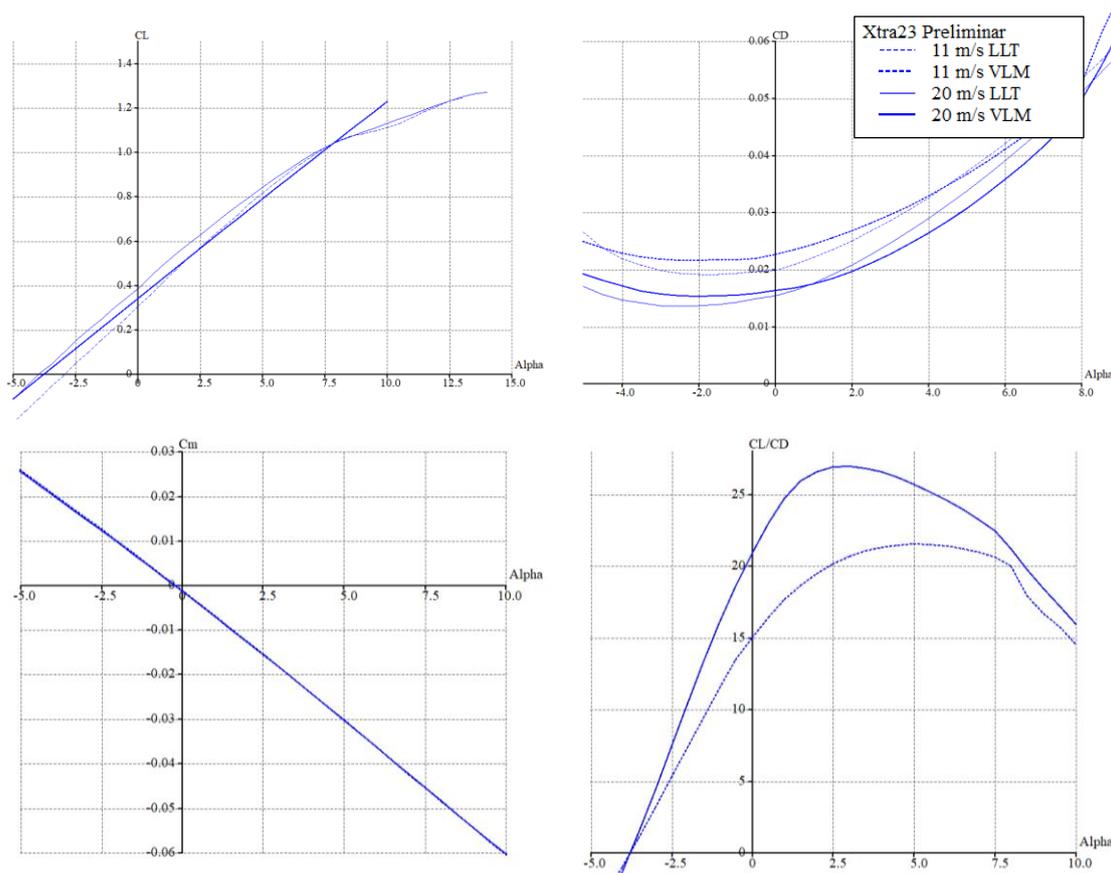


Figura 6.6. Curvas polares de la propuesta aerodinámica preliminar para 11 m/s y 20 m/s

Véase en la Tabla 6.4 que inicialmente no se ha incluido diedro ni torsión. El diedro, que permite autoestabilizar lateralmente la aeronave y corrige las típicas inestabilidades del modo espiral, por el momento se considera innecesario pues la carga de pago da lugar a una

configuración de ala alta, es decir, el centro de gravedad se sitúa por debajo del centro aerodinámico del ala principal en el eje vertical, de manera que el efecto péndulo ayuda a estabilizar la aeronave ante alabeo. No obstante, el análisis de estabilidad en configuración descargada determinará la necesidad del diedro. En cuanto a la torsión, resulta interesante realizar un estudio de maximización del $CL_{máx}$ para el modelo definitivo ya que, al disminuir el ángulo de ataque en la punta del ala se podría retrasar la pérdida, aunque las capacidades constructivas actuales del equipo dificultan adoptar eficientemente esta solución y se descarta inicialmente para evitar excesivas complejidades en la fabricación del demostrador.

En cuanto a la Figura 6.6, dado que el método LLT no permite analizar el conjunto de ala-empenaje, CM_α se representa únicamente con la simulación VLM. Esta última gráfica es fundamental pues verifica la estabilidad estática longitudinal del modelo al presentar pendiente negativa pues, al aumentar el ángulo de cabeceo, el modelo tiende a picar y se autoequilibra, pero aún debe trimarse adecuadamente con un ángulo de incidencia geométrico del estabilizador y a través del timón de profundidad según las condiciones de vuelo.

DISPOSITIVOS HIPERSUSTENTADORES

El diseño de las superficies hipersustentadoras o *flaps* es vital para maximizar el peso máximo al despegue de la aeronave de acuerdo a la Ecuación 45. Inicialmente se ha supuesto un *flap* simple que abarca, en el caso límite, el 20 % de la superficie del ala. Sin embargo, este dimensionamiento es preliminar y aproximado para desarrollar el análisis del MTOW, de manera que aún debe definirse el tipo de hipersustentador y las proporciones de *flap* y alerón. Las tipologías habitualmente empleadas, de las que debe seleccionarse una, se muestran en la Figura 6.7 [39].

El fundamento básico de estas superficies es incrementar la curvatura del perfil para disminuir la velocidad de entrada en pérdida, fundamental en las fases de despegue y aterrizaje. De esta manera se logra desplazar el CL_0 , pero también el α_{stall} , aconteciendo la pérdida a menor ángulo. Para evitarlo, se intenta reenergizar el flujo a través de ranuras en el flap (*slot*) o en el borde de ataque (*slat*). Sin embargo, el uso de *slats* no ha resultado exitoso en la ACC como ya demostró el equipo NPU-Innovation en la edición de 2019, por lo que se decide descartar su análisis.

Por su parte, los *flaps* ranurados han ofrecido buenos resultados en la competición, sobre todo los doblemente ranurados que presentó AkaModell Múnich en la ACC'15, replicados por numerosos equipos en las ediciones siguientes. Para evitar complicar excesivamente la construcción, se propone emplear un *single slotted flap* si se logra demostrar que mejora el desempeño frente al *flap* simple a través de métodos CFD y experimentales. No obstante, el estudio numérico completo de la ranura comprende un análisis paramétrico excesivamente amplio que queda fuera del alcance de este trabajo, de manera que se realiza únicamente un estudio preliminar y se propone su implementación en el prototipo para su estudio empírico pues, en caso de demostrarse posteriormente su ineficacia, puede revertirse fácilmente a un *flap* simple obstruyendo la ranura con cinta adhesiva.

Por su parte, el tipo *split* se descarta en cualquier caso frente al simple pues la literatura relacionada indica peores resultados para esta clase de hipersustentador [39].

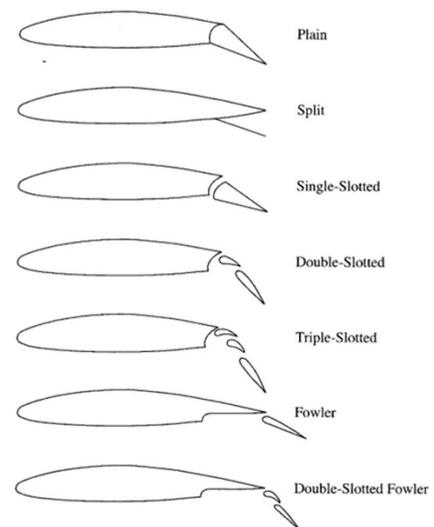


Figura 6.7. Tipos de flap

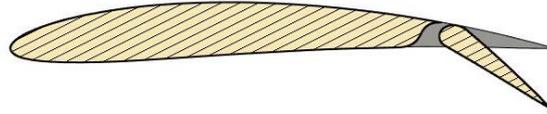


Figura 6.8. Flap ranurado propuesto para el modelo Xtra23

Por tanto, el hipersustentador seleccionado es el *flap* ranurado como el representado en la Figura 6.8, pero el *slot* aún debe optimizarse. Inicialmente se realiza un estudio CFD preliminar con una longitud de la ranura de 4 mm que, según los resultados de la Tabla 6.5, no está demostrado todavía que aporte beneficios:

FLAP	δ_f	CL_0 CFD	CL_0 $xflr5$	$CL_{m\acute{a}x}$ $xflr5$
Simple	15°	0.892	0.936	1.729
Simple	30°	1.207	1.311	2.284
Ranurado	15°	0.802	–	–
Ranurado	30°	1.142	–	–

Tabla 6.5. Comparación entre el flap simple y el flap ranurado a 40 km/h

Iterando en $xflr5$ se puede demostrar que un porcentaje de cuerda para el *flap* del 25 % ofrece buenos resultados, por lo que se propone emplear esta longitud para el hipersustentador. Para simplificar y contar con suficiente maniobrabilidad, se extiende hasta el 50 % de la envergadura, quedando el 50 % restante para el alerón. Para mantener la proporcionalidad del 20 % de la superficie alar como dispositivo móvil, la cuerda del alerón debe ser del 15 %, aunque este dimensionamiento se verifica en el diseño de las superficies de control que atiende a criterios de maniobrabilidad.

La deflexión máxima del dispositivo se fija en 30° pues los análisis previos indicaron que se trataba del valor óptimo para el ala propuesta. Aunque es posible que aplicando las correcciones oportunas al $CL_{m\acute{a}x}$ se halle otro valor óptimo, se mantiene dicha deflexión máxima para realizar las pruebas experimentales.

No obstante, el uso de los hipersustentadores dependerá de la carga de pago transportada, estableciendo como criterio evitar el uso de alerones como hipersustentadores si no es estrictamente necesario, es decir, si es suficiente con la extensión de *flaps*, así como emplear el mínimo ángulo de deflexión de los mismos que permita despegar en 60 metros para lograr alcanzar mayor velocidad durante la carrera de despegue.

Diseñados los elementos hipersustentadores, se calcula la carga de pago transportable en función de la deflexión de estos dispositivos aplicando una corrección a la Ecuación 60. Además de la mencionada falta de rigurosidad de dicha hipótesis, que se asumió para agilizar el análisis paramétrico preliminar del MTOW, algunos equipos de la competición como AkaModell Stuttgart mencionan en sus documentos técnicos que es relevante la disminución del $CL_{m\acute{a}x}$ en despegue por influencia del efecto suelo [32]. Por ello, se decide mantener el diseño por el lado de la seguridad y aplicar una hipótesis restrictiva basada en la Ecuación 61:

$$CL_{m\acute{a}x,f} \approx CL_{limpia}(\alpha_{crit} - \Delta\alpha_f) + \Delta CL_f \quad (61)$$

Dónde $\Delta\alpha_f$ es una corrección del ángulo crítico en función de la deflexión del hipersustentador basada en datos estadísticos [40]. Con ello, es posible estimar la carga de pago transportable por el lado de la seguridad en función de la deflexión de *flaps* como indica la Tabla 6.6 asumiendo una masa estructural de 2.3 kg de acuerdo al Capítulo 3.

CASO	δ_f	δ_{Af}	$CL_{m\acute{a}x}$	V_{to}	V_{cr}	m_{PL}
1	0°	0°	1.143	50.02 km/h	84.13 km/h	2.55 kg
2	20°	0°	1.398	46.06 km/h	83.99 km/h	2.73 kg
3	25°	0°	1.438	45.67 km/h	83.94 km/h	2.79 kg
4	30°	0°	1.440	45.54 km/h	83.96 km/h	2.76 kg
5	20°	20°	1.569	44.87 km/h	83.70 km/h	3.06 kg
6	25°	25°	1.632	43.81 km/h	83.57 km/h	3.20 kg
7	30°	30°	1.713	43.32 km/h	82.95 km/h	3.15 kg

Tabla 6.6. Desempeño corregido en función de la deflexión de *flaps* y alerones en modo *flap*

Véase que, al aplicar la corrección, los valores de $CL_{m\acute{a}x}$ disminuyen considerablemente, por lo que se recomienda revisar estos valores experimentalmente o con técnicas CFD pues se trata de un parámetro difícil de estimar con x_{flr5} o con métodos estadísticos. Además, la deflexión óptima del hipersustentador se halla en este caso a 25° y el MTOW se reduce a los 5.50 kg, siendo la MPL de 3.20 kg.

PUNTA ALAR

El ala base es de configuración recta y punta cuadrada, pero puede optimizarse rápidamente a través de la punta alar. En esta región aparecen torbellinos por la interacción entre intradós y extradós, lo que se traduce en un aumento de resistencia inducida. Para disminuir este fenómeno existen distintas configuraciones basadas en limitar la interacción del flujo: estrechamiento, punta redondeada, *winglets*... Para evitar reducir la superficie, se consideran los dispositivos de punta alar la opción más favorable, donde existen múltiples tipologías como indica la Figura 6.9:

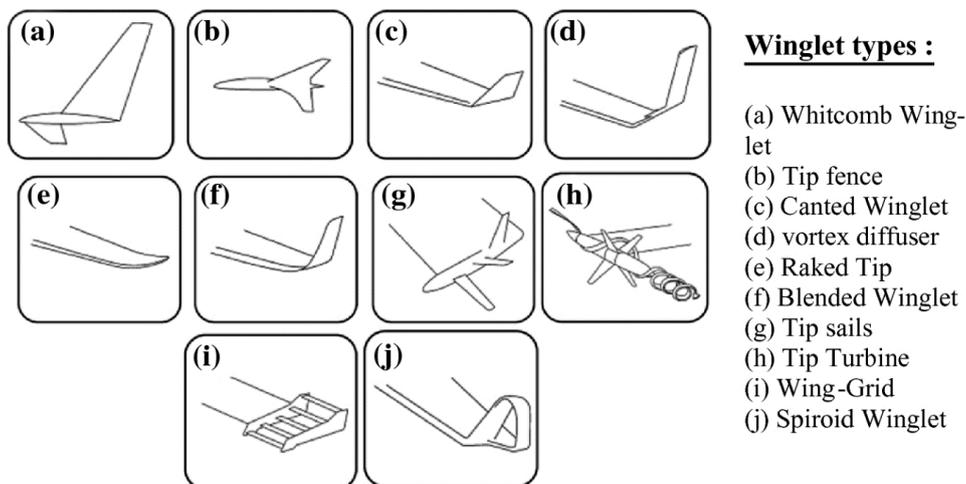


Figura 6.9. Diferentes tipos de winglets [41]

Los elementos de punta alar más sencillos a nivel constructivo y que plantean menores problemas con las restricciones dimensionales son los tipo *cant* de 90°. Además del ángulo respecto al ala principal, su parámetro de diseño principal es la altura y, secundariamente, su flecha. La Figura 6.10 muestra un análisis paramétrico de la eficiencia aerodinámica, máxima y a ángulo nulo, en función de la altura del *winglet*, modelado como un perfil NACA 0006 y analizado en *xflr5* con el método VLM. Obsérvese que la $EA_{m\acute{a}x}$ aumenta considerablemente hasta estabilizarse, hallando un óptimo próximo a los 20 cm. Esto se debe a que la reducción de CD_i deja de ser menor al CD_0 que introduce el propio elemento en el punto óptimo, pero este efecto ocurre antes cuanto menor es el ángulo de ataque, como muestra la curva de EA_0 .

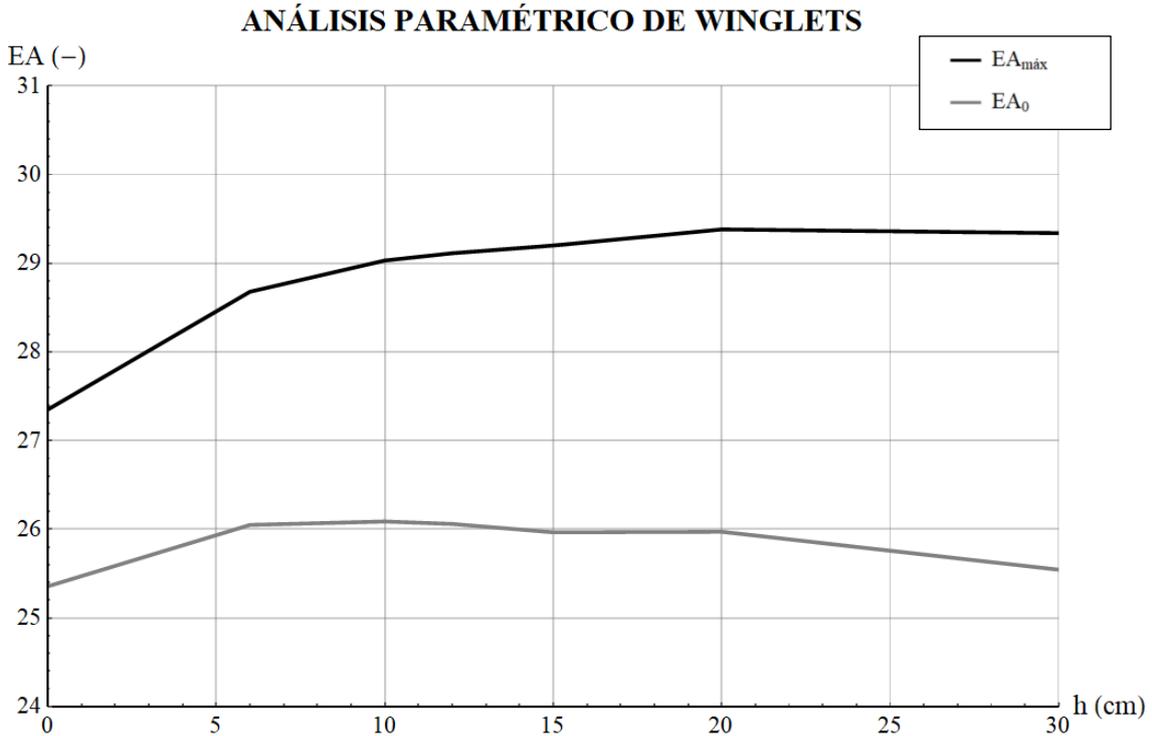


Figura 6.10. Análisis a 20 m/s de la eficiencia aerodinámica respecto a la altura del *winglet*

Además del CD_0 , el peso adicional que introduce este elemento también es un factor limitante para su dimensionamiento. Dado que la eficiencia máxima no incrementa excesivamente desde los 12 cm y que, a partir de este valor, comienzan a aparecer zonas a ángulo de ataque positivo en las que se reduce la EA , se propone emplear esta altura para evitar incrementar el peso del modelo aunque pueden construir dos modelos distintos para cuantificar el incremento de masa real que supone.

Por último, se ha analizado la flecha, que reduce el CD_0 pero no de manera significativa. Por ejemplo, para un valor de 45° a una altura del 25 % respecto a la base, incrementa la $EA_{m\acute{a}x}$ un 0.02 % respecto al *winglet* de 12 cm sin flecha. Por ello, se decide no analizar en profundidad este aspecto pero implementarlo para reducir la masa del elemento. Por tanto, la geometría alar del modelo definitivo queda definida por un ala recta con un *canted winglet* a 90° cuyas dimensiones se muestran en la Figura 6.11:

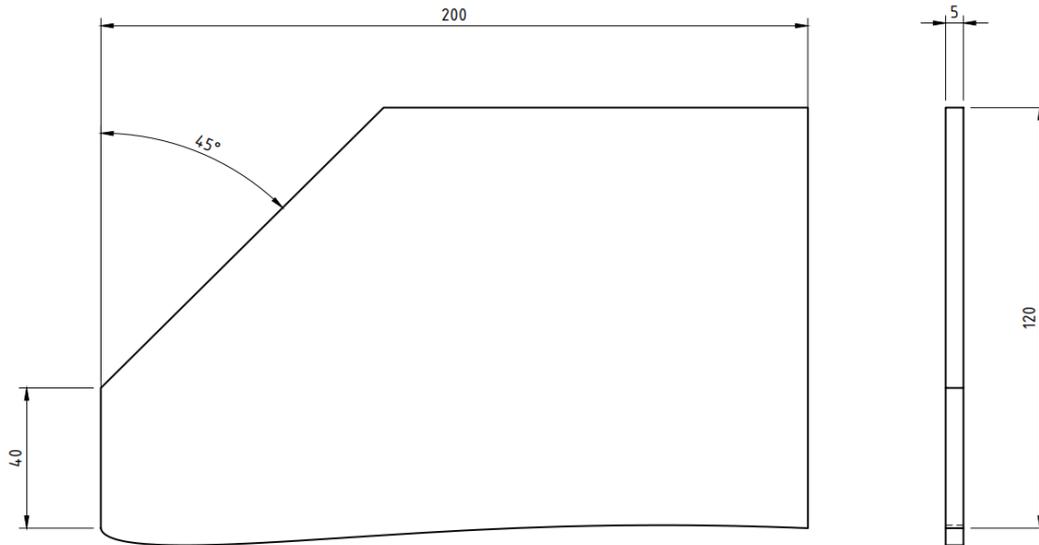


Figura 6.11. Dimensiones en mm del winglet empleado para el ala principal

Obsérvese que la base del *winglet* coincide con el intradós del ala principal, es decir, mantiene la forma del perfil NACA 4510. Este diseño permite incrementar un 6.47 % la eficiencia máxima respecto a la propuesta inicial de punta cuadrada.

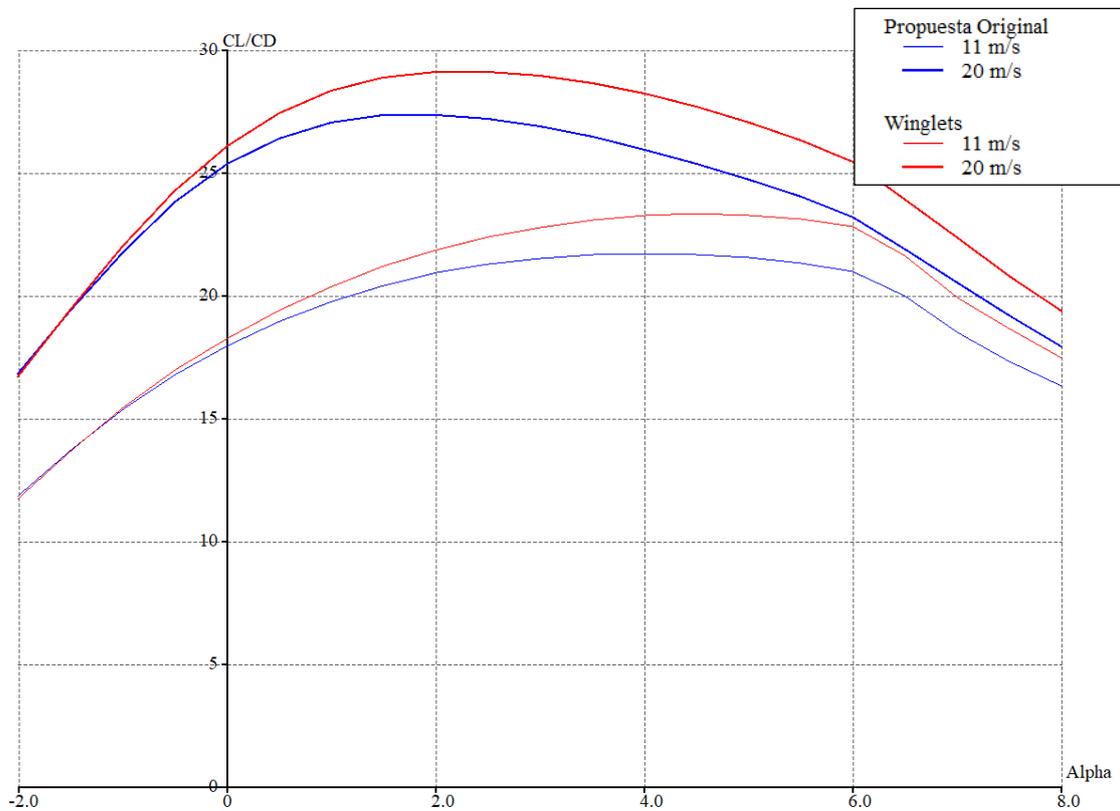


Figura 6.12. Mejora de la eficiencia aerodinámica mediante los winglets diseñados

Matemáticamente, la implementación de *winglets* afecta al factor de Oswald, aunque puede no considerarse para mantener el estudio por el lado de la seguridad dada la dificultad para calcular correctamente este valor. De acuerdo a *xlfr5*, se estima que tomaría los valores de la Tabla 6.7 :

CASO	FACTOR DE OSWALD
Punta cuadrada	0.78
<i>Winglets</i> 6 cm	0.86
<i>Winglets</i> 12 cm	0.90

Tabla 6.7. Valores estimados para el Factor de Oswald

6.5. EMPENAJE

El empenaje definitivamente empleado es de tipo convencional como se propuso inicialmente en el Capítulo 3. Existen otras configuraciones, representada en la Figura 6.13, sobre las que se ha valorado su uso, especialmente de la cola en V por su reducción de peso y resistencia, pero finalmente se ha optado por la configuración convencional como se visualizó anteriormente en la Figura 6.5 por la experiencia del equipo y los aceptables resultados estructurales y aerodinámicos con esta tipología.

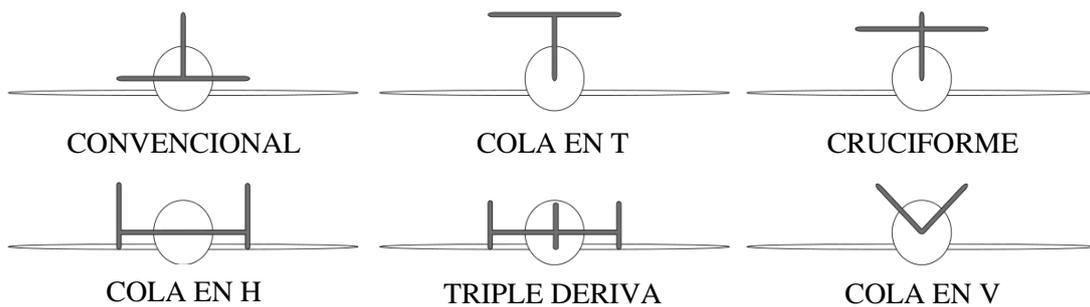


Figura 6.13. Tipos de cola habitualmente empleados

En líneas generales, el dimensionamiento de la cola se basa en criterios de estabilidad y control, quedando en un segundo plano la eficiencia aerodinámica de este elemento dado su reducido tamaño. El objetivo por tanto es hallar la superficie más ligera y reducida posible que permita operar la aeronave con seguridad en las condiciones de diseño.

ESTABILIZADOR HORIZONTAL

Anteriormente se mencionó que el criterio de estabilidad estática longitudinal debe satisfacer la Ecuación 46, es decir, que la variación del coeficiente de momento respecto al ángulo de ataque sea negativa. Situando el centro de gravedad por delante del punto neutro de acuerdo al sistema de referencia convencional, se ha logrado cumplir esta condición con los parámetros mostrados en la Tabla 6.8:

PARÁMETRO	VALOR
l_{wH}	83.20 cm
Perfil	Placa plana de 5 mm
S_H	0.038 m ²
b_H	40.00 cm
c_H	9.72 cm
$c_{r,H}$	12.00 cm
$c_{t,H}$	7.00 cm
λ_H	0.58
$\Lambda_{c/4,H}$	+ 3.58°
Γ_H	0.00°
AR_H	4.21
$\alpha_{0,H}$	- 1.50°

Tabla 6.8. Parámetros geométricos del estabilizador horizontal

Dado que los aspectos aerodinámicos no son tan relevantes para este elemento como sí lo eran para el ala principal, su forma atiende principalmente a cuestiones geométricas. Para tratar de aumentar la superficie alar y cumplir los criterios de estabilidad, se ha optado por incluir un estrechamiento en el estabilizador. Gracias al menor tamaño de la cuerda en la punta, es posible aumentar la envergadura del ala principal manteniendo una distancia entre alas suficiente para equilibrar con una reducida superficie de empenaje.

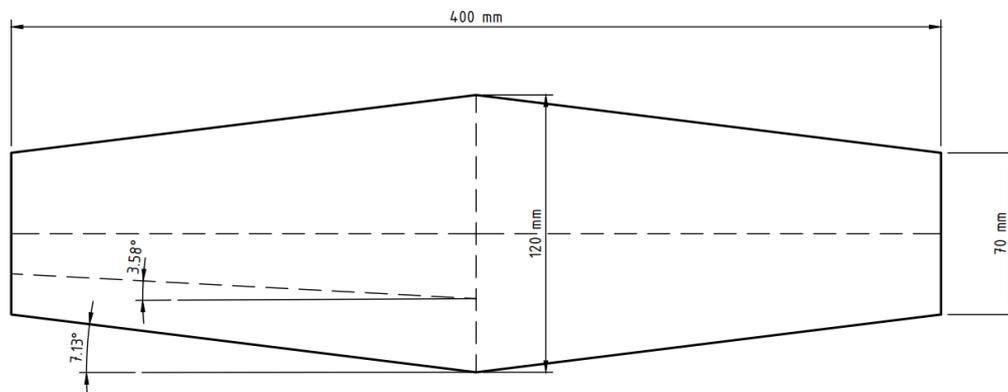


Figura 6.14. Forma en planta del estabilizador horizontal

A nivel aerodinámico, esta configuración con estrechamiento y flecha tiene dos consecuencias. Por una parte, el ángulo de flecha del borde de ataque retrasa la entrada en pérdida respecto al ala principal. Pero, por otra, este fenómeno inicia su aparición en el borde de salida, disminuyendo la efectividad del timón de profundidad. Para evitar esto último, es habitual el uso de bordes de fuga sin flecha, pero eso implicaría reducir la superficie del empenaje o el hiato y, consecuentemente, la superficie alar para mantener la estabilidad estática. Por ello, se decide mantener la geometría de la Figura 6.14 y emplear un elevador agresivo para evitar perder la efectividad total de este elemento si se diesen las circunstancias.

Por último, para mejorar el desempeño de esta superficie, se decide elevar el estabilizador horizontal 2 cm respecto al fuselaje asumiendo que el ala principal está alineada verticalmente con el mismo. De esta manera, el estabilizador queda fuera de la estela del ala a bajos ángulos de ataque como se observa en la Figura 6.15:

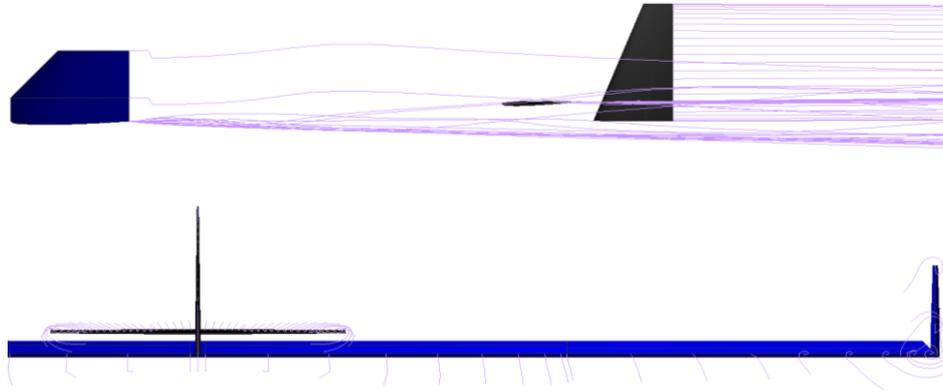


Figura 6.15. Líneas de corriente en $xflr5$ a 0° de ángulo de ataque

ESTABILIZADOR VERTICAL

A diferencia del estabilizador horizontal que requiere una optimización geométrica, el estabilizador vertical no está tan limitado por las restricciones, que permiten una altura máxima de la aeronave de 0.5 metros, suficientes para incluir la deriva sin complicaciones. En cuanto a la estabilidad, la simetría geométrica transversal del avión implica que los coeficientes aerodinámicos relacionados con la dinámica lateral-direccional sean nulos en vuelo simétrico, hecho que no sucede en el plano longitudinal, donde la asimetría da lugar a la existencia de un CM_0 que debe ser contrarrestado con la sustentación del empenaje.

Sin embargo, existen perturbaciones que dan lugar a asimetrías, las más importantes son debidas a las maniobras, a la tracción de la hélice y al viento lateral. Por tanto, el diseño de la deriva debe atender a criterios de control, permitiendo alojar una superficie móvil que permita maniobrar la aeronave, y a criterios de estabilidad. En relación a la estática, estos son:

$$CN_\beta > 0 \quad (62)$$

$$Cl_\beta < 0 \quad (63)$$

La Ecuación 62 trata la estabilidad estática direccional. El valor positivo de la pendiente de la curva CN respecto a β implica que, al incrementar este ángulo, aumenta el momento de guiñada en el mismo sentido de manera el avión tiende a alinearse con la dirección del viento, lo que se conoce como “efecto veleta”. Sin embargo, juega un papel fundamental la hélice tractora, cuyo giro introduce un momento de guiñada negativo. Por suerte, puede corregirse con un ligero ángulo de incidencia del motor de 1° a 2° hacia la derecha y hacia abajo visto desde la cola o con la deflexión del timón de dirección [21].

La Ecuación 63 trata la estabilidad estática lateral. Cuando se produce un alabeo, el descenso de un semiala implica la aparición de una fuerza lateral que incrementa la velocidad de dicha semiala, de manera que el viento incide sobre ella con un ángulo β que debe ser compensado con un momento recuperador. Dado que el punto de aplicación de la fuerza del ala y del estabilizador vertical quedan por encima del centro de gravedad, el efecto de ambas superficies es estabilizador. Si la configuración fuese de ala baja, el ala principal tendría un efecto totalmente contrario, siendo necesario un ángulo de diedro para compensar.

PARÁMETRO	VALOR
l_{wv}	97.30 cm
Perfil	Placa plana de 5 mm
S_v	0.019 m ²
b_v	20.00 cm
c_v	9.90 cm
$c_{r,v}$	13.50 cm
$c_{t,v}$	5.00 cm
λ_v	0.37
$A_{c/4,v}$	+ 17.68°
AR_v	2.16

Tabla 6.9. Parámetros geométricos del estabilizador vertical

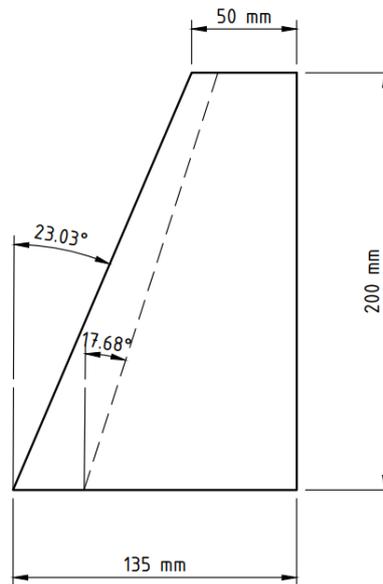


Figura 6.16. Forma transversal del estabilizador vertical

Los criterios de estabilidad estática lateral-direccional asumiendo el trimado del motor quedan verificados en la Figura 6.17:

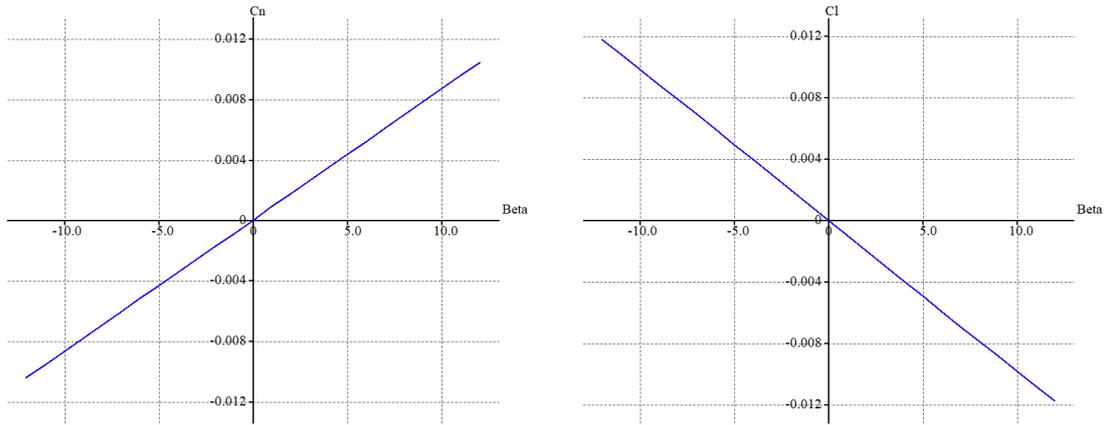


Figura 6.17. Coeficientes de guiñada y de alabeo en función del ángulo de derrape

En cuanto a la estabilidad dinámica ante ráfagas, su estudio se incluye posteriormente en el análisis de respuestas de la aeronave.

6.6. BAHÍA DE CARGA

La bahía de carga es un elemento voluminoso que debe permitir albergar eficientemente la carga de pago máxima calculada. Por ello, es conveniente realizar un análisis paramétrico de la resistencia de este elemento en función de su geometría.

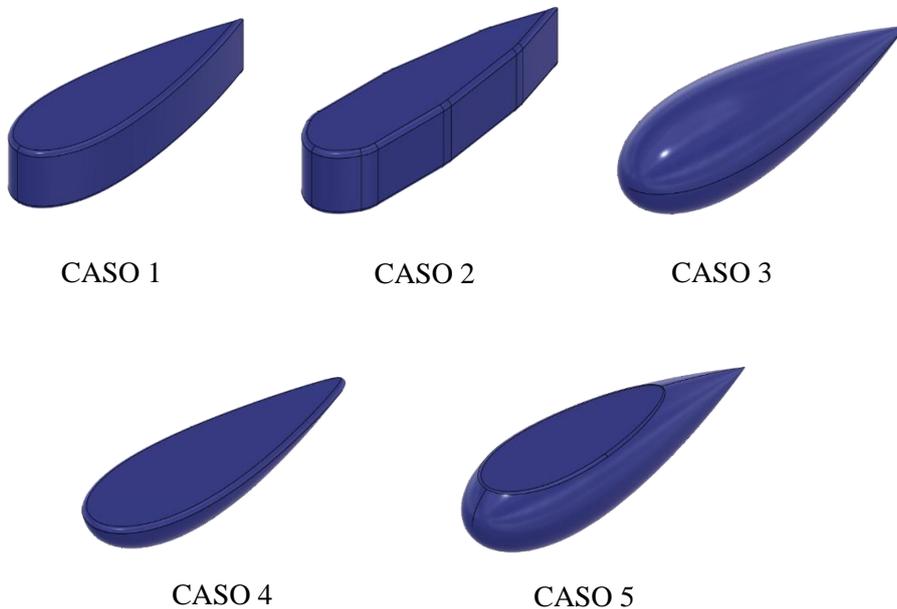


Figura 6.18. Propuestas del análisis aerodinámico de la bahía de carga

Los casos propuestos están basados en un perfil NACA 0030 de unos 15 cm de altura y 50 cm de longitud como muestra la Figura 6.18. Los resultados hallados con CFD y su capacidad se recopilan en la Tabla 6.10, expresándose el coeficiente de resistencia en referencia a la superficie del ala principal:

ELEMENTO	VOLUMEN	S_{ref}	CD_0	RATIO
CASO 1	11.83 l	0.0627 m ²	0.0042	0.0108 N/l
CASO 2	10.66 l	0.0804 m ²	0.0045	0.0129 N/l
CASO 3	29.96 l	0.0478 m ²	0.0055	0.0055 N/l
CASO 4	14.98 l	0.1340 m ²	0.0077	0.0156 N/l
CASO 5	18.48 l	0.1070 m ²	0.0107	0.0175 N/l

Tabla 6.10. Resultados del análisis paramétrico aerodinámico de la bahía de carga a 40 km/h

De acuerdo al ratio de resistencia por volumen, la propuesta más eficiente es el caso 3, una bahía con forma de gota. Sin embargo, no es sencilla la fabricación y posterior unión al fuselaje, además de plantear problemas para alojar eficientemente la carga de pago en su interior, lo que puede dar lugar a una bahía más voluminosa y, con ello, mayor resistencia aerodinámica como indica el CD_0 presentado en la Tabla 6.10.

Otra propuesta interesante es la mostrada en el caso 1, que minimiza la resistencia aerodinámica frente a las otras tipologías. Además, podría ser sencilla su construcción incluso con materiales como la madera por su forma plana en la cara superior e inferior así como la integración de la misma en la aeronave.

6.7. SUPERFICIES DE CONTROL

Los dispositivos de control aerodinámico deben permitir maniobrar adecuadamente la aeronave para desarrollar su misión. El circuito de vuelo de la *Air Cargo Challenge* no presenta obstáculos que requieran una configuración de control agresiva, sino que puede volarse libremente en el interior de la zona azul de la Figura 1.1, que permite virajes de 180° de un radio máximo de unos 200 metros en el caso límite.

Sin embargo, se decide dotar al avión de una actitud relativamente agresiva para evitar los problemas de maniobrabilidad que presentan los anteriores prototipos del equipo de acuerdo a la sensación del piloto. La alta controlabilidad implica mayor exigencia estructural y una reducida precisión de mando en el sentido de que, una pequeña desviación en la deflexión de la superficie da lugar a un comportamiento totalmente distinto del aerodino.

El proceso de diseño podría atender a criterios de maniobrabilidad en relación a las derivadas aerodinámicas de control, pero se decide comparar directamente con las respuestas teóricas del *Xtra21* que, de acuerdo a los resultados experimentales, presentaba una aceptable respuesta en cabeceo pero una ineficiente respuesta ante alabeo, que resultaba en virajes lentos y de gran radio de giro mínimo.

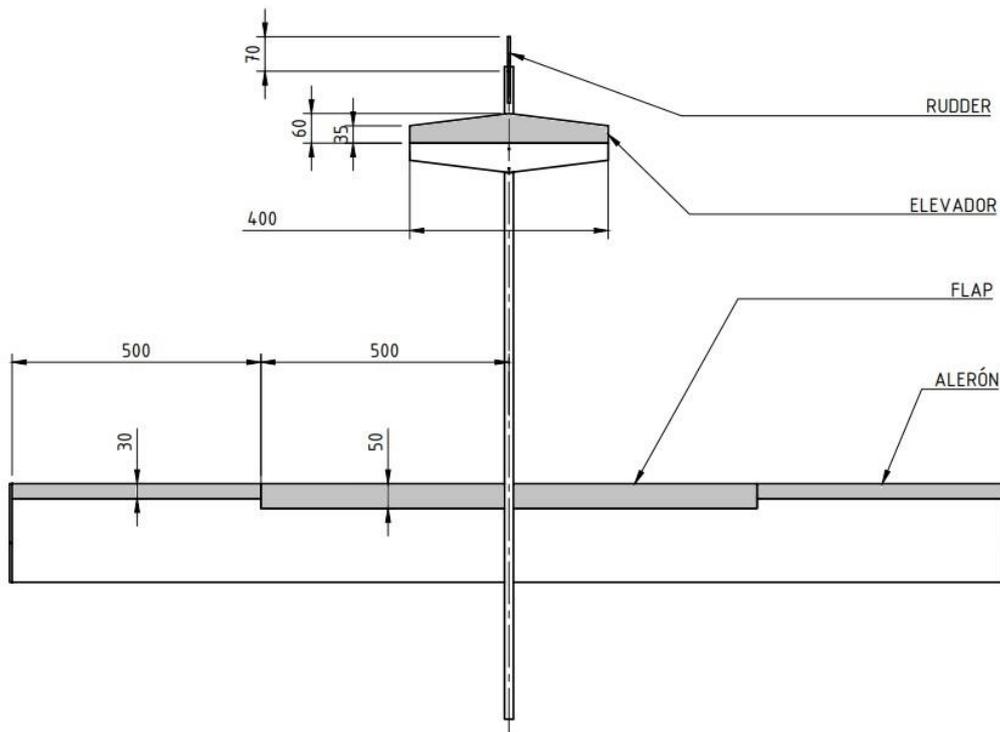


Figura 6.19. Dimensionamiento y disposición de las superficies móviles en mm

Tras el proceso iterativo se alcanza el dimensionamiento de las superficies móviles de la Figura 6.19, donde:

- El timón de profundidad abarca el 50 % de la cuerda del estabilizador horizontal a lo largo de toda su envergadura para disponer de gran capacidad de ascenso.
- El timón de dirección está limitado por el reducido tamaño de la deriva, por lo que representa aproximadamente un 55 % de la cuerda en la raíz y se extiende a 90° hasta intersectarse con el borde de ataque.
- En consecuencia, la efectividad de alerones debe incrementar para compensar la baja eficiencia del *rudder*, luego se dimensionan al 15 % de la cuerda a lo largo del 50 % de la envergadura desde la mitad del ala hasta la punta.
- Los *flaps* propuestos anteriormente comprenden un 25 % de la cuerda del ala a lo largo del 50 % de la envergadura desde la raíz hasta $b_w/2$, manteniéndose la proporción del 20 % de superficie del ala como superficie móvil.

Evidentemente, *flaps* y alerones se disponen a pares, simétricamente entre semiala derecha y semiala izquierda. Sobre los porcentajes, se miden desde el borde de fuga de cada superficie, quedando representadas en mm las dimensiones de acuerdo a los valores propuestos para el conjunto. Además, debe entenderse que el diseño realizado en esta sección para las superficies móviles atiende únicamente a parámetros aerodinámicos, por lo que es posible que en el diseño estructural deban acotarse ligeramente por interferencias entre elementos, aunque deben mantenerse aproximadamente las proporciones en porcentajes indicadas en el párrafo anterior.

En cuanto a la disposición del timón de dirección, la Figura 6.20 clarifica el dimensionamiento de esta superficie mencionado anteriormente:

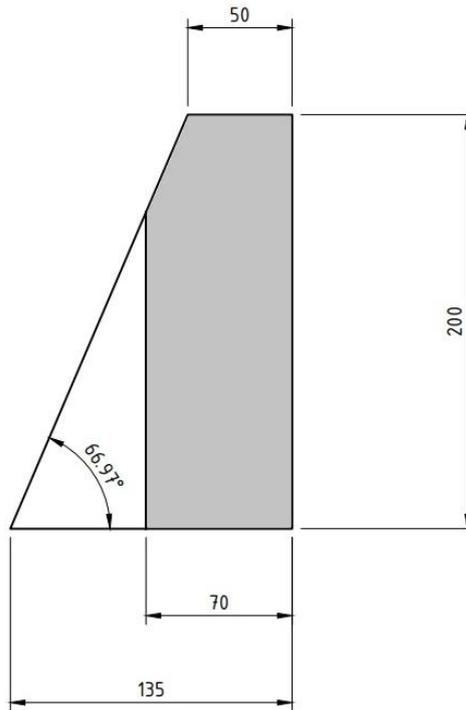


Figura 6.20. Disposición del rudder (zona coloreada) en el estabilizador vertical

Este dimensionamiento queda justificado a través de la Tabla 6.11, donde se comparan las derivadas aerodinámicas de control del *Xtra21* y las obtenidas para esta propuesta del *Xtra23*. En el caso de los alerones, la eficacia de estos se triplica para el nuevo diseño al tiempo que la guiñada y consecuente resbalamiento es escaso. Mientras el *Xtra21* requería la deflexión total de alerones y *rudder* para realizar lentos virajes, el *Xtra23* presenta gran agresividad que compensa totalmente la baja eficacia del *rudder*. Este último aspecto no parece preocupante pues el control en tierra se realiza a través de una rueda con dirección y los giros coordinados no requieren gran actuación del timón por la escasa guiñada que induce el uso de alerones.

DESCRIPCIÓN	DERIVADA	XTRA21	XTRA23	CRITERIO
Elevador	$CM_{\delta E}$	- 1.3368	- 1.2120	< 0
Eficacia alerones	$CL_{\delta A}$	+ 0.1048	+ 0.3320	> 0
Guiñada inducida	$CN_{\delta A}$	+ 0.0392	+ 0.0024	+/-
Alabeo inducido	$CL_{\delta R}$	+ 0.0117	+ 0.0055	> 0
Eficacia timón	$CN_{\delta R}$	- 0.0711	- 0.0500	< 0

Tabla 6.11. Derivadas de control para los modelos *Xtra21* y *Xtra23* sin carga

Donde:

- $CM_{\delta E}$: derivada del coeficiente de momento de cabeceo respecto a la deflexión del timón de profundidad
- $CL_{\delta A}$: derivada del coeficiente de momento de alabeo respecto a la deflexión de los alerones
- $CN_{\delta A}$: derivada del coeficiente de momento de guiñada respecto a la deflexión de los alerones
- $CL_{\delta R}$: derivada del coeficiente de momento de alabeo respecto a la deflexión del timón de dirección
- $CN_{\delta R}$: derivada del coeficiente de momento de guiñada respecto a la deflexión del timón de dirección

Sobre la agresividad del timón de profundidad, ésta no se explica únicamente con el valor de $CM_{\delta E}$, sino con su relación con CM_{α} . Gráficamente, en *xflr5* queda reflejada la actuación del timón representando el ángulo de ataque operacional en función del ángulo de control de la profundidad como muestra la Figura 6.21. Véase que, para el avión cargado, se mantiene gran poder de control del elevador.

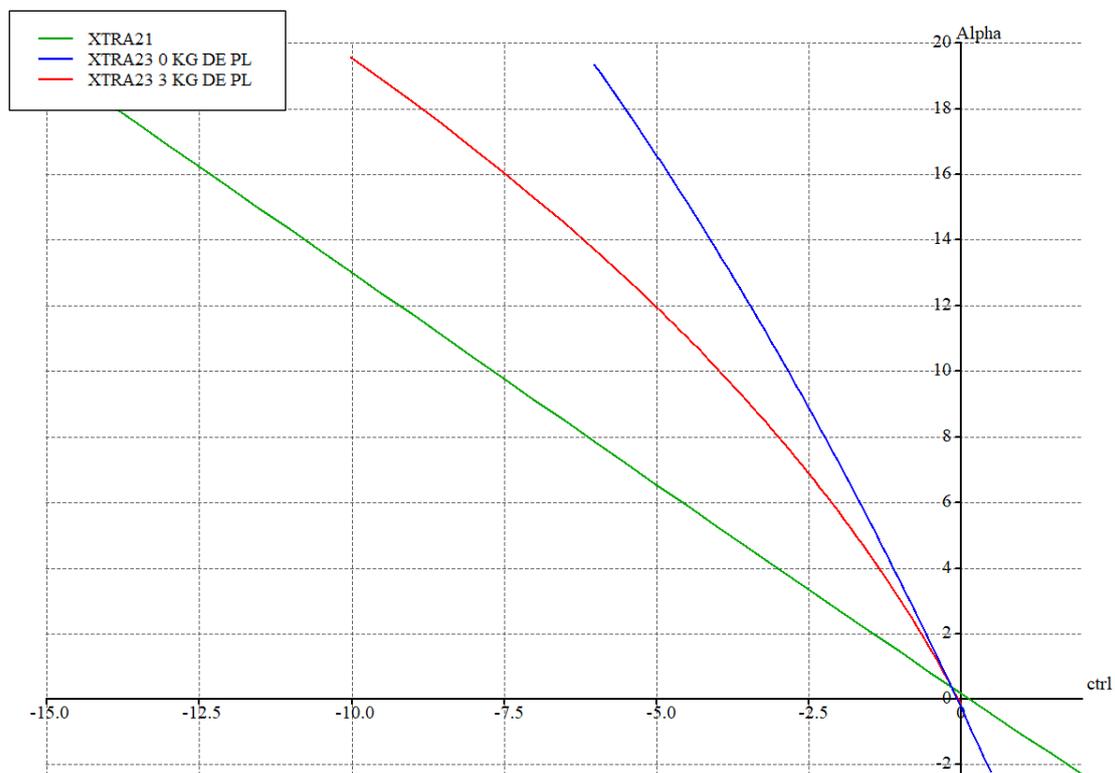


Figura 6.21. Representación del AOA en función del ángulo de deflexión del elevador

El control del ángulo de ataque se realiza directamente a través del valor de δ_E , por lo que se considera un buen indicador del desempeño de este elemento la representación del ángulo de ataque de equilibrio α_{trim} respecto al ángulo de control. Sin embargo, no ocurre lo mismo para los alerones, cuyo ángulo de deflexión no controla el ángulo de alabeo sino la velocidad de alabeo. No obstante, es posible visualizar la mencionada mejora de maniobrabilidad del *Xtra23* frente al *Xtra21* representando el momento de alabeo en función del control de δ_A , como se observa en la Figura 6.22.

En la misma Figura 6.22 se incluyen dichas curvas con la deflexión adicional del timón de dirección como indica la leyenda. Véase como el modelo *Xtra21* requiere una gran deflexión del *rudder* para incrementar el momento de alabeo mientras que el *Xtra23* no muestra cambios significativos en alabeo con la utilización de este elemento como ya predecían los coeficientes aerodinámicos de la Tabla 6.11. A pesar de esta ineficacia, el nuevo diseño logra mejores resultados en la generación de momento de alabeo que, si además se tiene en cuenta la reducción de masa y dimensiones del *Xtra23* respecto a sus antecesores de acuerdo a la ya mostrada Tabla 3.6 y, por tanto, de inercia, se puede concluir que los resultados de controlabilidad son aceptables.

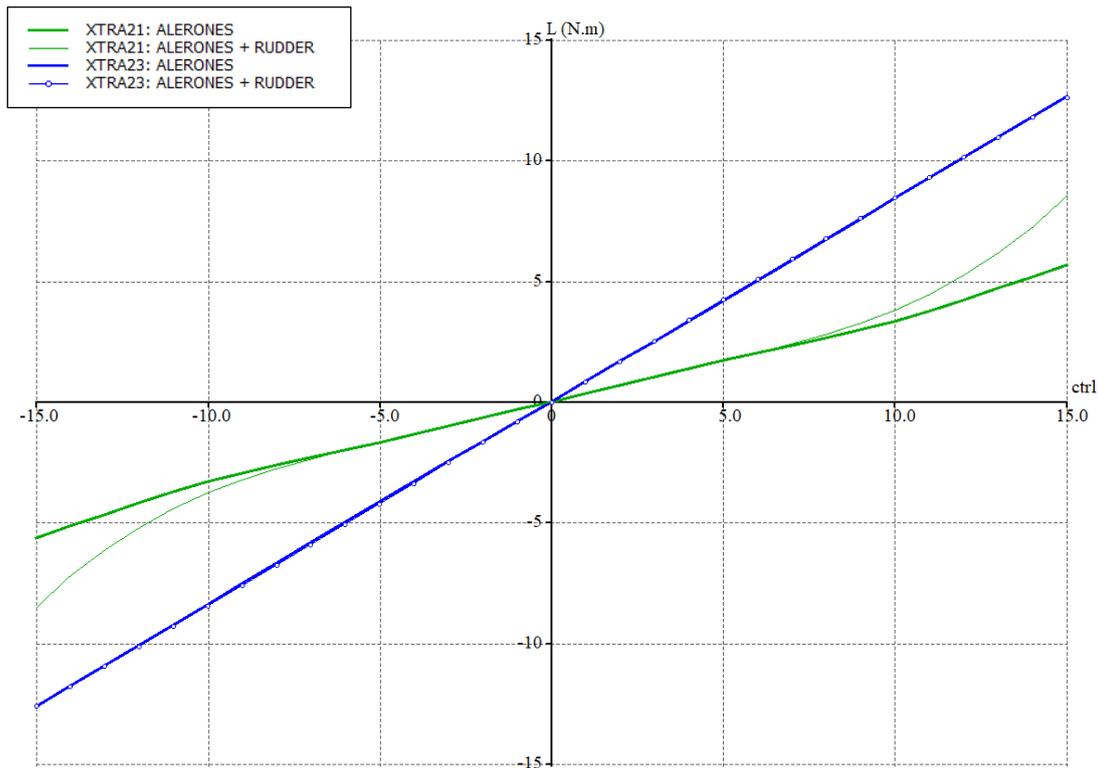


Figura 6.22. Momento de alabeo según la deflexión de los alerones y, en algunos casos, del rudder

Aunque es evidente que mejora la controlabilidad de alabeo, otro criterio para determinar la efectividad de los alerones es a través de la velocidad angular de alabeo para la velocidad de crucero, como se muestra en la Figura 6.23. Estas curvas indican que el nuevo diseño logra durante el crucero una velocidad de alabeo de $12^\circ/s$, alcanzando una maniobrabilidad suficiente para su misión, y evidencian el mal diseño a nivel de controlabilidad para el anterior modelo construido *Xtra21*, que era prácticamente imposible pilotarlo según notificó el piloto en las pruebas de vuelo de este UAV.

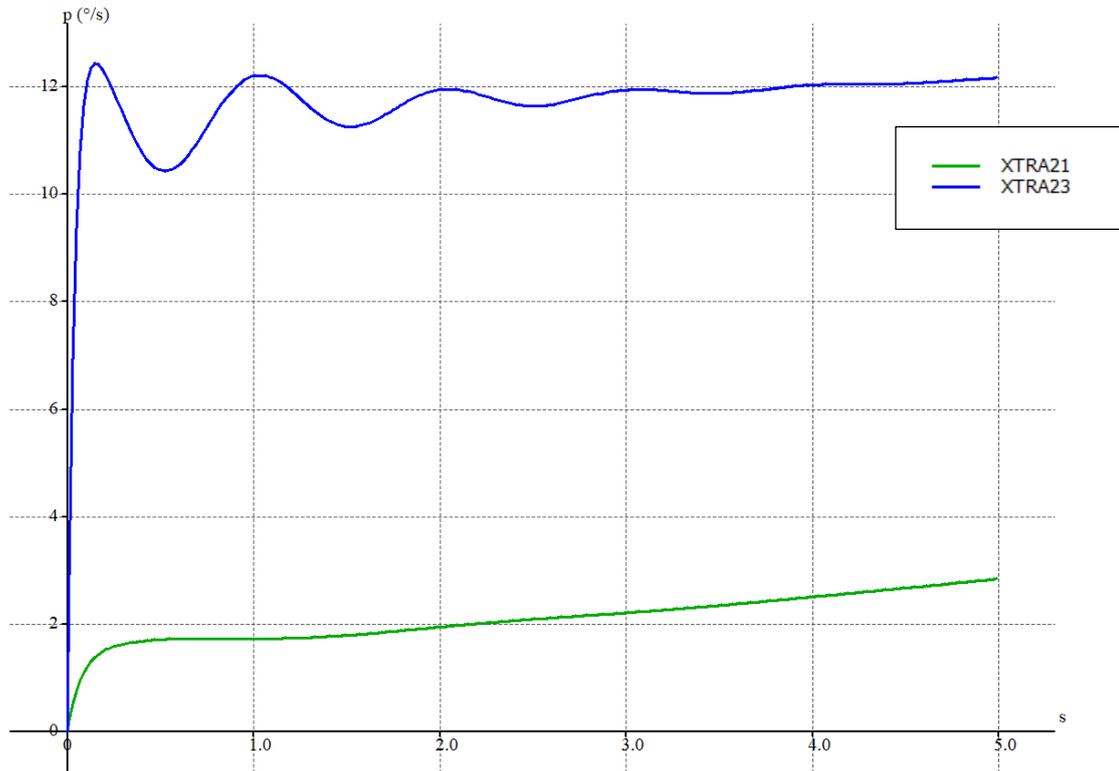


Figura 6.23. Velocidad angular de alabeo para la velocidad de crucero

Por otra parte, no se representa el momento de alabeo ni la velocidad de alabeo con distintas cargas de pago en la Figura 6.22 ni en la Figura 6.23 pues, al asumir la independencia entre las dinámicas longitudinal y lateral-direccional, el resultado es prácticamente idéntico en cualquier caso. No obstante, puede observarse un ejemplo posteriormente en la Figura 6.27.

6.8. ESTABILIDAD Y RESPUESTAS DE LA AERONAVE

CENTRO DE GRAVEDAD

La posición del centro de gravedad en el eje longitudinal es determinante para la estabilidad de la aeronave. Como ya se mencionó, éste debe situarse por delante del punto neutro, que es el centro aerodinámico resultante de las dos alas, para asegurar que la pendiente de CM_α es negativa asumiendo que el sistema de referencia se sitúa en el borde de ataque del ala y toma coordenadas positivas hacia el borde de fuga. Expresando la Ecuación 47 en función del punto neutro, puede demostrarse que se alcanza la Ecuación 64:

$$\frac{x_{CG} - x_{PN}}{c_w} < 0 \quad (64)$$

Con ella, se define el margen estático, ME , que indica cuantitativamente el grado de estabilidad estática del avión:

$$ME = Abs \left[\frac{x_{CG} - x_{PN}}{c_w} \right] \approx 6 \% \quad (65)$$

De acuerdo a la configuración inicial, el centro de gravedad debe situarse a 8 cm, es decir, al 40 % de la cuerda desde el borde de ataque, mientras que el punto neutro se halla según los análisis viscosos 3D de *xflr5* a 9.1 cm, logrando un margen estático del 6 %. La posición concreta del centro de gravedad se ha determinado realizando un análisis de estabilidad dinámica, atendiendo principalmente a las inestabilidades del modo fugoide. Estas se caracterizan por oscilaciones de gran periodo y poca amortiguación, fruto de la gran desviación del flujo que genera el ala principal. Para corregirlo, se ha observado que se requiere aumentar el hiato o, a expensas de la estabilidad estática longitudinal, reducir el tamaño del empenaje y aproximar el centro de gravedad al punto neutro. De hecho, el modelo *Garfield*, campeón de la ACC'19, situaba el centro de gravedad al 44 % de la cuerda del ala. Sin embargo, retrasar el centro de gravedad aumenta la agresividad del timón de profundidad, por lo que se ha optado por una solución intermedia, situándolo al 40 % de la cuerda que, para simplificar la puesta a punto del modelo, debe mantenerse constante al aumentar la carga de pago.

DERIVADAS AERODINÁMICAS

Durante el diseño de la aeronave, se han mostrado algunos criterios de estabilidad estática. En esta subsección, se recopilan las derivadas aerodinámicas del avión y el signo habitual de estas variables, con el fin de verificar numéricamente la estabilidad estática completa y recopilar estos valores, fundamentales para el modelado matemático de la aerodinámica del avión. De este modo, estos coeficientes junto a su criterio de estabilidad se presentan en la Tabla 6.12:

DERIVADA	VALOR	CRITERIO
CD_u	+ 0.0298	> 0
CD_α	- 0.2931	< 0
CL_u	- 0.0001	≈ 0
CL_α	+ 5.1813	> 0
CL_q	+ 6.0122	> 0
CM_u	- 0.0007	> 0
CM_α	- 0.2947	< 0
CM_q	- 11.974	< 0
CY_β	- 0.1237	< 0
CY_p	+ 0.0184	± 0
CY_r	+ 0.1230	> 0
CL_β	- 0.0059	< 0
CL_p	- 0.5912	< 0
CL_r	+ 0.1017	> 0
CN_β	+ 0.0594	> 0
CN_p	- 0.0525	< 0
CN_r	- 0.0556	< 0

Tabla 6.12. Derivadas aerodinámicas de interés del *Xtra23* según *xflr5*

Donde:

- CD_u : derivada del coeficiente de resistencia respecto a la velocidad longitudinal
- CD_α : derivada del coeficiente de resistencia respecto al ángulo de ataque
- CL_u : derivada del coeficiente de sustentación respecto a la velocidad longitudinal
- CL_α : derivada del coeficiente de sustentación respecto al ángulo de ataque
- CL_q : derivada del coeficiente de sustentación respecto a la velocidad de cabeceo
- CM_u : derivada del coeficiente de momento de cabeceo respecto a la velocidad de vuelo longitudinal
- CM_α : derivada del coeficiente de momento de cabeceo respecto al ángulo de ataque
- CM_q : derivada del coeficiente de momento de cabeceo respecto a la velocidad de cabeceo
- CY_β : derivada del coeficiente de fuerza lateral respecto al ángulo de derrape
- CY_p : derivada del coeficiente de fuerza lateral respecto a la velocidad de alabeo
- CY_r : derivada del coeficiente de fuerza lateral respecto a la velocidad de guiñada
- CL_β : derivada del coeficiente de momento de alabeo respecto al ángulo de derrape
- CL_p : derivada del coeficiente de momento de alabeo respecto a la velocidad de alabeo
- CL_r : derivada del coeficiente de momento de alabeo respecto a la velocidad de guiñada
- CN_β : derivada del coeficiente de momento de guiñada respecto al ángulo de derrape
- CN_p : derivada del coeficiente de momento de guiñada respecto a la velocidad de alabeo
- CN_r : derivada del coeficiente de momento de guiñada respecto a la velocidad de guiñada

TRIMADO SEGÚN LA CARGA DE PAGO

Para simplificar la configuración y facilitar la labor del piloto, se decide establecer un ángulo fijo del empenaje de -1.5° como indicaba la Tabla 6.8. Éste permite aproximar el equilibrio del avión a la velocidad de crucero a máxima carga de pago con una deflexión nula del timón de profundidad, de modo que el piloto pueda equilibrar rápidamente la aeronave en fase de crucero a cualquier carga de pago con la palanca de trimado, que permite fijar con precisión una deflexión fija del elevador pero en un rango de acción reducido. Para equilibrar la aeronave a otras velocidades, se representa en la Figura 6.24 el ángulo de deflexión del timón en función de la velocidad de vuelo y la carga de pago:

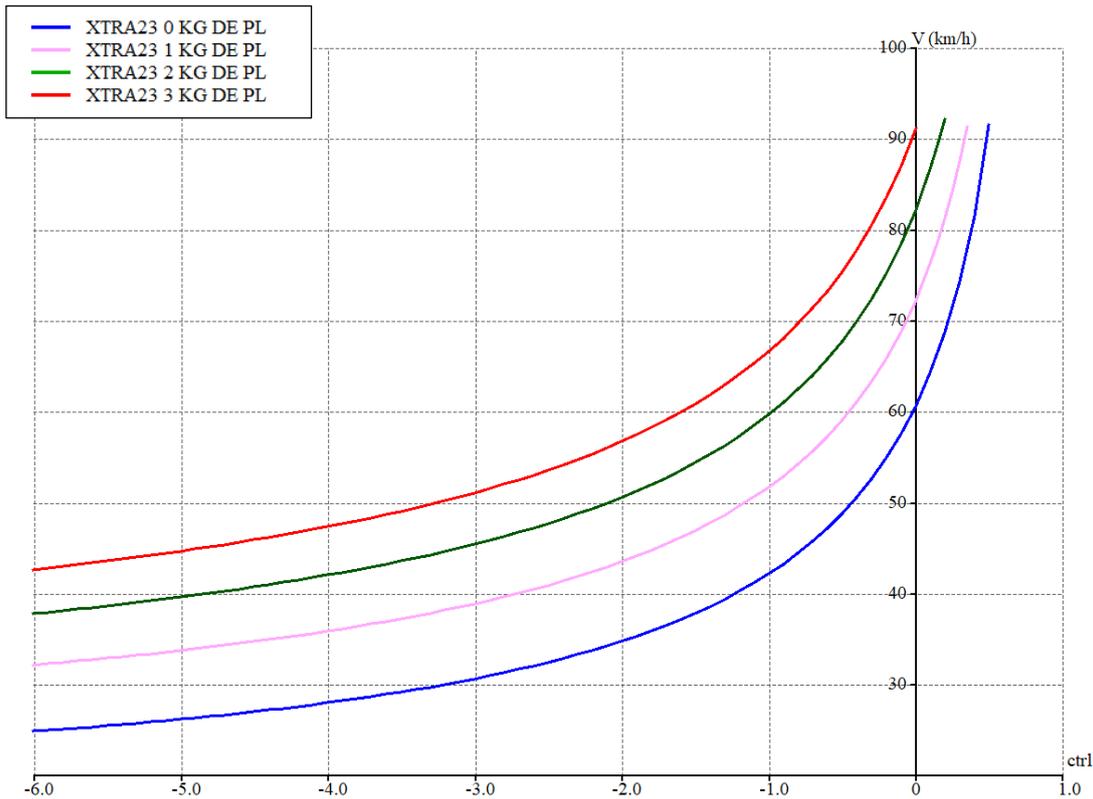


Figura 6.24. Trimado del elevador según la velocidad de vuelo y la carga de pago

ESTABILIDAD DINÁMICA

Las secciones anteriores han demostrado la estabilidad estática del modelo, pero no su estabilidad dinámica. Mientras que la estática se relaciona con la generación de fuerzas y momentos recuperadores, la estabilidad dinámica indica si, en unas condiciones de referencia determinadas, la respuesta de la aeronave ante cualquier perturbación converge a un valor finito.

Este problema se estudia desde las ecuaciones de la dinámica longitudinal y lateral-direccional presentadas en el Capítulo 1. Resolviendo el sistema matricial derivado de estas expresiones asumiendo el movimiento libre del avión se obtienen distintos autovalores, que pueden tomar valores imaginarios, y se corresponden con los denominados modos de estabilidad. El estudio de estos modos es fundamental pues, aunque extrañamente se darán de manera pura en el vuelo real, sí es posible identificar su aparición en zonas temporales concretas ante perturbaciones genéricas, por lo que asegurar la estabilidad de estos modos permite garantizar en líneas generales la estabilidad de la aeronave para las condiciones de estudio.

Matemáticamente, la parte imaginaria del autovalor indica la amplitud de oscilación y la real, la rapidez del modo, mientras que su signo representa la estabilidad. Idealmente se busca la estabilidad del polo, la menor amplitud de oscilación y una rápida amortiguación, lo que se corresponde con autovalores de parte real negativa y gran valor absoluto y de parte imaginaria reducida.

Representando el lugar de las raíces para el avión sin carga se obtienen los autovalores λ de la Figura 6.25, que toman los resultados de la Tabla 6.13.

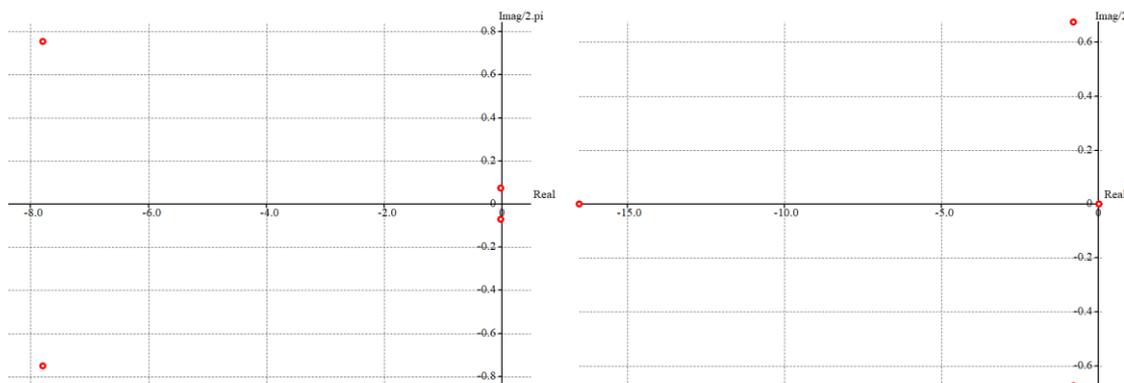


Figura 6.25. Lugar de las raíces para el plano longitudinal a la izquierda y lateral-direccional a la derecha

DINÁMICA	AUTOVALOR	VALOR
LONGITUDINAL	λ_{CP}	-7.78 ± 4.71
	λ_{LP}	-0.02 ± 0.46
LATERAL-DIRECCIONAL	λ_{CB}	-16.53
	λ_{BH}	-0.78 ± 4.23
	λ_{ES}	$+0.02$

Tabla 6.13. Valor de los autovalores de estabilidad dinámica

En el plano longitudinal, la aeronave es dinámicamente estable, tanto para el modo corto periodo (CP) como para el modo largo periodo (LP) para unas condiciones atmosféricas estándar, una velocidad de vuelo de 60 km/h y sin carga de pago. El primero de ellos muestra una amplitud elevada, por lo que las operaciones a baja altitud deben realizarse con cautela, mientras que el modo fugoide puede presentar incómodas oscilaciones durante el vuelo. Por suerte, estas se reducen al aumentar la velocidad de vuelo y al incrementar la carga de pago, e incluso podría aumentarse el amortiguamiento deflectando negativamente unos pocos grados los dispositivos hipersustentadores, especialmente en vuelo sin carga de pago.

En el plano lateral-direccional, los modos convergencia en balance (CB) y balanceo del holandés (BH) son estables y rápidamente amortiguados. Por el contrario, el modo espiral (ES) es inestable pero suficientemente lento en el plano temporal, por lo que el piloto es capaz de corregir fácilmente esta desviación. Esta inestabilidad puede corregirse con un ángulo de diedro, pero no se considera necesario pues el piloto cuenta con tiempo suficiente, de decenas de segundos, para corregir el movimiento.

RESPUESTAS DE LA AERONAVE

La estabilidad dinámica ha sido analizada asumiendo que la matriz de control toma valores nulos, aunque esto no es fiel a la realidad, donde se maniobra constantemente la aeronave en condiciones normales de operación. Para visualizar las respuestas del avión ante

cambios en las superficies de control, se representa en la Figura 6.26 el cambio en las variables fundamentales del plano longitudinal ante una entrada escalón unitaria en el timón de profundidad para una velocidad de vuelo de 60 km/h; mientras que en la Figura 6.27 se grafica la respuesta ante la misma función de control para los alerones.

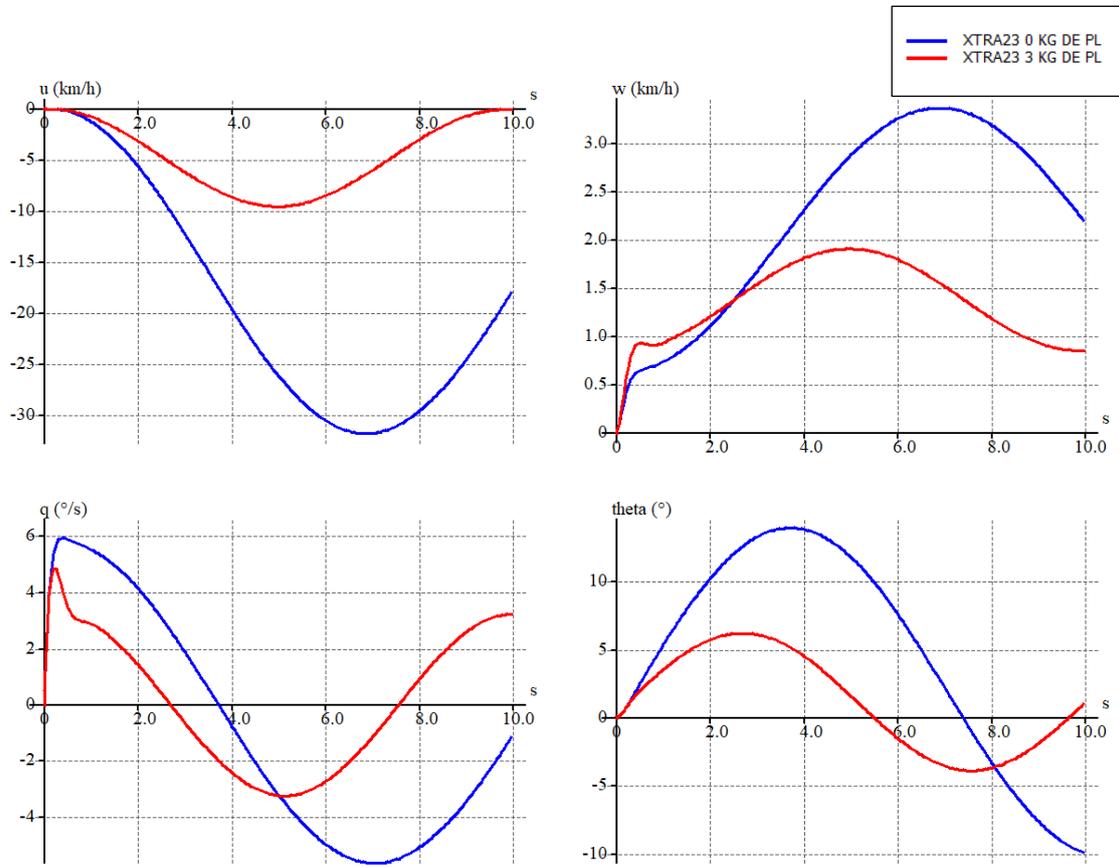


Figura 6.26. Respuesta ante un $\Delta\delta_E = -1^\circ$ a una velocidad de 60 km/h

En estas condiciones, la aeronave muestra ante el control del timón de profundidad un comportamiento agresivo como ya se predecía. Véase como en los primeros instantes de tiempo es posible identificar el corto periodo por la respuesta rápida y amortiguada de la aeronave en el incremento de velocidad de cabeceo o de velocidad vertical, mientras que las características del fugoide predominan posteriormente, visualizándose oscilaciones de gran amplitud prolongadas a lo largo del tiempo. Este comportamiento dificulta el pilotaje, aunque debe mencionarse que el análisis de control en *xflr5* requiere asumir flujo no viscoso, que da lugar a peores resultados en términos de estabilidad que los análisis viscosos. No obstante, como ya se mencionaba previamente, la estabilidad mejora al incrementar la carga de pago o al disminuir la sustentación del ala a través de la deflexión negativa de los hipersustentadores.

Por su parte, la respuesta ante un incremento en la deflexión de alerones, graficada en la Figura 6.27, debe analizarse atendiendo principalmente a la velocidad de asiento lateral p pues el ángulo de δ_A controla esta velocidad y no directamente el ángulo ϕ . De este modo, es posible determinar que la actuación de los alerones es aceptable en estas condiciones pues establecen una velocidad de alabeo de unos 8 $^\circ/s$, valor que aumenta significativamente con la velocidad de vuelo como se mostró anteriormente en la Figura 6.23.

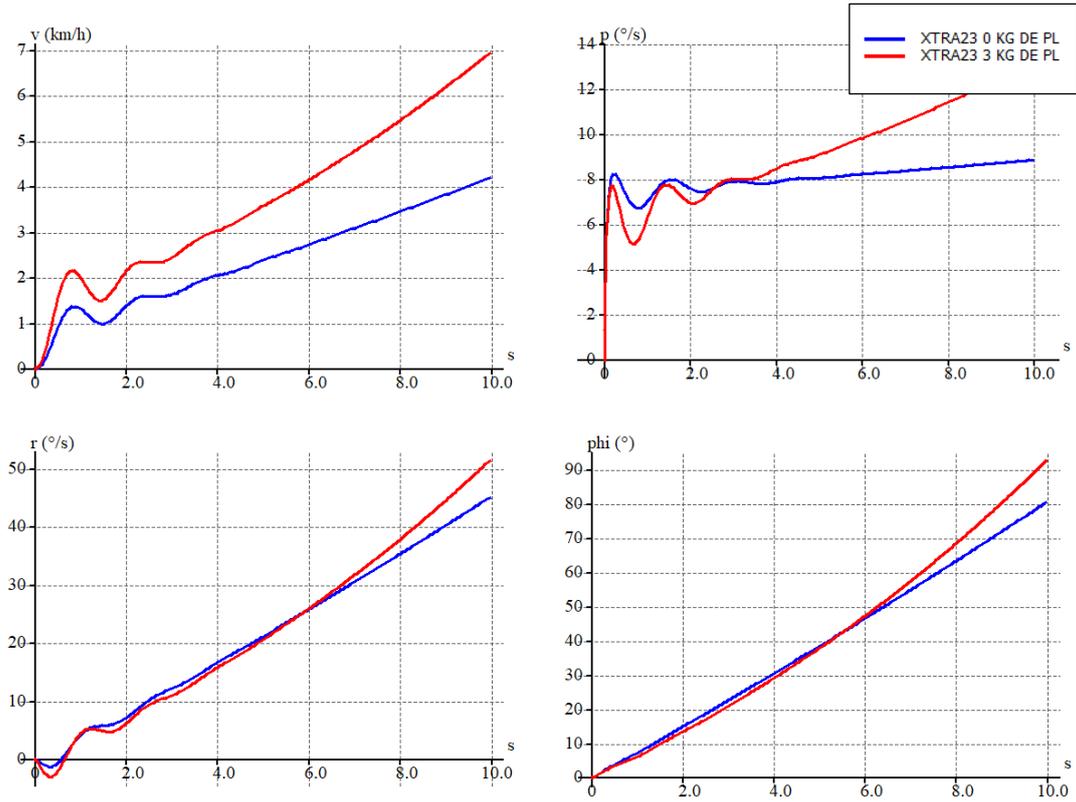


Figura 6.27. Respuesta ante un $\Delta\delta_A = 1^\circ$ a una velocidad de 60 km/h

Sin embargo, se presenta un comportamiento inestable por la influencia del modo espiral, aunque no parece ser crítico si se representa una función de control habitual para los alerones, basada en una deflexión en la dirección de giro y una corrección en dirección contraria para mantener un ángulo de alabeo relativamente fijo como se observa en la Figura 6.28:

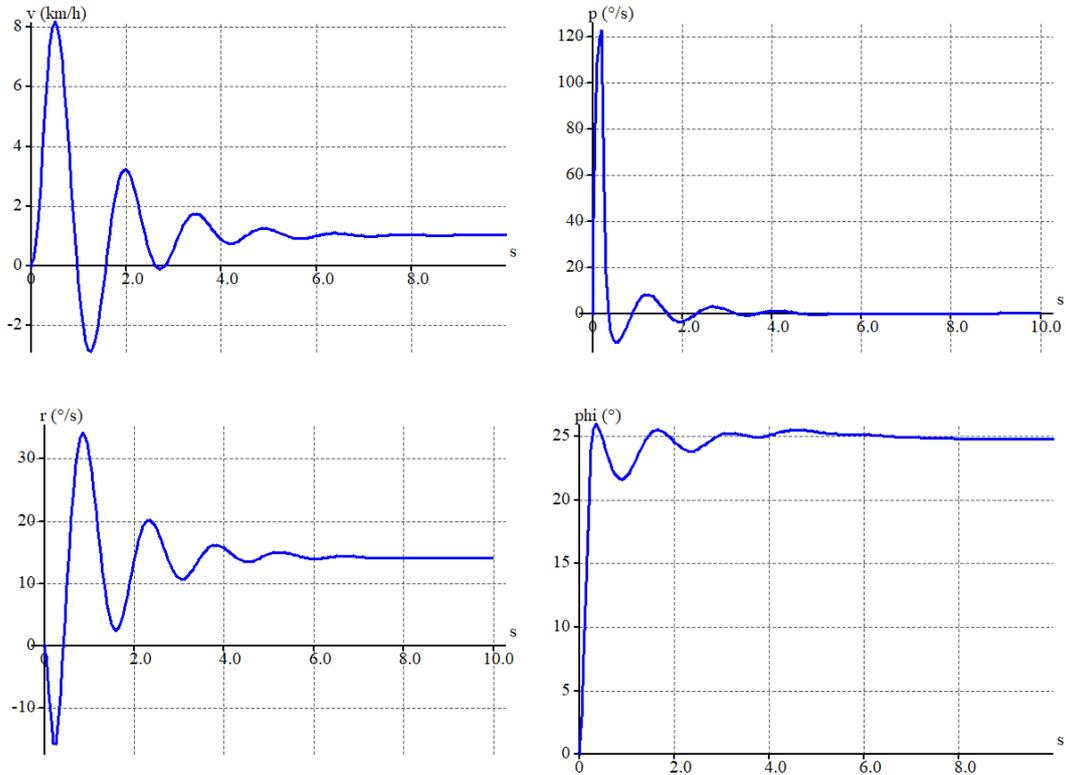


Figura 6.28. Respuesta ante una función de control realista de δ_A

El ligero derrape mostrado a través del incremento de la velocidad lateral puede ser corregido con pequeñas deflexiones del timón de dirección, aunque este ángulo de deslizamiento lateral es prácticamente despreciable:

$$\beta \simeq \frac{v}{V} \rightarrow \beta \approx 0.02^\circ \quad (66)$$

Por otra parte, también es relevante comprobar que el avión es capaz de operar en condiciones de racha máxima media en Múnich, estimada en la Tabla 3.5. Ante una ráfaga lateral modelada como un impulso de 6 m/s, no se pierde el control de la aeronave como muestran las curvas de la Figura 6.29, lo que verifica el correcto dimensionamiento de la deriva.

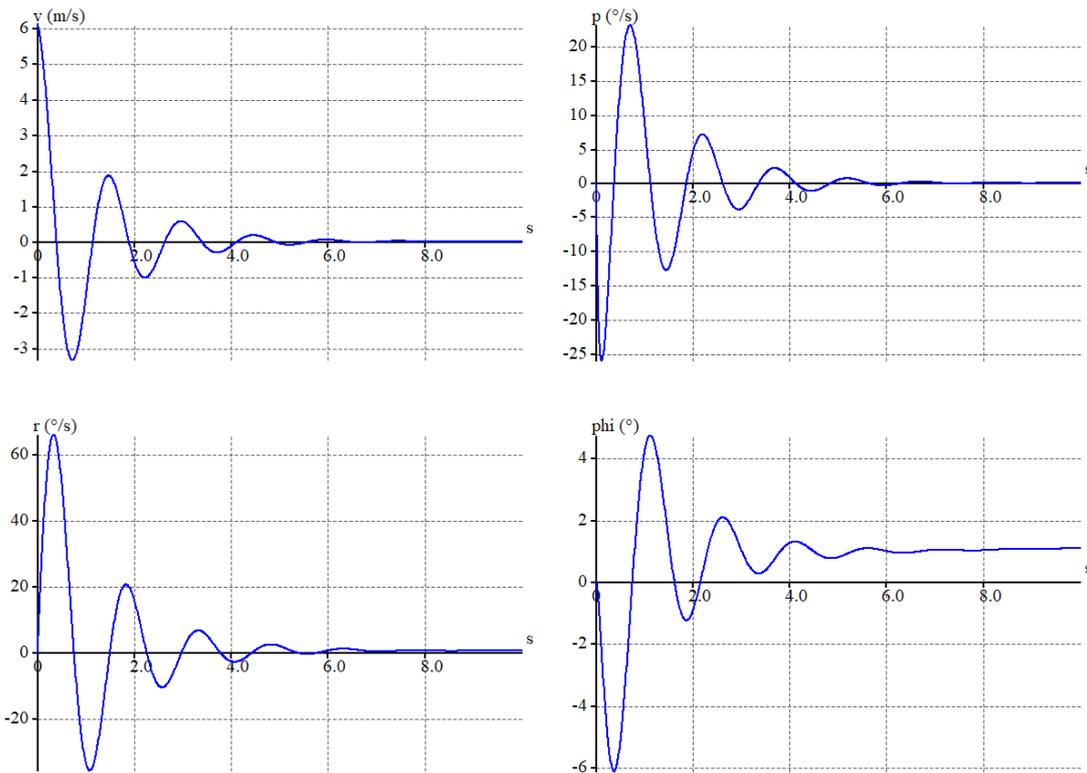


Figura 6.29. Respuesta de la aeronave sin carga ante la ráfaga máxima media en Múnich

6.9. ACTUACIONES

Tras el diseño se representan las actuaciones fundamentales sin carga de pago y con máxima carga. Por una parte se grafica en la Figura 6.30 la distancia de despegue en función de la velocidad para visualizar la aceleración del avión durante la carrera. Véase que en la competición la pista de despegue tiene una longitud de 60 m, distancia para la cual se ha diseñado la aeronave, de manera que debe poder despegar con la máxima carga con un margen de seguridad del 5 %. La ecuación empleada para hallar este resultado es la Ecuación 45.

Por otra parte, el ratio de ascenso del prototipo se representa en la Figura 6.31, confirmándose que es posible superar los objetivos de velocidad de ascenso sin carga, fijada a unos 2 m/s. Sin embargo, este criterio es excesivamente restrictivo con la máxima carga de pago, por lo que debería revisarse para el modelo definitivo si es adecuado mantener este MPL

o reducirlo para aumentar la capacidad ascensional. El ratio de ascenso ha sido calculado mediante la Ecuación 67:

$$V_z \approx \gamma \cdot V \approx \frac{T_s(V) - D(V)}{W} \cdot V \quad (67)$$

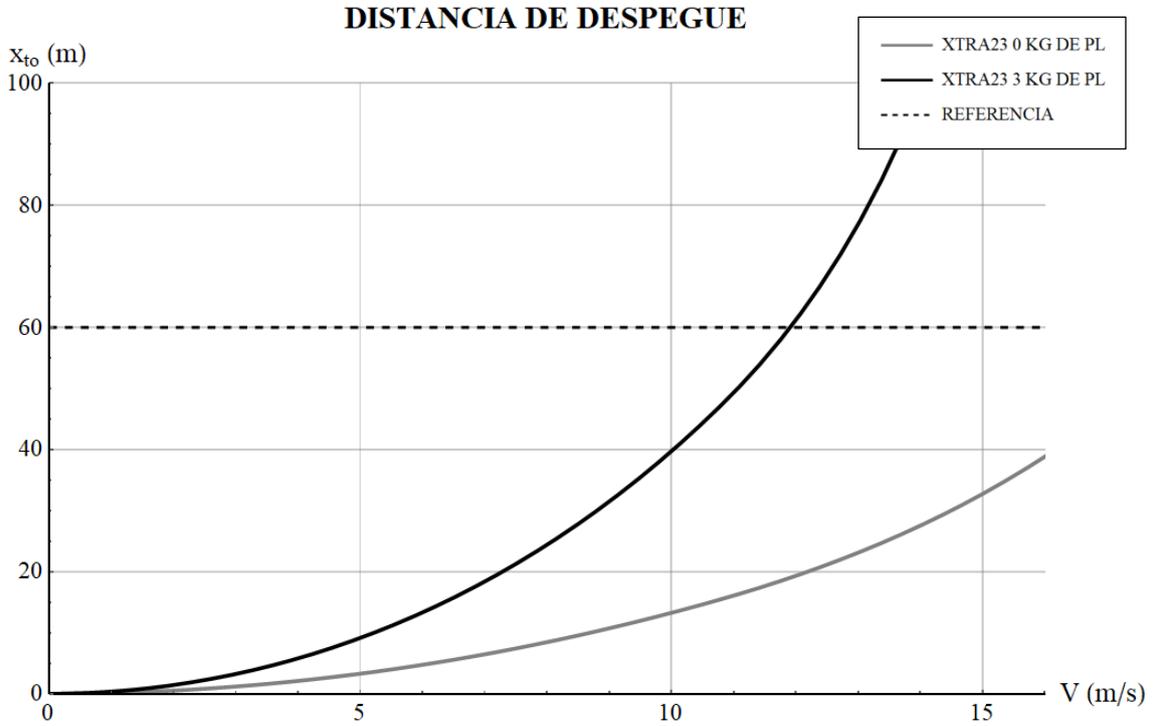


Figura 6.30. Aceleración durante la carrera de despegue

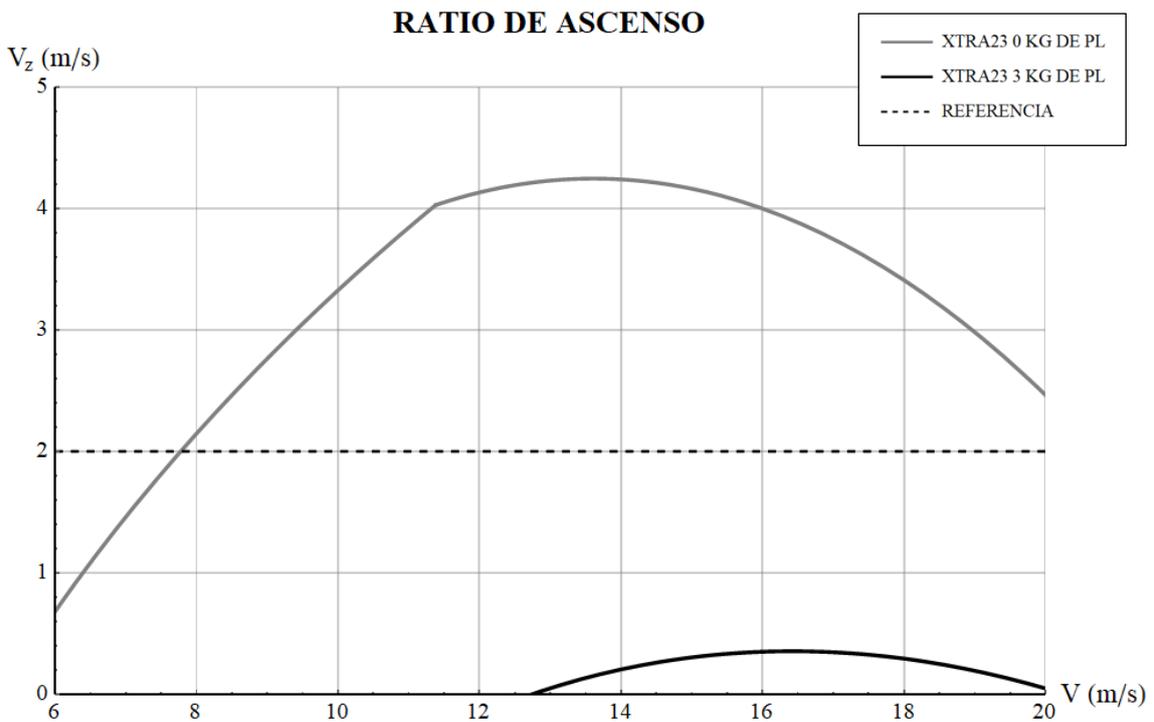


Figura 6.31. Ratio de ascenso en función de la velocidad de vuelo

6.10. CARGA DE PAGO

La competición exige presentar una predicción de la carga de pago transportable en función de la densidad del aire. Para ello, se desarrollan las siguientes expresiones empleando unidades del Sistema Internacional:

$$MPL = MTOW - OEW$$

$$MPL = \frac{1}{2} \rho S_w V_{stall}^2 C_{L_{máx,f}} - 2.3 \text{ g}$$

$$MPL = 45.37 \rho - 22.56 \tag{68}$$

La Ecuación 68 predice la carga de pago en Newtons, aunque resulta más cómodo expresar esta función en kilogramos. Ésta queda indicada en la Ecuación 69 y se representa en la Figura 6.32 en función de la densidad:

$$MPL = 4.63 \rho - 2.3 \tag{69}$$

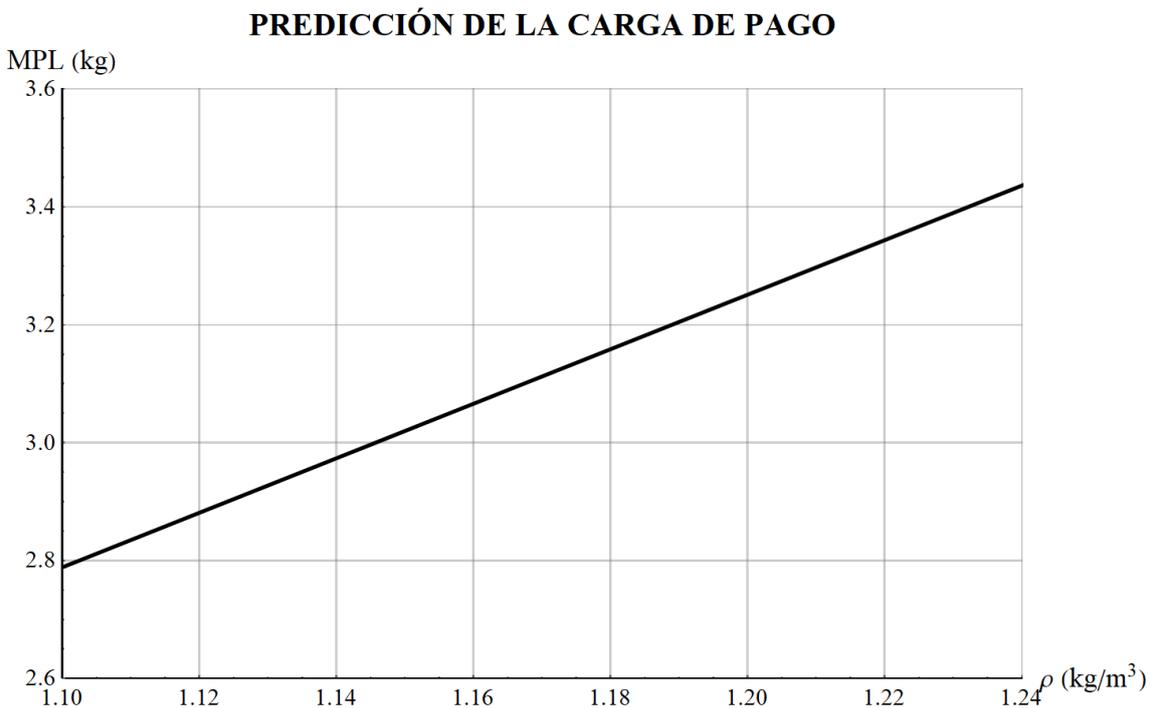


Figura 6.32. Predicción de la carga de pago transportable en función de la densidad

Véase que la densidad tiene un impacto considerable en la carga de pago transportable, por lo que el cálculo de la MPL de referencia, de valor igual a 3.2 kg, se ha realizado con las condiciones estimadas para la ciudad de Múnich.

CAPÍTULO 7.

ESTRUCTURA Y FABRICACIÓN

7.1. INTRODUCCIÓN

La misión del diseño estructural es minimizar el peso en vacío del prototipo para lograr maximizar la carga de pago. Dado que los componentes electrónicos ya han sido determinados y que el peso máximo al despegue ha sido definido por el diseño aerodinámico, reducir el peso de la estructura es el último aspecto a considerar para tratar de transportar la mayor carga de pago.

Atendiendo a la normativa, no existe ninguna limitación en el uso de materiales, de manera que esta sección debe cumplir con las restricciones de la caja de transporte, las limitaciones dimensionales del modelo operativo ya consideradas en el diseño aerodinámico y, a nivel de desempeño, lograr una resistencia estructural ante el ensayo a flexión estática con la carga de pago transportada en cada ronda. Mientras que durante el vuelo la aeronave está sometida a una carga distribuida por toda la superficie alar en contra de la resultante del peso, en este ensayo no actúan las fuerzas aerodinámicas, siendo crítica la carga puntual que maximiza las tensiones en la unión del ala con el fuselaje fruto de la carga de pago. Por tanto, se considera que el ensayo de flexión estática es más crítico a nivel estructural que la propia exigencia de la operación normal de la aeronave, de manera que, si el ala es capaz de superar dicha prueba, se asume que su resistencia estructural es suficiente para desarrollar las operaciones del UAV.

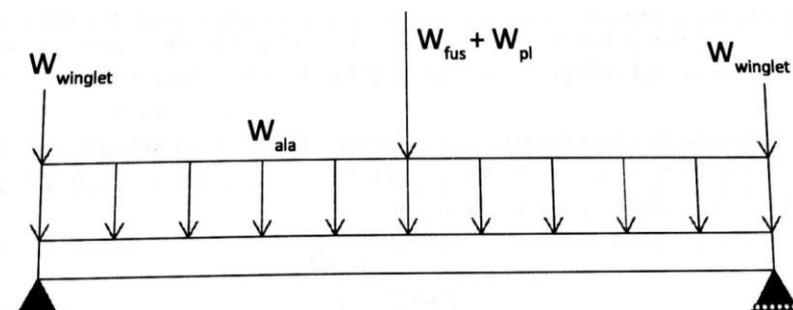


Figura 7.1. Esquema del ensayo a flexión estática [9]

Para el diseño del demostrador, se establece como objetivo lograr un diseño sencillo, liviano, rápido de ensamblar y de coste reducido. En cambio, el diseño definitivo priorizará la reducción de peso ante el resto de aspectos, aunque su desarrollo completo queda pendiente para el curso 2021/2022. De esta manera, este capítulo pretende indicar las principales consideraciones y la solución adoptada a nivel estructural para el modelo demostrador, además de algunas propuestas desarrolladas para el modelo definitivo.

7.2. MATERIALES

Los materiales empleados principalmente para la construcción del demostrador son la fibra de carbono, la madera de contrachapado, la madera de balsa y el plástico PLA para los componentes fabricados con impresión 3D, además del recubrimiento de plástico termorretráctil para las superficies aerodinámicas que no está destinado a soportar esfuerzos estructurales significativos. Las características físicas y mecánicas fundamentales de estos elementos se detallan en la Figura 7.1:

	CF	PLYWOOD	BALSA	PLA
DENSIDAD	157 kg/m ³	380 kg/m ³	150 kg/m ³	1 240 kg/m ³
MÓDULO DE YOUNG	158 GPa	7.70 GPa	2.60 GPa	1.12 GPa
RESISTENCIA FLEXIÓN	–	48.00 MPa	18.60 MPa	48.00 MPa
RESISTENCIA COMPRESIÓN	–	20.00 MPa	9.80 MPa	48.00 MPa
RESISTENCIA A TRACCIÓN	2 200 MPa	14.00 MPa	2.55 MPa	48.00 MPa

Tabla 7.1. Características físicas y mecánicas de los materiales en la dirección de las fibras según la ficha técnica de sus fabricantes

El principal problema para efectuar un análisis estructural que justifique los diseños desarrollados es la anisotropía de los materiales empleados, es decir, sus cualidades varían según la dirección en las que son medidas. Para evitar las complejidades para establecer un estudio riguroso en estas condiciones, se decide priorizar la verificación empírica de la estructura alar ante los análisis numéricos.

7.3. FUSELAJE

El fuselaje empleado para el modelo demostrador, al igual que en los prototipos anteriores del equipo, es simplemente un tubo de fibra prefabricado. A pesar de la dificultad para acoplar eficientemente el ala al fuselaje, se opta por esta filosofía minimalista para reducir peso y resistencia aerodinámica. En cuanto a las dimensiones, se trata de un tubo cilíndrico de 18 mm de diámetro exterior, 16 mm de diámetro interior y una longitud de 1.34 m que permiten equilibrar el demostrador adecuadamente logrando un peso ínfimo del fuselaje, de 112 g.

Aunque este diseño cumple las restricciones dimensionales impuestas al avión ensamblado, éste debe transportarse despiezado en una caja de 1.1 m x 0.4 m x 0.25 m. Para cumplir este requisito, se propone para el modelo definitivo:

- Reducir la longitud del fuselaje a 1.18 m, disminuyendo 10 g el peso de esta parte, aunque podrían existir problemas para equilibrar el avión.
- Dividir el tubo en dos partes de menor longitud, unidas con una unión roscada de aluminio, similar a la de la Figura 7.2, que supone 21 g adicionales.



Figura 7.2. Unión roscada de aluminio disponible en el inventario para los tubos de CF

Por último, debe mencionarse que, al no contar con un fuselaje voluminoso, los elementos electrónicos como el ESC, las baterías o el receptor se unen directamente sobre el tubo de CF con cinta adhesiva. En cuanto al GPS, preliminarmente se coloca también con cinta en la parte superior del fuselaje, aunque debe recordarse que la normativa exige transportarlo en una carcasa que debe atornillarse a la aeronave.

7.4. BANCADA DEL MOTOR

Para unir el motor al fuselaje se reutiliza la bancada empleada en otro prototipo del equipo. Ésta fue conformada en aluminio a través de un proceso de torneado y presenta el aspecto de la Figura 7.3 y una masa próxima a los 20 g. Véase que este diseño permite atornillar la base del motor, mientras que la unión con el fuselaje es una unión por apriete, introduciendo el extremo cilíndrico en el interior del tubo. Para asegurar la unión es posible atornillar el fuselaje a la bancada con tornillos M3.



Figura 7.3. Modelado de la bancada del motor

7.5. BAHÍA DE CARGA Y TREN DE ATERRIZAJE

La carga de útil que debe transportarse en la competición son bolsas de sangre de 100, 200 y 300 gramos. Estas deben ir alojadas en un compartimento cerrado, la bahía de carga, que además de soportar este peso y contar con una forma aerodinámica, debe diseñarse con un sistema que permita cargar rápidamente la mercancía en la aeronave pues este aspecto otorga una bonificación de hasta 120 puntos por cada ronda como se detalla en el Anexo I.

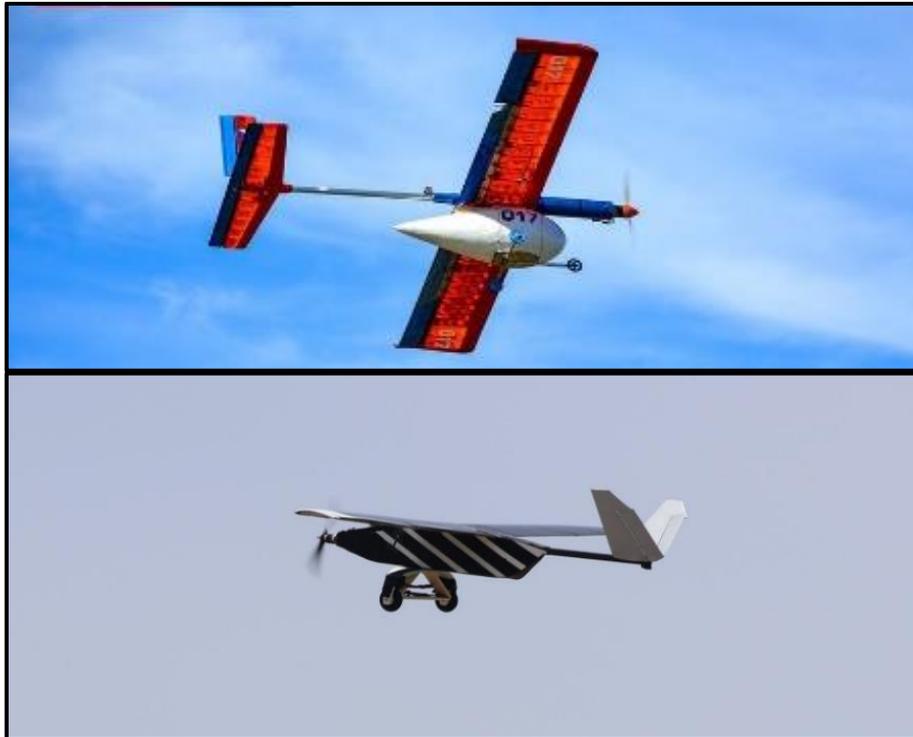


Figura 7.4. UAVs de los equipos *Chicken Wings* (arriba) y *Olissipo Air Team* (abajo)

La bahía de carga suele situarse por debajo del ala principal para tratar de mantener la posición longitudinal del centro de gravedad al introducir la carga así como desplazar este punto verticalmente hacia abajo para aumentar la estabilidad en alabeo de la aeronave a través de un “efecto péndulo”. Además, esta posición permite mantener “limpio” el extradós, mejorando la eficiencia aerodinámica.

Sin embargo, su posición respecto al fuselaje no muestra una tendencia clara, destacando dos tipologías: externa o integrada al fuselaje. La primera de ellas, mostrada en la parte superior de la Figura 7.4, se caracteriza por su construcción relativamente sencilla y la facilidad para introducir la mercancía longitudinalmente a través de un sistema de rodadura; mientras, la segunda, visible en la zona inferior de la misma figura, permite reducir la resistencia aerodinámica al disminuir la interferencia entre elementos además de permitir alojar la electrónica sin la necesidad de otros carenados.

Tras el balance realizado entre configuraciones, se opta por un compartimento externo al fuselaje para facilitar su fabricación y la introducción de la carga. Continuando con esta filosofía y atendiendo al análisis aerodinámico, se modela la bahía de carga con la forma del perfil NACA 0030 como se visualiza en la Figura 7.5 pues su construcción y ensamblaje con el fuselaje resulta más sencilla que la de una geometría de tipo gota.

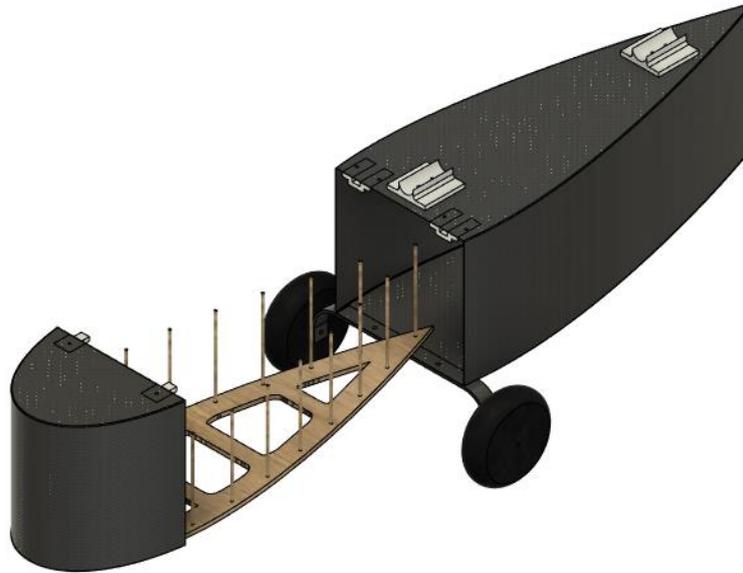


Figura 7.5. Diseño de la bahía de carga y tren de aterrizaje para el modelo definitivo

El volumen de la bahía permite alojar más de 10 litros de agua y, en número de bolsas de sangre, más de 10 unidades de 300 g de acuerdo a las pruebas experimentales realizadas con bolsas de agua de un tamaño similar al indicado por la normativa de la competición, próximo a un paralelepípedo deformable de 15 cm x 10 cm x 3.5 cm. Por tanto, es posible alcanzar la máxima carga de pago estimada en la sección aerodinámica, de 3.2 kg. El peso estimado para el conjunto es de unos 350 g, ligeramente inferior al calculado en la estimación de masas del Capítulo 3, y sus dimensiones externas fundamentales se representan en la Figura 7.6.

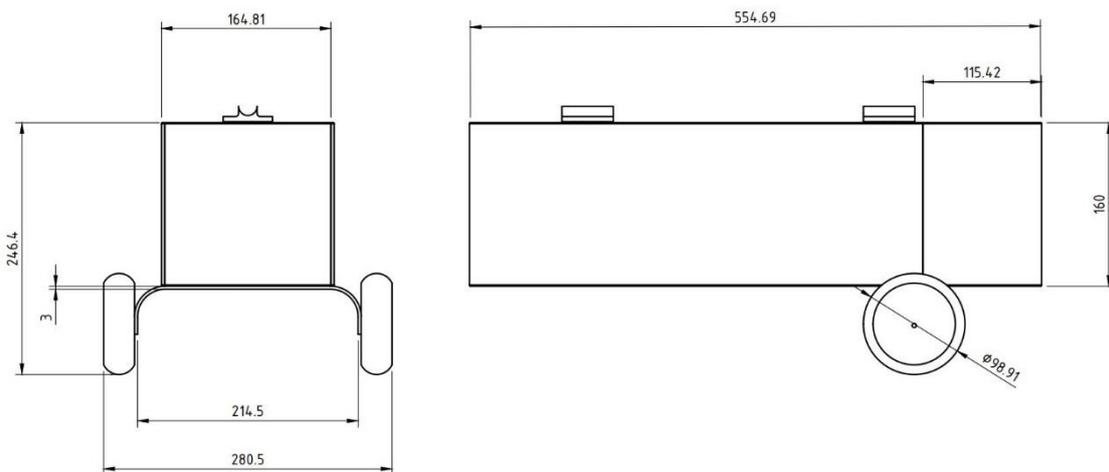


Figura 7.6. Dimensiones en mm de la bahía y el tren de aterrizaje del modelo definitivo

En cuanto a los materiales y las técnicas de fabricación, se propone emplear una base de madera de balsa cortada a láser en la que alojar la carga de pago. Esta superficie se une rígidamente con pegamento adhesivo o resina epoxi a una compuerta de fibra de carbono, de manera que la estructura completa se desliza a través de un compartimento trasero también de fibra de carbono. Para el laminado de estos componentes, se hace uso de un molde compuesto por varias piezas de PLA obtenidas por impresión y se realiza un curado al vacío a temperatura ambiente. El curado a tan baja temperatura implica que las piezas presentarán peor impregnado de la resina y, por tanto, peores cualidades mecánicas, mayor peso e impurezas; pero las probetas de ensayo e incluso alguna parte del ala fabricada con este método han logrado resultados satisfactorios a nivel de acabado superficial y resistencia estructural, por lo que se decide tratar de construir una bahía de CF durante el curso 2021/2022.

El tren, al que se acoplan unas ruedas prefabricadas de espuma de polietileno como se observa en la parte inferior de la Figura 7.5, también requeriría este método de fabricación para lograr la forma deseada y obtener una pieza de CF resistente a los impactos producidos por el aterrizaje de la aeronave. Este elemento se une directamente a la zona inferior de la bahía con tornillos M4.

Para el cierre de la compuerta se fabrican unos pasadores de PLA con impresión 3D que limitan el movimiento vertical de la compuerta respecto a la carcasa trasera y se restringe el movimiento longitudinal con una unión semirrígida de velcro alrededor de la sección frontal de las carcasas delantera y trasera. Aunque pueda pensarse que no es una unión fiable, el cierre con secciones de velcro o imanes es muy habitual en la *Air Cargo Challenge* por la rapidez para realizar la carga y descarga de la mercancía. No obstante, se ha verificado empíricamente que la unión es capaz de soportar en dirección longitudinal una fuerza de tracción de hasta 30 N, suficiente para transportar con seguridad una carga de pago de 3 kg.

Finalmente, las piezas de unión de la bahía con el fuselaje se extruyen también en PLA para lograr que su forma se adapte en cada extremo a estos elementos y se atornillan con M4, quedando rígidamente unidos el fuselaje y la carcasa trasera de la bahía, siendo la compuerta delantera el elemento móvil que posibilita el proceso de carga.

A pesar de finalizar el diseño definitivo de la bahía de carga y el tren de aterrizaje durante el curso 2020/2021, se decide postergar su fabricación al curso siguiente para realizar una validación experimental a nivel aerodinámico y estructural con un diseño similar de bajo coste, basado en madera y otros componentes reutilizados de otros prototipos. En concreto, se construye para el demostrador una bahía provisional con contrachapado y balsa, empleando como recubrimiento un plástico termoadhesivo, mientras que el tren de aterrizaje es un producto prefabricado de CF, concretamente el modelo “YAK 55 2000”, extraído del aeromodelo *Xtra21*. Las piezas de unión con el fuselaje se reutilizan también de otros prototipos y son de contrachapado para el tren y de PLA para la bahía.

El ensamblaje de la bahía de carga y el tren de aterrizaje del demostrador, modelado en la Figura 7.7, no permite efectuar una carga rápida de la mercancía, aunque no se considera determinante para efectuar las pruebas experimentales con este prototipo. Para facilitar esta operación, se atornilla el tren de aterrizaje con una tuerca alada, de manera que el sistema de carga es idéntico al descrito anteriormente con la necesidad añadida de desalojar el tren. Otro de los problemas de esta configuración es la baja altura del avión respecto al suelo, siendo necesario reducir 3 cm la altura de la bahía además de emplear elevadores de madera en el tren principal y el patín de cola para evitar el rozamiento de la bahía con la pista.



Figura 7.7. Estructura y ensamblaje de la bahía y el tren de aterrizaje del demostrador

La estructura interna real de la bahía provisional así como la verificación empírica del sistema de cierre con 3 kg de carga de pago se visualizan en la Figura 7.8. En cuanto a la masa, esta bahía de carga supone 350 g, el tren de aterrizaje 134 g y los elementos de elevación unos 30 g adicionales como se detalla posteriormente en la Sección 7.8 de este capítulo.



Figura 7.8. Fabricación y validación del sistema de cierre de la bahía del demostrador

7.6. EMPENAJE

La masa del empenaje es un factor determinante por su lejanía respecto al ala principal pues, si no es lo suficientemente reducida, será necesario aumentar la nariz del avión e incluso incluir un contrapeso para lograr equilibrar el modelo. Por suerte, es un elemento relativamente pequeño y los esfuerzos que debe soportar son despreciables, lo que facilita construirlo con un peso relativamente bajo.

Anteriores prototipos del Xtra2 UPV empleaban pequeñas costillas y larguerillos de madera de balsa para la confección de los estabilizadores, pero los acabados de estas superficies nunca llegaron a ser satisfactorios. Por ello, el modelo *Xtra23* emplea directamente una placa plana de madera de 5 mm aligerada como muestra la Figura 7.9. En el caso del demostrador, se ha empleado contrachapado por su alta disponibilidad en el taller del equipo, pero se propone utilizar madera de balsa del mismo espesor para el modelo definitivo con el objetivo de reducir la masa de este elemento en unos 30 g.

Las uniones del empenaje plantean mayor complejidad que la estructura de los estabilizadores pues deben permitir anclar rígidamente estas superficies planas a un tubo cilíndrico. Para fabricar estas piezas con libertad y lograr las formas deseadas, se decide emplear material termoplástico, concretamente PLA, y modelarlo por extrusión con una impresora 3D. De este modo se logra adaptar la forma de las uniones al fuselaje al que se fijan con tornillos M3 y, al mismo tiempo, habilitan una superficie plana donde atornillar los estabilizadores como se observa en la Figura 7.9.



Figura 7.9. Ensamblaje del empenaje

El patín de cola se observa al final del fuselaje, también en la Figura 7.9. Este elemento es un producto comercial con piezas de aluminio, fibra de carbono y espuma de poliuretano y se empleará tanto en el demostrador como en el modelo definitivo. De este modo, el peso de este ensamblaje teniendo en cuenta los estabilizadores, sus uniones, el patín de cola, el elemento de elevación del patín y los dispositivos de control es de unos 159 g para el demostrador.

7.7. ALA PRINCIPAL

El ala principal está condicionada por la caja de transporte obligatoria de la competición, en la que debe trasladarse el avión despiezado. Dada la envergadura de 2000 mm y la cuerda de 200 mm según el diseño aerodinámico, es necesario dividir este elemento en dos secciones para posibilitar su transporte en dicha caja. Recuérdese, tal y como se mencionó en otros apartados, que la dimensión de la caja de transporte es de 1100 mm x 400 mm x 250 mm. Por tanto, el ala principal se diseña de tal modo que pueda ser desmontada en dos semialas de una sección en planta de 1000 mm x 200 mm.

Sobre la estructura interna, la arquitectura predominante para el ala principal de los aeromodelos de la *Air Cargo Challenge* es de tipo caparazón de fibra de carbono, mostrada en la Figura 7.10. Esta estructura reduce el número de costillas y emplea un recubrimiento rígido que soporta las cargas externas y las transmite al larguero principal de su interior. De este modo, es posible construir un ala liviana, rígida y de buen acabado, además de contar con mayor libertad para fabricar superficies curvas; pero lograr un buen resultado requiere experiencia en técnicas de fabricación con materiales compuestos y un gasto económico considerable.

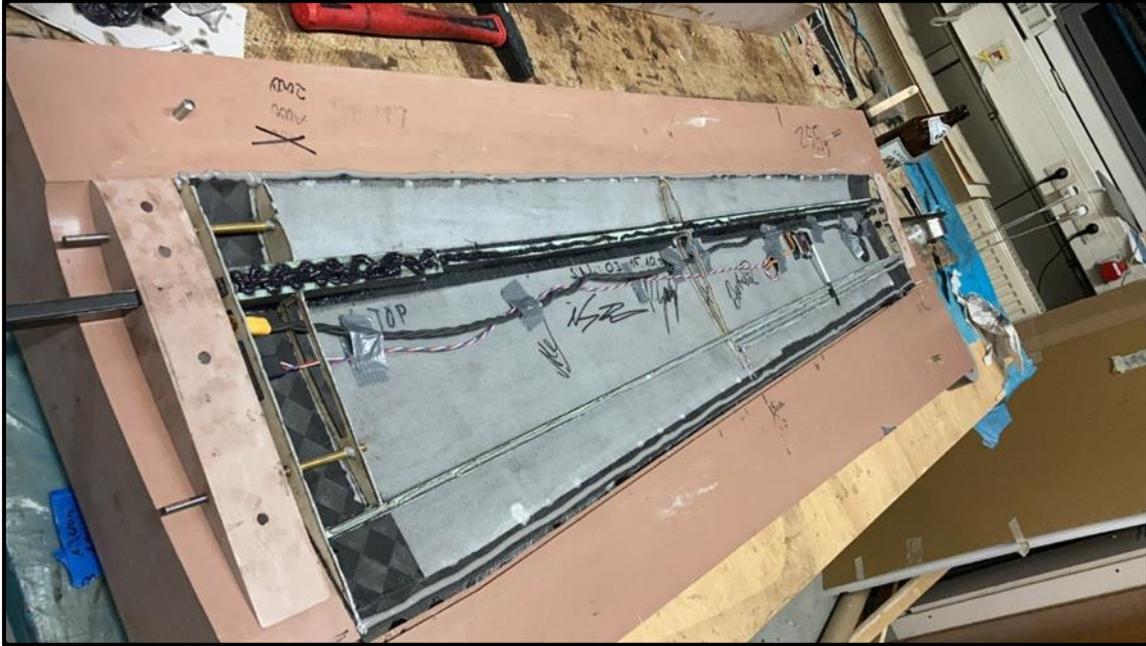


Figura 7.10. Estructura tipo caparazón de un modelo de AkaModell Múnich

Una alternativa es la estructura tipo sándwich, que emplea un núcleo de poliestireno sobre el que se aplican las capas de fibra de carbono reforzadas con resina. Esta arquitectura ha sido empleada por multitud de equipos punteros de la competición antes de desarrollar la estructura tipo caparazón pues es más sencillo su diseño estructural por su robustez, que asegura en cualquier caso la suficiente resistencia ante cargas de flexión, pero también es más pesada que la tipología anterior.

Por otro lado, casi extinta en la competición, se presenta la arquitectura clásica en aeromodelismo formada por costillas y largueros de madera de balsa, dónde el recubrimiento puede ser de tela, plástico termorretráctil, madera de balsa o, incluso, madera de balsa con una capa de fibra de vidrio y resina epoxi dada la popularidad de los *composites* actualmente.

Las anteriores ediciones de la ACC buscaban grandes UAVs que maximizaran la carga de pago, lo que implicaba la necesidad de recurrir a los materiales compuestos para lograr modelos competitivos a través de alas de gran envergadura y suficiente rigidez con un peso reducido. Por ejemplo, el equipo AkaModell Múnich llegó a construir en 2017 una aeronave de unos 6 m de envergadura con un peso total próximo a los 3 kg, un resultado contra el que no puede competir un ala lo suficientemente fiable con una estructura interna de madera. Sin embargo, la gran limitación dimensional de la próxima edición da lugar a diseños de pequeño tamaño, por lo que se espera que el tipo de arquitectura alar no sea tan determinante. Por este motivo se decide diseñar el prototipo con una estructura alar clásica con el fin de reducir el coste y las complejidades constructivas.

COSTILLAS

Este elemento tiene como objetivo dar la forma del perfil aerodinámico al ala y, a nivel estructural, transmitir las tensiones al cajón de torsión. Las costillas empleadas para el demostrador, representadas en la Figura 7.11, son macizas y permiten instalar un larguero principal de sección rectangular y una bayoneta cilíndrica para unir las semialas y el fuselaje. Su fabricación se ha realizado en madera de contrachapado de 5 mm cortada por láser. A pesar de presentar un claro concentrador de tensiones que facilita la rotura de la costilla por la ranura del larguero principal, el problema desaparece una vez ensamblada la estructura y asegurada con adhesivo vinílico.

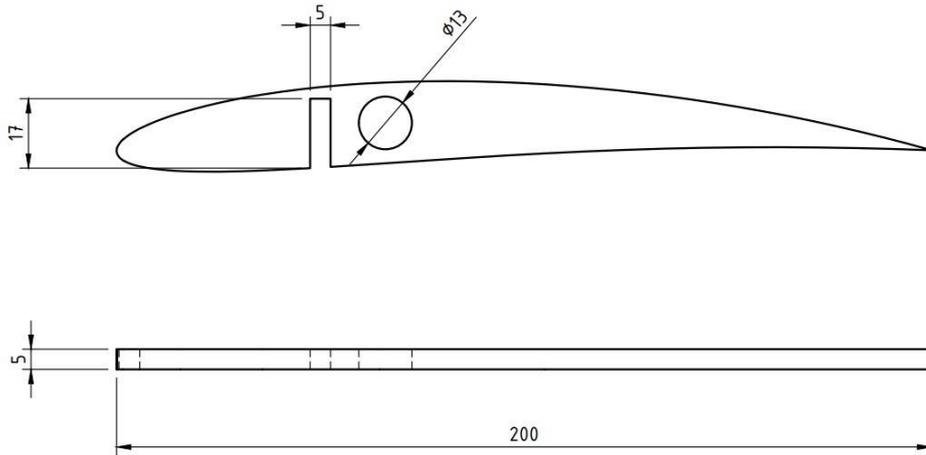


Figura 7.11. Dimensiones de una costilla genérica del ala principal del demostrador

Para instalar las superficies móviles, la costilla se recorta a 3 cm en el caso del alerón o 5 cm para el *flap* como se visualiza en la Figura 7.12. Ésta es una propuesta para el modelo definitivo, que pretende reducir el peso vaciando la costilla, utilizando un espesor de 3 mm y la madera de balsa como material, además de eliminar el punto crítico de las costillas del demostrador. Si se valida esta propuesta, se lograría una reducción del 50 % del peso de cada costilla, factor fundamental si se desea emplear un gran número de costillas.

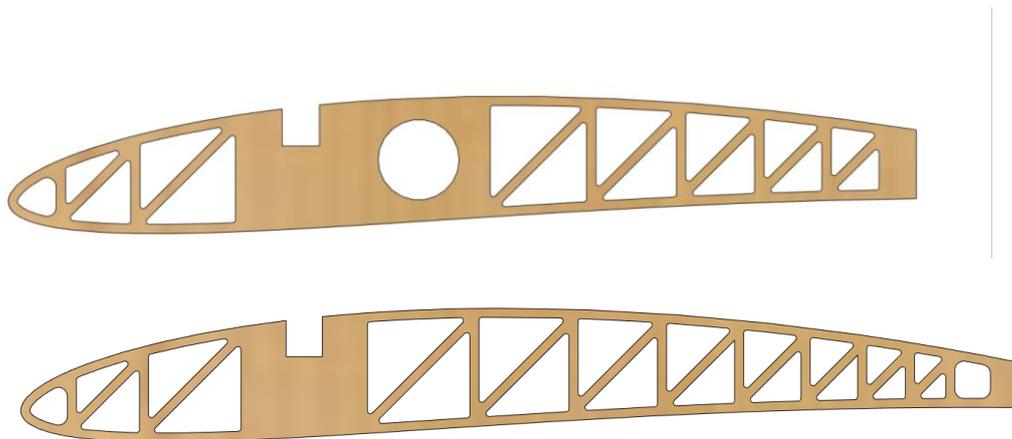


Figura 7.12. Propuesta para el modelo definitivo; arriba la costilla del encastre, abajo, para la punta

LARGUEROS

El cajón de torsión está diseñado para soportar los esfuerzos de flexión debidos a las cargas aerodinámicas y del ensayo estático estructural de la competición. Para ello, se emplea un larguero principal que se extiende a lo largo de toda la semienvergadura del ala, de 1000 mm de longitud.

Este elemento se trata de una pequeña viga de madera de contrachapado de sección rectangular de 5 mm x 17 mm. El principal problema hallado para su construcción es que las tablas de contrachapado disponibles en el inventario presentan una longitud máxima de unos 600 mm. Ante ello, se decide unir dos vigas mediante un refuerzo de fibra de carbono reforzado con resina epoxi curado a temperatura ambiente. Con este método, ha sido posible unir eficazmente las vigas y conformar un larguero de la longitud deseada, además de ser un primer paso para la fabricación de elementos con materiales compuestos dentro del proyecto Xtra2 UPV.

Para cerrar el cajón de torsión, se hace uso de listones prefabricados de madera de balsa de 6 mm x 6 mm x 1000 mm, sobrantes de la construcción de otros modelos. Se emplea un listón para la sección con alerón y dos para aquella dónde se instale el *flap*. Véase nuevamente en la Figura 7.12 la diferencia de altura de una costilla con hipersustentador y una con alerón. Finalmente, los largueros y las costillas se unen con adhesivo vinílico, logrando un conjunto con una adecuada resistencia a flexión en el plano vertical. Una representación del ensamblaje se muestra en la Figura 7.13.



Figura 7.13. Estructura interna del ala, formada por largueros y costillas

Finalmente, la unión de ambas semialas y del fuselaje consta de un tubo cilíndrico de fibra de carbono prefabricado de 13 mm de diámetro exterior y 11 mm de diámetro interior que abarca desde la raíz del ala hasta la mitad del semiala como se visualiza en la Figura 7.13. Este tubo, unido al resto del ensamblaje con adhesivo vinílico, permite introducir una bayoneta prefabricada de fibra de carbono de 10 mm de diámetro exterior, que atraviesa el fuselaje y se inserta en ambas semialas. Para restringir el deslizamiento y la rotación, se emplean tres tornillos M3 que fijan la bayoneta al fuselaje y a la costilla del encastre de cada semiala con su respectivo larguero cilíndrico. Este sistema debe mostrar gran resistencia a la flexión y a la fatiga pues es dónde se concentran las tensiones del ala, además de que por él se transmiten esfuerzos derivados de otros elementos como el tren de aterrizaje.

BORDE DE ATAQUE

El borde de ataque es un elemento continuo a lo largo de toda la envergadura cuyo objetivo es mantener la forma de esta parte del perfil del ala, un aspecto fundamental a nivel aerodinámico. Aprovechando la necesidad de introducir este componente, se decide diseñarlo de fibra de carbono para contribuir con la resistencia ante las cargas estructurales y servir de ensayo para la fabricación con materiales compuestos.

Para esto se han diseñado moldes y contramoldes en PLA con impresión 3D. En ellos, se han extendido dos capas de fibra de carbono impregnada con resina epoxi y, sobre la cara exterior, se ha colocado una lámina de PVC transparente con desmoldeante para mejorar el acabado superficial. Algunas fotos del proceso de fabricación se muestran en la Figura 7.14 y el resultado obtenido, totalmente satisfactorio, en la Figura 7.15 del siguiente apartado.



Figura 7.14. Ensayo para la fabricación del borde de ataque con material compuesto

RECUBRIMIENTO

Los prototipos *Xtra21* y *Xtra22* presentaban malos acabados en la superficie del ala, donde se empleaba *monokote*, un plástico termoadhesivo habitualmente utilizado en aerodelismo. Para evitarlo, se ha optado por recubrir el ala con una chapa de balsa de 1 mm de espesor, unida a la estructura interna con adhesivo vinílico, de manera que este elemento ayuda a incrementar la rigidez del ensamblaje. Este recubrimiento puede observarse a continuación en la Figura 7.15 junto al resultado de la estructura interna del ala construida.

Finalmente, para obtener una superficie lisa y continua, se recubre el conjunto con *oracover*, otro plástico termoadhesivo que, a diferencia del *monokote*, presenta distintas zonas de trabajo en función de la temperatura:

- Activación del adhesivo sin distorsión de la película: 93 °C – 104 °C
- Principio de contracción: 150 °C
- Máxima contracción: 180 °C

Se recomienda pegar el plástico a la menor temperatura posible y corregir las imperfecciones a partir de la temperatura de contracción, especialmente en los huecos entre costillas si no se utiliza un recubrimiento de madera. Sobre el mismo *oracover* o sobre madera

como es el caso, no es necesario alcanzar la temperatura de contracción, que puede provocar la aparición de burbujas de aire bajo el recubrimiento plástico.

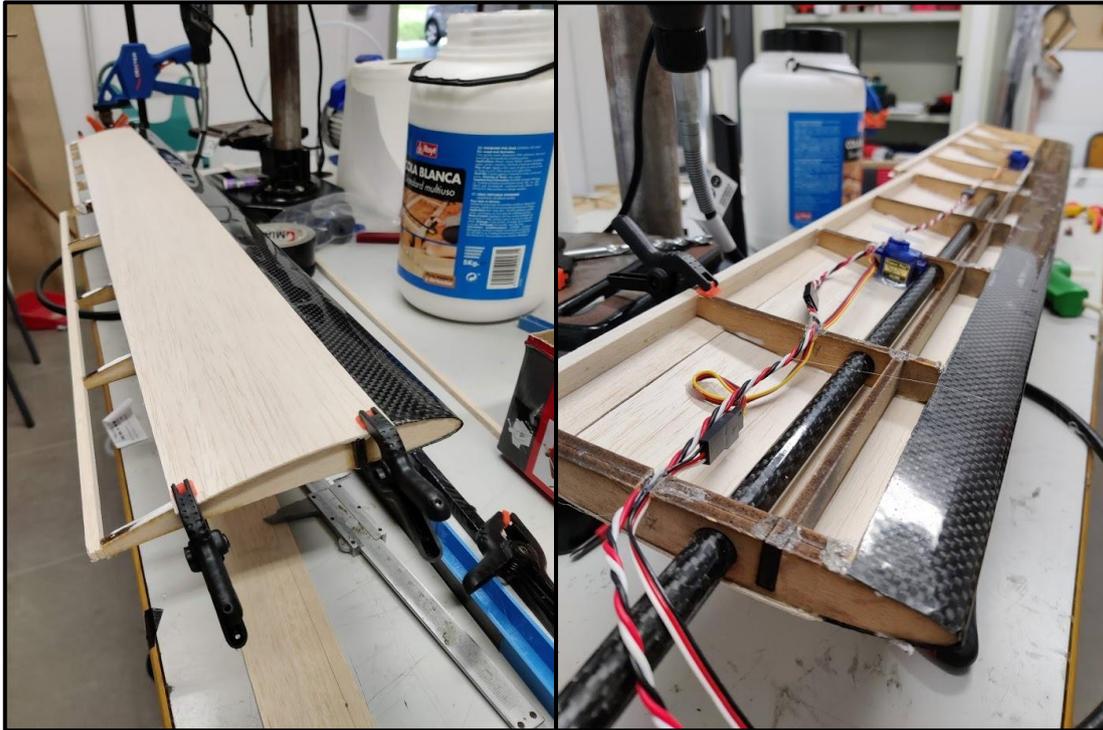


Figura 7.15. Fabricación del ala principal; véase el recubrimiento de balsa y el borde de ataque de CF

DISPOSITIVOS MÓVILES

Las superficies móviles del ala se construyen de manera similar al ala, con el borde de fuga de las costillas correspondientes, un listón de balsa que une las costillas y la chapa de balsa, además del recubrimiento con el plástico termoadhesivo por motivos estéticos. Las bisagras de los alerones (y también de los timones) es simplemente cinta adhesiva transparente o de vidrio mientras que para los *flaps* se han implementado las uniones extruidas por impresión 3D de la Figura 7.16, un mecanismo que permite abrir una pequeña ranura con la deflexión del hipersustentador como se observa en la Figura 7.17.

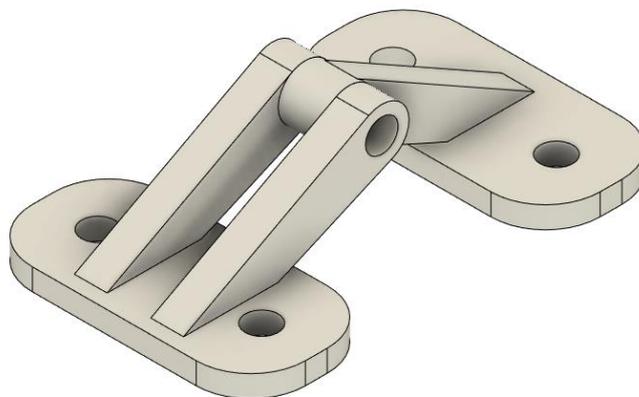


Figura 7.16. Modelado de la bisagra empleada para el slotted flap

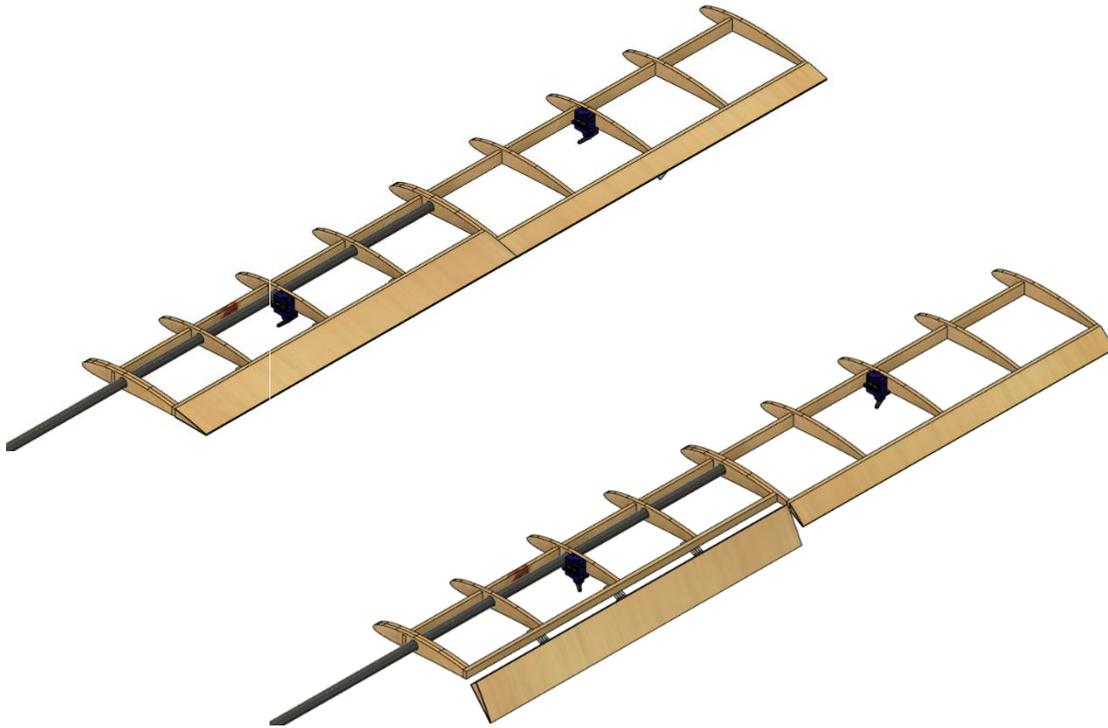


Figura 7.17. Flap y alerón en posición neutra (arriba) y deflectada (abajo)

En cuanto a los actuadores, el servomotor se fija a la costilla central con silicona y en su brazo actuador se coloca un hilo metálico que habilita una conexión rígida con un cuerno de material plástico anclado también con silicona a la superficie móvil. Es vital mencionar que estos dispositivos electrónicos que quedan en el interior del ala deben instalarse en una zona accesible por su baja fiabilidad para sustituirlos fácilmente. Además, se recomienda unir el cuerno con el hilo metálico a la altura de la bisagra para que el eje de giro coincida con la misma bisagra, al tiempo que el cuerno y el brazo del servomotor deben alinearse, manteniendo el alambre de conexión en paralelo al eje longitudinal de la aeronave.

DISPOSITIVOS DE PUNTA ALAR

Los *winglets* se fabrican con material compuesto para reducir su peso. Se emplea poliestireno expandido con una capa de fibra de vidrio de bajo gramaje reforzada con resina epoxi. Para analizar el incremento de peso que suponen estos elementos, se conforman dos diseños distintos, el propuesto por el análisis aerodinámico de 12 cm y otro de 6 cm. Sus características se recogen en la Tabla 7.2:

ALTURA	LE	FLECHA	$\Delta EA_{\text{máx}}$	PESO
6 cm	2 cm	45°	4.88 %	6 g
12 cm	4 cm	45°	6.47 %	17 g

Tabla 7.2. Resumen de las características de los *winglets* fabricados

El incremento de masa de los *winglets* de 12 cm parece ser compensado por el mejor desempeño aerodinámico que ofrecen, luego se opta por mantener este diseño para el modelo

definitivo. En el caso del demostrador, pueden reutilizarse los *winglets* de 6 cm de este ensayo de fabricación para evitar el gasto de consumibles dado que no es un aspecto determinante para validar el diseño aerodinámico y estructural de acuerdo al desempeño del demostrador.

ENSAYO DE FLEXIÓN ESTÁTICA

La validación estructural más importante que se ha realizado de la arquitectura alar ha sido a través del ensayo de resistencia ante flexión estática. Para ello, el ala ha sido sujeta por sus extremos, de manera similar al procedimiento empleado en la ACC, y se le ha colocado en el encastre una plataforma sobre la que se han cargado distintos lingotes de acero. En la Figura 7.18 se observa el ensayo para 3.2 kg de carga, verificando una resistencia a flexión del ala principal suficiente para operar con seguridad el modelo demostrador.



Figura 7.18. Ensayo de resistencia a flexión estática con 3.2 kg de carga

7.8. PESOS FINALES DE LA AERONAVE

Las masas finales de las partes fundamentales del modelo demostrador construido así como la posición relativa del centro de masas de cada una de ellas respecto al borde de ataque del ala principal se detallan en la Tabla 7.3. Esta distribución permite equilibrar adecuadamente el avión de acuerdo al diseño aerodinámico, que situaba la posición del centro de gravedad longitudinal a 8 cm del borde de ataque y, verticalmente, a unos milímetros por debajo del ala, todo ello asumiendo que la carga de pago se sitúa en cualquier caso en el mismo centro de gravedad de la aeronave.

ELEMENTO	m (kg)	x_{CG} (mm)	z_{CG} (mm)
Motor	0.187	- 320	0
Hélice	0.021	- 354	0
Unión motor	0.026	- 278	0
ESC	0.054	- 92	+ 9
Batería principal	0.252	- 70	+ 18
Batería auxiliar	0.097	- 47	+ 27
GPS	0.011	+ 40	+ 9
Receptor	0.007	+ 40	- 9
Cableado	0.100	+ 97	0
Fuselaje	0.112	+ 389	0
Bahía de carga	0.350	+ 80	- 85
Ala	0.757	+ 84	0
Estabilizador horizontal	0.052	+ 838	+ 29
Estabilizador vertical	0.	+ 1 048	+ 70
Patín de cola	0.050	+ 1 078	- 30
Tren principal	0.120	- 107	- 90
TOTAL	2.297 kg	+ 80.01 mm	- 14.77 mm

Tabla 7.3. Masas de la aeronave y su posición respecto al borde de ataque del ala

Por tanto, el resultado indica que la estimación de masas inicial, en la que se preveían 2.3 kg, fue bastante acertada. Con ella se realizaron los cálculos aerodinámicos, que pueden considerarse como válidos. Sin embargo, para el modelo definitivo se propone aproximarse a los 2 kg para la masa operacional de la aeronave, un objetivo viable de acuerdo a las mejoras mencionadas a lo largo de este capítulo.

CAPÍTULO 8.

RESULTADOS

8.1. INTRODUCCIÓN

Finalizado el diseño preliminar del *Xtra23* y construido un demostrador con ligeras diferencias, este capítulo resume la información técnica relevante del demostrador y los resultados del modelado, la construcción y las pruebas de vuelo para las distintas configuraciones desarrolladas. Las características del modelo definitivo, desarrollada a lo largo de los capítulos anteriores, no es recopilada aquí pues el diseño no está totalmente finalizado.

Dado que el demostrador tiene como misión realizar diversas pruebas experimentales, se han ensayado distintas configuraciones, incorporando algunos cambios entre pruebas para extraer la mayor información posible para mejorar el diseño definitivo. Esta información se basa fundamentalmente en los datos recopilados por el GPS, pero también en las sensaciones del piloto y las observaciones empíricas. La metodología para las pruebas de vuelo ha sido validar escalonadamente el diseño incrementando progresivamente el grado de dificultad de los ensayos, es decir, se ha tratado de verificar el diseño sin bahía de carga, posteriormente con bahía y finalmente con un incremento paulatino de la carga de pago.

8.2. RESUMEN DE ESPECIFICACIONES

Las pruebas de vuelo se realizan inicialmente sin bahía y posteriormente con ella, por lo que se presentan en la Tabla 8.1 las especificaciones técnicas del aeromodelo construido para ambas configuraciones, denominadas *Demostrador Ligero* y *Demostrador Cargado*. Para este último se indican los datos de desempeño en condiciones de máxima carga de pago para las que está diseñado. Véase que algunas dimensiones no se corresponden exactamente con las definidas para el modelo definitivo, sino que existe una ligera desviación. Esto se debe a la filosofía de priorizar la reducción de tiempos de construcción frente a la precisión, con el fin de ensamblar un modelo rápidamente para realizar el mayor número de pruebas experimentales.

Sin embargo, es fundamental recordar que para la *Air Cargo Challenge* el modelo construido debe ser estrictamente acorde al diseñado según el documento técnico presentado. Por una parte, deben coincidir las dimensiones de los planos de la documentación con las medidas del avión real, en caso contrario podrían aplicarse penalizaciones; por otra parte, el modelo construido debe cumplir en cualquier caso con las restricciones dimensionales establecidas por la normativa, cuyo incumplimiento podría suponer la descalificación del equipo. Aunque esto es obvio, debe ser destacado pues el demostrador no cumple este último punto por la reducida precisión en la fabricación, luego es imprescindible que el diseño definitivo incluya tolerancias e incremente la precisión de ensamblaje para satisfacer la norma.

CAPÍTULO 8. RESULTADOS

PARÁMETRO	DEMOSTRADOR LIGERO	DEMOSTRADOR CARGADO
Motor	AXI 2826/10 V2	AXI 2826/10 V2
Hélice	12 x 6"	12 x 6"
Estructura alar	Reticular de contrachapado, balsa y CF	Reticular de contrachapado, balsa y CF
S_w	0.43 m ²	0.43 m ²
b_w	2.03 m	2.03 m
c_w	0.21 m	0.21 m
AR_w	9.67	9.67
x_{CG}	40.00 %	40.00 %
Perfil	NACA 4510	NACA 4510
Cola	Convencional	Convencional
MTOW	6.26 kg	6.26 kg
OEW	1.90 kg	2.30 kg
MPL	0.00 kg	3.96 kg
x_{to}	4.16 m	59.86 m
V_{to}	29.27 km/h	48.06 km/h
$V_{stall,limpia}$	27.87 km/h	50.59 km/h
V_{cr}	85.77 km/h	82.23 km/h
t_{min}	4:36 min	4:36 min

Tabla 8.1. Especificaciones del aeromodelo Xtra23 Demostrador con bahía y sin bahía

Las prestaciones del demostrador mejoran respecto al modelo definitivo principalmente por la hélice empleada, que cuenta con mayor tracción a baja velocidad. Además, la velocidad de despegue sin bahía de carga es relativamente baja, y debe tenerse en cuenta que no se considera el tiempo de aceleración del motor ni la fuerza de fricción estática.

8.3. MODELO CAD



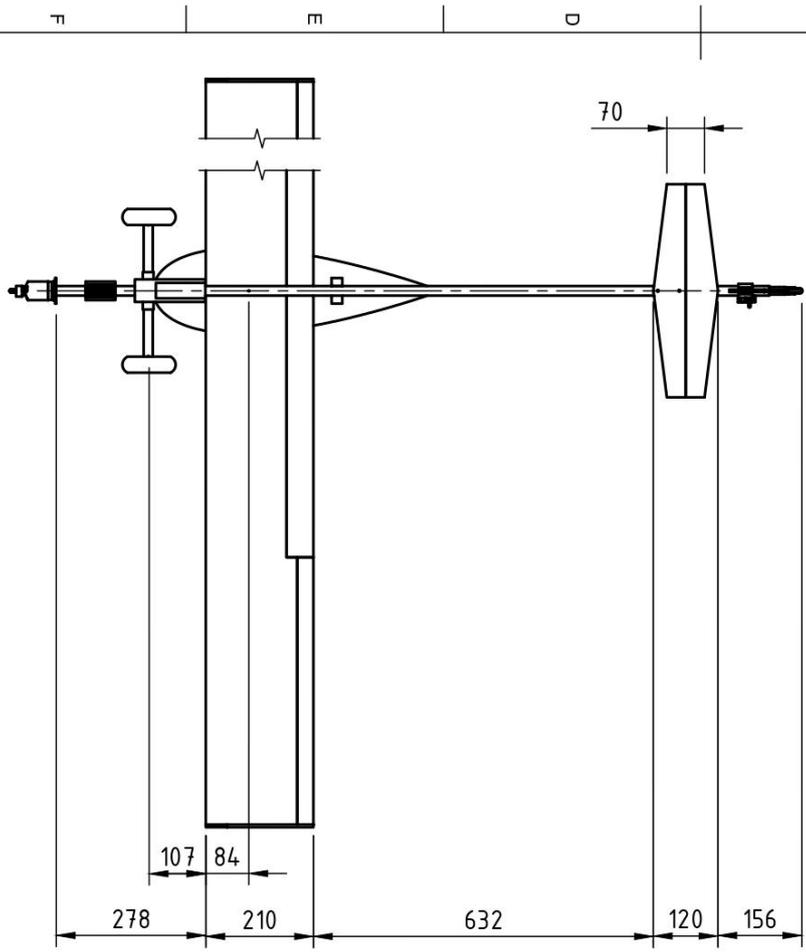
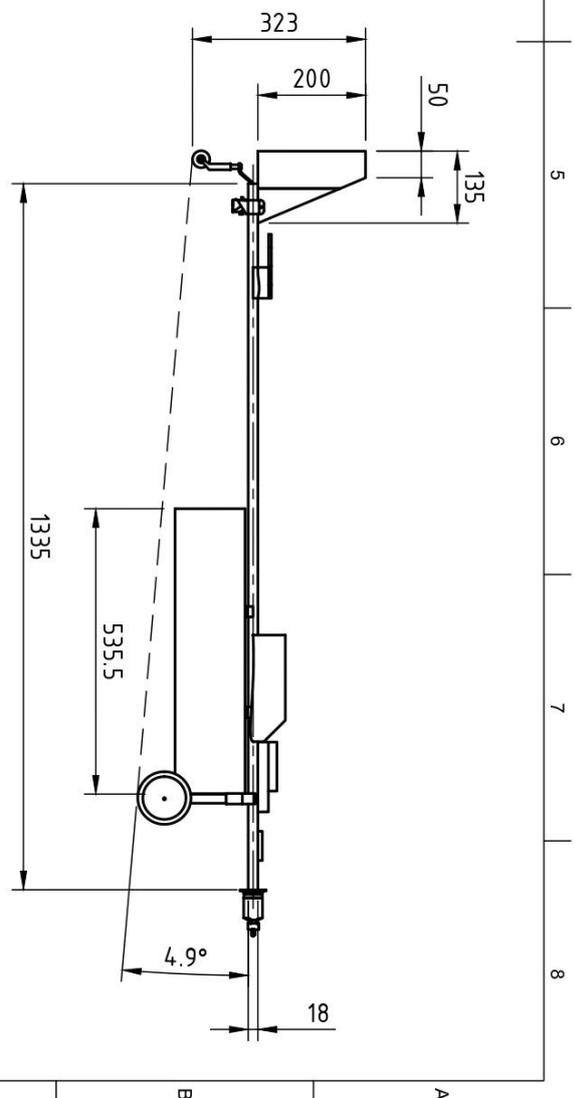
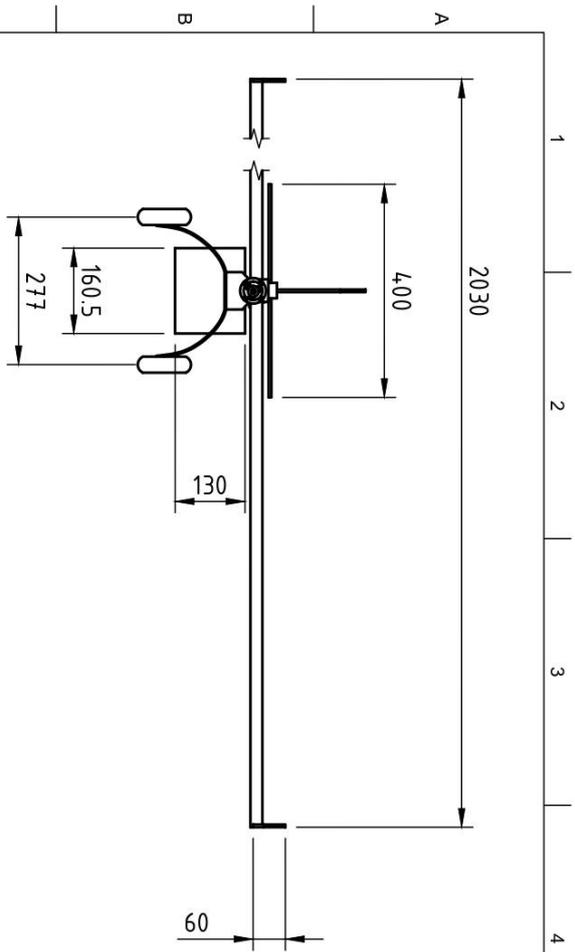
Figura 8.1. Modelo CAD del Xtra23 Demostrador sin bahía de carga



Figura 8.2. Modelo CAD del Xtra23 Demostrador con bahía de carga

8.4. PLANOS

A continuación se muestra el plano 3 vistas del demostrador con bahía de carga, similar al que debe incluirse en la documentación técnica para la ACC:



ESPECIFICACIONES

LONGITUD TOTAL	14.73	mm
ENVERGADURA	2030	mm
ALARGAMIENTO	9.67	
SUPERFICIE ALAR	43.0	dm ²
SUPERFICIE DEL EMPENAJE	3.8	dm ²
MAC	210	mm
ÁNGULO DE CALADO DEL ALA	0	deg
ÁNGULO DE CALADO DEL EMPENAJE	-1.5	deg
CENTRO DE GRAVEDAD	4.0	%
PERFIL ALAR	NACA 4510	

Size: A3 Scale: 1:10 Units: mm Created by: JOSE MORCILLO 17/05/2021 Approved by: JOSE MORCILLO 07/09/2021

Document type: 3-VIEW DRAWING Document status: FINISHED



Title: TEAM 19 - XTRA2 UPV AIR CARGO CHALLENGE 2022

Rev. Date of Issue Sheet
xxx 18/02/2021 1/1

8.5. PROTOTIPO REAL

Las Figuras 8.3 y 8.4 muestran la configuración del demostrador sin bahía de carga:



Figura 8.3. Modelo demostrador del Xtra23 sin bahía de carga en prueba de rodaje



Figura 8.4. Modelo demostrador del Xtra23 sin bahía de carga en su PDV 1

La Figura 8.5 presenta el modelo con bahía de acuerdo al diseño inicial. Tras algunas reparaciones, el prototipo voló en su última prueba de vuelo con el aspecto de la Figura 8.6:



Figura 8.5. Modelo demostrador del Xtra23 con bahía de carga en su PDV 3



Figura 8.6. Modelo demostrador del Xtra23 con una bahía de carga alternativa en su PDV 5

8.6. PRUEBAS DE VUELO

El *Xtra23 Demostrador* ha realizado un total de 5 pruebas de vuelo, en las que se han acumulado 10 ciclos y 23 minutos de vuelo que han permitido validar el diseño aerodinámico y desarrollar un plan de mejoras a nivel estructural, además de extraer datos de vuelo a través del GPS. No obstante, no todas las pruebas pudieron ser medidas por fallos humanos o electrónicos.

En cuanto a los resultados, no todos los vuelos han resultado exitosos, sino que el prototipo ha sufrido diversas incidencias y accidentes, lo que ha impedido ensayar el avión con distintas cargas de pago. Por tanto, los objetivos de las pruebas de vuelo han sido parcialmente cumplidos: se ha logrado volar de manera controlada sin bahía y con ella, pero no con carga de útil. El resumen de estas pruebas se recopila en la Tabla 8.2 y las observaciones fundamentales se presentan en las siguientes subsecciones.

PDV	VUELO	BAHÍA	m_{total}	$V_{m\acute{a}x}$	t_{vuelo}	INC.
1 (02/07/21)	1	✗	1.899 kg	–	00:46 min	Leve
	2	✗	1.899 kg	–	00:51 min	Leve
2 (07/07/21)	3	✗	1.899 kg	–	01:34 min	Ninguna
	4	✗	1.899 kg	–	03:20 min	Ninguna
	5	✗	1.899 kg	98.90 km/h	02:30 min	Ninguna
	6	✗	1.899 kg	114.82 km/h	10:00 min	Ninguna
3 (18/07/21)	7	✓	2.247 kg	46.95 km/h	00:10 min	Grave
4 (21/07/21)	8	✓	2.247 kg	–	00:09 min	Grave
5 (04/08/21)	9	✓	2.297 kg	81.27 km/h	02:41 min	Leve
	10	✓	2.297 kg	–	00:58 min	Grave

Tabla 8.2. Resultados de las pruebas de vuelo del demostrador del *Xtra23*

PRUEBA DE VUELO 1

El primer ensayo del demostrador se realizó el día 2 de julio de 2021 y se desarrolló con dos vuelos completos, con despegue y aterrizaje. Sin embargo, el primero de ellos estuvo marcado por unas oscilaciones en cabeceo generadas aparentemente por un fallo en el montaje del sistema actuador del timón de profundidad y por la incapacidad del piloto de trimar manualmente la aeronave. Tras solucionar las oscilaciones del timón y trimándolo con una ligera deflexión, el prototipo redujo parcialmente esta inestabilidad durante el crucero, aunque aún siguieron produciéndose ciertas oscilaciones. En la Tabla 8.3 se resumen las observaciones y la configuración del *Xtra23 Demostrador* volado en esta primera prueba, además de otra información extraída del prototipo *Xtra21* también operado durante el año con el fin de comparar los modelos y mejorarlos:

<i>XTRA23 DEMOSTRADOR</i>			<i>XTRA21</i>
OBERVACIÓN	VUELO 1	VUELO 2	VUELO 1
CENTRO DE GRAVEDAD	35.50 %	35.50 %	28.29 %
RODAJE	Controlable	Controlable	Incontrolable
TRIMADO TIMÓN	0°	- 3°	0°
DESPEGUE	Limpio	Limpio	Con rebote
ASCENSO	Difícil a partir de cierta altura	Difícil a partir de cierta altura	Aceptable
GIROS	Controlable	Controlable	Lentos
CRUCERO	Oscilaciones pronunciadas	Oscilaciones	Oscilaciones suaves
APROXIMACIÓN	Sin problemas	Cabeceo brusco	Sin problemas
ATERRIZAJE	Perfecto	Perfecto	Brusco
INCIDENCIAS	Oscilaciones del timón de profundidad	Rotura parcial de la unión del ala	Rotura de la unión del empenaje

Tabla 8.3. Observaciones de los vuelos de las aeronaves Xtra23 Demostrador y Xtra21



Figura 8.7. Equipo Xtra2 UPV con los modelos Xtra23 Demostrador y Xtra22 en la PDV 1

La incapacidad del prototipo para ascender rápidamente, mencionada en la Tabla 8.3, se identificó con la excesiva deflexión del timón de profundidad que requería el avión para lograr el equilibrio en crucero. Mientras, las oscilaciones prolongadas en el tiempo posiblemente se mantuvieron aún con el trimado por la configuración de la aeronave y las condiciones de vuelo, que daban lugar a un modo fugoide inestable. Véase en la Tabla 8.3 que el prototipo fue volado con una posición del centro de gravedad distinta a la de diseño por petición del piloto, que aseguraba sentirse más cómodo operando con aeronaves radiocontrol con el centro de gravedad relativamente adelantado. Esta opinión es bastante lógica dado que aumenta la estabilidad estática longitudinal del avión, pero resultó catastrófica para este diseño por la gran desviación de corriente, un factor que empeora significativamente la estabilidad del modo fugoide.

Tras dos ciclos y 1:30 minutos de vuelo, la prueba se vio obligada a finalizar por la rotura parcial en la unión del ala tras una brusca maniobra en cabeceo durante la fase de aproximación del segundo vuelo, un incidente que no comprometió el aterrizaje pero impidió desarrollar un nuevo vuelo en condiciones de seguridad. Además de este problema, los datos cuantitativos recopilados por el GPS fueron imposibles de decodificar por causas desconocidas.



Figura 8.8. Xtra23 Demostrador en operación durante su primera prueba de vuelo

ACUMULADO		
CICLOS	2	
TIEMPO DE VUELO	01:37 min	
OBJETIVOS	Vuelo sin bahía:	✓
	Vuelo con bahía:	✗
	Vuelo con MPL:	✗

Tabla 8.4. Resumen de experiencia del demostrador tras la PDV 1

PRUEBA DE VUELO 2

Tras la primera prueba de vuelo debían solucionarse los problemas de fiabilidad de la unión del ala, el equilibrado, la incapacidad para el ascenso durante el crucero y la inestabilidad del largo periodo.

A nivel estructural, la reparación de la unión del ala incluyó un cambio rápido en el diseño de la unión, eliminando el atornillado de la bayoneta con el fuselaje e introduciendo una segunda bayoneta que restringiera el giro del ala respecto al resto del avión. En relación a la mecánica del vuelo, se desarrolló un análisis de estabilidad que concluyó con configurar la aeronave de acuerdo a la Tabla 8.5 para solucionar todos los problemas:

PARÁMETRO	VALOR
$\alpha_{0,H}$	- 0.12°
x_{CG}	40 %
δ_{Af}	- 10°

Tabla 8.5. Resultados de las pruebas de vuelo del demostrador del Xtra23

De esta manera, el ángulo de incidencia fijo del empenaje disminuye el ángulo de trimado del timón de profundidad requerido para equilibrar en crucero; el centro de gravedad, alejado del borde de ataque del ala aproximadamente 1 cm más, disminuye las oscilaciones del modo fugoide al tiempo que incrementa la agresividad del timón de profundidad; y la deflexión negativa de los alerones reduce la excesiva sustentación para la configuración descargada y, con ello, la gran desviación de corriente. Por tanto, todos estos aspectos mejoran conjuntamente la capacidad de ascenso, el equilibrado y las inestabilidades en crucero.

Esto último puede visualizarse en la gráfica de la Figura 8.9 extraída del análisis de estabilidad, donde se observan unas oscilaciones de menor amplitud y frecuencia del modo fugoide para la nueva configuración respecto a la empleada en la PDV 1 que, incluso, muestra un comportamiento completamente inestable según los análisis numéricos, coincidentes con la observación empírica. En ella también se representa la respuesta en cabeceo del largo periodo para el Xtra21 para comparar el nuevo diseño con los resultados numéricos de un modelo que se ha comprobado empíricamente que su comportamiento en crucero es totalmente estable.

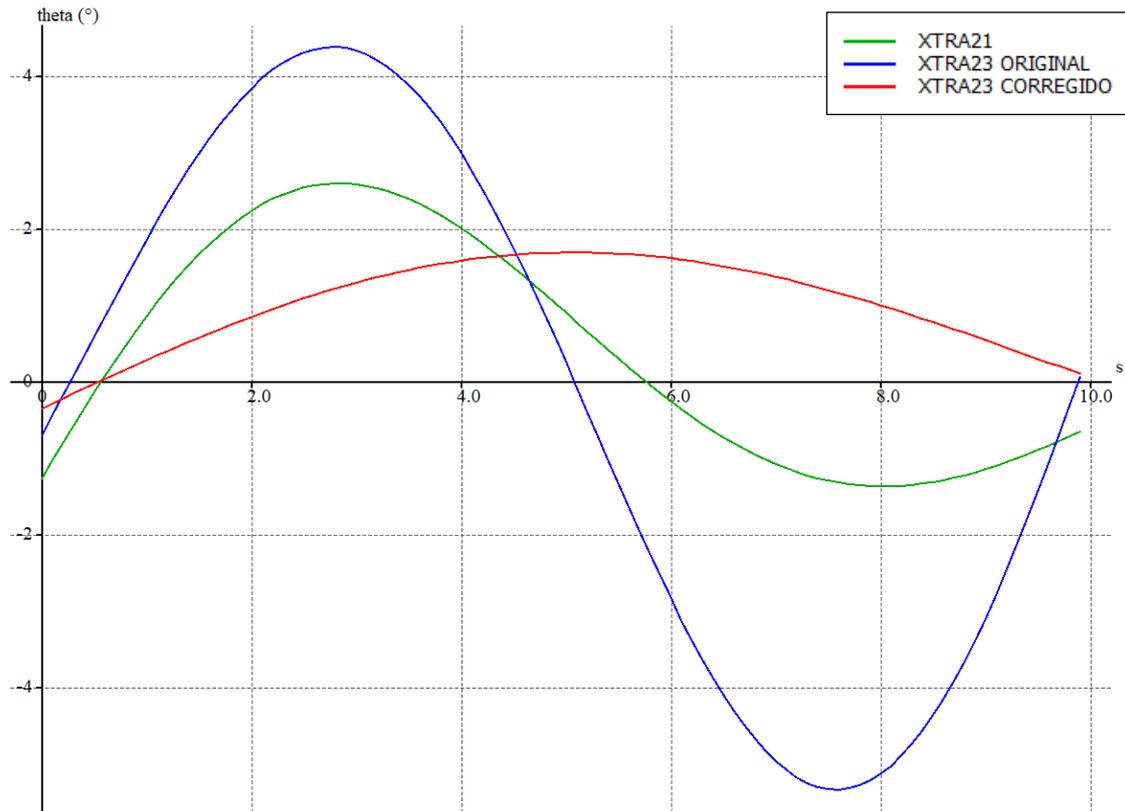


Figura 8.9. Evolución del asiento longitudinal en el modo fugoide

Con estos ajustes, se celebró la segunda prueba de vuelo del *Xtra23 Demostrador* sin bahía de carga el 7 de julio, probablemente la prueba más exitosa de la historia del proyecto Xtra2 UPV. El UAV logró completar 4 ciclos completos y acumular aproximadamente 19 minutos de vuelo que permitieron validar definitivamente el diseño y recopilar datos cuantitativos de la operación mostrados en la Tabla 8.6 y en la Figura 8.10:

PARÁMETRO	VUELO N° 5	VUELO N° 6
x_{to}	6.00 m	11.00 m
V_{to}	33.02 km/h	31.58 km/h
$h_{m\acute{a}x}$	69.90 m	108.30 m
$V_{m\acute{a}x}$	98.90 km/h	114.82 km/h
V_m	50.81 km/h	39.20 km/h
V_{wing}	9.20 km/h	7.80 km/h
$F_{m\acute{a}x}$	3.59 g	3.03 g
x_{total}	2110 m	6309 m
t_{vuelo}	03:30 min	10:00 min
$V_{descarga,bp}$	0.12 V/min	0.12 V/min

Tabla 8.6. Resultados cuantitativos del demostrador sin bahía de carga



Figura 8.10. Trayectoria del vuelo 3 según el sistema de medición del UAV

Además de la comprobación empírica de los excelentes resultados del demostrador, que mostraba un comportamiento estable y buena controlabilidad de acuerdo a las sensaciones del piloto, los datos de la Tabla 8.6 verificaron los análisis aerodinámicos y permitieron extraer conclusiones fundamentales de la resistencia estructural y de la electrónica.

Por una parte, la distancia y la velocidad de despegue observadas fueron realmente bajas, próximas a las estimaciones de la Tabla 8.1. La velocidad punta y la capacidad de ascenso fueron superiores a las esperadas, logrando alcanzar 115 km/h a unos 100 m de altura. Y finalmente, también se experimentó una buena actuación del prototipo en condiciones de viento, que se aproximó a los 10 km/h de velocidad mantenida.

Por otra parte, los acelerómetros indicaron que el UAV superó sin problemas fuerzas de 3 g, valores suficientes para la operación normal del avión que permiten validar parcialmente el diseño estructural. Por ejemplo, un giro con un ángulo de balance de la velocidad μ_w de 60° supondría de acuerdo a la Ecuación 70:

$$n = \frac{1}{\text{Cos}(\mu_w)} = 2 g \quad (70)$$

Sin embargo, no es posible asegurar la fiabilidad de este tipo de unión porque, aunque no se observaron incidencias durante los cuatro vuelos realizados, posteriormente se detectó una pequeña grieta en la bayoneta principal del ala. Esta leve incidencia probablemente se produjo por fatiga en el tubo de fibra de carbono, debilitado por haber sido lijado y taladrado más de lo necesario por un fallo humano en la alineación de la bayoneta.

Finalmente, la Tabla 8.6 también confirma que durante la operación normal de la aeronave, la batería se descarga de manera lineal en el rango de trabajo de acuerdo al valor de velocidad de descarga $V_{descarga,bp}$. Esto permite estimar la autonomía de la aeronave en otras condiciones y no solo a máxima potencia como se ha asumido en esta obra según la Tabla 8.1.



Figura 8.11. Xtra23 Demostrador en operación durante su segunda prueba de vuelo

ACUMULADO		
CICLOS	6	
TIEMPO DE VUELO	19:01 min	
OBJETIVOS	Vuelo sin bahía:	✓
	Vuelo con bahía:	✗
	Vuelo con MPL:	✗

Tabla 8.7. Resumen de experiencia del demostrador tras la PDV 2

PRUEBA DE VUELO 3

El éxito de la PDV 2 permitió validar el diseño aerodinámico sin bahía de carga y continuar con el ensayo del modelo con el compartimento de carga en la PDV 3, programada para el 18 de julio. Sin embargo, la prueba finalizó rápidamente con un absoluto fracaso cuándo, en la etapa de despegue, el semiala izquierda del demostrador impactó ligeramente con un obstáculo del lateral de la pista de despegue. Esto desestabilizó completamente la aeronave y resultó en un alabeo descontrolado que, dada la baja velocidad y altitud del aparato, concluyó en una colisión contra el suelo, inicialmente del semiala izquierda y posteriormente de la nariz y la semiala derecha como describe la secuencia de la Figura 8.12. En la Tabla 8.8 se indican algunos valores de interés como la velocidad y la fuerza de impacto del demostrador.

PARÁMETRO	VUELO N° 7
$h_{m\acute{a}x}$	2.00 m
$V_{m\acute{a}x}$	46.95 km/h
$F_{m\acute{a}x}$	2.5 g

Tabla 8.8. Datos de la colisión sufrida en la PDV 3



Figura 8.12. Primer accidente del Xtra23 Demostrador, sufrido en la PDV 3

Como consecuencias, la bayoneta principal de unión del ala sufrió una fractura total y el fuselaje colapsó en dos puntos, tanto en la unión con el tren como en la misma unión del ala. El primer impacto contra el suelo fue amortiguado por el ala, cuya elasticidad a torsión evitó el siniestro total. De esta manera, la aeronave pudo ser reparada en tres días para desarrollar una cuarta prueba de vuelo.

ACUMULADO		
CICLOS	7	
TIEMPO DE VUELO	19:11 min	
OBJETIVOS	Vuelo sin bahía:	✓
	Vuelo con bahía:	✗
	Vuelo con MPL:	✗

Tabla 8.9. Resumen de experiencia del demostrador tras la PDV 3

PRUEBA DE VUELO 4

El día 21 de julio se realizó este cuarto ensayo con el objetivo de analizar empíricamente el comportamiento de la aeronave con bahía de carga, pero el resultado evidenció la ineficaz puesta a punto del prototipo por el reducido tiempo de reparación y el mal diseño aerodinámico de la bahía tras un sorprendente accidente en la fase de despegue.

A continuación se analiza el vuelo n° 8 del demostrador con el fin de determinar las causas probables del accidente. Para ello, la actuación se divide en distintas etapas con sus respectivas observaciones asumiendo el criterio de signos convencional en la mecánica del vuelo, presentado en el Capítulo 1.

1. Preparación del modelo

- Ala móvil en el eje y por la escasa superficie y la holgura de los agujeros de unión del fuselaje.
- Empenaje asimétrico con cierto ángulo positivo ψ .
- Fallos constantes en la electrónica de la aeronave.
- Montaje de una bahía de carga con perfil NACA 0030 en los laterales y plana en las caras anterior y posterior.

2. Carrera de despegue

- Inclinación negativa en alabeo del ala posiblemente por el viento y las vibraciones al contar dicha unión con cierto grado de libertad.
- La aeronave responde al δ_E introducido, iniciando la rotación y el ascenso.



Figura 8.13. Despegue y rotación en el vuelo n° 8 del demostrador

3. Ascenso

- Cierta alabeo negativo por la inclinación alar
- Corrección del alabeo a través de un δ_R positivo
- El ángulo de cabeceo es elevado para la placa plana de la bahía, generando un desprendimiento total del flujo que deja en zona de sombra al estabilizador y reduce la efectividad de mano en el elevador.
- La resistencia aerodinámica se dispara y, con ello, la velocidad disminuye, traduciéndose en:
 - Pérdida total del elevador.
 - Pérdida de sustentación que desemboca en una caída de la altura.



Figura 8.14. Ascenso y posterior pérdida de altura en el vuelo n° 8 del demostrador

4. Descenso repentino

- La pérdida de altura se traduce en aumento de la velocidad
- Se recupera la efectividad de mando en alabeo
- La aeronave responde a la acción correctiva a través de δ_E
- Aumenta el ángulo de asiento por la deflexión del timón, pero la insuficiente velocidad lo traduce en ángulo de ataque y no en pendiente de ascenso.

5. Primer impacto

- El patín de cola impacta con cierto ángulo positivo.
- La acción induce una reacción que desestabiliza la aeronave hacia la guiñada y alabeo positivos.

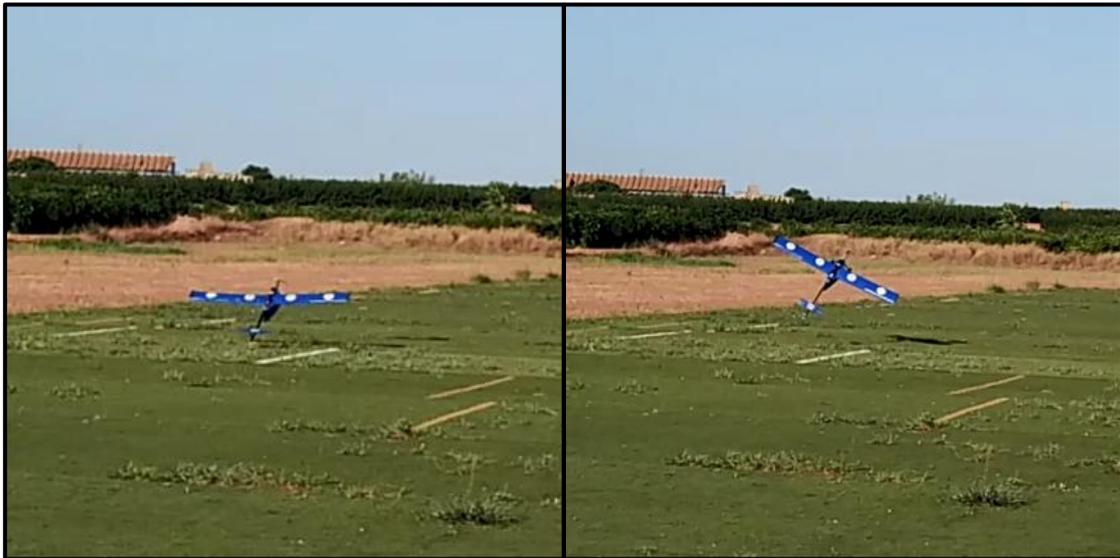


Figura 8.15. Primer impacto en el vuelo n° 8 del demostrador

6. Ascenso con alabeo positivo hasta aproximadamente + 100°

- El incremento de velocidad y la deflexión del timón permiten ascender.
- La aeronave alabea violentamente con un ángulo positivo, posiblemente por:
 - La baja velocidad que facilita la perturbación de la aeronave.
 - La maniobra correctiva de deflexión positiva del timón de dirección.
 - La proyección lateral de la fuerza de reacción en el impacto del patín.
 - La sustentación lateral que introduce la bahía a través del viento.
 - La sustentación lateral generada por la incidencia del viento sobre el ala inclinada ahora positivamente, introduciendo el mayor momento de alabeo.

7. Descenso con alabeo positivo hasta los + 170°

- El vuelo invertido genera sustentaciones negativas que invocan el descenso

8. Descenso con corrección de alabeo hasta los + 145°
 - Se aplica una acción correctiva a través de δ_A visible en el comportamiento de la aeronave pero no es suficiente para evitar el desastre
9. Segundo impacto
 - El impacto es absorbido por la punta del semiala derecha, que transmite la tensión al larguero principal, desde la punta hasta el encastre del ala, dónde la unión colapsa, fracturando las costillas del encastre en el punto de unión.
 - El avión rota, trabando la hélice contra el suelo, procediendo a la fractura de una de las palas.
 - El semiala izquierda impacta contra el suelo con menor violencia.
 - Finalmente el avión se desploma invertido, dañando el estabilizador vertical



Figura 8.16. Vuelo invertido y segundo impacto en el vuelo n° 8 del demostrador

En base a los puntos anteriores, se puede resumir que el vuelo n° 8 presentó dos momentos críticos. El primero de ellos, la pérdida de altura, fruto de los desprendimientos de la bahía que dispararon la resistencia aerodinámica, traduciéndose en una pérdida de velocidad y, esto a su vez, en una pérdida de sustentación y de mando en cabeceo. El segundo, el alabeo de 180°, derivado de la corrección inversa del rudder por la inclinación previa del ala, el impacto del patín que proyecta una reacción lateral, el viento incidente sobre la bahía y fundamentalmente sobre un ala ya inclinada.

Por tanto, se concluye con que las cuatro posibles causas del accidente fueron:

1. Mala integración de la bahía: generó el desprendimiento total del flujo al aumentar el ángulo de ataque.
2. Reparaciones imprecisas: ala ligeramente móvil en alabeo.
3. Falta de análisis del avión con bahía: no se estudió la incidencia aerodinámica completa de la bahía.

4. Errónea planificación de las operaciones: se despegó con viento cruzado y con gran pendiente de ascenso a petición del ingeniero de vuelo, el autor de esta obra, para evitar los obstáculos que llevaron al fracaso el vuelo n° 7.

A pesar del fracaso del vuelo con bahía, la PDV 4 centró la atención en la necesidad de optimizar la bahía de carga a nivel aerodinámico, la cual había sido diseñada para obtener buenas prestaciones con ángulos de ataque nulos, descuidando completamente sus actuaciones durante la operación normal del avión.

ACUMULADO		
CICLOS	8	
TIEMPO DE VUELO	19:20 min	
OBJETIVOS	Vuelo sin bahía:	✓
	Vuelo con bahía:	✗
	Vuelo con MPL:	✗

Tabla 8.10. Resumen de experiencia del demostrador tras la PDV 4

PRUEBA DE VUELO 5

Para la última prueba del demostrador se trató de aerodinamizar la bahía de carga y la electrónica con un carenado como mostraba la Figura 8.6. Además de estos ajustes, se le indicó al piloto que alcanzara gran velocidad durante el despegue y ascendiera lentamente para evitar la entrada en pérdida como ocurrió en la PDV 4. De este modo, se logró un relativo éxito, desarrollando 2 vuelos con bahía de carga pero sin carga de pago.



Figura 8.17. Demostrador operando con bahía de carga en su vuelo n° 9

Es probable que los anteriores accidentes dañaran el sistema de actuación de uno de los alerones, problema que no se identificó en tierra pero sí durante el vuelo de la aeronave. El piloto notificó la falta de respuesta del avión al tratar de alabear a derechas, lo que desembocó en la pérdida de mando por la incapacidad de corregir el giro en sentido contrario. El avión finalmente alabeó en exceso, entró en pérdida y superó el factor de carga crítico, colapsando la unión entre el ala y el fuselaje en pleno vuelo como representan las secuencias de la Figura 8.18.

Además, el impacto contra el suelo fracturó en múltiples partes el fuselaje y dañó la hélice, el motor y la electrónica en general, quedando el demostrador prácticamente en siniestro total.



Figura 8.18. Colapso estructural del demostrador en su vuelo n° 10

En cuanto a los datos recopilados por el GPS, el vuelo n° 10 no pudo ser medido pero sí el vuelo n° 9, cuyos resultados se muestran en la Tabla 8.11:

PARÁMETRO	VUELO N° 9
x_{to}	25.00 m
V_{to}	48.15 km/h
$h_{máx}$	61.60 m
$V_{máx}$	81.27 km/h
V_m	40.34 km/h
V_{wing}	2.20 km/h
x_{total}	2000 m
t_{vuelo}	02:41 min

Tabla 8.11. Resultados cuantitativos del demostrador con bahía y sin carga

Los datos de este vuelo evidencian el peor desempeño del demostrador con bahía, aunque debe mencionarse que en ningún momento trató de alcanzarse la velocidad punta como sí se hizo en la PDV 2, dónde se aprovechó el viento de cola para maximizar la velocidad. En este caso, la velocidad máxima es aproximadamente la velocidad de crucero, verificando las estimaciones que la situaban en vuelo horizontal equilibrado entre los 82 km/h y los 85 km/h.

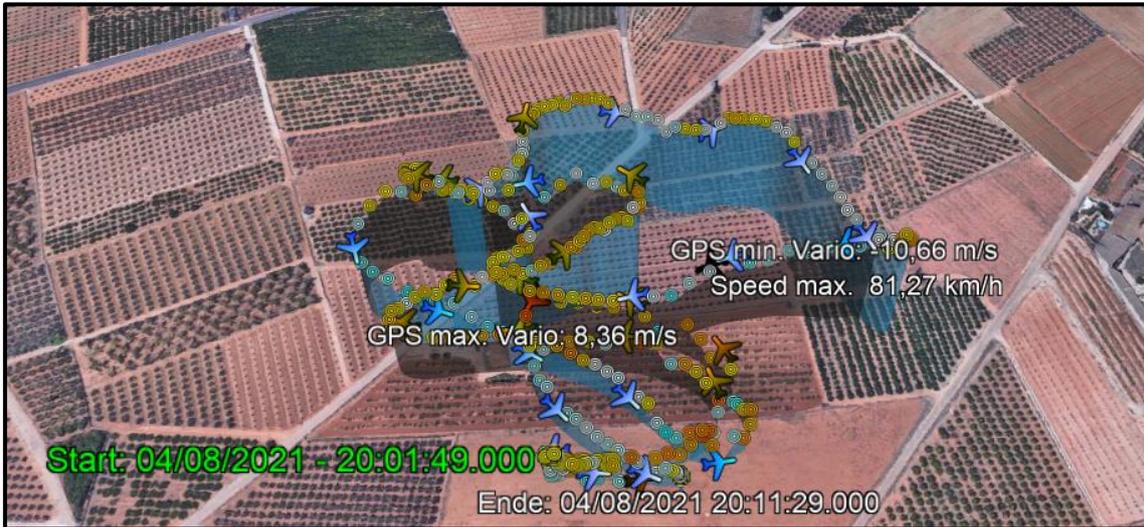


Figura 8.19. Trayectoria del vuelo n° 9 según el sistema de medición del UAV

Por tanto, los resultados aerodinámicos con bahía fueron satisfactorios a pesar de la baja fiabilidad de los dispositivos de control y de la unión del ala con el fuselaje. Así, el objetivo del vuelo con bahía fue finalmente cumplido, quedando pendiente el vuelo con distintas cargas de pago para el curso 2021/2022.

ACUMULADO

CICLOS	10	
TIEMPO DE VUELO	22:59 min	
OBJETIVOS	Vuelo sin bahía:	✓
	Vuelo con bahía:	✓
	Vuelo con MPL:	✗

Tabla 8.12. Resumen de experiencia del demostrador tras la PDV 5

CAPÍTULO 9.

CONCLUSIONES

Tras el minucioso análisis que ha tratado de desarrollarse a lo largo de este trabajo a nivel cualitativo y cuantitativo, este capítulo recopila las conclusiones fundamentales y los posibles estudios futuros para continuar este proyecto.

La misión principal de esta obra era recopilar el trabajo realizado durante el curso por el equipo Xtra2 UPV, con el fin de justificar el diseño alcanzado hasta la fecha, construir un demostrador y desarrollar un análisis experimental del mismo. En líneas generales se han cumplido estos objetivos. Por una parte, se ha desarrollado una extensa argumentación teórica y numérica que debe facilitar la redacción del documento técnico para la competición, además de servir como fuente de información con la que los futuros miembros del proyecto podrán consultar las consideraciones asumidas durante este año con explicaciones detalladas. Por otra parte, se ha logrado un diseño con buen desempeño teórico que posteriormente ha sido corroborado de manera experimental, logrando numerosos éxitos en las pruebas de vuelo.

Pero no todos los objetivos se han cumplido. A nivel teórico, la justificación del diseño estructural no se ha desarrollado como se esperaba por la exacerbada extensión del trabajo; mientras que el diseño aerodinámico ha errado con la bahía al no incluir análisis fundamentales como demuestra el resultado experimental, o con algunas desconsideraciones como la asunción de la irrelevancia de la capacidad de ascenso para las primeras etapas de diseño. En consecuencia de todos estos puntos, el demostrador no ha sido volado con carga de pago.

En vista de los resultados, las posibles mejoras para el diseño del UAV de la competición son:

- Redefinición de la máxima carga de pago atendiendo a la capacidad de ascenso.
- Rediseño completo de la bahía, reduciendo su tamaño y aerodinamizando su geometría.
- Incremento del espesor de la costilla del encastre y reducción del espesor del resto de costillas.
- Eliminación de los taladrados sobre fibra de carbono, sobre todo en la unión del ala. La bayoneta debe extenderse a lo largo de un mayor número de costillas y restringir su deslizamiento lateral con un muelle o atornillando sobre acoples de aluminio.
- Empenaje de mayor superficie para incrementar la estabilidad estática y, con ello, la fiabilidad a nivel aerodinámico, sobre todo con bahía.

- Alineación correcta de los actuadores e incremento de su fiabilidad con servos metálicos.
- Reducción de las conexiones del circuito electrónico.

Para finalizar, existen multitud de estudios para continuar esta obra. Fundamentalmente completarían la documentación del UAV el análisis estructural y el ensayo de propulsión en túnel de viento.

Adicionalmente se proponen las optimizaciones a través de estudios CFD de la ranura de los hipersustentadores, de la geometría de la bahía de carga y de los elementos de punta alar. Incluso pueden analizarse dispositivos para retrasar la entrada en pérdida, dado que es un aspecto trascendental incrementar la sustentación máxima.

En relación a la mecánica de vuelo, el proyecto más interesante quizás sea la programación de un simulador de vuelo que permita optimizar la trayectoria del avión en la competición. Dicho simulador puede incorporar el análisis iterativo de distintas configuraciones con determinados parámetros de diseño para hallar el valor óptimo del conjunto, lo que supondría una revolución para la confección de modelos del Xtra2 UPV.

BIBLIOGRAFÍA

- [1] ALMEIDA GOMES, A., 2017. *Development of an UAV for the Air Cargo Challenge 2017 Competition*. Tesis de Grado. Universidade da Beira Interior, Covilha Interior, Portugal.
- [2] TEAM AKAMODELL MUNCHEN, 2020. *Air Cargo Challenge 2022: Participation Handbook*. https://akamodell-muenchen.de/wp-content/uploads/2021/03/regulations_acc_2022_munich_v01_11.pdf
- [3] ISIDORO CARMONA, A., 2000. *AERODINÁMICA Y ACTUACIONES DEL AVIÓN*. 10ª. Madrid, España: Paraninfo.
- [4] AEROMODELISMO DE CANARIAS, 2010. *CURSO DE AEROMODELISMO*. <http://aeromodelismodecanarias.blogspot.com/p/curso-de-aeromodelismo.html> (accessed Aug. 23, 2021).
- [5] MAGRANER RULLÁN, J. P., 2020. *TEMA 01: EQUILIBRADO DE UN AVIÓN - PARTE I*. Apuntes de Mecánica del Vuelo. Universitat Politècnica de València, Valencia, España.
- [6] MAGRANER RULLÁN, J. P., 2021. *TEMA 01A: DINÁMICA DE UN AVIÓN RÍGIDO*. Apuntes de Ampliación de Mecánica del Vuelo. Universitat Politècnica de València, Valencia, España.
- [7] Drela, M. and Youngren, H., 2001. *XFOIL 6.94 User Guide*. Manual de uso. Cambridge, Estados Unidos.
- [8] NAVAS VIENNE, M., 2011. *Guía para XFLR5 Versión 6.03*. Manual de uso. San Clemente, Chile.
- [9] CREMADES BOTELLA, A., 2017. *Estudio de una configuración tipo canard en un avión UAV*. Tesis de Grado. Universitat Politècnica de València, Valencia.
- [10] SOLER TEJADA, D., 2018. *DESARROLLO DE LA METODOLOGÍA PARA LA OBTENCIÓN DE DERIVADAS AERODINÁMICAS DE ESTABILIDAD DE LAS AERONAVES MEDIANTE HERRAMIENTAS DE MECÁNICA DE FLUIDOS COMPUTACIONAL*. Tesis de Grado. Universitat Politècnica de València, Valencia, España.
- [11] TISEIRA IZAGUIRRE, A. O., 2020. *Tema 4: Actuaciones de la aeronave. Selección del punto de diseño*. Apuntes de Cálculo de Aviones. Universitat Politècnica de València, Valencia, España.
- [12] MAGRANER RULLÁN, J. P., 2020. *TEMA 06: ACTUACIONES EN DESPEGUE Y ATERRIZAJE*. Apuntes de Mecánica del Vuelo. Universitat Politècnica de València, Valencia, España.
- [13] HITA GARCÍA, J., 2015. *TECHNICAL STUDY OF A MODEL AIRPLANE FOR THE AIR CARGO CHALLENGE*. Tesis de Grado. Universitat Politècnica de Catalunya, Barcelona, España.
- [14] TEAM AKAMODELL MUNCHEN, 2019. *ACC 2019*. <https://akamodell-muenchen.de/en/projekte/alte-projekte/air-cargo-challenges/acc-2019/> (accessed Jun. 07, 2021).

- [15] ÇENGEL, Y. A. and CIMBALA, J. M., 2006. *Mecánica de fluidos: Fundamentos y aplicaciones*. 1ª edición. McGraw-Hill.
- [16] DATEANDTIME, 2011. *Coordenadas geográficas de Múnich, Alemania*. <https://dateandtime.info/es/citycoordinates.php?id=2867714> (accessed Jun. 10, 2021).
- [17] AEROMODELISMOSERPA, 2014. *Motor Brushless Cobra 2826/12*. <https://aeromodelismoserpa.es/cobra/4476-motor-brushless-cobra-282612.html> (accessed Aug. 16, 2021).
- [18] MODEL MOTORS, 2015. *AXI 2826/10 GOLD LINE V2*. <https://www.modelmotors.cz/product/detail/394/> (accessed Jul. 29, 2021).
- [19] TISEIRA IZAGUIRRE, A. O., 2020. *Tema 8: Diseño de alas, empenaje y dispositivos hipersustentadores*. Apuntes de Cálculo de Aviones. Universitat Politècnica de València, Valencia, España.
- [20] MIDRONEDCARRERAS, *BATERÍA LIPO: QUÉ ES Y CÓMO ELEGIRLAS*. <https://www.midronedecarreras.com/bateria-lipo/#:~:text=La batería LiPo está diseñada,y eventualmente causar un incendio.> (accessed Aug. 07, 2021).
- [21] VIDEOSOL, 2012. *Aeromodelismo Eléctrico de R.C.: Calculando el Motor mas Adecuado*. <http://aeromodelismoelectrico.blogspot.com/2012/11/seleccionando-el-motor-mas-adecuado.html> (accessed Aug. 08, 2021).
- [22] APC-PROPELLERS, 2014. *PERFORMANCE DATA*. <https://www.apcprop.com/technical-information/performance-data/> (accessed Jun. 14, 2021).
- [23] MAGRANER RULLÁN, J. P., 2020. *TEMA 00-03: MODELOS PROPULSIVOS*. Apuntes de Mecánica del Vuelo. Universitat Politècnica de València, Valencia, España.
- [24] MOTOCALC, 2021. *What Can MotoCalc Do For You?* <http://www.motocalc.com/about.htm> (accessed Aug. 02, 2021).
- [25] AEROMODELISMOSERPA, 2014. *BATERÍAS Y ACCESORIOS*. <https://aeromodelismoserpa.es/835-baterias-y-accesorios> (accessed Aug. 09, 2021).
- [26] RCINNOVATIONS, 2019. *Baterías LiPo 3S(11.1V)*. <https://rc-innovations.es/shop/category/Baterias-lipo-3s-calidad-drones> (accessed Aug. 09, 2021).
- [27] MYERS, K., 2013. *ENTENDIENDO EL ESC*. <https://www.facebook.com/464224933644962/posts/entendiendo-el-esc-electronic-speed-controltexto-original-por-ken-myersampliado-502907659776689/> (accessed Aug. 09, 2021).
- [28] TORMODEL, 2021. *REGULADORES*. https://www.tormodel.com/index.php?id_category=175&controller=category (accessed Aug. 09, 2021).
- [29] SUPPOMODEL, 2012. *70A Specification*. <http://www.suppomodel.com/ESC/70A.html> (accessed Aug. 09, 2021).
- [30] LLAMAS, L., 2016. *CONECTAR UNA EMISORA RADIO CONTROL CON ARDUINO*. <https://www.luisllamas.es/conectar-emisora-radio-control-con-arduino/> (accessed Aug. 09, 2021).
- [31] RCINNOVATIONS, 2018. *FlySky FS-iA6B RX 6Ch 2.4Ghz*. <https://rc-innovations.es/FS-IA6B-receptor-6-canales-telemetria-flysky> (accessed Aug. 09, 2021).
- [32] TEAM AKAMODELL STUTTGART, 2013. *Air Cargo Challenge 2013: Project Report*. University of Stuttgart, Stuttgart, Alemania.

- [33] IBEROBOTICS, 2021. *Servos*.
<https://www.iberobotics.com/comprar/electronica-componentes/servos/> (accessed Aug. 10, 2021).
- [34] GATOVOLANTE, 2019. *Elegir el servo correcto, relación entre fuerza y recorrido*. <https://gatovolante.wordpress.com/2019/08/11/elegir-el-servo-correcto-relacion-entre-fuerza-y-recorrido/> (accessed Aug. 10, 2021).
- [35] SM-MODELLBAU, 2020. *GPS-Logger 3*. <https://www.sm-modellbau.de/GPS-Logger-3> (accessed Aug. 11, 2021).
- [36] AIRFOIL TOOLS, 2021. *Airfoil database search*.
<http://airfoiltools.com/search/index> (accessed Dec. 28, 2020).
- [37] TISEIRA IZAGUIRRE, A. O., 2020. *Tema 3 : Estimación de la polar de una aeronave*. Apuntes de Cálculo de Aviones. Universitat Politècnica de València, Valencia, España.
- [38] BURGERS, P., 2019. *A thrust equation treats propellers and rotors as aerodynamic cycles and calculates their thrust without resorting to the blade element method*. *Int. J. Aviat. Aeronaut. Aerosp.* vol. 6, no. 5. p. 22.
- [39] MAGRANER RULLÁN, J. P., 2020. *TEMA 00-05: POLAR NO LIMPIA*. Apuntes de Mecánica del Vuelo. Universitat Politècnica de València, Valencia, España.
- [40] ESTEBAN RONCERO, S., 2014. *Tema 5: Aerodinámica Fase Preliminar*. Apuntes de Cálculo de Aviones. Universidad de Sevilla, Sevilla, España.
- [41] DHILEEP, K., ARUNVINTHAN, S., and NADARAJA PILLAI, S., 2018. *Aerodynamic Characteristics of Semi-spiroid Winglets at Subsonic Speed*. [Online]. Available: https://link.springer.com/chapter/10.1007/978-981-13-2718-6_20#citeas
- [42] MAGRANER RULLÁN, J. P., 2019. *TEMA 00-02: ALGUNAS NOCIONES BÁSICAS DE AEROINÁMICA*. Apuntes de Mecánica del Vuelo. Universitat Politècnica de València, Valencia, España.

ANEXOS

ANEXO I. SISTEMA DE PUNTUACIÓN DE LA ACC 2022

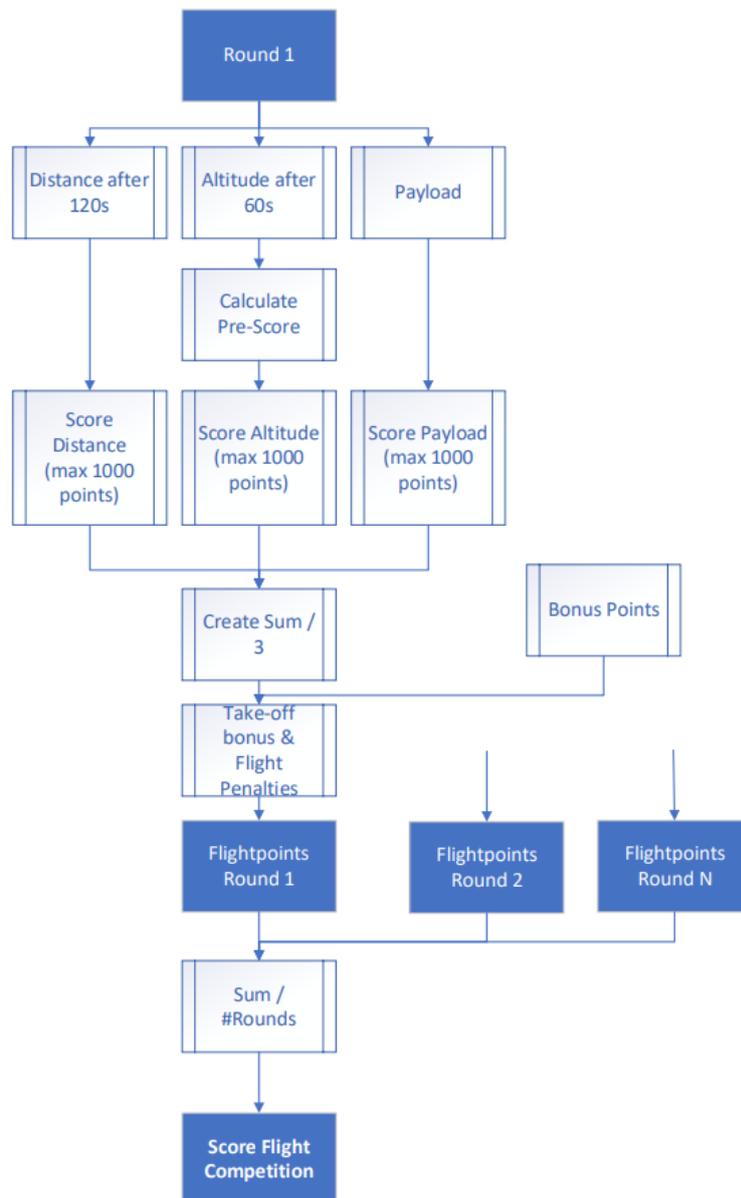


Figura A-I.1. Esquema del sistema de puntuación de las pruebas de vuelo de la ACC'22

$$S_{PL} = 1000 \cdot \frac{PL_{team}}{PL_{m\acute{a}x}} \quad (71)$$

$$S_D = 1000 \cdot \frac{D_{team}}{D_{m\acute{a}x}} \quad (72)$$

$$PS_{h,team} = -3.92 e^{-5} \cdot h_{team}^4 + 1.08 e^{-2} h_{team}^3 - 1.156 h_{team}^2 + 64.2 h_{team} - 537 \quad (73)$$

$$S_h = 1000 \cdot \frac{PS_{h,team}}{PS_{h,m\acute{a}x}} \quad (74)$$

$$B_{loading} = \begin{cases} 60 \cdot \left(1 - \frac{t_{loading}}{120}\right), & t_{loading} < 120 \\ 0, & t_{loading} \geq 120 \end{cases} \quad (75)$$

$$B_{unloading} = \begin{cases} 60 \cdot \left(1 - \frac{t_{unloading}}{120}\right), & t_{unloading} < 120 \\ 0, & t_{unloading} \geq 120 \end{cases} \quad (76)$$

$$B_{prediction} = 50 \cdot \left(1 - \left| \frac{PL_{team}}{PL_{predicted}} - 1 \right| \right) \quad (77)$$

$$B_{to} = \begin{cases} 0, & \text{si se violan los l\acute{i}mites de pista} \\ 1, & \text{si se despega en 60 m} \\ 1.1, & \text{si se despega en menos de 40 m} \end{cases} \quad (78)$$

$$P_f = \begin{cases} 0, & \text{si hay penalizaciones} \\ 1, & \text{si no hay penalizaciones} \end{cases} \quad (79)$$

$$S_R = \left(\frac{S_{PL} + S_D + S_h}{3} + B_{loading} + B_{unloading} + B_{prediction} \right) \cdot B_{to} \cdot P_f \quad (80)$$

$$S_T = \frac{\sum_{N=1}^R S_{R,N}}{R} \quad (81)$$

Donde:

- S_{PL} es la puntuaci3n obtenida por carga de pago transportada en la ronda
- PL_{team} es la carga de pago transportada por el equipo en la ronda
- $PL_{m\acute{a}x}$ es la m\acute{a}xima carga de pago transportada en la ronda
- S_D es la puntuaci3n obtenida por distancia recorrida en 120 s en la ronda
- D_{team} es la distancia recorrida en 120 s por el equipo en la ronda
- $D_{m\acute{a}x}$ es la m\acute{a}xima distancia recorrida en 120 s en la ronda
- $PS_{h,team}$ es la pre-puntuaci3n obtenida por altura alcanzada en 60 s en la ronda
- $PS_{h,m\acute{a}x}$ es la pre-puntuaci3n m\acute{a}xima por altura alcanzada en 60 s en la ronda

- h_{team} es la altura alcanzada por el equipo en 60 s en la ronda
- S_h es la puntuación obtenida por altura alcanzada en 60 s en la ronda
- $B_{loading}$ es la bonificación obtenida por el equipo por tiempo de carga de la carga útil
- $t_{loading}$ es el tiempo tardado por el equipo para cargar la carga útil en la aeronave
- $B_{unloading}$ es la bonificación obtenida por el equipo por tiempo de descarga de la carga útil
- $t_{unloading}$ es el tiempo tardado por el equipo para descargar la carga útil en la aeronave
- $B_{prediction}$ es la bonificación obtenida por el equipo por la predicción de la carga de pago en la ronda
- $PL_{predicted}$ es la carga de paga predicha por el equipo en su informe técnico
- B_{to} es la bonificación obtenida por distancia de despegue en la ronda
- P_f son las penalizaciones al equipo en la ronda
- S_R es la puntuación obtenida por el equipo en la ronda
- S_T es la puntuación total obtenida por el equipo en las pruebas de vuelo
- R es el número de rondas ejecutadas

Todas las magnitudes se expresan en unidades del Sistema Internacional.

Las penalizaciones mencionadas en la prueba de vuelo se efectúan cuando se pierden elementos de la aeronave durante la operación o si la altura de vuelo no está entre los 10 y 120 metros.

En el caso de realizar más de tres rondas, la de peor puntuación será omitida para el conteo final; en el caso de realizar más de 6, las dos peores serán omitidas.

ANEXO II. ORGANIZACIÓN DETALLADA DEL XTRA2 UPV

Aunque cada miembro ocupa un puesto principal, algunos participan en otros departamentos del equipo o en los *Working Groups* (WG) de EUROAVIA Valencia, tal y como muestra la Tabla A-II.1. En ella también se indican los miembros seleccionados para asistir al evento de haberse celebrado en 2021.

NOMBRE	CARGO	OTROS CARGOS	ACC'21
Rodrigo Gavier	Jefe de equipo		
Jose Morcillo	Subdirector	Coordinador Aerodinámica	
Josevi González	Subdirector	Coordinador RRSS	
Marc Aragón	Coordinador Aerodinámica	Piloto	x
Alejandro Díaz	Miembro Aerodinámica		x
Ernest Grau	Miembro Aerodinámica		
Manuel García	Miembro Aerodinámica		
Ignacio Lasala	Nuevo miembro Aerodinámica		
Josep Peiró	Nuevo miembro Aerodinámica	WG Marketing EA	
Hugo Pamies	Coordinador Estructuras	Team Leader ACC, Piloto	x
Ángela Jordán	Miembro Estructuras	Coordinador Eventos de EA	
Jaime Martín	Miembro Estructuras		x
Jaime Masiá	Miembro Estructuras		
Paula De La Rubia	Miembro Estructuras		
R. Andreea Paraschivoiu	Miembro Estructuras		
Antonio Vicedo	Nuevo miembro Estructuras		
Dulce López	Nuevo miembro Estructuras		
Fátima Sadok	Nuevo miembro Estructuras		
María Fernández de Palencia	Nuevo miembro Estructuras	WG Marketing EA	
Jorge Castillo	Coordinador Electrónica		x
Héctor Ferrer	Miembro Electrónica		
Ramón Torija	Miembro Electrónica		
César Sánchez	Nuevo miembro Electrónica		
Germán Sánchez	Nuevo miembro Electrónica		
Jorge García	Nuevo miembro Electrónica		
José David Díaz	Coordinador RRSS	Miembro Aerodinámica	x
Pablo Ceacero	Miembro RRSS	Miembro Aerodinámica	
Alfredo Torres	Colaborador		
Cristina Fernández	Colaborador		
Fernando Rincón	Colaborador		
Jaime Mateo	Colaborador		
Paco Moreno	Colaborador		
Víctor Clarí	Colaborador		

Tabla A-II.1. Organización detallada del proyecto Xtra2 UPV durante el curso 2020/2021

La organización fundamental se representa gráficamente en la Figura A-II.1:

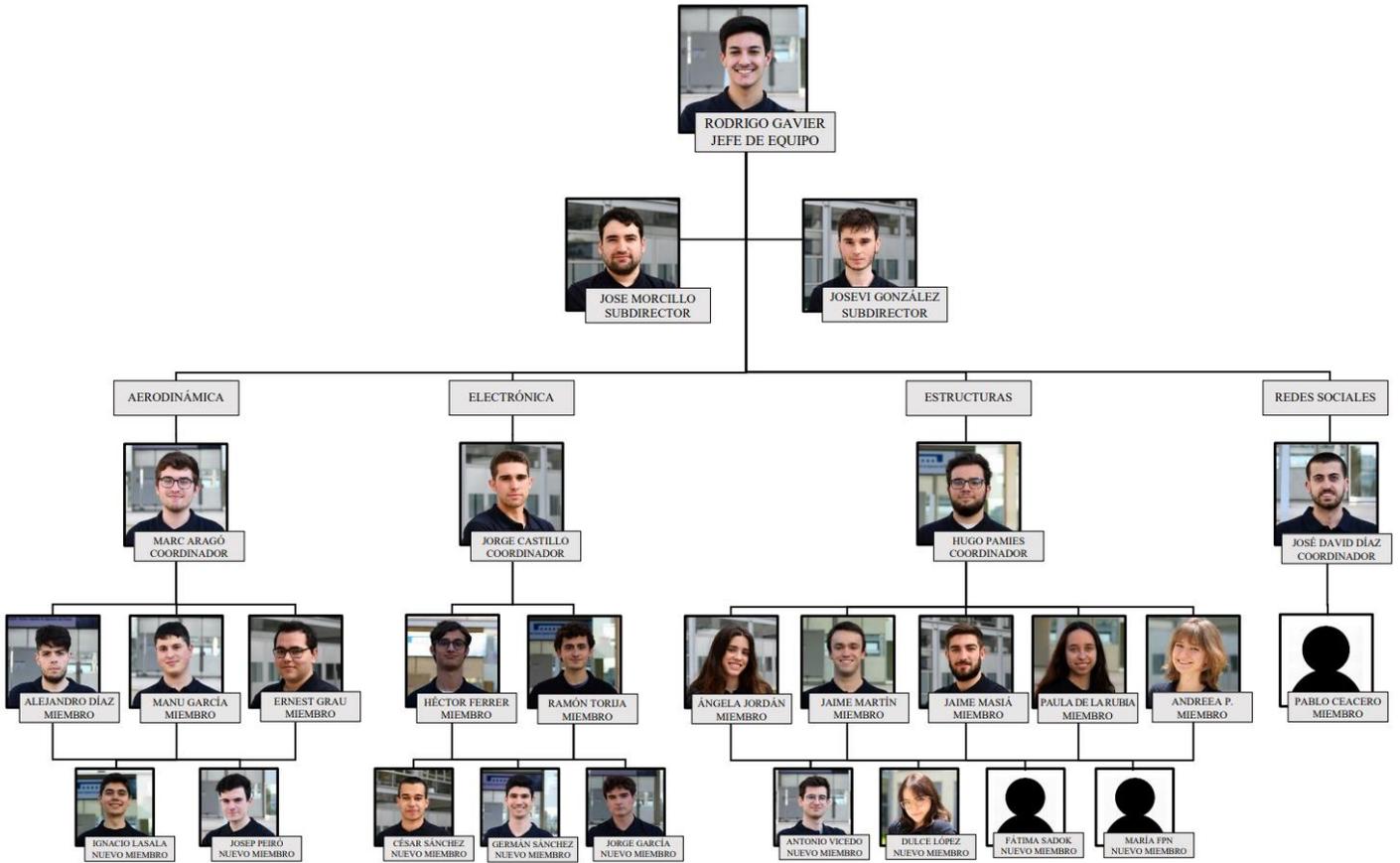


Figura A-II.1. Organigrama del proyecto Xtra2 UPV durante el curso 2020/2021

ANEXO III. VALOR ECONÓMICO DETALLADO

MATERIALES

ARTÍCULO	UDS.	€/UD.	TOTAL
Hilo metálico	1	4.39 €	4.39 €
Barra de silicona	2	7.79 €	15.58 €
Batería LiPo 11.1 V 3300 mAh 3S Gens Ace Soaring	1	35.00 €	35.00 €
Batería LiPo 7.4 V 2600 mAh 2S1P Gens Ace	1	17.45 €	17.45 €
Cera desmoldeante TR	1	18.75 €	18.75 €
Cinta americana de 5 α	1	3.39 €	3.39 €
Cinta de doble cara de 2 cm	1	5.00 €	5.00 €
Cinta de fibra de vidrio 2 cm	1	6.99 €	6.99 €
Cinta transparente de 5 cm	1	1.29 €	1.29 €
Cola blanca 5 kg Ceys	1	19.95 €	19.95 €
Conectores XT60/XT90	1	1.10 €	1.10 €
Cuerno de aeromodelismo	6	0.80 €	4.80 €
Chapa de balsa 1000 mm x 100 mm x 1 mm	12	1.90 €	22.80 €
Chapa de balsa 1000 mm x 100 mm x 3 mm	2	2.50 €	5.00 €
Chapa de balsa 1000 mm x 100 mm x 5 mm	4	2.80 €	11.20 €
Emisora FlySky FlySky FS-i6x	1	59.99 €	59.99 €
ESC 70A SUPPOMODEL	1	20.50 €	20.50 €
Extensor de servo	16	3.50 €	56.00 €
GPS-logger	1	129.00 €	129.00 €
Hélice APC 10 x 6E	1	4.30 €	4.30 €
Hélice APC 12 x 6E	1	5.70 €	5.70 €
Hilo de estaño	1	4.19 €	4.19 €
Lámina PVC transparente	1	3.00 €	3.00 €
Listón de balsa 1000 mm x 6 mm x 6 mm	10	0.95 €	9.50 €
Motor AXI 2826/10 GOLD LINE V2	1	98.00 €	98.00 €
Oracover color azul	1	11.80 €	11.80 €
Receptor 6 canales FlySky FS-iA6B	1	14.99 €	14.99 €
Resina epoxi bicomponente 1 kg Eporai	1	31.26 €	31.26 €
Resina epoxi bicomponente rápida en jeringas ZAP	1	4.70 €	4.70 €
Servo TowerPro SG90	6	5.50 €	33.00 €
Servo TowerPro MG92B	6	13.50 €	81.00 €
Tablón contrachapado 600 mm x 300 mm x 5 mm	6	2.79 €	16.74 €
Tejido de CF sarga 160 g/m ²	1	33.65 €	33.65 €
Tornillos, tuercas y arandelas M3, M4, M5	1	79.00 €	79.00 €
Tubo CF 11 mm int. – 13 mm ext. x 1000 mm	4	24.30 €	97.20 €
Tubo CF 16 mm int. – 18 mm ext. x 2000 mm	2	57.56 €	115.12 €
Tubo CF 8 mm int. – 10 mm ext. x 1000 mm	2	21.34 €	42.68 €
Varilla de aluminio para torneado	1	16.08 €	16.08 €
Unión circular aluminio 18 mm	1	9.90 €	9.90 €
TOTAL MATERIAL			1 149.99 €

ANEXOS

PERSONAL

PROCESO	HORAS	€/h	TOTAL
Formación	547.56 h	15.00 €/h	8 213.40 €
Diseño y análisis	1263.6 h	15.00 €/h	18 954.00 €
Ensayos	505.44 h	15.00 €/h	7 581.60 €
Ensamblaje	379.08 h	15.00 €/h	5 686.20 €
Pruebas de vuelo	505.44 h	15.00 €/h	7 581.60 €
Redacción de informes	252.72 h	15.00 €/h	3 790.80 €
Gestión	758.16 h	15.00 €/h	11 372.40 €
Operarios maquinaria	5 h	20.00 €/h	100.00 €
Consultoría Dr. Ing. Aeronáutico	36 h	50.00 €/h	1 800.00 €
TOTAL PERSONAL			65 080.00 €

MAQUINARIA Y ESTACIONES DE TRABAJO

MAQUINARIA	HORAS	€/h	TOTAL
Herramientas taller	884.52 h	0.50 €/h	442.26 €
Cortadora láser	30 h	2.20 €/h	66.00 €
Impresión 3D	100 h	2.00 €/h	200.00 €
Estaciones de cálculo	547.56 h	0.20 €/h	454.90 €
TOTAL ESTACIONES DE TRABAJO			1 163.16 €

LICENCIAS

SOFTWARE	HORAS	€/h	TOTAL
Licencias SimScale	4000 h	0.50 €/h	2 000.00 €
Licencias AutoDesk	884.52 h	0.50 €/h	442.26 €
TOTAL LICENCIAS			2 442.26 €

PARTICIPACIÓN

CONCEPTO	CANT.	€/UD.	TOTAL
Inscripción	10	250.00 €/h	2 500.00 €
Vuelos ida y vuelta a Múnich	20	100.00 €/h	2 000.00 €
TOTAL PARTICIPACIÓN			4 500.00 €

RESUMEN ECONÓMICO

VALOR ECONÓMICO DEL PROYECTO	74 335.41 €
GASTO REAL ASUMIDO POR EL PROYECTO	439.84 €

Tabla A-III.1. Desglose del valor económico del proyecto

ANEXO IV. CÓDIGO DE MATLAB SIMULADOR DE PUNTOS

```
%% Scoring

% Payload (max. 20 kg total)
P_team=3.2; % kg de payload cargado
P_max=3.5; % kg de payload máximo de la ronda
S_payload=1000*P_team/P_max

% Distance (120 s)
D_team=63/3.6*120;
D_max=68/3.6*120;
S_dist=1000*D_team/D_max

% Altitud (tras 60 s)
h_team=100;
h_max=100;
PS_alt_team = -3.92e-5*h_team^4 + 1.08e-2*h_team^3 -
1.156*h_team^2 + 64.2*h_team - 537;
PS_alt_max = -3.92e-5*h_max^4 + 1.08e-2*h_max^3 -
1.156*h_max^2 + 64.2*h_max - 537;
S_alt = 1000*PS_alt_team/PS_alt_max;

% Loading Time
t_loading=10;
if t_loading>=120
    B_loading=0;
else
    B_loading=60*(1-t_loading/120);
end

% Unloading Time
t_unloading=10;
if t_unloading>=120
    B_unloading=0;
else
    B_unloading=60*(1-t_unloading/120);
end

% payload prediction
P_pred_team=P_team;
B_prediction=50*(1-abs(P_team/P_pred_team-1));
```

```
% take-off
B_toff=1; % 1 for 60 m, 1.1 for 40 m

% Penalties
P=1;

%% Total
S_round=((S_payload+S_dist+S_alt)/3+(B_loading+B_unloading+B_prediction))*B_toff*P
```

ANEXO V. AVIONES SEMEJANTES

	<i>Garfield</i>	<i>MARS</i>	<i>AKAmoell</i>	<i>Steffi V2</i>	<i>V-15</i>	<i>Goliath Heron</i>	<i>Xtra21</i>	<i>Xtra22</i>
Equipo	<i>AkaModell Múnich</i>	<i>AER@_UBI</i>	<i>AkaModell Stuttgart e.V.</i>	<i>Born TU Lift AkaModell Múnich</i>	<i>UPC Venturi</i>	<i>AkaModell Stuttgart e.V.</i>	<i>Xtra2 UPV</i>	<i>Xtra2 UPV</i>
Año	2019	2017	2017	2015	2015	2013	2020	2020
Resultado ACC	1°	23°	1°	2°	10°	1°	–	–
Motor	AXI 2826/10	AXI 2826/10	AXI 2826/10	AXI 2826/10	AXI 2826/10	AXI 2826/10	Cobra 2826/12	Cobra 2826/12
Hélice	13 x 7"	13 x 7"	13 x 7"	13 x 7"	13 x 7"	15 x 4" 16 x 6" 14 x 7"	12 x 6"	12 x 6"
<i>m_{empty}</i>	–	3.39 kg	3.20 kg	–	–	2.99 kg	3.02 kg	2.62 kg
<i>m_w</i>	–	2.3 kg	–	–	–	1.78 kg	1.80 kg	1.70 kg
<i>m_{PL}</i>	9.80 kg	12.75 kg	10.20 kg	11 kg	7.50 kg	12.5 kg	–	–
Estructura a alar	Caparazón de material compuesto	Sándwich de CF, epoxi, balsa y PS extruido	Caparazón de material compuesto	Biplano tipo caparazón de material compuesto	Reticulada de balsa y CF	Caparazón de material compuesto	Reticulada de contrachapado y CF	Reticulada de contrachapado y CF
<i>S_w</i>	1.28 m ²	1.00 m ²	1.20 m ²	2.00 m ²	1.26 m ²	1.58 m ²	1.00 m ²	1.00 m ²
<i>b_w</i>	4.20 m	4.20 m	3.90 m	2.45 m	3.27 m	4.50 m	2.86 m	3.20 m
<i>c_w</i>	0.31 m	0.25 m	0.31	0.40 m	0.36 m	0.35 m	0.35 m	0.32 m
<i>AR_w</i>	13.76	17.62	12.68	6.00	8.49	12.86	8.18	10.24
<i>x_{CG}</i>	44.54 %	31.03 %	–	–	–	–	39.71 %	38.86 %
Perfil	ACC_19_v02	Rafz: MS101_383 Tip: MST113_310	–	S1223 modificado	SG6042	ACC09-SK33	NACA CYH	A18
Cola	En V	Convencional	En T	En V	En T	En T	En T	Convencional
<i>V_{stall}</i>	–	32.40 km/h	–	–	–	28.80 km/h	40.71 km/h	32.35 km/h
<i>V_m</i>	62.07 km/h	–	80 km/h	65 km/h	–	–	–	–
<i>V_{máx}</i>	–	86.40 km/h	–	–	–	–	76.17 km/h	–

Tabla A-V.1. Recopilación completa de los aviones semejantes para el diseño del Xtra23

ANEXO VI. DATOS DE EMPUJE OFRECIDOS POR APC

La empresa fabricante de las hélices, *APC-Propellers*, pone a disposición de los usuarios información técnica de sus productos en la que se incluyen análisis de su funcionamiento.

Estos estudios emplean el programa TAIR de la NASA y valores empíricos para cuantificar las características aerodinámicas de las hélices a partir de las características geométricas, para aplicar posteriormente la Teoría de Vórtices con la que es posible hallar los parámetros característicos de estos dispositivos en función de la velocidad longitudinal y la velocidad de giro: ratio de avance, potencia específica, coeficiente de tracción, coeficiente de potencia, potencia, torque, tracción [22].

Estos análisis han sido validados experimentalmente y son precisos a bajas velocidades, lo que permite a los usuarios seleccionar hélices y caracterizar la función de empuje para sus aeromodelos.

PROP RPM = 7000

V (mph)	J (Adv Ratio)	Pe	Ct	Cp	PWR (Hp)	Torque (In-Lbf)	Thrust (Lbf)
0.0	0.00	0.0000	0.1136	0.0471	0.130	1.171	1.774
1.8	0.03	0.0657	0.1130	0.0480	0.132	1.193	1.764
3.7	0.06	0.1282	0.1122	0.0488	0.135	1.213	1.752
5.5	0.08	0.1877	0.1111	0.0495	0.137	1.230	1.734
7.4	0.11	0.2442	0.1097	0.0501	0.138	1.245	1.712
9.2	0.14	0.2977	0.1080	0.0506	0.140	1.257	1.686
11.1	0.17	0.3481	0.1060	0.0510	0.141	1.266	1.655
12.9	0.20	0.3956	0.1038	0.0512	0.141	1.273	1.621
14.8	0.22	0.4401	0.1013	0.0514	0.142	1.276	1.582
16.6	0.25	0.4818	0.0986	0.0513	0.142	1.276	1.539
18.5	0.28	0.5208	0.0956	0.0512	0.141	1.271	1.492
20.3	0.31	0.5568	0.0923	0.0508	0.140	1.263	1.440
22.2	0.33	0.5901	0.0887	0.0503	0.139	1.250	1.385
24.0	0.36	0.6205	0.0848	0.0495	0.137	1.231	1.324
25.9	0.39	0.6482	0.0807	0.0486	0.134	1.207	1.259
27.7	0.42	0.6732	0.0762	0.0473	0.131	1.176	1.189
29.6	0.45	0.6953	0.0715	0.0459	0.127	1.140	1.116
31.4	0.47	0.7146	0.0667	0.0442	0.122	1.099	1.041
33.3	0.50	0.7313	0.0617	0.0424	0.117	1.053	0.964
35.1	0.53	0.7457	0.0567	0.0403	0.111	1.001	0.885
37.0	0.56	0.7574	0.0515	0.0379	0.105	0.942	0.804
38.8	0.59	0.7658	0.0462	0.0353	0.098	0.878	0.722
40.7	0.61	0.7713	0.0408	0.0325	0.090	0.807	0.637
42.5	0.64	0.7733	0.0353	0.0293	0.081	0.727	0.551
44.4	0.67	0.7702	0.0297	0.0258	0.071	0.640	0.463
46.2	0.70	0.7567	0.0239	0.0220	0.061	0.547	0.373
48.1	0.72	0.7264	0.0180	0.0180	0.050	0.447	0.281
49.9	0.75	0.6643	0.0121	0.0137	0.038	0.341	0.189
51.8	0.78	0.5165	0.0061	0.0092	0.025	0.228	0.095
53.6	0.81	-0.0008	0.0000	0.0047	0.013	0.118	0.000

Figura A-VI.1. Desempeño de la hélice APC 10x6E a 7000 rpm según el fabricante

ANEXOS

PROP RPM = 8000

V (mph)	J (Adv Ratio)	Pe	Ct	Cp	PWR (Hp)	Torque (In-Lbf)	Thrust (Lbf)
0.0	0.00	0.0000	0.1138	0.0462	0.190	1.499	2.319
2.1	0.03	0.0669	0.1132	0.0472	0.194	1.531	2.308
4.2	0.06	0.1304	0.1125	0.0481	0.198	1.560	2.293
6.3	0.08	0.1906	0.1114	0.0489	0.201	1.586	2.271
8.4	0.11	0.2476	0.1100	0.0495	0.204	1.608	2.242
10.6	0.14	0.3014	0.1083	0.0501	0.206	1.625	2.208
12.7	0.17	0.3521	0.1064	0.0505	0.208	1.640	2.168
14.8	0.20	0.3997	0.1042	0.0509	0.209	1.650	2.123
16.9	0.22	0.4443	0.1017	0.0510	0.210	1.656	2.073
19.0	0.25	0.4862	0.0989	0.0511	0.210	1.657	2.017
21.1	0.28	0.5253	0.0959	0.0509	0.210	1.651	1.955
23.2	0.31	0.5618	0.0926	0.0505	0.208	1.640	1.888
25.3	0.33	0.5955	0.0890	0.0500	0.206	1.623	1.815
27.5	0.36	0.6266	0.0851	0.0492	0.203	1.598	1.736
29.6	0.39	0.6551	0.0810	0.0482	0.199	1.566	1.651
31.7	0.42	0.6812	0.0765	0.0470	0.193	1.524	1.559
33.8	0.45	0.7045	0.0718	0.0454	0.187	1.474	1.463
35.9	0.47	0.7249	0.0669	0.0438	0.180	1.420	1.364
38.0	0.50	0.7430	0.0620	0.0418	0.172	1.358	1.263
40.1	0.53	0.7587	0.0569	0.0397	0.164	1.288	1.159
42.2	0.56	0.7716	0.0517	0.0373	0.154	1.211	1.053
44.4	0.59	0.7804	0.0463	0.0348	0.143	1.128	0.945
46.5	0.61	0.7863	0.0409	0.0319	0.131	1.036	0.834
48.6	0.64	0.7884	0.0354	0.0288	0.119	0.934	0.722
50.7	0.67	0.7852	0.0297	0.0253	0.104	0.822	0.606
52.8	0.70	0.7712	0.0239	0.0216	0.089	0.702	0.488
54.9	0.72	0.7404	0.0181	0.0177	0.073	0.574	0.368
57.0	0.75	0.6773	0.0121	0.0135	0.056	0.437	0.247
59.1	0.78	0.5271	0.0061	0.0090	0.037	0.293	0.124
61.3	0.81	-0.0021	0.0000	0.0046	0.019	0.150	0.000

Figura A-VI.2. Desempeño de la hélice APC 10x6E a 8000 rpm según el fabricante

PROP RPM = 9000

V (mph)	J (Adv Ratio)	Pe	Ct	Cp	PWR (Hp)	Torque (In-Lbf)	Thrust (Lbf)
0.0	0.00	0.0000	0.1140	0.0461	0.270	1.893	2.942
2.4	0.03	0.0671	0.1135	0.0471	0.276	1.934	2.929
4.7	0.06	0.1308	0.1128	0.0480	0.282	1.973	2.911
7.1	0.08	0.1911	0.1118	0.0489	0.287	2.007	2.885
9.5	0.11	0.2483	0.1105	0.0496	0.291	2.035	2.850
11.9	0.14	0.3023	0.1088	0.0501	0.294	2.058	2.807
14.2	0.17	0.3531	0.1069	0.0506	0.296	2.076	2.757
16.6	0.19	0.4009	0.1047	0.0509	0.298	2.089	2.700
19.0	0.22	0.4458	0.1022	0.0510	0.299	2.096	2.636
21.4	0.25	0.4878	0.0994	0.0511	0.299	2.097	2.565
23.7	0.28	0.5273	0.0964	0.0509	0.298	2.090	2.487
26.1	0.31	0.5643	0.0931	0.0505	0.296	2.075	2.402
28.5	0.33	0.5987	0.0895	0.0500	0.293	2.051	2.310
30.8	0.36	0.6305	0.0856	0.0492	0.288	2.019	2.209
33.2	0.39	0.6598	0.0815	0.0481	0.282	1.976	2.102
35.6	0.42	0.6867	0.0770	0.0468	0.274	1.922	1.986
38.0	0.45	0.7109	0.0722	0.0453	0.265	1.858	1.863
40.3	0.47	0.7324	0.0674	0.0435	0.255	1.788	1.738
42.7	0.50	0.7515	0.0624	0.0416	0.244	1.708	1.609
45.1	0.53	0.7683	0.0573	0.0394	0.231	1.619	1.478
47.5	0.56	0.7822	0.0520	0.0370	0.217	1.521	1.342
49.8	0.58	0.7916	0.0467	0.0345	0.202	1.416	1.205
52.2	0.61	0.7980	0.0413	0.0317	0.186	1.301	1.065
54.6	0.64	0.8006	0.0357	0.0286	0.167	1.173	0.921
56.9	0.67	0.7978	0.0300	0.0251	0.147	1.033	0.775
59.3	0.70	0.7842	0.0242	0.0215	0.126	0.883	0.625
61.7	0.72	0.7541	0.0183	0.0176	0.103	0.722	0.472
64.1	0.75	0.6918	0.0123	0.0134	0.078	0.549	0.317
66.4	0.78	0.5420	0.0062	0.0089	0.052	0.365	0.159
68.8	0.81	-0.0022	0.0000	0.0044	0.026	0.182	0.000

Figura A-VI.3. Desempeño de la hélice APC 10x6E a 9000 rpm según el fabricante

ANÁLISIS, DISEÑO Y FABRICACIÓN DE UN AEROMODELO ORIENTADO A LA MAXIMIZACIÓN DE LA CARGA DE PAGO PARA LA COMPETICIÓN AIR CARGO CHALLENGE

PROP RPM = 10000

V (mph)	J (Adv Ratio)	Pe	Ct	Cp	PWR (Hp)	Torque (In-Lbf)	Thrust (Lbf)
0.0	0.00	0.0000	0.1153	0.0544	0.437	2.757	3.674
2.6	0.03	0.0587	0.1148	0.0544	0.438	2.759	3.658
5.3	0.06	0.1168	0.1142	0.0544	0.438	2.759	3.637
7.9	0.08	0.1740	0.1132	0.0543	0.437	2.755	3.606
10.5	0.11	0.2301	0.1119	0.0541	0.435	2.744	3.563
13.2	0.14	0.2847	0.1101	0.0538	0.433	2.729	3.509
15.8	0.17	0.3373	0.1081	0.0535	0.431	2.714	3.445
18.4	0.19	0.3873	0.1058	0.0532	0.428	2.699	3.372
21.1	0.22	0.4345	0.1033	0.0529	0.426	2.683	3.290
23.7	0.25	0.4791	0.1004	0.0525	0.422	2.662	3.200
26.4	0.28	0.5211	0.0973	0.0520	0.418	2.635	3.100
29.0	0.31	0.5604	0.0939	0.0513	0.413	2.601	2.992
31.6	0.33	0.5969	0.0903	0.0505	0.406	2.560	2.875
34.3	0.36	0.6305	0.0863	0.0495	0.398	2.510	2.749
36.9	0.39	0.6611	0.0820	0.0483	0.389	2.451	2.613
39.5	0.42	0.6889	0.0775	0.0469	0.378	2.380	2.468
42.2	0.45	0.7138	0.0727	0.0454	0.365	2.300	2.316
44.8	0.47	0.7358	0.0678	0.0436	0.351	2.211	2.160
47.4	0.50	0.7555	0.0628	0.0416	0.335	2.111	2.000
50.1	0.53	0.7729	0.0576	0.0394	0.317	1.999	1.836
52.7	0.56	0.7877	0.0524	0.0370	0.298	1.877	1.669
55.3	0.58	0.7980	0.0470	0.0344	0.277	1.746	1.498
58.0	0.61	0.8052	0.0415	0.0316	0.254	1.601	1.323
60.6	0.64	0.8088	0.0359	0.0284	0.229	1.442	1.145
63.2	0.67	0.8070	0.0302	0.0250	0.201	1.267	0.962
65.9	0.70	0.7945	0.0244	0.0214	0.172	1.083	0.777
68.5	0.72	0.7653	0.0184	0.0174	0.140	0.883	0.587
71.2	0.75	0.7051	0.0124	0.0132	0.106	0.669	0.395
73.8	0.78	0.5582	0.0062	0.0087	0.070	0.442	0.199
76.4	0.81	-0.0011	0.0000	0.0042	0.034	0.215	0.000

Figura A-VI.4. Desempeño de la hélice APC 10x6E a 10000 rpm según el fabricante

PROP RPM = 11000

V (mph)	J (Adv Ratio)	Pe	Ct	Cp	PWR (Hp)	Torque (In-Lbf)	Thrust (Lbf)
0.0	0.00	0.0000	0.1166	0.0626	0.670	3.839	4.494
2.9	0.03	0.0525	0.1161	0.0617	0.661	3.785	4.476
5.8	0.06	0.1060	0.1155	0.0608	0.651	3.729	4.452
8.7	0.08	0.1602	0.1146	0.0598	0.640	3.670	4.416
11.6	0.11	0.2151	0.1132	0.0587	0.629	3.602	4.365
14.5	0.14	0.2700	0.1115	0.0576	0.616	3.532	4.297
17.4	0.17	0.3240	0.1094	0.0565	0.605	3.467	4.218
20.3	0.20	0.3759	0.1071	0.0556	0.595	3.410	4.126
23.2	0.22	0.4252	0.1044	0.0548	0.586	3.360	4.024
26.1	0.25	0.4720	0.1015	0.0539	0.578	3.309	3.911
29.0	0.28	0.5162	0.0982	0.0531	0.568	3.256	3.787
32.0	0.31	0.5576	0.0948	0.0521	0.558	3.197	3.652
34.9	0.33	0.5960	0.0910	0.0511	0.547	3.133	3.506
37.8	0.36	0.6312	0.0869	0.0499	0.534	3.061	3.349
40.7	0.39	0.6630	0.0825	0.0486	0.520	2.982	3.182
43.6	0.42	0.6916	0.0779	0.0471	0.504	2.890	3.003
46.5	0.45	0.7170	0.0731	0.0455	0.487	2.789	2.816
49.4	0.47	0.7396	0.0681	0.0437	0.467	2.678	2.625
52.3	0.50	0.7598	0.0630	0.0416	0.446	2.554	2.429
55.2	0.53	0.7778	0.0578	0.0394	0.422	2.416	2.229
58.1	0.56	0.7932	0.0525	0.0369	0.395	2.265	2.024
61.0	0.59	0.8042	0.0471	0.0343	0.367	2.103	1.815
63.9	0.61	0.8122	0.0416	0.0314	0.336	1.926	1.602
66.8	0.64	0.8165	0.0359	0.0282	0.302	1.731	1.384
69.7	0.67	0.8154	0.0301	0.0247	0.265	1.517	1.161
72.6	0.70	0.8031	0.0242	0.0211	0.225	1.291	0.935
75.5	0.73	0.7739	0.0182	0.0171	0.183	1.049	0.703
78.4	0.75	0.7127	0.0121	0.0128	0.137	0.786	0.468
81.3	0.78	0.5678	0.0062	0.0085	0.091	0.520	0.238
84.2	0.81	-0.0025	0.0000	0.0041	0.044	0.253	0.000

Figura A-VI.5. Desempeño de la hélice APC 10x6E a 11000 rpm según el fabricante

ANEXOS

PROP RPM = 7000

V (mph)	J (Adv Ratio)	Pe	Ct	Cp	PWR (Hp)	Torque (In-Lbf)	Thrust (Lbf)
0.0	0.00	0.0000	0.0984	0.0350	0.240	2.165	3.184
1.9	0.02	0.0660	0.0972	0.0355	0.244	2.194	3.145
3.8	0.05	0.1286	0.0958	0.0359	0.247	2.220	3.101
5.8	0.07	0.1879	0.0943	0.0363	0.249	2.243	3.052
7.7	0.10	0.2439	0.0926	0.0366	0.251	2.263	2.997
9.6	0.12	0.2968	0.0908	0.0369	0.253	2.279	2.938
11.5	0.14	0.3466	0.0887	0.0370	0.254	2.290	2.872
13.4	0.17	0.3936	0.0865	0.0371	0.255	2.294	2.801
15.3	0.19	0.4378	0.0842	0.0371	0.255	2.293	2.725
17.3	0.22	0.4792	0.0816	0.0370	0.254	2.285	2.642
19.2	0.24	0.5179	0.0789	0.0367	0.252	2.270	2.553
21.1	0.27	0.5538	0.0759	0.0364	0.250	2.248	2.458
23.0	0.29	0.5872	0.0728	0.0359	0.246	2.218	2.357
24.9	0.31	0.6181	0.0695	0.0353	0.242	2.179	2.250
26.9	0.34	0.6462	0.0660	0.0345	0.237	2.131	2.136
28.8	0.36	0.6715	0.0623	0.0335	0.230	2.074	2.016
30.7	0.39	0.6943	0.0584	0.0325	0.223	2.007	1.891
32.6	0.41	0.7145	0.0545	0.0312	0.215	1.932	1.763
34.5	0.43	0.7326	0.0504	0.0299	0.205	1.846	1.632
36.4	0.46	0.7474	0.0463	0.0284	0.195	1.753	1.497
38.4	0.48	0.7577	0.0420	0.0267	0.184	1.653	1.360
40.3	0.51	0.7650	0.0377	0.0249	0.171	1.542	1.220
42.2	0.53	0.7688	0.0333	0.0230	0.158	1.419	1.077
44.1	0.55	0.7687	0.0288	0.0207	0.142	1.282	0.931
46.0	0.58	0.7605	0.0241	0.0184	0.126	1.136	0.781
48.0	0.60	0.7405	0.0194	0.0158	0.109	0.978	0.629
49.9	0.63	0.7022	0.0147	0.0131	0.090	0.810	0.475
51.8	0.65	0.6275	0.0098	0.0102	0.070	0.631	0.318
53.7	0.68	0.4592	0.0049	0.0073	0.050	0.449	0.160
55.6	0.70	-0.0062	0.0000	0.0044	0.030	0.272	-0.001

Figura A-VI.6. Desempeño de la hélice APC 12x6E a 7000 rpm según el fabricante

PROP RPM = 8000

V (mph)	J (Adv Ratio)	Pe	Ct	Cp	PWR (Hp)	Torque (In-Lbf)	Thrust (Lbf)
0.0	0.00	0.0000	0.0997	0.0398	0.407	3.210	4.214
2.2	0.02	0.0600	0.0984	0.0395	0.405	3.191	4.162
4.4	0.05	0.1189	0.0970	0.0393	0.403	3.174	4.102
6.6	0.07	0.1762	0.0955	0.0391	0.401	3.161	4.036
8.8	0.10	0.2315	0.0937	0.0390	0.400	3.148	3.962
10.9	0.12	0.2848	0.0918	0.0388	0.398	3.135	3.882
13.1	0.14	0.3357	0.0897	0.0386	0.396	3.118	3.794
15.3	0.17	0.3844	0.0875	0.0384	0.393	3.098	3.699
17.5	0.19	0.4306	0.0850	0.0381	0.390	3.073	3.596
19.7	0.22	0.4741	0.0824	0.0377	0.386	3.043	3.485
21.9	0.24	0.5149	0.0796	0.0372	0.382	3.007	3.367
24.1	0.26	0.5528	0.0766	0.0367	0.376	2.965	3.240
26.3	0.29	0.5879	0.0735	0.0361	0.370	2.916	3.106
28.5	0.31	0.6202	0.0701	0.0354	0.363	2.857	2.963
30.7	0.34	0.6496	0.0665	0.0345	0.354	2.788	2.813
32.8	0.36	0.6758	0.0628	0.0336	0.344	2.710	2.654
35.0	0.39	0.6993	0.0589	0.0325	0.333	2.620	2.490
37.2	0.41	0.7204	0.0549	0.0312	0.320	2.520	2.321
39.4	0.43	0.7392	0.0508	0.0298	0.306	2.407	2.149
41.6	0.46	0.7551	0.0467	0.0283	0.290	2.283	1.972
43.8	0.48	0.7667	0.0424	0.0266	0.273	2.150	1.792
46.0	0.51	0.7751	0.0380	0.0248	0.254	2.004	1.608
48.2	0.53	0.7801	0.0336	0.0228	0.234	1.842	1.420
50.4	0.55	0.7814	0.0290	0.0206	0.211	1.662	1.228
52.5	0.58	0.7745	0.0244	0.0182	0.187	1.470	1.031
54.7	0.60	0.7558	0.0197	0.0157	0.160	1.264	0.831
56.9	0.63	0.7190	0.0148	0.0129	0.132	1.044	0.627
59.1	0.65	0.6465	0.0100	0.0100	0.103	0.809	0.421
61.3	0.67	0.4784	0.0050	0.0070	0.072	0.568	0.211
63.5	0.70	-0.0066	0.0000	0.0042	0.043	0.337	-0.002

Figura A-VI.7. Desempeño de la hélice APC 12x6E a 8000 rpm según el fabricante

ANÁLISIS, DISEÑO Y FABRICACIÓN DE UN AEROMODELO ORIENTADO A LA MAXIMIZACIÓN DE LA CARGA DE PAGO PARA LA COMPETICIÓN AIR CARGO CHALLENGE

PROP RPM = 9000

V (mph)	J (Adv Ratio)	Pe	Ct	Cp	PWR (Hp)	Torque (In-Lbf)	Thrust (Lbf)
0.0	0.00	0.0000	0.1011	0.0446	0.650	4.553	5.407
2.5	0.02	0.0551	0.0998	0.0436	0.636	4.455	5.341
4.9	0.05	0.1108	0.0984	0.0427	0.624	4.368	5.264
7.4	0.07	0.1663	0.0968	0.0420	0.613	4.295	5.178
9.9	0.10	0.2210	0.0950	0.0414	0.604	4.230	5.082
12.3	0.12	0.2744	0.0930	0.0408	0.596	4.171	4.978
14.8	0.14	0.3262	0.0909	0.0403	0.588	4.114	4.863
17.2	0.17	0.3761	0.0886	0.0397	0.579	4.056	4.739
19.7	0.19	0.4240	0.0861	0.0391	0.571	3.996	4.605
22.2	0.22	0.4693	0.0834	0.0385	0.562	3.934	4.461
24.6	0.24	0.5120	0.0805	0.0379	0.552	3.869	4.307
27.1	0.26	0.5518	0.0774	0.0372	0.542	3.798	4.143
29.6	0.29	0.5885	0.0742	0.0364	0.531	3.722	3.969
32.0	0.31	0.6221	0.0707	0.0356	0.519	3.637	3.785
34.5	0.34	0.6526	0.0671	0.0347	0.506	3.543	3.591
36.9	0.36	0.6797	0.0633	0.0336	0.491	3.438	3.387
39.4	0.39	0.7039	0.0594	0.0325	0.474	3.321	3.177
41.9	0.41	0.7257	0.0554	0.0312	0.456	3.192	2.962
44.3	0.43	0.7452	0.0513	0.0298	0.435	3.047	2.743
46.8	0.46	0.7621	0.0470	0.0282	0.412	2.886	2.517
49.3	0.48	0.7748	0.0427	0.0266	0.388	2.715	2.287
51.7	0.51	0.7843	0.0383	0.0247	0.361	2.526	2.052
54.2	0.53	0.7904	0.0338	0.0227	0.331	2.318	1.811
56.6	0.55	0.7928	0.0293	0.0204	0.298	2.089	1.566
59.1	0.58	0.7872	0.0246	0.0180	0.263	1.844	1.315
61.6	0.60	0.7695	0.0198	0.0155	0.226	1.583	1.060
64.0	0.63	0.7340	0.0150	0.0128	0.186	1.304	0.801
66.5	0.65	0.6633	0.0100	0.0098	0.144	1.005	0.537
69.0	0.67	0.4956	0.0050	0.0068	0.100	0.700	0.269
71.4	0.70	-0.0075	0.0000	0.0040	0.058	0.407	-0.002

Figura A-VI.8. Desempeño de la hélice APC 12x6E a 9000 rpm según el fabricante

PROP RPM = 10000

V (mph)	J (Adv Ratio)	Pe	Ct	Cp	PWR (Hp)	Torque (In-Lbf)	Thrust (Lbf)
0.0	0.00	0.0000	0.1025	0.0496	0.993	6.256	6.772
2.7	0.02	0.0509	0.1013	0.0479	0.958	6.037	6.689
5.5	0.05	0.1039	0.0998	0.0463	0.926	5.838	6.594
8.2	0.07	0.1578	0.0982	0.0449	0.900	5.670	6.485
10.9	0.10	0.2118	0.0964	0.0438	0.877	5.528	6.366
13.7	0.12	0.2652	0.0943	0.0428	0.857	5.402	6.231
16.4	0.14	0.3176	0.0922	0.0419	0.839	5.288	6.088
19.1	0.17	0.3686	0.0898	0.0410	0.822	5.179	5.931
21.9	0.19	0.4178	0.0872	0.0402	0.805	5.072	5.761
24.6	0.22	0.4647	0.0844	0.0394	0.788	4.967	5.578
27.4	0.24	0.5090	0.0815	0.0385	0.771	4.861	5.382
30.1	0.26	0.5504	0.0783	0.0377	0.754	4.754	5.174
32.8	0.29	0.5886	0.0750	0.0368	0.737	4.645	4.956
35.6	0.31	0.6234	0.0715	0.0359	0.718	4.528	4.723
38.3	0.34	0.6549	0.0678	0.0349	0.699	4.403	4.479
41.0	0.36	0.6828	0.0640	0.0338	0.677	4.266	4.224
43.8	0.39	0.7077	0.0600	0.0326	0.653	4.118	3.962
46.5	0.41	0.7302	0.0559	0.0313	0.627	3.955	3.695
49.2	0.43	0.7504	0.0518	0.0299	0.599	3.773	3.421
52.0	0.46	0.7682	0.0475	0.0283	0.567	3.571	3.140
54.7	0.48	0.7821	0.0432	0.0266	0.532	3.355	2.854
57.4	0.51	0.7926	0.0387	0.0247	0.495	3.117	2.559
60.2	0.53	0.7998	0.0342	0.0227	0.453	2.858	2.260
62.9	0.55	0.8034	0.0296	0.0204	0.408	2.572	1.954
65.7	0.58	0.7991	0.0248	0.0179	0.359	2.264	1.639
68.4	0.60	0.7826	0.0200	0.0154	0.308	1.942	1.322
71.1	0.63	0.7483	0.0151	0.0126	0.253	1.595	0.998
73.9	0.65	0.6795	0.0101	0.0097	0.194	1.224	0.670
76.6	0.67	0.5125	0.0051	0.0067	0.134	0.844	0.336
79.3	0.70	-0.0090	0.0000	0.0038	0.076	0.482	-0.003

Figura A-VI.9. Desempeño de la hélice APC 12x6E a 10000 rpm según el fabricante

ANEXOS

PROP RPM = 11000

V (mph)	J (Adv Ratio)	Pe	Ct	Cp	PWR (Hp)	Torque (In-Lbf)	Thrust (Lbf)
0.0	0.00	0.0000	0.1042	0.0552	1.472	8.431	8.326
3.0	0.02	0.0470	0.1030	0.0527	1.405	8.052	8.229
6.0	0.05	0.0972	0.1015	0.0503	1.340	7.675	8.112
9.0	0.07	0.1499	0.0998	0.0481	1.281	7.338	7.975
12.0	0.10	0.2033	0.0979	0.0464	1.235	7.077	7.825
15.0	0.12	0.2568	0.0958	0.0449	1.197	6.856	7.660
18.1	0.14	0.3096	0.0936	0.0437	1.163	6.664	7.480
21.1	0.17	0.3614	0.0911	0.0425	1.132	6.485	7.283
24.1	0.19	0.4118	0.0885	0.0414	1.102	6.315	7.071
27.1	0.22	0.4601	0.0856	0.0403	1.074	6.153	6.843
30.1	0.24	0.5059	0.0826	0.0393	1.047	5.998	6.600
33.1	0.26	0.5487	0.0793	0.0383	1.020	5.845	6.342
36.1	0.29	0.5881	0.0759	0.0373	0.993	5.692	6.069
39.1	0.31	0.6240	0.0723	0.0363	0.966	5.536	5.781
42.1	0.34	0.6564	0.0686	0.0352	0.938	5.373	5.480
45.1	0.36	0.6851	0.0646	0.0341	0.908	5.200	5.167
48.1	0.39	0.7107	0.0606	0.0329	0.875	5.015	4.846
51.1	0.41	0.7338	0.0565	0.0315	0.840	4.813	4.519
54.2	0.43	0.7547	0.0524	0.0301	0.801	4.588	4.184
57.2	0.46	0.7733	0.0481	0.0284	0.757	4.339	3.841
60.2	0.48	0.7883	0.0437	0.0267	0.710	4.071	3.490
63.2	0.51	0.7999	0.0392	0.0248	0.660	3.779	3.132
66.2	0.53	0.8083	0.0346	0.0227	0.604	3.459	2.765
69.2	0.55	0.8129	0.0299	0.0204	0.542	3.107	2.389
72.2	0.58	0.8102	0.0251	0.0179	0.477	2.734	2.008
75.2	0.60	0.7950	0.0203	0.0153	0.408	2.340	1.619
78.2	0.63	0.7620	0.0153	0.0126	0.335	1.917	1.222
81.2	0.65	0.6951	0.0103	0.0096	0.255	1.463	0.819
84.2	0.67	0.5290	0.0051	0.0066	0.175	1.000	0.411
87.3	0.70	-0.0068	0.0000	0.0037	0.098	0.562	-0.003

Figura A-VI.10. Desempeño de la hélice APC 12x6E a 11000 rpm según el fabricante

ANEXO VII. ENSAYO ESTÁTICO DE PROPULSIÓN

La forma más sencilla de medir el empuje es posando el motor sobre la báscula con las hélices en horizontal. No obstante, se ha optado por un diseño con las hélices en vertical para disminuir la zona de riesgo en el caso de que saliesen disparadas debido a la fuerza centrífuga.

Las principales medidas de seguridad son:

1. No cruzar el plano de las hélices con el banco en marcha.
2. Asegurarse de que el motor está conectado en el sentido correcto sujetando el brazo del motor para evitar que vuelque en caso de que no lo esté. Si gira en la dirección opuesta, el fabricante indica alternar los cables laterales manteniendo el central.
3. Desenchufar la batería y apagar la emisora para manipular el motor.

Habiendo diseñado el brazo al que va unido el motor más largo que el que reposa sobre la báscula, la fuerza medida es la real multiplicada por el factor L_1/L_2 que debe ser mayor a 1, donde L_1 es la longitud del brazo largo y L_2 es la del corto. Esto no supone un problema, ya que a partir de los datos de la ficha técnica del motor y la báscula se puede comprobar que el peso máximo medido por la báscula es bastante superior al que puede proporcionar el motor. Por otro lado, multiplicando el peso real se aumenta la resolución.

Un punto a tener en cuenta es que se espera que el empuje medido sea superior al que el motor es capaz de proporcionar en vuelo, ya que la velocidad con la que incide el aire sobre las hélices en el ensayo estático es despreciable. Para este ensayo se ha montado el motor sobre una pieza de madera de mayor superficie que la del fuselaje del avión, lo cual disminuye el empuje debido a la pérdida de velocidad del aire a la salida de las hélices al ser frenado por la placa. No obstante, este fenómeno tiene menor importancia que el mencionado anteriormente.

Se ha colocado una tabla de contrachapado sobre la báscula para repartir la fuerza y obtener una medición más precisa en el caso de que use varios transductores de presión.

Los resultados obtenidos son los mostrados en la Tabla A-VII-1, donde se han recogido los valores de tensión y empuje en función de la palanca de potencia. Todo ello se representa en la Figura A-VII.1 y Figura A-VII.2:

						Factor de conversión:			20.5/31
Voltaje	25%	50%	75%	100%	25%	50%	75%	100%	
Celda 1 (V)	4,03	3,92	3,74	3,57	-	-	-	-	
Celda 2 (V)	4,04	3,91	3,75	3,59	-	-	-	-	
Celda 3 (V)	4,03	3,9	3,78	3,61	-	-	-	-	
Total (V)	12,1	11,73	11,27	10,77	-	-	-	-	
Peso (g)	404	1143	1854	2480	267,16	755,85	1226,03	1640,00	
Celda 1 (V)	3,91	3,78	3,58	3,56	-	-	-	-	
Celda 2 (V)	3,88	3,74	3,59	3,55	-	-	-	-	
Celda 3 (V)	3,89	3,75	3,64	3,61	-	-	-	-	
Total (V)	11,68	11,27	10,81	10,72	-	-	-	-	
Peso (g)	550	1480	2500	2500	363,71	978,71	1653,23	1653,23	
Celda 1 (V)	3,62	3,76	3,64	3,54	-	-	-	-	
Celda 2 (V)	3,75	3,79	3,65	3,55	-	-	-	-	
Celda 3 (V)	3,75	3,78	3,7	3,51	-	-	-	-	
Total (V)	11,12	11,33	10,99	10,6	-	-	-	-	
Peso (g)	367	1100	1800	2492	242,69	727,42	1190,32	1647,94	
				Promedios:	291,19	820,66	1356,53	1647,05	

Tabla A-VII.1. Resultados del ensayo estático para el motor AXI 2826/10 V2 y la hélice APC 12x6E

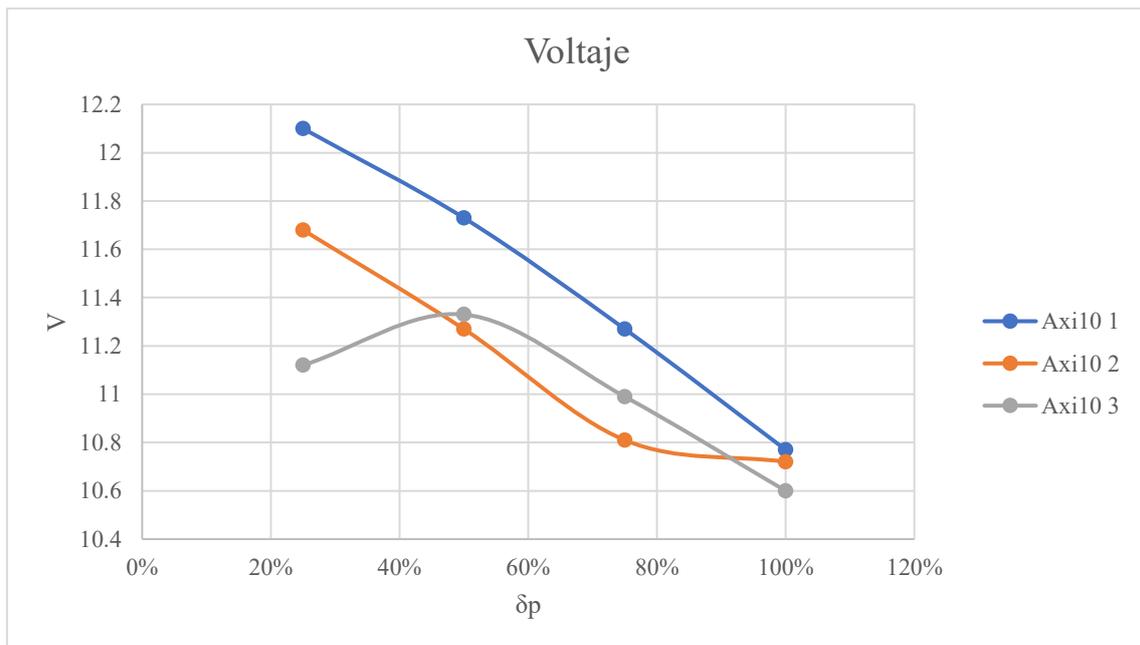


Figura A-VII.1. Resultados del ensayo estático para el voltaje en función de la palanca de potencia

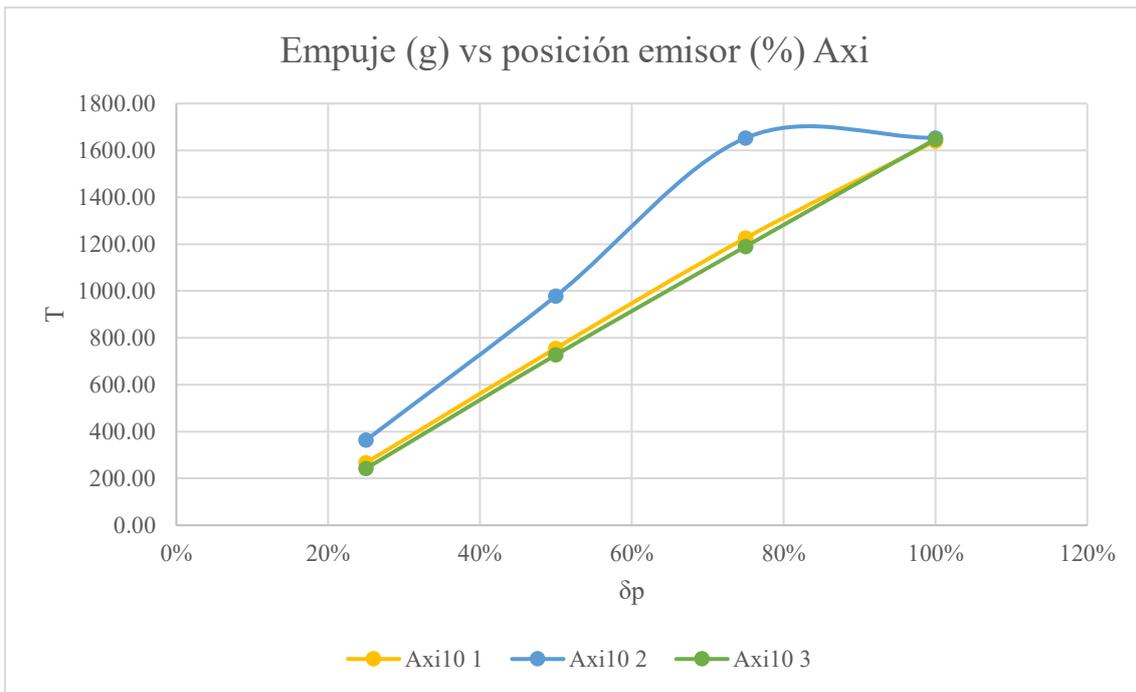


Figura A-VII.2. Resultados del ensayo estático para el empuje en función de la palanca de potencia

ANEXO VIII. CÁLCULOS DEL DISEÑO AERODINÁMICO

CÓDIGO EN MATHEMATICA

DISEÑO AERODINÁMICO

MODELO ATMOSFÉRICO

ISA MUNICH

```
In[1]:= Clear["Global`*"]

In[2]:= ISAMUNICH = {\[Rho]o = 1.189, To = (273.15 + 22.538), Po
= 101467,
  \[Theta]at[z_] =
  1 - 22.57*10^-6 z, \[Delta]at[z_] = (\[Theta]at[z])^5.256,
  \[Sigma]at[
  z_] = (\[Theta]at[z])^4.256,
  P[z_] = Po*\[Delta]at[z], \[Rho][z_] = \[Rho]o*\[Sigma]at[z],
  T[z_] = To*\[Theta]at[z],
  a[z_] = 20.05*(T[z])^0.5, \[Mu][z_] = (1.458*10^-6
T[z]^(3/2))/(
  110.4` + T[z]), \[Nu][z_] = \[Mu][z]/\[Rho][z], g = 9.807,
  Reynolds[z_, c_, V_] = (\[Rho][z]*c*V)/\[Mu][z],
  Mach[z_, V_] = V/a[z], \[Mu]k = 0.02};
```

DATOS AERONAVE

```
In[10]:= {cw = 0.2, bw = 1.9, Sw = cw*bw, ARw = bw/cw,
\[CapitalLambda]c4 = 0,
  e = (1 - 0.045 ARw^0.68)*(1 - 0.227*\[CapitalLambda]c4^1.615),
  mref = 2.3,
  CDotren = 0.0045, CDoBahia = 0.06275*0.02698/Sw,
  CDoBateria = 1.12*0.001054469/Sw, CDoMotor = 0.58*0.00181/Sw,
  CLo = 0.147,
```

```
CLof0 = 0.22, CLof10 = 0.126, CLof25 = 0.86, CDo = 0.021, CDof0 = 0.028,
```

```
CDof10 = 0.036, CDof25 = 0.085, zto = 0, zc = 100}
```

```
Out[10]= {0.2, 1.9, 0.38, 9.5, 0, 0.791999, 2.3, 0.0045, 0.00445525, 0.00310791, \
0.00276263, 0.147, 0.22, 0.126, 0.86, 0.021, 0.028, 0.036, 0.085, 0, 100}
```

```
In[13]:= 0.0045*Sw*1.2963
```

```
Out[13]= 0.00221667
```

```
In[4]:= {\[CapitalDelta]CLf0 = 0.343 - 0.157, \
\[CapitalDelta]CLf25 = 0.86 - 0.157}
```

```
Out[4]= {0.186, 0.703}
```

ECUACIONES GENERALES

T sale de MotoCalc y experimental (falta experimental)

CL sale de xflr5

CDf implementado no es realista con CL distinto a CLo

CDo es CDmin (véase corrección CL-CLo)

CDotren y CDobahía de SimScale

CDoflaps de xflr5 o de procedimientos NASA (buscar en la web)

AERO

```
In[5]:= CD[CL_] = CDo + CDotren + CDobahia + 1/(\[Pi]*ARw*e)*(CL - CLo)^2;
```

```
In[6]:= CDf0[CL_] =
```

```
CDof0 + CDotren + CDobahia + CDobateria + CDomotor +
```

$$1/(\pi \cdot AR \cdot e) \cdot (CL - CL_{of0})^2;$$

```
In[7]:= CDf10[CL_] =
  CDof10 + CDotren + CDoBahia + CDoBateria + CDoMotor +
  1/(\pi \cdot AR \cdot e) \cdot (CL - CLof10)^2;
```

```
In[8]:= CDf25[CL_] =
  CDof25 + CDotren + CDoBahia + CDoBateria + CDoMotor +
  1/(\pi \cdot AR \cdot e) \cdot (CL - CLof25)^2;
```

```
In[9]:= Thrust[V_] =
  If[V < 10, (1.9*g - 1.55*g)/(0 - 10) \cdot (V - 0) +
  1.9*g, (1.55*g)/(10 - 28.5) \cdot (V - 10) + 1.55*g];
```

```
In[10]:= Drag[z_, V_, CL_] = 0.5 \cdot \rho[z] \cdot Sw \cdot V^2 \cdot CD[CL];
```

```
In[11]:= Dragf0[z_, V_, CL_] = 0.5 \cdot \rho[z] \cdot Sw \cdot V^2 \cdot CDf0[CL];
```

```
In[12]:= Dragf10[z_, V_, CL_] = 0.5 \cdot \rho[z] \cdot Sw \cdot V^2 \cdot CDf10[CL];
```

```
In[13]:= Dragf25[z_, V_, CL_] = 0.5 \cdot \rho[z] \cdot Sw \cdot V^2 \cdot CDf25[CL];
```

```
In[14]:= Lift[z_, V_, CL_] = 0.5 \cdot \rho[z] \cdot Sw \cdot V^2 \cdot CL;
```

```
In[15]:= W[m_] = m \cdot g;
```

```
In[16]:= xto[m_, z_, Vto_, CL_] =
  m \cdot NIntegrate[
    V / (Thrust[V] -
      0.5 \cdot \rho[z] \cdot V^2 \cdot Sw \cdot (CD[CL] - \mu_k \cdot CL) - \mu_k \cdot W[m]
    ), {V, 0,
      1.05 \cdot Vto}];
```

```
In[17]:= xtof0[m_, z_, Vto_, CL_] =
  m*NIntegrate[
    V/(Thrust[V] -
      0.5*\[Rho][z]*V^2*Sw *(CDF0[CL] - \[Mu]k*CL ) -
      \[Mu]k*W[m] ), {V, 0,
      1.05*Vto}];
```

```
In[18]:= xtof10[m_, z_, Vto_, CL_] =
  m*NIntegrate[
    V/(Thrust[V] -
      0.5*\[Rho][z]*V^2*Sw *(CDF10[CL] - \[Mu]k*CL ) -
      \[Mu]k*W[m] ), {V, 0,
      1.05*Vto}];
```

```
In[19]:= xtof25[m_, z_, Vto_, CL_] =
  m*NIntegrate[
    V/(Thrust[V] -
      0.5*\[Rho][z]*V^2*Sw *(CDF25[CL] - \[Mu]k*CL ) -
      \[Mu]k*W[m] ), {V, 0,
      1.05*Vto}];
```

CÁLCULOS

Avión descargado (empty)

Velocidad de despegue

Supondremos α en rotación \sim $CL_{max} \rightarrow CL_0$

```
In[20]:= toe = Solve[Lift[zto, V, 1.2] == W[mref], V];
(*CLmaxlimpio*)
```

```
In[21]:= Vtoe = (V /. toe[[2]])
```

```
Out[21]= 8.89069
```

```
In[22]:= {Vtoe*3.6, Vtoe*1.05*3.6} kmh
```

```
Out[22]= {32.0065 kmh, 33.6068 kmh}
```

Distancia de despegue

Proceso iterativo hasta que $x_{to} = 40\text{m}$ (u otro resultado satisfactorio, siempre $<60\text{m}$)

```
In[23]:= xto[mref, zto, Vtoe, 1.2] (*CLmaxlimpio*)
```

```
Out[23]= 6.48645
```

Velocidad y CL de equilibrio en crucero

```
In[24]:= cre = NSolve[{Drag[zc, V, CLtrim] == Thrust[V],
  Lift[zc, V, CLtrim] == W[mref]}, {V, CLtrim}]
```

```
Out[24]= {{V -> -80.258, CLtrim -> 0.014868}, {V -> -2.11475,
  CLtrim -> 21.4146}, {V -> 2.19965, CLtrim -> 19.7934}, {V ->
  23.7067,
  CLtrim -> 0.170407}}
```

```
In[25]:= Vcre = (V /. cre[[4, 1]]); Vcre*3.6 kmh
```

```
CLcre = NumberForm[(CLtrim /. cre[[4, 2]]), 3]
```

```
Out[25]= 85.344 kmh
```

```
Out[26]//NumberForm= \!\(
TagBox[
InterpretationBox["\<\"0.17\"\>",
0.17040689703209982`,
AutoDelete->True],
NumberForm[#, 3]& ]\)
```

Palanca de gas

```
In[27]:= Vn = 88;
```

```
In[28]:= cre = NSolve[{Drag[0, Vn/3.6, CLtrim] ==
Thrust[Vn/3.6]*\[Delta]p,
Lift[0, Vn/3.6, CLtrim] == W[mref + 1.3]}, {\[Delta]p,
CLtrim}]
```

```
Out[28]= {{CLtrim -> 0.248466, \[Delta]p -> 1.28563}}
```

Avión cargado full

Velocidad máxima en punto de diseño

```
In[29]:= crc = Solve[Drag[zc, V, 0.4] == Thrust[V],
V];(*CL de diseño < 80% CLmaxlimpio*)
```

```
In[30]:= {Vcrc = (V /. crc[[2]]), Vcrc*3.6 kmh}
```

```
Out[30]= {23.418, 84.3048 kmh}
```

Masa Transportable en Crucero

```
In[31]:= mcrc = Solve[Lift[zc, Vcrc, CL] == W[m], m];
```

```
In[32]:= mmax = ((m /. mcrc[[1]]) /. CL -> 0.4)
```

```
Out[32]= 5.26816
```

```
In[33]:= mPL = mmax - mref
```

```
Out[33]= 2.96816
```

Velocidad de despegue

Proceso iterativo de ΔCL_f hasta llegar al límite de 60m en el apartado siguiente. Debe ser valor razonable.

Sacar con xflr5 CL_f , CL_{of} , CD_{of} .

Puede obtenerse una primera aproximación con archivo Cálculo Flap Plano.

```
In[34]:= toc = Solve[Lift[zto, V, 1.2 + \Delta CL_f 25*0] == W[mref + 3],
```

```
V]; (*CLmaxflaps = CLmaxlimpia + \Delta CL_f*)
```

```
In[35]:= Vtoc = (V /. toc[[2]])
```

```
Out[35]= 13.4961
```

```
In[36]:= Vtoc*3.6
```

```
Out[36]= 48.5861
```

Distancia de despegue: Comprobamos si es despegable

Proceso iterativo hasta que $x_{to} \leq 60m$. Si flaps no son razonables, bajar masa o rediseñar (máximo incremento con flaps + alerones $10-30^\circ$, si deflectamos más sube excesivamente el CD

In[37]:= $x_{to}[mref + 3, z_{to}, V_{toc}, 1.2 + \sqrt{[CapitalDelta]CLf25*0}]$

Out[37]= 43.9065

ANÁLISIS PARAMÉTRICO DEL MTOW

#	PERFIL	S_w	δ_f	ΔCL_f	V_{to}	V_{cr}	m_{PL}	MTOW
1.1	A18	0.40 m ²	0°	0	50.15 km/h	83.79 km/h	2.55 kg	
1.2	A18	0.40 m ²	10°	0.476	44.79 km/h	83.30 km/h	3.19 kg	
1.3	A18	0.40 m²	15°	0.686	42.69 km/h	83.16 km/h	3.33 kg	5.63 kg
1.4	A18	0.40 m ²	20°	0.886	42.65 km/h	83.17 km/h	3.32 kg	
3.1	AH 79-100 B	0.34 m ²	0°	0	49.55 km/h	83.52 km/h	2.78 kg	
3.2	AH 79-100 B	0.34 m ²	15°	0.636	43.56 km/h	83.52 km/h	3.38 kg	
3.3	AH 79-100 B	0.34 m²	20°	0.850	41.55 km/h	83.52 km/h	3.40 kg	5.70 kg
3.4	AH 79-100 B	0.34 m ²	25°	1.007	38.12 km/h	83.52 km/h	3.36 kg	
4.1	E385	0.38 m ²	0°	0	48.94 km/h	81.97 km/h	2.88 kg	
4.2	E385	0.38 m²	20°	0.823	41.40 km/h	81.96 km/h	3.68 kg	5.98 kg
4.3	E385	0.38 m ²	25°	1.013	39.66 km/h	81.96 km/h	3.67 kg	
5.1	NACA 4510	0.40 m ²	0°	0.000	50.06 km/h	84.13 km/h	2.55 kg	
5.2	NACA 4510	0.40 m ²	20°	0.769	42.22 km/h	83.28 km/h	3.48 kg	
5.3	NACA 4510	0.40 m ²	25°	0.946	41.01 km/h	83.09 km/h	3.66 kg	
5.4	NACA 4510	0.40 m²	30°	1.141	39.61 km/h	82.95 km/h	3.78 kg	6.08 kg

Tabla A-VIII.1. Análisis paramétrico completo del MTOW

VALORES DEL MODELO MATEMÁTICO DEL DEMOSTRADOR

VARIABLE	VALOR
OEW	2.30 kg
$T(V, \delta_p)$	$\begin{cases} 16.15 \delta_p; V < 7.51 \\ (16.15 - 0.77 (V - 7.51)) \delta_p; V \geq 7.51 \end{cases}$
x_{CG}	+ 0.080 m
z_{CG}	- 0.023 m
I_{xx}	+ 0.0317 kg·m ²
I_{yy}	+ 0.1632 kg·m ²
I_{zz}	+ 0.4731 kg·m ²
I_{xz}	- 0.0081 kg·m ²
x_{PN}	+ 0.091 m
CD_{min}	0.0297
$CD_{min,f}$	0.1103
K	0.0373
CL_{min}	0.1500
$CL_{min,f}$	0.6860
$CL_{máx}$	1.1430
$CL_{máx,f}$	1.6900
CL_{α}	+ 5.1813
CL_q	+ 6.0122
CM_{α}	- 0.2947
CM_q	- 11.974
CY_{β}	- 0.1237
CY_p	+ 0.0184
CY_r	+ 0.1230
Cl_{β}	- 0.0059
Cl_p	- 0.5912
Cl_r	+ 0.1017
CN_{β}	+ 0.0594
CN_p	- 0.0525
CN_r	- 0.0556
$CM_{\delta E}$	- 1.2120
$Cl_{\delta A}$	+ 0.3320
$CN_{\delta A}$	+ 0.0024
$Cl_{\delta R}$	+ 0.0055
$CN_{\delta R}$	- 0.0500

Tabla A-VIII.2. Variables para el modelado matemático del demostrador