

Resumen

Desde su concepción a mediados del siglo pasado, los vehículos que hacen uso del efecto suelo de manera continuada durante el vuelo han evolucionado lentamente sin llegar nunca a popularizarse. Los sucesivos modelos introducidos se han centrado en diseñar un vehículo que, volando a poca distancia de la superficie del mar, sea capaz de operar en condiciones de seguridad a una velocidad superior y con un consumo inferior al de las embarcaciones navales convencionales. Si bien este vehículo no puede competir con los aviones comerciales, el hecho de que pueda llegar a batir a los navíos en dos de los aspectos más relevantes del transporte —el tiempo y el dinero—, le confiere un prometedor potencial de revolucionar el transporte marítimo intercontinental.

En este trabajo se presta especial atención a la configuración aerodinámica presentada por Alexander Lippisch a principios de los años 60, la cual se ha convertido en líder indiscutible dentro de los vehículos que vuelan continuadamente dentro la zona de influencia del efecto suelo. Con el objetivo de determinar experimentalmente las prestaciones de este tipo de vehículo, se propone el diseño y construcción de un modelo a escala que será sometido a diversas pruebas en las que se pretende cuantificar el beneficio que supone el hecho de volar cerca de una superficie sólida y estudiar, al menos de manera cualitativa, las prestaciones en estabilidad para distintas configuraciones.

Nomenclatura

a	Aceleración	$[LT^{-2}]$
a	Velocidad del sonido	$[LT^{-1}]$
b	Envergadura	$[L]$
c	Cuerda	$[L]$
c_{root}	Cuerda en la raíz	$[L]$
c_{tip}	Cuerda en la punta	$[L]$
\bar{c}	Cuerda media aerodinámica	$[L]$
C_e	Consumo específico	$[T^{-1}]$
d	Distancia recorrida	$[L]$
D	Resistencia	$[MLT^{-2}]$
E_C	Energía cinética	$[ML^2T^{-2}]$
F	Fuerza	$[MLT^{-2}]$
h	Separación vertical	$[L]$
k	Constante elástica	$[MT^{-2}]$
l	Longitud característica	$[L]$
L	Sustentación	$[MLT^{-2}]$
m	Masa	$[M]$
M	Número de Mach	$[‐]$
R	Alcance	$[L]$
Re	Número de Reynolds	$[‐]$
S	Superficie alar	$[L^2]$
t	Tiempo	$[T]$
U_e	Energía potencial elástica	$[ML^2T^{-2}]$
v, V	Velocidad	$[LT^{-1}]$
v_0	Velocidad inicial	$[LT^{-1}]$
W_c	Peso de la tripulación	$[M]$
W_e	Peso operativo en vacío	$[M]$
W_f	Peso del combustible	$[M]$
W_{fin}	Peso al final del crucero	$[M]$
W_{ini}	Peso al inicio del crucero	$[M]$
W_p	Peso de la carga de pago	$[M]$
W_{to}	Peso total al despegue	$[M]$
x	Posición	$[L]$
x_0	Posición inicial	$[L]$
$\delta, \Delta x$	Elongación	$[L]$
Λ	Ángulo de flecha	$[rad]$
ν	Viscosidad cinemática	$[L^2T^{-1}]$

Índice

1. Introducción	1
2. Vehículos WIG	3
2.1. El efecto suelo	3
2.1.1. Principio físico	3
2.1.2. Tipología	4
2.1.3. Aplicaciones	5
2.2. El concepto de ekranoplano	5
2.2.1. Características	6
2.2.2. Limitaciones	6
2.2.3. Tipología	8
2.3. El ekranoplano Lippisch	9
2.3.1. Características	9
3. Diseño conceptual	11
3.1. Aeronaves similares	11
3.2. Idea de configuración	12
3.3. Estimación de pesos	13
3.3.1. Peso de la tripulación y carga de pago	14
3.3.2. Peso en vacío	14
3.3.3. Peso de combustible	15
3.3.4. Peso al despegue	17
3.4. Dimensionamiento inicial	18
4. Construcción del modelo a escala	20
4.1. Concepción del modelo	20
4.1.1. Planta propulsora	20
4.1.2. Material	20
4.2. Diseño de las partes	21
4.3. Corte de las partes	23
4.3.1. Funcionamiento	24
4.3.2. Limitaciones	25
4.3.3. Adaptación de las piezas	26
4.4. Ensamblaje	28
5. Pruebas experimentales	30
5.1. Preparación	30
5.1.1. Concepción de las pruebas	30

5.1.2. Mecanismo de lanzamiento	30
5.1.3. Adaptación del modelo	31
5.1.4. Calibración de la cinta elástica	32
5.2. Desarrollo y resultados	33
5.2.1. Alcance con efecto suelo	35
5.2.2. Alcance sin efecto suelo	39
5.2.3. Estabilidad	40
5.2.4. Separación vertical	42
5.2.5. Distintas configuraciones de carga	43
6. Conclusiones y trabajos futuros	46
6.1. Conclusiones	46
6.2. Trabajos futuros	47
6.3. Conclusiones personales	48
A. Apéndices	49

Índice de figuras

2.1. Torbellinos de punta de ala generados por una aeronave a su paso por una nube	4
2.2. Ilustración esquemática de la distorsión sufrida por los torbellinos de punta de ala a causa del efecto suelo	4
2.3. Lippisch X-112	10
3.1. Relación entre el número de Mach de vuelo y el consumo específico para distintas tipologías de motor	16
4.1. Poliestireno expandido	21
4.2. Modelo a escala simplificado	23
4.3. Bloque de poliestireno sujetado por un peso metálico durante una operación de corte	25
4.4. Partes anterior y posterior de la semiala izquierda	27
4.5. Extensión de la sección de punta de ala	27
4.6. Partes del modelo a escala antes de ser ensambladas. De izquierda a derecha y de arriba a abajo: cola horizontal, cola vertical, semiala derecha, fuselaje y semiala izquierda	29
5.1. Alcayata en la parte delantera del fuselaje	32
5.2. Fotogramas correspondientes a la fase inicial de lanzamiento del modelo	34
5.3. Ajuste mediante una recta de los datos experimentales relativos al lanzamiento del modelo en la zona de influencia del efecto suelo	36

5.4. Evolución de la velocidad del modelo durante un lanzamiento con cinta elástica tensionada a 50 cm	42
5.5. Superposición de fotogramas en los que se aprecia el efecto del <i>pitch-up</i>	45
A.1. Lippisch X-114	49
A.2. Airfish 3	49
A.3. Airfish 8	50
A.4. Aquaglide-5	50
A.5. Vistas del Lippisch X-114	51
A.6. Vistas y cotas (en mm) del fuselaje	52
A.7. Vistas y cotas (en mm) del ala	52
A.8. Vistas y cotas (en mm) de la cola vertical	52
A.9. Vistas y cotas (en mm) de la cola horizontal	53
A.10. Cortador CRT150 programable mediante control numérico	53
A.11. Detalle de un corte en el que la temperatura del hilo es excesiva	54
A.12. Modelo ensamblado	54
A.13. Cinta elástica perforada utilizada para el lanzamiento del modelo	55
A.14. Detalle de la cinta elástica con sus dos extremos acondicionados para el lanzamiento del modelo	55
A.15. Detalle de la arandela y la cola utilizadas para mantener unida la alcayata al fuselaje y distribuir los esfuerzos	56
A.16. Obtención de la constante elástica mediante ajuste de los datos obtenidos por una recta	56
A.17. Estudio del comportamiento del modelo fuera de la zona de influencia del efecto suelo	57
A.18. Modelo a punto de ser lanzado sobre una superficie en la que se ha marcado una escala	59
A.19. Cuatro fotogramas consecutivos de una de las pruebas realizadas para determinar la velocidad del modelo a 5 metros del origen	60
A.20. Configuración experimental para las pruebas fuera de la zona de influencia del efecto suelo	60
A.21. Construcción geométrica para la determinación de la distancia a la que el modelo regresa a su altura de vuelo inicial	60
A.22. Primer plano del modelo durante una prueba en el que se observa su separación vertical al suelo	61

Índice de tablas

3.1. Principales características y prestaciones de las aeronaves similares. . .	12
3.2. Dimensionamiento inicial del vehículo de diseño.	19

5.1. Experimentos realizados para la calibración de la cinta elástica.	33
A.1. Dimensiones detallas del Lippisch X-114.	51
A.2. Distancia recorrida por el modelo bajo la influencia del efecto suelo en función de la elongación de la cinta elástica. Lanzamientos en sentido norte.	58
A.3. Distancia recorrida por el modelo bajo la influencia del efecto suelo en función de la elongación de la cinta elástica. Lanzamientos en sentido sur.	58
A.4. Valores medios de la distancia recorrida por el modelo bajo la influencia del efecto suelo en función de la elongación de la cinta elástica.	59
A.5. Distancia recorrida por el modelo fuera de la zona de influencia del efecto suelo en función de la elongación de la cinta elástica.	59

1. Introducción

Cuando un cuerpo aerodinámico vuela cerca de una superficie experimenta una mejora de su eficiencia aerodinámica conocida con el nombre de efecto suelo. Si bien este fenómeno se utiliza ocasionalmente en algunas fases de vuelo de corta duración, su uso continuado durante la mayor parte del vuelo nunca ha llegado a popularizarse.

Possiblemente, la principal limitación de los ekranoplanos —los vehículos diseñados para volar continuadamente bajo la influencia del efecto suelo— sea la necesidad de volar a bajas altitudes, restringiendo en la práctica su uso a vuelos cerca de la superficie del mar, a velocidades sensiblemente inferiores a las de la aviación comercial de hoy en día.

Probablemente por dicha razón nunca hayan logrado destacarse sobre las aeronaves convencionales. Sin embargo, el potencial de los ekranoplanos no se halla en desplazar o sustituir la aviación comercial, actualmente muy competitiva, sino en revolucionar el transporte marítimo al ser capaz de completar, en un tiempo mucho menor y de una manera mucho más eficiente, los trayectos que hoy en día realizan las embarcaciones alrededor de todo el globo cada día.

La razón de ser de los ekranoplanos es cubrir un espacio del mercado del transporte intercontinental situado a medio camino entre las aeronaves convencionales y las embarcaciones marítimas. Si en el futuro se consigue diseñar un vehículo seguro que sea más veloz y más barato que una embarcación, es muy probable que pueda revolucionar el transporte marítimo del mismo modo que la aviación comercial revolucionó el transporte de pasajeros.

Ante este prometedor potencial, con este trabajo se busca establecer las bases teóricas y prácticas necesarias para el diseño y construcción de un vehículo de estas características. Tras un breve repaso histórico, en el que se prestará especial atención al trabajo realizado por el ingeniero aerodinámico Alexander Lippisch, se abordará el diseño conceptual de un ekranoplano, adaptando las técnicas de diseño propuestas por Raymer[1] y Roskam[2] a esta nueva tipología de vehículo.

Una vez definidas las principales características del ekranoplano, se abordará la construcción de un modelo a escala del mismo. La técnica de construcción utilizada será la de corte por hilo caliente, y se espera que de la información publicada en este trabajo se puedan beneficiar futuros graduandos que decidan aventurarse también a la construcción de modelos a escala de sus diseños.

Una vez construido el modelo a escala, se realizarán una serie de pruebas sobre el mismo para corroborar su mejora de prestaciones cuando vuela bajo la influencia del efecto suelo y se estudiará su estabilidad dinámica para distintas configuraciones de peso, con el objetivo de demostrar que este tipo de aeronave puede ser segura y eficiente, y estableciendo al mismo tiempo un punto de partida para trabajos futuros

que quieran mejorar el concepto aquí propuesto o realizar pruebas adicionales sobre el mismo.

2. Vehículos WIG

En esta sección se definirá el efecto suelo, explicando sus fundamentos físicos, para luego exponer las diferentes aplicaciones que tiene en el ámbito de la aeronáutica, destacando una de ellas por encima del resto: los ekranoplanos o vehículos WIG (*wing in ground effect craft*). Tras un breve repaso de las principales ventajas y limitaciones asociados a este tipo de aeronave, se expondrán las distintas configuraciones existentes en base a criterios aerodinámicos, prestando especial atención a la que seguramente sea la más popular en este ámbito: el ekranoplano de tipo Lippisch.

2.1. El efecto suelo

El efecto suelo es un fenómeno aerodinámico experimentado por una superficie sustentadora al acercarse a otra superficie, generalmente el suelo o el mar. Habitualmente conlleva un incremento de la sustentación y una reducción de la resistencia inducida.

Históricamente, antes de que se conocieran los fundamentos físicos del efecto suelo, se explicaba como una especie de “cojín de aire” generado entre la aeronave y la pista, y a menudo se veía como un fenómeno negativo, pues dificultaba el aterrizaje. Sin embargo, a medida que se han realizado avances en el campo de la aerodinámica, se ha identificado el efecto suelo como un fenómeno potencialmente beneficioso, ya que aumenta la eficiencia aerodinámica, reduciendo el consumo de combustible.

2.1.1. Principio físico

La generación de sustentación por parte de un ala se basa en la creación de una diferencia de presiones entre la parte superior e inferior de la misma. Cuando la presión del aire situado bajo la superficie alar es mayor, se crea un flujo que tiende a dirigirse hacia la parte superior, donde la presión es menor, generando la sustentación. Sin embargo, cerca de los extremos del ala, el flujo “detecta” que no existe ningún obstáculo más allá de la envergadura alar y circula hasta la parte superior del ala por la zona exterior, generando un torbellino, Fig. 2.1. Estos torbellinos crean una resistencia añadida sobre la aeronave, denominada resistencia inducida.

Cuando la aeronave vuela cerca de una superficie, por ejemplo la pista de un aeródromo, los torbellinos de punta de ala no pueden desarrollarse libremente y, al encontrar un obstáculo, se “achatan”, alejándose del eje longitudinal de la aeronave, Fig. 2.2. Esto tiene dos efectos inmediatos: el primero de ellos, un incremento de la envergadura efectiva, lo cual favorece la generación de sustentación; y el segundo, una reducción de la resistencia inducida experimentada por la aeronave, que a su



Figura 2.1: Torbellinos de punta de ala generados por una aeronave a su paso por una nube.

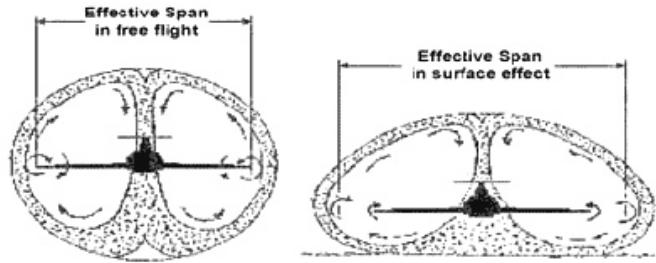


Figura 2.2: Ilustración esquemática de la distorsión sufrida por los torbellinos de punta de ala a causa del efecto suelo.

vez comporta que con el mismo empuje constante la aeronave sea capaz de alcanzar una velocidad mayor y por lo tanto favorece también la generación de sustentación. Todos los efectos mencionados contribuyen a mejorar la eficiencia aerodinámica de la aeronave.

2.1.2. Tipología

Es habitual distinguir entre dos tipos de efecto suelo, según la proximidad de la aeronave a la superficie subyacente: el primero de ellos se dice que actúa en el ámbito de la envergadura, y de se denomina en inglés *span-dominated ground effect*. Se trata básicamente del fenómeno explicado hasta el momento. Sin embargo, cuando la aeronave se aproxima todavía más al suelo, se dice que el efecto suelo actúa en el ámbito de la cuerda, y de denotma *chord-dominated ground effect*. En este caso, según la forma de la aeronave y del ala, puede acumularse aire bajo el ala que, ante la dificultad de “escapar”, aumenta la presión, lo cual conlleva un aumento de la sustentación pero también un aumento de la resistencia. En este caso, el efecto no siempre lleva consigo un aumento de la eficiencia aerodinámica.

En cualquier caso, es difícil determinar la distancia entre la aeronave y la superfi-

cie subyacente para la cual se considera que se entra en zona de influencia del efecto suelo dominado por la cuerda. Es más, suele ser difícil incluso la determinación de la región en la que el efecto suelo dominado por la envergadura tiene efectos significativos sobre la aeronave, pues depende de varios factores como la geometría de la aeronave, velocidad, actitud e incluso de las condiciones atmosféricas. En ambos casos, la determinación de las regiones espaciales en las que el efecto suelo es relevante pasa por ciertas definiciones no exentas de arbitrariedad, resultando imprescindible la realización de pruebas experimentales sobre la aeronave.

2.1.3. Aplicaciones

Algunas aeronaves se benefician del efecto suelo durante el despegue, lo que les permite acortar la distancia de despegue. Dado que el efecto suelo se acentúa al acercarse la superficie sustentadora –el ala– al suelo, la magnitud del fenómeno será mayor en aeronaves con ala baja. En estos, será fundamental diseñar y certificar la aeronave teniendo en cuenta que durante el aterrizaje es muy probable que el efecto suelo provoque un aumento en la distancia de pista requerida.

Además de en aeronaves de ala fija, el efecto suelo también se ha aprovechado en aeronaves de ala móvil, principalmente helicópteros. En este caso, cuando la aeronave se encuentra cerca del suelo, puede mantenerse en vuelo estacionario requiriendo una menor potencia.

No obstante, estos vehículos hacen uso del efecto suelo en situaciones muy concretas y por cortos períodos de tiempo, y en absoluto se benefician de él durante la fase de crucero, que representa prácticamente la totalidad del tiempo de vuelo. De ahí el potencial de los vehículos WIG, que sí aprovechan el efecto suelo durante la mayor parte o la totalidad del vuelo.

2.2. El concepto de ekranoplano

Según las *Interim Guidelines for WIG Craft*, un vehículo WIG (wing in ground) es un vehículo que vuela haciendo uso del efecto suelo sobre el agua u otra superficie, sin estar en contacto con ella, y que se mantiene en el aire gracias a la sustentación generada principalmente por un ala.

El nombre histórico para este tipo de vehículo es el de ekranoplano, aunque en las últimas décadas se ha promocionado el nombre de “WIG craft” desde las entidades certificadoras. En este documento se usarán indistintamente ambas denominaciones.

Las primeras aeronaves que hicieron un uso intencionado del efecto suelo surgieron en la década de los años 30. Se trataban de aeronaves pensadas para volar a poca distancia del la superficie del mar y, en la mayoría de los casos, disponían de un ala media-baja de alargamiento reducido, una cola horizontal lo suficientemente

alta para no verse afectada por el efecto suelo y uno o varios motores cuyos gases de escape se dirigían hacia la parte inferior del vehículo, energizando el flujo entre éste y la superficie subyacente.

2.2.1. Características

Aunque hasta ahora se ha remarcado en varias ocasiones la principal característica de estos vehículos, que es el hecho de disponer de una mayor eficiencia aerodinámica, la introducción del concepto de ekranoplano va más allá, pues define una nueva categoría de vehículos completamente nueva, al operar en condiciones muy distintas. El hecho de volar al nivel del mar tiene las siguientes implicaciones:

- Desaparece la necesidad de presurizar la cabina, así como los esfuerzos debidos a la diferencia de presiones entre el interior de la aeronave y el exterior.
- Desaparece la necesidad de disponer de infraestructuras que permitan el despegue y aterrizaje del vehículo.
- Aumenta la seguridad operativa, ya que en cualquier momento la aeronave puede amerizar de inmediato ante una emergencia.

Sin embargo, el ekranoplano también cuenta con algunas deficiencias, principalmente:

- Requiere de una superficie relativamente llana y libre de obstáculos sobre la cual volar, por lo que su uso se limita al transporte entre puntos conectados por agua. En el futuro se podría estudiar el uso de estos vehículos sobre tierra firme, aunque para ello sería necesario crear una infraestructura propia, renunciando a una de las principales ventajas del transporte aéreo.
- Se elimina un grado de libertad, la altitud, pues todos los ekranoplanos deben volar a una altitud de vuelo similar, mientras que las aeronaves convencionales pueden operar a distintas altitudes de vuelo. A priori esto no supondría un problema, pero si en el futuro los ekranoplanos se llegan a popularizar, esta limitación podría tener consecuencias graves de congestión del “espacio marítimo”.

2.2.2. Limitaciones

A continuación se exponen algunos de los factores limitantes que históricamente han impedido la popularización del ekranoplano.

Estabilidad y control. El concepto de ekranoplano requiere llevar el sistema de estabilidad y control un paso más allá. En la aviación convencional, se debe asegurar que la aeronave tiende a recuperar su estado original ante una perturbación en cualquiera de sus tres ejes: longitudinal, lateral o direccional.

Sin embargo, en el caso de los ekranoplanos, aparece una nueva fuente de inestabilidad, asociada a una perturbación en altura o separación del suelo. Ante la presencia de una ola, la distancia entre la aeronave y la superficie subyacente se reduce, acentuándose el efecto suelo y aumentando la sustentación. Un diseño aceptable garantizará que el piloto pueda responder ante tal perturbación manteniendo el control de la aeronave. Un diseño óptimo deberá incluir además un sistema de estabilización automática que permita mantener una altura constante, siendo imperceptible tanto para la tripulación como para los pasajeros la existencia de crestas y valles en la superficie marítima.

Cabe destacar que un sistema como el mencionado no existía en la época en la que se empezó a experimentar con el concepto de ekranoplanos, ni siquiera en las décadas posteriores. Hoy en día, sin embargo, la mayoría de aviones convencionales incorporan avanzados sistemas aviónicos que facilitan la estabilidad y el control automático de los mismos.

Despegue. Durante el despegue, los ekranoplanos requieren un empuje extra para vencer la resistencia generada por los elementos que se encuentran sumergidos o en contacto con el agua. Aunque esta limitación se puede solucionar incorporando un motor más potente, con ello se sacrifica buena parte de la eficiencia en crucero, pues durante esta fase se dispone de un motor sobredimensionado, y por lo tanto más pesado y con una resistencia parásita mayor.

Por ello, desde los primeros diseños experimentales, se ha buscado solucionar este problema mediante el desarrollo de la tecnología PAR –*power augmented regime*–, que consiste fundamentalmente en dirigir el flujo saliente del motor hacia la parte inferior de la aeronave, creando una zona presurizada entre ésta y la superficie marítima, y consiguiendo con ello una mayor generación de sustentación y un despegue más corto. Sin embargo, esta solución limita la flexibilidad a la hora de ubicar del motor, e incrementa el riesgo de que éste absorba agua en exceso al deber estar situado en zonas bajas.

Otros ingenieros intentaron solucionar este problema utilizando plantas propulsoras distintas para el crucero y para el despegue, aunque resulta totalmente ineficiente cargar durante el crucero con el peso de una planta propulsora que está inoperativa.

Materiales. Un vehículo que opera en las proximidades de la superficie marítima debe prestar especial atención a la aparición de posibles problemas de corrosión.

Este hecho limita el uso de materiales en la fabricación de un ekranoplano a metales y aleaciones que sean altamente resistentes a la oxidación.

En las últimas décadas se ha introducido el uso de materiales compuestos en el ámbito aeronáutico con muy buenos resultados, al ser por lo general más ligeros que los materiales metálicos. Además, cuentan con una alta resistencia a ambientes corrosivos, lo cual aparentemente los haría idóneos para su uso en ekranoplanos. Sin embargo, a pesar de su elevada resistencia, no son buenos absorbiendo energía, por lo que su uso en partes del vehículo que puedan entrar en contacto con el agua durante el despegue o el aterrizaje es peligroso, y son precisamente éstas las partes que más expuestas se encuentran a la corrosión.

2.2.3. Tipología

Existen una gran multitud de criterios en base a los cuales clasificar los distintos tipos de ekranoplanos. Una de las clasificaciones más relevantes desde el punto de vista ingenieril se realiza atendiendo a la configuración aerodinámica elegida. Según esta clasificación, destacan cuatro tipos de ekranoplanos:

- **Configuración tandem.** La estabilidad de la aeronave se consigue mediante el ajuste durante el vuelo de los ángulos de las diferentes superficies alares, tanto delanteras como posteriores. Su principal inconveniente es que solo es estable en un reducido rango de ángulos de ataque y separación hasta la superficie subyacente.
- **Configuración de avión.** En este caso se emplea un ala baja a menudo de dimensiones relativamente grandes, y la cola se sitúa en una posición elevada con el objetivo de que no se vea afectada por el efecto suelo. El caso específico más destacado dentro de esta categoría, el ekranoplano de tipo Lippisch, mejora sustancialmente la estabilidad, permitiendo operar con seguridad en un rango de ángulos de ataque y distancia al suelo más amplio. El principal inconveniente de este grupo es el aumento de peso asociado al uso de una cola en T alejada del fuselaje.
- **Configuración de ala volante.** Se eliminan o reducen sustancialmente la mayor parte de los elementos no sustentadores, reduciendo el peso en vacío de la aeronave de manera sustancial. Sin embargo, esta configuración cuenta con una estabilidad limitada a un cierto rango de ángulos de ataque y alturas.
- **Configuración de ala compuesta.** En este caso se intenta aprovechar las mejores características de las configuraciones de avión y ala volante. Mediante un diseño cuidadoso del perfil alar del ala principal, se trata de reducir las dimensiones y el peso de la cola sin sacrificar la estabilidad del vehículo.

2.3. El ekranoplano Lippisch

Algunas de las limitaciones expuestas en la Sección 2.2.2 se pudieron atajar con mayor o menor éxito durante las primeras décadas de existencia de los ekranoplanos. Por ejemplo, algunos ingenieros se decantaron por materiales inoxidables con propiedades mecánicas inferiores a otros materiales disponibles en el mercado pero inadecuados para esta aplicación por su escasa resistencia a la corrosión, y optaron por utilizar plantas propulsoras distintas durante el despegue y el resto de la misión. Otros optaron por conformarse con una distancia de despegue poco competitiva. En cualquier caso, estas decisiones implicaron una pérdida de eficiencia y/o de prestaciones en la aeronave, pero al fin y al cabo permitían que la aeronave operara, aunque eso sí a un mayor coste.

Por el contrario, de las tres limitaciones mencionadas, la relacionada con la estabilidad de la aeronave fue la que más esfuerzos concentró durante las primeras fases de desarrollo de esta tecnología, ya que una aeronave no estable era simplemente imposible de operar e impedía que el concepto fuese avanzando en otros ámbitos. Así pues, se probaron distintas configuraciones alares con el fin de mejorar las características de estabilidad, destacando la desarrollada por el ingeniero aerodinámico alemán Lippisch en la década de los 60.

2.3.1. Características

La configuración Lippisch fue una de las primeras en ofrecer buenas características de estabilidad en el sector de los ekranoplanos. El primer modelo en esta categoría fue el Lippisch X-112, Fig. 2.3. Sus principales características son:

- Ala delta invertida.
- Alargamiento alar moderado.
- Ángulo de dihedro negativo.
- Cola en T situada en una posición elevada y de dimensiones relativamente reducidas.

Las principales ventajas de esta configuración son:

- Estabilidad en un amplio rango de combinaciones de ángulos de ataque y separaciones entre la aeronave y la superficie subyacente.
- Elevada eficiencia aerodinámica, con una relación sustentación–resistencia del orden de 25. Un valor habitual en la aviación comercial actual se sitúa en torno a 17.



Figura 2.3: Lippisch X-112.

- Posibilidad de realizar “saltos dinámicos”, es decir, abandonar temporalmente el área de influencia del efecto suelo para superar un obstáculo.

Sin embargo, los ekranoplanos de tipo Lippisch no son capaces, en general, de incorporar la tecnología PAR eficientemente, por lo que se ven obligados a usar motores sobredimensionados o bien cuentan con unas distancias de despegue poco competitivas.

3. Diseño conceptual

En esta sección se abordará el diseño conceptual de un ekranoplano de tipo Lippisch, el cual servirá de base para la construcción del modelo a escala que posteriormente será sometido a distintas pruebas con el fin de determinar sus prestaciones.

Para ello se partirá de datos de ekranoplanos Lippisch ya existentes que gocen de cierto prestigio, así como algunas de las técnicas de diseño expuestas en las referencia [1] y [2].

Teniendo en cuenta las dificultades que previsiblemente se encontrarán a la hora de construir con exactitud el modelo a escala, durante el diseño de la aeronave primará la sencillez y rapidez de cálculo sobre la precisión, marcando como objetivo la determinación del orden de magnitud de una serie de parámetros, principalmente geométricos y de peso. Además, los métodos de diseño expuestos en las citadas referencias se basan en aeronaves que no operan en efecto suelo, por lo que carece de sentido aplicarlos estrictamente.

3.1. Aeronaves similares

El primer paso en la concepción de cualquier aeronave es estudiar qué se ha hecho anteriormente en su ámbito. Por ello, se han seleccionado cuatro ekranoplanos de tipo Lippisch que se considera tuvieron cierta relevancia: el Lippisch X-114, el Airfish 3, el Airfish 8 y el Aquaglide-5.

- **Lippisch X-114.** Considerado uno de los modelos pioneros en el sector de los ekranoplanos Lippisch, fue diseñado por Alexander Lippisch en la década de los 70 en base al X-112. Cuenta con espacio para un piloto y hasta 6 pasajeros e incluye boyas en los extremos alares y en la parte posterior, Fig. A.1, con el fin de conseguir un despegue y aterrizaje más suaves.
- **Airfish 3.** Diseñado por Hanno Fischer y probado por primera vez en 1990, cuenta con espacio para hasta cuatro personas, y tiene unas dimensiones ligeramente inferiores al Lippisch X-114, Fig. A.2. Además, no es capaz de operar fuera del área de influencia del efecto suelo.
- **Airfish 8.** Probado por primera vez en el año 2000, se trata de una evolución del Airfish 3. Cuenta una mayor capacidad, de hasta 6 pasajeros y dos tripulantes, Fig. A.3.
- **Aquaglide-5.** Introducido en la segunda mitad de la década de los 2000 por la compañía *Artic Trade and Transport*, incorpora la última tecnología en material compuesto y cuenta con capacidad para hasta 5 pasajeros y un piloto, Fig. A.4.

En la Tabla 3.1 se resumen las principales características y prestaciones de los cuatro modelos seleccionados.

Tabla 3.1: Principales características y prestaciones de las aeronaves similares.

Parámetro	Lippisch X-114	Airfish 3	Airfish 8	Aquaglide-5
Año	1977	1990	2001	2009
Tripulación	1	1	2	1
Pasajeros	6	3	6	4
Longitud [m]	12,80	9,90	17,22	10,66
Envergadura [m]	7,00	7,50	15,16	5,90
Altura [m]	2,90	2,60	3,35	3,35
Peso en vacío [kg]	1000			2010
Carga de pago [kg]		220	220	300
Peso máximo [kg]	1500	760	860	2400
Número de motores	1	1	2	2
Potencia unitaria [hp]	200	75	115	163
Hélices	5		4	4
Configuración motora	Propulsora	Tractora	Propulsora	Tractora
Velocidad de crucero [km/h]	150	120	160	160
Alcance [km]	2000	760	370	400
Altitud de crucero [m]	0,175	0,1	1	

3.2. Idea de configuración

Capacidad. La aeronave a diseñar contará con espacio para hasta 5 pasajeros. Esta cifra se ha tomado teniendo en cuenta que los modelos de ekranoplanos de tipo Lippisch considerados tienen todos espacio para entre 3 y 6 pasajeros. Actualmente, algunas compañías, como Antarctic Trade and Transport, se encuentran desarrollando ekranoplanos de mayores dimensiones, con capacidades de más de 100 pasajeros. Sin embargo, inicialmente se encontraron dificultades al no ser factible escalar con éxito los modelos más pequeños, y se ha tenido que realizar un gran esfuerzo para desarrollar nuevas tecnologías que permitan la operación de ekranoplanos de grandes dimensiones. Como esta tecnología está todavía en fase experimental, se ha preferido elegir para la aeronave de diseño una capacidad cuya viabilidad ya ha sido demostrada en el pasado.

Cabe destacar que, aunque se haya mencionado que la capacidad de la aeronave es de 5 pasajeros, esto no quiere decir necesariamente que ésta se dedique al transporte de pasajeros exclusivamente. Podría perfectamente dedicarse al transporte de carga, en cuyo caso se debería aplicar una equivalencia de peso. Es habitual tomar que cada pasajero corresponde a unos 70 kg (sin equipaje), por lo que la aeronave contaría con una capacidad de carga de hasta 350 kg.

Tripulación. Se considera que, debido al reducido número de pasajeros que se espera que vayan a bordo del vehículo, será suficiente con un único piloto. De las aeronaves similares consideradas, tan sólo una de ellas incluye dos tripulantes.

Ala. Como es habitual en la categoría de ekranoplanos de tipo Lippisch, el ala consiste en un ala delta invertida, situada a una altura media respecto el fuselaje, y con dihedro negativo, es decir, más elevada en la raíz que en la punta. Además, cuenta con un cierto ángulo de ataque, de modo que el borde de ataque se sitúa a una altura superior en relación al borde de fuga.

Cola. La cola se sitúa en una posición elevada, con el fin de que no se vea excesivamente afectada por el efecto suelo. En las aeronaves similares consideradas se han utilizado dos tipos de colas. Por un lado, se observa la cola en T, en la que existe un único timón vertical, sobre el cual se sitúa el estabilizador horizontal; por otro lado, se ha usado también una variante en que existen dos timones verticales que tienden a formar una V entre sí, y sobre los cuales se sitúa el estabilizador horizontal. Se ha preferido hacer uso para la aeronave de diseño de una cola T, pues resulta más sencilla de construir.

Planta propulsora. Ninguno de los modelos considerados cuenta con la tecnología PAR, por lo que disponen de una única planta propulsora que se utiliza tanto durante la fase de crucero como de despegue. Los motores utilizados son de tipo *piston-prop*, y en el caso de los modelos más antiguos se incorporó solo una unidad, mientras que en los más nuevos se ha preferido incluir dos motores, otorgando mayor seguridad de operación en caso de fallo de un motor.

En cualquier caso, éste no es un factor determinante en el diseño de la aeronave, pues en este primera fase de pruebas se pretende evaluar las propiedades de un modelo no autopropulsado. Sin embargo, sí puede resultar interesante conocer el motor a utilizar en la versión autopropulsada, ya que el motor aporta un peso concentrado significativo y contribuye al aumento de la resistencia de la aeronave, modificando sus características y prestaciones. Por ello, más adelante se determinará el motor a utilizar y se tendrán en cuenta su peso y localización para hacer coincidir el centro de gravedad del modelo a escala con el de la aeronave de diseño.

3.3. Estimación de pesos

Uno de los primeros pasos en el diseño de toda aeronave pasa por estimar su peso máximo al despegue. Este parámetro es relativamente fácil de estimar en primera aproximación, y se puede utilizar más adelante a medida que se detallan el resto de características y prestaciones.

El método seguido para estimar el peso de la aeronave es el propuesto por Raymer[1], según el cual éste se puede dividir en varios aportes:

$$W_{to} = W_c + W_p + W_e + W_f \quad (1)$$

El peso de la tripulación y la carga de pago es fácil de estimar, pero los pesos de la aeronave en vacío y del combustible dependen a su vez de W_{to} , por lo que resulta conveniente reescribir la anterior expresión en la forma:

$$W_{to} = W_c + W_p + \left(\frac{W_e}{W_{to}} \right) W_{to} + \left(\frac{W_f}{W_{to}} \right) W_{to} \quad (2)$$

Despejando W_{to} de (2) se obtiene:

$$W_{to} = \frac{W_c + W_p}{1 - \left(\frac{W_e}{W_{to}} \right) - \left(\frac{W_f}{W_{to}} \right)} \quad (3)$$

En los apartados sucesivos se estimarán los pesos y relaciones que aparecen en (3) y que permitirán la obtención del valor del peso máximo al despegue del vehículo de diseño.

3.3.1. Peso de la tripulación y carga de pago

Como ya se ha comentado anteriormente, es habitual tomar la equivalencia de 70 kg por persona. Para la tripulación se tiene:

$$W_c \cong 1 \times 70 = 70 \text{ kg} \quad (4)$$

Y para la carga de pago:

$$W_p \cong 5 \times 70 = 350 \text{ kg} \quad (5)$$

3.3.2. Peso en vacío

Para la estimación de la fracción de peso en vacío existen varios métodos. Uno de ellos consiste en buscar una relación lineal entre los logaritmos en base 10 de los pesos al despegue y los pesos en vacío de aeronaves con características similares a la que se pretende diseñar.

Sin embargo, dada la escasez de datos relativos a ekranoplanos de tipo Lippisch, la relación obtenida es poco fiable y por ello se ha preferido hacer uso de una relación derivada por Roskam[2] para una categoría de aeronaves similar. Éste es el ajuste

propuesto para aeronaves anfibias:

$$W_e = 10^{\frac{\log_{10} \frac{W_e}{W_{to}} - 0,1583}{1,0108}} \quad (6)$$

Como se puede observar, tanto W_e como $\frac{W_e}{W_{to}}$ dependerían del peso de la aeronave al despegue, que es lo que se pretende hallar. Por ello, será necesario iterar la ecuación (3) para poder obtener la estimación.

3.3.3. Peso de combustible

Para la determinación de la fracción de combustible se deberá estudiar la misión a realizar. A partir de la ecuación de Breguet para el alcance se puede determinar la fracción de peso correspondiente a la fase de crucero:

$$R = \frac{V}{C_e} \left(\frac{L}{D} \right) \ln \frac{W_{ini}}{W_{fin}} \quad (7)$$

Despejando la fracción de pesos para el crucero de (7), se puede conocer cuánto ha variado el peso de la aeronave y por lo tanto el peso de combustible quemado. Sin embargo, no solo durante el crucero se quema combustible. En el caso específico de los ekranoplanos, el despegue es una fase muy solicitante, por lo que es previsible que se consuman grandes cantidades de combustible durante el mismo. Ante la falta de una base de datos estadísticamente significativa sobre las fracciones de peso relativas a encendido de motores, despegue, aterrizaje, etc. en ekranoplanos Lippisch, se pueden tomar como referencia los datos relativos una vez más a aeronaves anfibias. De este modo, se obtiene [2] que durante las distintas fases de la misión, excluyendo la de crucero, se consume una cantidad de combustible equivalente al 6 % del peso inicial de la aeronave.

Dada la exigencia de potencia extra requerida durante el despegue en la categoría de los ekranoplanos, se podría esperar una fracción de peso mayor que en las aeronaves anfibias. Sin embargo, éstas se diseñan para aterrizar y despegar tanto en agua como en tierra, por lo que también se consideran algunas fases no existentes en el caso del ekranoplano, como por ejemplo los circuitos de espera realizados cuando el aeropuerto está congestionado. El exceso de combustible requerido para el despegue podría verse compensado por la ausencia de dichas fases, así que para la aeronave de diseño parece sensato tomar el 6 % citado anteriormente.

Afortunadamente el peso de combustible consumido durante la fase de crucero se puede determinar con mayor precisión. A continuación se procederá en primer lugar a fijar los distintos parámetros que aparecen en la ecuación (7) para luego despejar la fracción de peso y obtener una estimación de su valor.

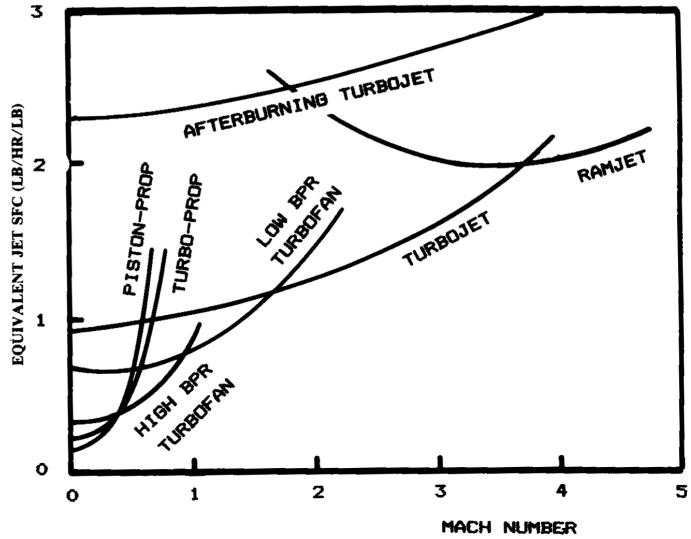


Figura 3.1: Relación entre el número de Mach de vuelo y el consumo específico para distintas tipologías de motor.

Alcance. El primer paso es fijar el alcance de la aeronave. A priori se podría tomar cualquier valor deseado, aunque debe ser razonable y estar en el mismo orden de magnitud de aviones similares de la misma categoría. En base a prestaciones y características de los ekranoplanos de referencia y a la tendencia histórica observada, se ha optado por establecer el alcance deseado en 800 km.

Velocidad. La velocidad de crucero es un parámetro de diseño que también ofrece cierta flexibilidad a la hora de concebir la aeronave. Sin embargo, para los ekranoplanos de tipo Lippisch con características similares al que se pretende diseñar, parece existir un valor estándard situado en torno los 150-160 km/h, sustancialmente superior a la velocidad de las grandes embarcaciones (hasta 40 km/h) pero también muy por debajo de las velocidades alcanzadas hoy en día en la aviación comercial (unos 1 000 km/h). Así pues, se ha decidido escoger una velocidad de 160 km/h.

Consumo específico. Sabiendo que la aeronave a diseñar contará con motor(es) de tipo *piston-prop*, es posible deducir de la Fig. 3.1 (obtenida de [1]) una estimación para el consumo específico equivalente. Sabiendo que la velocidad del sonido al nivel del mar es de 1 225 km/h, el Mach de crucero para la aeronave de diseño será $M = V/a = 0,13$, obteniendo de la gráfica un consumo específico equivalente de $0,15 \text{ h}^{-1}$ para la curva correspondiente a motores *piston-prop*.

Eficiencia aerodinámica. Por último se requiere conocer el valor de uno de los parámetros que hacen destacar a los ekranoplanos por encima del resto: la eficiencia aerodinámica. Esta parámetro se sitúa entre 15 y 20 en aviación comercial, aunque Lippisch consiguió llevarlo por encima de 25 con sus diseños. Por ello, para el

ekranoplano a diseñar se asume $L/D = 25$.

Con todos los parámetros o bien fijados o bien estimados, es posible determinar una aproximación para la fracción de peso asociada a la fase de crucero. Despejando de (7) se llega a:

$$\frac{W_{ini}}{W_{fin}} = e^{-\frac{RC_e}{V(L/D)}} = 0,97 \quad (8)$$

es decir, durante el crucero se quema una cantidad de combustible cuyo peso equivale aproximadamente al 3 % del peso de la aeronave al inicio de la fase de crucero.

Dado que no se dispone de las fracciones de peso para todas las secciones de la misión, si no únicamente las correspondientes al crucero (0,97) y al resto de fases en su conjunto (0,94), es imprescindible hacer la siguiente suposición para poder hallar la fracción de peso de combustible global:

Se asume despreciable el consumo de combustible asociado a las fases de la misión posteriores al crucero.

Esta hipótesis implica que todo el combustible no quemado durante la fase de crucero se consume antes del inicio de dicha fase, de modo que es posible calcular la fracción de combustible de la siguiente forma:

$$\frac{W_f}{W_{to}} = 1 - 0,97 \times 0,94 = 0,088 \quad (9)$$

3.3.4. Peso al despegue

Una vez estimados los diferentes pesos que contribuyen al peso total de la aeronave, u obtenida una expresión en función del mismo, es posible utilizar la ecuación (3) para hallar una primera estimación. Sin embargo, como ya se ha mencionado, la fracción de peso en vacío depende a su vez del valor del peso al despegue, estableciendo una relación recursiva que únicamente se puede abordar mediante un proceso iterativo.

Tomando un valor inicial arbitrario para el peso al despegue, $W_{to} = 5W_p = 1750$ kg, el proceso iterativo converge ofreciendo un valor de la fracción de peso en vacío de 0,645 y un peso al despegue de:

$$W_{to} = 1570 \text{ kg} \quad (10)$$

El peso en vacío previsto para la aeronave será de:

$$W_e = 1010 \text{ kg} \quad (11)$$

y el peso de combustible a incorporar para completar la misión de 800 km será:

$$W_f = 140 \text{ kg} \quad (12)$$

Se recuerda que el peso correspondiente a la tripulación y a la carga de pago es:

$$W_c + W_p = 420 \text{ kg} \quad (13)$$

Es interesante contrastar estos datos con los de los aviones similares. A pesar de todas las suposiciones y estimaciones realizadas, los valores obtenidos son bastante próximos a los del Lippisch X-114, que con capacidad para 6 pasajeros, pesaba 1 000 kg en vacío y 1 500 kg al despegue en condiciones de carga de pago y combustible máximos. Este hecho es indicativo de que los parámetros estimados no se alejan en exceso de su valor real, por lo que algunos de ellos, como la eficiencia aerodinámica, podrán volverse a utilizar más adelante sin correr el riesgo de introducir grandes incertidumbres en los cálculos.

3.4. Dimensionamiento inicial

Si para el dimensionamiento de las aeronaves que surcan nuestros cielos las técnicas existentes son imprecisas y se requiere en casi la totalidad de los casos la reactualización de correcciones mediante prueba y error, así como basarse en anteriores modelos que hayan tenido cierto éxito en la industria de la aeronáutica, en el campo de los vehículos WIG las limitaciones son todavía mayores, debido a la reducida información disponible acerca de modelos previos.

Uno de los principales modelos de ekranoplano que gozó de cierto éxito, como ya se ha comentado, es el Lippisch X-114, cuyos planos se proporcionan en la Fig. A.5. Será éste el modelo que se tomará como referencia para la determinación de las principales dimensiones características del vehículo a diseñar.

Asimismo, se tendrán en consideración también el resto de modelos similares seleccionados, aunque en menor medida, ya que de éstos no se dispone de tanta información como del Lippisch X-114.

A partir de los datos de la Tabla 3.1 y de la información más concreta disponible acerca del Lippisch X-114, que se proporciona en la Tabla A.1, se han obtenido las medidas del vehículo WIG de diseño en primera aproximación. Para ello, se han considerado los datos de los cuatro aviones similares, y se han establecido relaciones entre los distintos parámetros geométricos y el número de pasajeros, ya que ninguno de los vehículos considerados está diseñado para tener una capacidad máxima de cinco pasajeros, como es el caso del vehículo de diseño.

Además, se ha tenido en cuenta que el Lippisch X-114 está infradimensionado en

comparación con los otros tres modelos, por lo que a la hora de determinar algunos de los parámetros que solo son conocidos para el Lippisch X-114, se ha aplicado un factor multiplicativo mayor que la unidad a pesar de que el Lippisch X-114 fue diseñado para llevar a 6 pasajeros y el vehículo de diseño a 5.

Finalmente, se proporcionan en la Tabla 3.2 las dimensiones del vehículo de diseño, que no se deben tomar como algo inflexible, sino más bien como un buen punto de partida a partir del cual posteriormente se irá perfeccionando el vehículo para que pueda cumplir con todos los requerimientos que se le exijan, de modo que sea capaz de desarrollar su misión principal de la manera más eficiente posible.

Tabla 3.2: Dimensionamiento inicial del vehículo de diseño.

Parámetro	Valor
Longitud del fuselaje [m]	13,7
Altura del fuselaje [m]	3,3
Cuerda media aerodinámica [m]	4,3
Cuerda en la raíz [m]	6,3
Cuerda en la punta [m]	0,8
Estrechamiento [-]	0,13
Envergadura [m]	9,4
Superficie alar [m^2]	20,7
Alargamiento alar [-]	3,3
Cuerda m.a. cola horizontal [m]	1,3
Envergadura cola horizontal [m]	4,5
Superficie cola horizontal [m^2]	5,0
Cuerda m.a. cola vertical [m]	1,5
Envergadura cola vertical [m]	1,4
Superficie cola vertical relativa [m^2]	1,9

4. Construcción del modelo a escala

El uso de procedimientos analíticos para el cálculo de las prestaciones de una aeronave puede servir a modo de estimación, pero en cualquier caso deben ser complementadas con pruebas experimentales en las que se evalúan las prestaciones reales del vehículo.

Además, estas técnicas suelen ser muy complejas matemáticamente y a menudo es necesario realizar simplificaciones y suposiciones que acaban reduciendo la fiabilidad y precisión de los cálculos. En el caso de un vehículo que opera bajo la influencia del efecto suelo, la complejidad y las incertidumbres son todavía mayores.

Por ello, con el objetivo de poder estudiar experimentalmente las prestaciones de un ekranoplano de tipo Lippisch, se ha procedido a construir un modelo a escala. En la siguiente sección se detallarán dichas pruebas y se expondrán los resultados obtenidos. Pero antes, en esta sección, se va a explicar qué técnicas y materiales de construcción se han utilizado, justificando su elección.

4.1. Concepción del modelo

Antes de elegir el material principal a utilizar en el modelo es imprescindible definir su misión, es decir, conviene planear las pruebas a las que va a ser sometido con el fin de no construir un modelo que sea incompatible con las mismas.

4.1.1. Planta impulsora

El primer paso es decidir si el modelo estará autopropulsado o no. Esta decisión afectará al modo en el que se diseñan las pruebas. La decisión adoptada ha sido la de construir un modelo no impulsado, con el fin de simplificar el proceso de construcción y de abaratizar costes. Más adelante se propondrá la adición de uno o varios motores en el modelo, el cual podría volver a ser utilizado en trabajos futuros como punto de partida.

Ante la decisión de no incluir una planta impulsora, surge la necesidad de construir el modelo a escala de tal forma que pueda ser “lanzado” con una cierta velocidad inicial conocida. Para ello, se puede hacer uso de cintas o gomas elásticas calibradas, como se detallará en la siguiente sección. Esto implica que el modelo debe poder ser enganchado a la cinta elástica mientras ésta esté tensa, y debe liberarse automáticamente en cuanto la cinta regrese a una posición relajada.

4.1.2. Material

La fuerza elástica de la cinta se aplicará de forma puntual sobre el modelo. Ya sea mediante el diseño de un mecanismo que lance el modelo como un tirachinas

lanza una piedra, o mediante la adición de un gancho en la parte frontal de modelo, la tensión aplicada será elevada y por lo tanto será necesario el uso de un material medianamente resistente y difícilmente deformable.

El poliestireno expandido (Fig. 4.1) es un material que se utiliza mucho en ae-

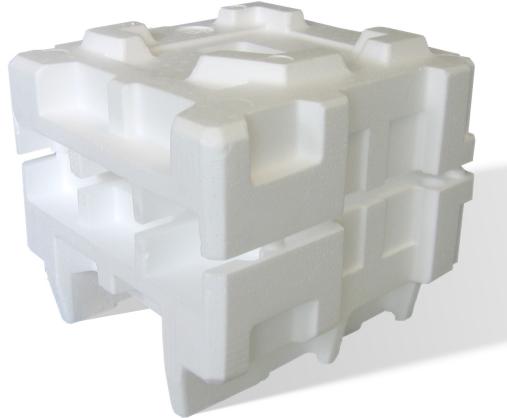


Figura 4.1: Poliestireno expandido.

romodelismo para realizar pruebas en una fase inicial del diseño. Su bajo coste y densidad, su resistencia a impactos y su bajo nivel de absorción lo convierten en un buen candidato para el modelo a construir.

Además, la elección de esta material tan ligero (su densidad se sitúa entre los 10 y 25 g/m³ [4]), en comparación a otros materiales como maderas, plásticos o metales, permite la construcción de un modelo macizo, es decir, tanto las superficies alares como el fuselaje pueden construirse a partir de un bloque compacto de densidad uniforme, simplificando notablemente el proceso de construcción. Si se utilizase otro material más pesado, las piezas deberían ser huecas para no exceder el peso de diseño y casi con total seguridad se deberían reforzar internamente.

En cuanto al ensamblaje de las piezas fabricadas a partir de poliestireno expandido, existen colas que permiten pegar este material fácilmente, simplificando el proceso y evitando el uso de remaches, soldaduras u otros mecanismos de unión que añadirían peso al modelo y lo someterían a esfuerzos puntuales elevados.

4.2. Diseño de las partes

Una aeronave real se compone de cientos o miles de piezas fabricadas independientemente que posteriormente se ensamblan para dar lugar al producto acabado. Sin embargo, para la construcción del modelo a escala simplificado, se considerarán únicamente cuatro partes: el fuselaje, el ala, la cola vertical y la cola horizontal.

Estas piezas se han diseñado teniendo en cuenta la información proporcionada en la sección 3.4. Sin embargo, no se han seguido estrictamente las estimaciones

allí indicadas. Durante las pruebas, no va a existir una similitud dinámica entre el modelo y el vehículo real, ya que ni el número de Reynolds ni el número de Mach van a poder mantenerse iguales en ambos casos.

Recordando la expresión del número de Reynolds,

$$Re = \frac{Vl}{\nu} \quad (14)$$

se observa que reducir las dimensiones del modelo requeriría un aumento en proporción de la velocidad para mantener el número de Reynolds constante, ya que el valor de la viscosidad cinemática del aire será parecido tanto en las pruebas como en el vuelo real, pues en ambos casos se opera aproximadamente al nivel del mar. Es evidente que no va a ser factible poner a volar el modelo a una velocidad decenas de veces superior a la que lo hará el vehículo real, en tanto que será decenas de veces inferior en tamaño, por lo que se descarta que se pueda conseguir en las pruebas del modelo números de Reynolds similares a los esperables en el vehículo real.

En el caso del número de Mach, se deduce que para que éste se mantenga constante la velocidad del modelo y del vehículo real deben ser la misma, pues la velocidad del sonido no varía de un caso al otro. Nótese que ambas condiciones (la de una velocidad decenas de veces superior y la de una velocidad igual) deben cumplirse al mismo tiempo para que se dé similitud dinámica, por lo que es evidente que será imposible alcanzarla si las pruebas no se realizan en un medio distinto, lo cual daría lugar a valores distintos de la viscosidad cinemática y de la velocidad del sonido.

Descartada la posibilidad de conseguir similitud dinámica, se hace evidente que los datos cuantitativos obtenidos durante las pruebas no serán directamente extrapolables al vehículo real. En su lugar, durante las pruebas lo que se pretenderá conseguir es establecer tendencias y realizar comparaciones entre distintas configuraciones del modelo, operando en condiciones diversas, que sí podrían permitir posteriormente ser trasladadas, al menos de forma cualitativa, al comportamiento que cabe esperar del vehículo real.

Ante la renuncia a conseguir similitud dinámica, no es descabellado pensar que no sea estrictamente necesario mantener la similitud geométrica para obtener información relevante, pues como ya se ha mencionado el objetivo de las pruebas no es la obtención de datos cuantitativos que posteriormente se usen para estimar las prestaciones del vehículo real. Por ello, y teniendo en cuenta que el modelo no contará con una distribución de densidad idéntica a la del vehículo real, se ha decidido ser flexible a la hora de diseñar las distintas partes del modelo y, aunque sí se ha seguido la estructura general del ekranoplano Lippisch, algunas de las piezas han sufrido cambios de dimensiones, en algunos casos motivados por las dificultades que se encontrarían para construir las piezas si se escalaran respecto al vehículo original

manteniendo la similitud geométrica, y en otros casos motivados también por experiencias previas de otros diseñadores que también han construido modelos a escala de ekranoplano y que han conseguido que vuele con cierto éxito.

Así pues, las dimensiones finales del modelo están a medio camino entre los valores (escalados) obtenidos a partir de ekranoplanos reales y los valores de algunos modelos a escala como los que se pueden observar en las referencias [5] y [6].

En las subsecciones sucesivas se detallan las dimensiones de cada una de las partes que conforman la totalidad del modelo. En la Fig. 4.2 se pueden identificar

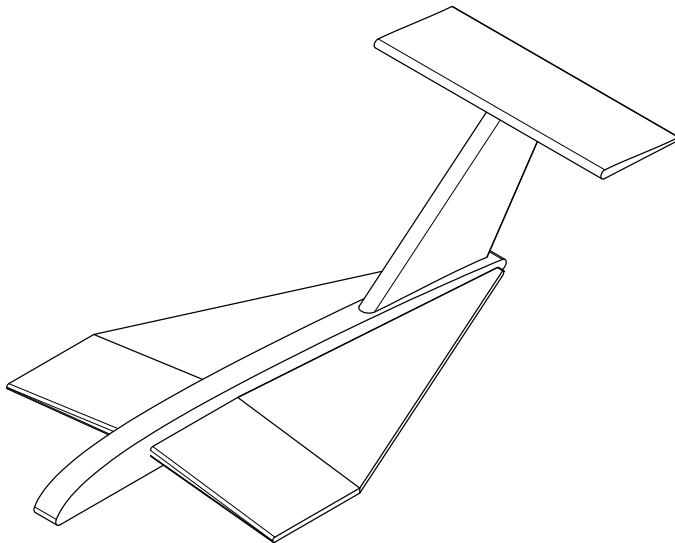


Figura 4.2: Modelo a escala simplificado.

cada una de las partes en el modelo. En las figura A.6 a A.9 se proporcionan los planos acotados del fuselaje, ala, cola vertical y cola horizontal del modelo.

4.3. Corte de las partes

En un primer lugar, se intentó la construcción de las partes mediante corte manual. En el caso del poliestireno expandido, los principales inconvenientes fueron los ya mencionados: la dificultad para lograr una buena precisión y sobre todo la obtención de un acabado rugoso (presencia de “burbujas” que se desprenden fácilmente). Por ello, se probó otro material, el poliestireno extruido, ligeramente más denso[7], pero sin el inconveniente de las “burbujas”. Sin embargo, esta opción también se tuvo que descartar por la imposibilidad de alcanzar niveles de precisión aceptables.

Tras haber descartado la técnica de corte manual en frío, se identificó una posible solución: el corte mediante hilo caliente. La Escuela Técnica Superior de Ingeniería del Diseño dispone de un taller que cuenta con un cortador CRT150 de Alarsis (Fig. A.10) programable mediante control numérico. Según el fabricante[8], la máquina tiene una resolución de 0,02 mm, aunque en la práctica la precisión varía en función

de algunos parámetros como la temperatura y velocidad de corte o la forma de la pieza a obtener.

4.3.1. Funcionamiento

El principio de funcionamiento de la máquina de corte es muy sencillo: en primer lugar, se sitúa un bloque de poliestireno sobre la mesa de corte (formada por las dos tablas que se pueden observar en la Fig. A.10) y se sitúa el hilo en la posición deseada. El hilo se extiende horizontalmente sobre la mesa de corte. La máquina cuenta con unas cintas que permiten mover el hilo en el plano de la mesa de corte, es decir, en la dirección longitudinal de las tablas tanto en sentido entrante como saliente (hacia adelante y hacia atrás). Además, el hilo posee un segundo grado de libertad, ya que puede desplazarse verticalmente.

Cada uno de los extremos del hilo puede controlarse independientemente del otro, lo que le otorga una gran versatilidad a la máquina. Por ejemplo, uno de los extremos puede permanecer en el fondo de la mesa de corte mientras el otro se desplaza hasta el frente de la mesa de corte, dando lugar a un corte oblicuo.

Tanto el desplazamiento del hilo como su velocidad se controlan mediante un ordenador. Usando el software CeNeCe Pro 1.12 es posible indicar las distancias a recorrer por cada uno de los cabezales, así como la velocidad de desplazamiento. Basándose en experiencia previa, el técnico del taller propone realizar movimientos de posicionamiento (aquellos que no implican corte de material) a la velocidad máxima permitida, 30 mm/s, mientras que para el corte de material recomienda una velocidad de 8 mm/s.

El software permite, además del control de la posición del hilo mediante la introducción manual de distancias a través del teclado, su control automático mediante la importación de archivos generados por software CAD. Esto permite programar la máquina para que el hilo siga los contornos deseados tras haberlo situado en la posición de inicio de corte adecuada y haber posicionado debidamente el bloque de poliestireno predimensionado. Esta funcionalidad y sus limitaciones se detallarán más adelante.

Además de la distancia y la velocidad, otro parámetro importante es la temperatura de corte. Ésta se puede regular mediante una ruleta analógica situada cercana a la máquina. En operaciones sencillas, no tiene excesiva influencia y existe un rango amplio de valores para el cual el acabado obtenido es bueno. Sin embargo, para el corte de piezas más complejas, puede resultar difícil determinar la temperatura ideal, ya que posiblemente ésta sea distinta para distintas partes de la pieza. Para las piezas necesarias para el modelo la ruleta se ha situado habitualmente entre las posiciones 3 y 5, en una escala del 0 al 10, donde 10 es la temperatura máxima.

En la mayoría de los casos resulta imprescindible hacer uso de pesos concentrados,

que se sitúan encima del bloque de material con el fin de que el hilo no lo desplace de su posición original, tal y como se observa en la Fig. 4.3.

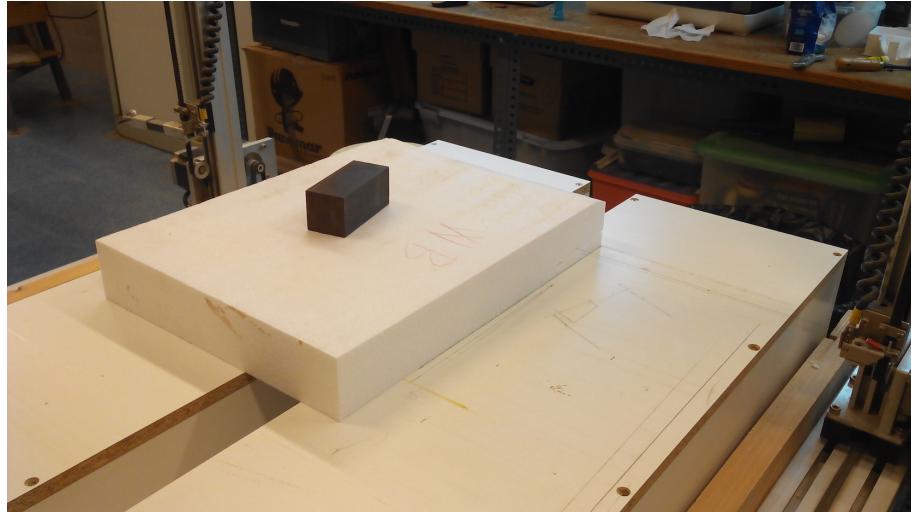


Figura 4.3: Bloque de poliestireno sujetado por un peso metálico durante una operación de corte.

4.3.2. Limitaciones

Mediante el cortador de hilo caliente se solucionan dos de los problemas mencionados anteriormente: es posible alcanzar una precisión aceptable y se consigue un buen acabado, libre de “burbujas”. Sin embargo, cuenta con algunas limitaciones, asociadas fundamentalmente al tamaño y a la forma de la pieza que se pretende cortar.

La limitación dimensional no debería tener consecuencias sobre la construcción de las partes, ya que al tratarse de un modelo a escala, la más grande de las piezas, el fuselaje (con una longitud aproximada de 52 cm), no superaría las dimensiones máximas permitidas, ya que el hilo caliente se puede desplazar en un espacio tridimensional de dimensiones 83x80x37 cm, según información proporcionada por el técnico del taller. La menor de las distancias se refiere a la dimensión vertical.

Sin embargo, sí existe una limitación importante a la hora de programar el corte que debe llevar a cabo la máquina. No es posible cortar todo tipo de formas, sino que más bien el espectro de posibilidades viene limitado principalmente por la existencia de tres tipos de cortes:

- **Corte simple.** El hilo se sitúa en la posición deseada (mediante el uso de un programa informático) y se le indica la distancia que debe desplazarse, así como la dirección en la que debe hacerlo. Este corte suele ser útil en la preparación de bloques de poliestireno con las dimensiones adecuadas para efectuar posteriormente cortes más complejos.

- **Corte por extrusión.** Se le proporciona un perfil al programa informático y el hilo sigue el contorno marcado por este perfil. La característica principal de esta operación de corte es que la pieza resultante dispone de sección constante en el plano perpendicular al hilo.
- **Corte por lofting.** En este caso, se le proporcionan al software dos perfiles distintos, y el hilo recorre en cada cara del bloque de poliestireno cada uno de los contornos de forma síncrona. Sin embargo, esta opción cuenta con una limitación importante: si uno de los perfiles dispone de un perímetro mucho menor que el otro, el hilo permanecerá en dicha cara demasiado tiempo en puntos cercanas entre sí, y debido a la alta temperatura se “comerá” excesivo material (Fig. A.11). Bajando la temperatura de corte para evitar dicho problema en el contorno de menor perímetro, el problema aparecerá en la cara opuesta, donde una temperatura insuficiente impedirá un correcto avance del hilo a través del material.

4.3.3. Adaptación de las piezas

Debido a las limitaciones mencionadas en la subsección precedente, algunas de las piezas han debido de ser adaptadas o incluso divididas en distintas partes para poder ser cortadas mediante la técnica de hilo caliente. A continuación se exponen en detalle las adaptaciones llevadas a cabo.

Fuselaje. El fuselaje se puede obtener como una extrusión de un perfil “suave” y continuo, por lo que no ha sido necesario realizar adaptación alguna en esta pieza.

Ala. El ala es la pieza más compleja de todo el modelo. El primer paso pasa por dividirla en semiala derecha y semiala izquierda. Introduciendo en el programa los datos relativos a una de las dos semialas, la otra se puede obtener fácilmente por simetría. Sin embargo, todavía no es posible la construcción de una semiala en una única operación de corte. Esta pieza no se ajusta ni a una extrusión ni a un lofting, ya que estas operaciones se basan en la generación de piezas a partir de contornos situados en planos paralelos. Por ello, se ha tenido que dividir la semiala en dos partes: anterior y posterior (Fig. 4.4).

Parte anterior de la semiala. Esta pieza se puede obtener mediante un lofting de dos contornos con perímetros similares situados en caras paralelas, por lo que no es necesario realizar más adaptaciones.

Parte posterior de la semiala. Esta pieza es una de las más complejas de todo el modelo. Para poder empezar a abordarla, es necesario identificar dos planos paralelos

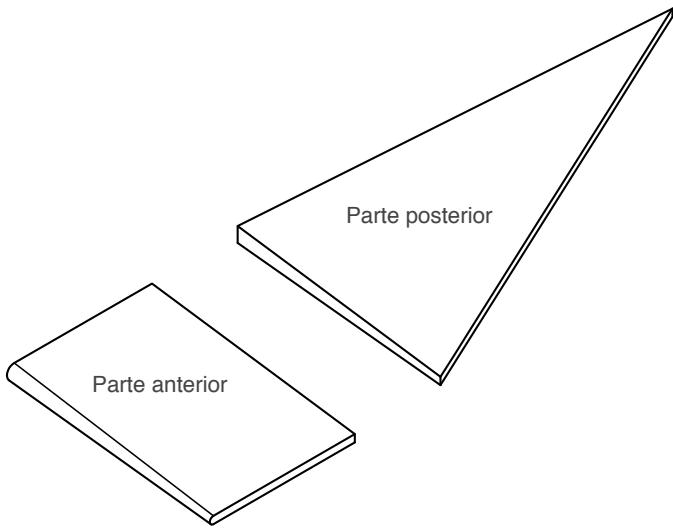


Figura 4.4: Partes anterior y posterior de la semiala izquierda.

que permitan definir una operación de lofting. Los planos elegidos son: el plano en el que se unen las partes anterior y posterior de la semiala, y un plano paralelo a éste que contiene al punto más atrasado del ala. Sin embargo, como ya se ha comentado, este corte generaría una pieza “quemada” cerca de la parte posterior, ya que el hilo se mantendría estacionario en un único punto mientras recorre el contorno en el plano opuesto. Para solucionar este problema, se ha procedido a extender la sección de la punta de ala (Fig. 4.5) hasta que el contorno obtenido en

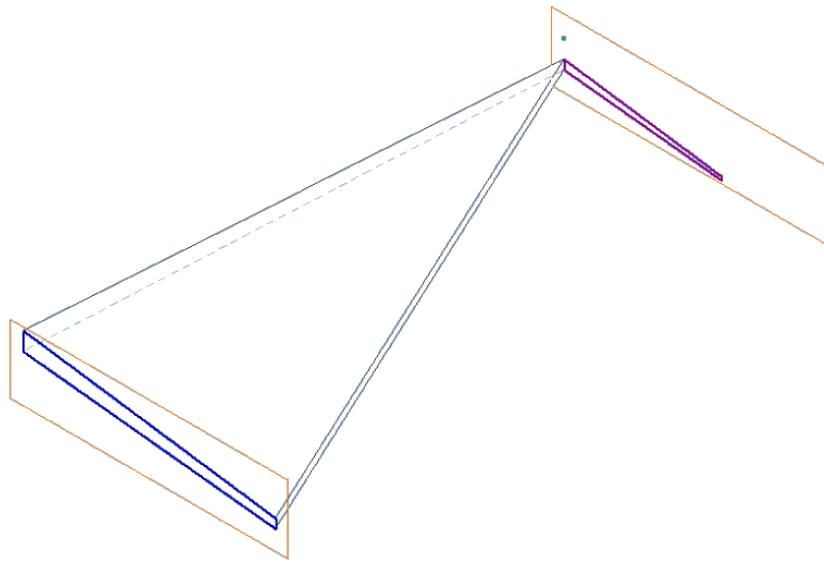


Figura 4.5: Extensión de la sección de punta de ala.

el plano posterior disponga de un perímetro lo suficientemente grande como para que la pieza resultante no resulte “quemada”. A continuación, una vez fabricada la pieza “extendida”, mediante una operación de corte sencilla se ha eliminado la parte sobrante, consiguiendo obtener finalmente la pieza deseada.

Cola vertical. Esta pieza también ha generado dificultades durante su construcción. Es evidente que se trata de una pieza generable mediante lofting, situándose uno de los planos en la parte inferior del fuselaje y el otro, paralelo a éste, a la altura de la cola horizontal. En este caso, no existe el riesgo de “quemar” la pieza ya que las dos secciones cuentan con perímetros del mismo orden de magnitud. Sin embargo, la mesa de trabajo tiene unas dimensiones de 83x80 cm, es decir, el ángulo máximo que se puede inclinar el hilo es:

$$\Lambda_{\max} = \arctan \frac{83}{80} \cong 46 \text{ grados} \quad (15)$$

La cola vertical, como se incida en la Fig. A.8, presenta un valor del ángulo de flecha (máximo en el borde de ataque) de 46 grados, por lo que debería posicionarse el bloque con infinita precisión para que ninguno de los cabezales llegase al final de su recorrido antes de haber completado el corte. Tras varios intentos, se ha descartado esta opción.

Para superar este problema, se han proyectado los perfiles inferior y superior sobre planos perpendiculares al borde de fuga, que tiene una flecha de 28,2 grados. Con ello se ha conseguido que la inclinación del hilo durante su recorrido por el borde de fuga sea de $46 - 28,2 = 17,8$ grados en lugar de 46. Una vez obtenida la pieza, se han eliminado el material sobrante (las partes proyectadas) mediante dos cortes sencillos, obteniendo finalmente la pieza deseada.

Cola horizontal. Como el fuselaje, esta pieza se puede obtener mediante una sencilla extrusión, por lo que no ha requerido ninguna adaptación.

4.4. Ensamblaje

Una vez superadas todas las limitaciones encontradas durante el proceso de corte de las distintas piezas que conforman el modelo a escala (Fig. 4.6), se puede proceder al ensamblaje del modelo completo. Por recomendación del técnico del taller, se ha usado cola Pattex 100 % para unir las piezas entre sí.

El procedimiento seguido ha sido el siguiente:

1. Unión de las partes anterior y posterior de sendas semialas.
2. Unión de cada una de las semialas al fuselaje.
3. Unión de la cola horizontal a la cola vertical.
4. Unión de la cola al fuselaje.

Tras la aplicación de cola entre las superficies de dos piezas distintas, se ha requerido una espera de alrededor de 30 minutos para una correcta unión. Durante

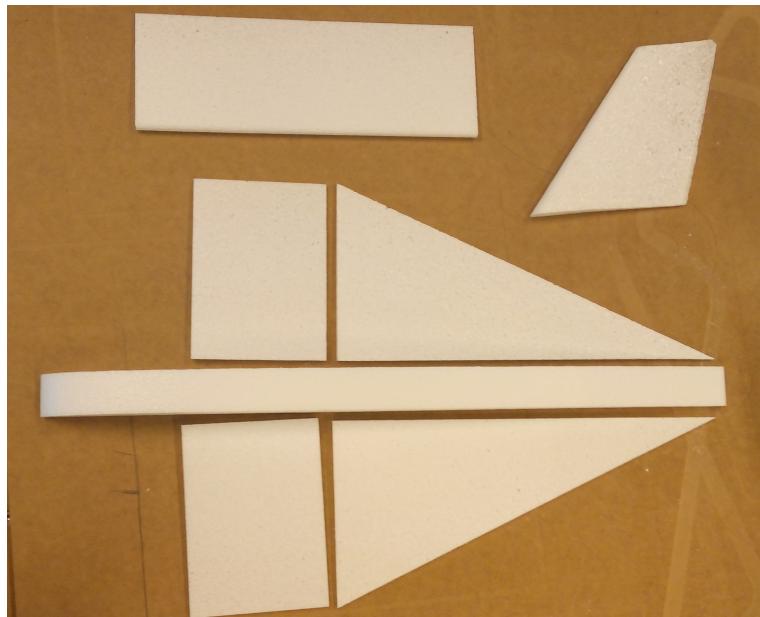


Figura 4.6: Partes del modelo a escala antes de ser ensambladas. De izquierda a derecha y de arriba a abajo: cola horizontal, cola vertical, semiala derecha, fuselaje y semiala izquierda.

este tiempo, se ha presionado una pieza contra la otra para mejorar el resultado final del ensamblaje. El modelo ensamblado se muestra en la Fig. A.12.

5. Pruebas experimentales

Uno de los principales factores limitantes del modelo a escala del vehículo WIG construido es el hecho de que no cuenta con una planta propulsora. Esto implica que, para poder determinar sus características de vuelo será necesario diseñar unas pruebas que permitan la propulsión del vehículo mediante fuerzas externas al mismo. Para ello, será necesario ingeniar un sistema que permita dotar al modelo de una velocidad inicial conocida, evitando en la medida de lo posible que este sistema externo afecte notablemente a la eficiencia y a los resultados de las pruebas.

En las siguientes subsecciones se expondrá cuál es el sistema ideado para propulsar el modelo, indicando también las pequeñas modificaciones que se han debido realizar sobre el mismo. A continuación, se explicará cómo y dónde se han llevado a cabo las pruebas y se proporcionarán los resultados obtenidos, que serán sometidos a un discusión crítica y justificada.

5.1. Preparación

5.1.1. Concepción de las pruebas

Las principales dificultades que surgen a la hora de determinar las prestaciones del modelo son consecuencia de la decisión de haber construido un modelo no autopropulsado, por motivos comentados anteriormente. Si hubiese incorporado una pequeña planta propulsora, habría sido suficiente con establecer una potencia y medir una serie de prestaciones como la velocidad o la separación vertical, entre otras.

Sin embargo, esta carencia obliga a ser más creativos e idear una serie de pruebas alternativas. En lugar de asociar una serie de potencias generadas por la planta propulsora a las correspondientes velocidades alcanzadas por el modelo, se proponen otro tipo de pruebas en las que se asociará un impulso inicial conocido a la distancia recorrida por el modelo hasta su detención.

Asimismo, durante las pruebas se prestará especial atención a un factor difícilmente cuantificable pero fácilmente observable: la estabilidad del modelo para distintas velocidades (es decir, para distintos impulsos iniciales). Por ello, las pruebas se grabarán en vídeo para un posterior análisis detallado de la trayectoria del vehículo, así como de las posibles variaciones de altitud y del ángulo de cabeceo durante el vuelo.

5.1.2. Mecanismo de lanzamiento

Al no contar con planta propulsora, el modelo se debe poner en movimiento mediante la acción de alguna fuerza externa. El método más natural y sencillo es

lanzarlo manualmente, pero esto imposibilita la cuantificación de las prestaciones del modelo, ya que resulta muy difícil lanzarlo con la velocidad y el ángulo deseados.

Así pues, se ha optado por el uso de un resorte para dotar al modelo de una velocidad inicial. El resorte acumulará una energía potencial elástica (calculable) que se transformará en energía cinética, haciendo salir al modelo de su posición de reposo. Además, si el mecanismo de lanzamiento se diseña cuidadosamente, es posible lanzar el vehículo con el ángulo deseado e incluso dotarlo de una velocidad inicial deseada que pueda resultar de especial interés.

Aunque se haya hablado del uso de un resorte, esto no implica necesariamente el uso de un muelle metálico. La definición técnica y más amplia de resorte es la siguiente [9]: *operador elástico capaz de almacenar energía y desprenderse de ella sin sufrir deformación permanente cuando cesan las fuerzas o la tensión a las que es sometido*. Dentro de esta definición entra también el concepto de cinta elástica, que es lo que se utilizará para efectuar el lanzamiento del modelo (Fig. A.13).

Uno de los extremos de la cinta se fijará al suelo (o a la superficie sobre la que se vaya a lanzar el modelo), mediante cinta adhesiva, tal y como se muestra en la Fig. A.14. En el otro extremo se realiza un agujero que permitirá “anclar” el modelo a la cinta (será necesario realizar adaptaciones en el modelo, como se detallará en la siguiente subsección). La cinta se someterá a tensión manualmente, incrementando su longitud, de modo que almacenará energía potencial elástica. Realmente, no se estirará de la cinta, sino del modelo, que estará unido a ésta. Al liberarlo, la cinta recuperará su longitud original, transmitiendo la energía potencial elástica que había acumulado al modelo, que se liberará de la cinta e iniciará el vuelo con una velocidad determinada, en función de cuánto se haya estirado la cinta elástica. Este incremento de longitud se medirá hasta el punto correspondiente al orificio realizado en el extremo de la cinta.

5.1.3. Adaptación del modelo

Como ya se ha anticipado, es necesario incorporar al modelo un elemento que le permita permanecer unido a la cinta elástica mientras ésta está en tensión y que, al mismo tiempo, permita que el vehículo se libere de la cinta una vez toda su energía potencial elástica haya sido liberada.

Para ello, se ha incorporado un gancho o alcayata en la parte inferior delantera del fuselaje del modelo, que sobresale ligeramente, tal y como se aprecia en la Fig. 5.1. Nótese que se le ha dotado de un cierto ángulo de ataque con el objetivo de que se pueda liberar de la cinta elástica con una pérdida mínima de energía.

Aunque la alcayata utilizada cuenta con un roscado en la parte que ha sido introducida en el fuselaje, esto no es suficiente para mantenerla unida al modelo adecuadamente, debido a las características del poliestireno expandido. Por ello, tal

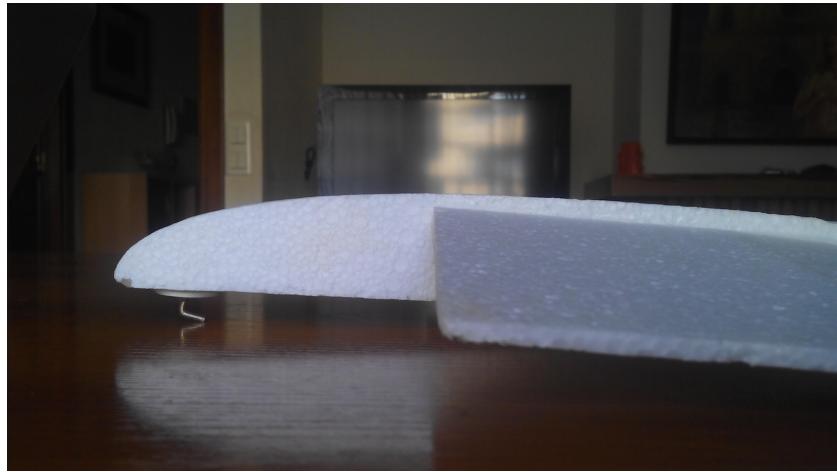


Figura 5.1: Alcayata en la parte delantera del fuselaje.

y como se observa en la Fig. A.15, se ha hecho uso de cola de contacto (la misma que la utilizada para unir las partes del modelo) y además se ha incorporado una arandela de plástico, con el objetivo de evitar que la alcayata rompa el material del modelo cuando éste se encuentra unido a la cinta elástica en tensión. Al distribuir cola alrededor de la alcayata y de la arandela, la tensión ejercida por la alcayata sobre el modelo se distribuye y se evitan posibles daños.

Tras esta incorporación, la masa del modelo asciende hasta los 34 gramos y su centro de gravedad se adelanta hasta situarse a 27 cm del extremo frontal del fuselaje.

5.1.4. Calibración de la cinta elástica

Aunque la cinta elástica no es un muelle propiamente dicho, su comportamiento sí es equivalente al de un resorte y por lo tanto cabe esperar que se ajuste a la ley de Hooke:

$$F = -k\delta \quad (16)$$

Es interesante estimar el valor de la constante elástica k , ya que permitirá conocer de inmediato la fuerza ejercida sobre el modelo si se conoce la longitud δ que se ha elongado la cinta elástica. Además, conocer esta constante también puede servir para calcular la energía potencial elástica que se transfiere al modelo en forma de energía cinética y por lo tanto su velocidad inicial.

Sin embargo, esta información también se puede obtener a partir de las mismas pruebas, que van a ser grabadas en vídeo. Es por ello que el objetivo principal de la calibración de la cinta elástica no es tanto determinar el valor exacto de su constante, sino comprobar que efectivamente se comporta como un resorte y que su respuesta es lineal, es decir, que para una elongación de por ejemplo 50 cm, la fuerza ejercida

sobre el modelo sea el doble que la ejercida para una elongación de 25 cm.

Para comprobar esta hipótesis, se ha colocado la cinta elástica en posición vertical y se le han colgado una serie de pesos, que se han ido variando hasta que la cinta se ha elongado hasta la distancia deseada en cada caso. Los resultados obtenidos se proporcionan en la Tabla 5.1.

Tabla 5.1: Experimentos realizados para la calibración de la cinta elástica.

#	Experimento	Masa [kg]	Peso [N]	δ [cm]
1		1,222	11,99	30
2		1,511	14,82	40
3		1,710	16,78	45
4		1,886	18,50	50

A partir de esta información, se ha obtenido la recta que mejor se ajusta a los datos (Fig. A.16) y se ha observado que el comportamiento de la cinta elástica es altamente lineal, comportándose como un resorte de constante elástica 0,37 N/cm.

5.2. Desarrollo y resultados

La primera de las pruebas ha consistido en lanzar el vehículo para determinar su respuesta en estabilidad a varias velocidades. Para ello, se han realizado varios lanzamientos, tensionando la cinta elástica hasta alcanzar elongaciones de 30, 40 y 50 cm respectivamente. En la Fig. 5.2 se muestran cuatro fotogramas consecutivos correspondientes a uno de los lanzamientos realizados en esta primera fase de las pruebas. Entre el primero y el último fotograma han transcurrido 0,12 segundos.

Las pruebas se han realizado al aire libre en una zona espaciosa y sobre una superficie aparentemente lisa. A pesar de que el viento soplaban con una fuerza prácticamente imperceptible, se ha notado que cuando los lanzamiento se realizaban en un sentido los resultados eran diferentes a los obtenidos en el sentido opuesto, por lo que se han tomado medidas para ambos sentidos con el objetivo de obtener una media posteriormente que se aproxime más al resultado real.

Todas las pruebas de interés han sido grabadas con una cámara de vídeo a 25 fps (fotogramas por segundo). A partir de estos vídeos, se podrán medir algunos parámetros como la velocidad inicial del modelo determinando la distancia recorrida entre varios fotogramas consecutivos o la separación vertical entre el suelo y el modelo durante el vuelo.

De la primera fase de pruebas se puede estimar el comportamiento del modelo bajo la influencia del efecto suelo. Para determinar si el efecto suelo supone realmente una ventaja considerable, se ha realizado una segunda tanda de pruebas en las que el modelo no se lanza a ras de suelo, sino des de una cierta altura. El objetivo de

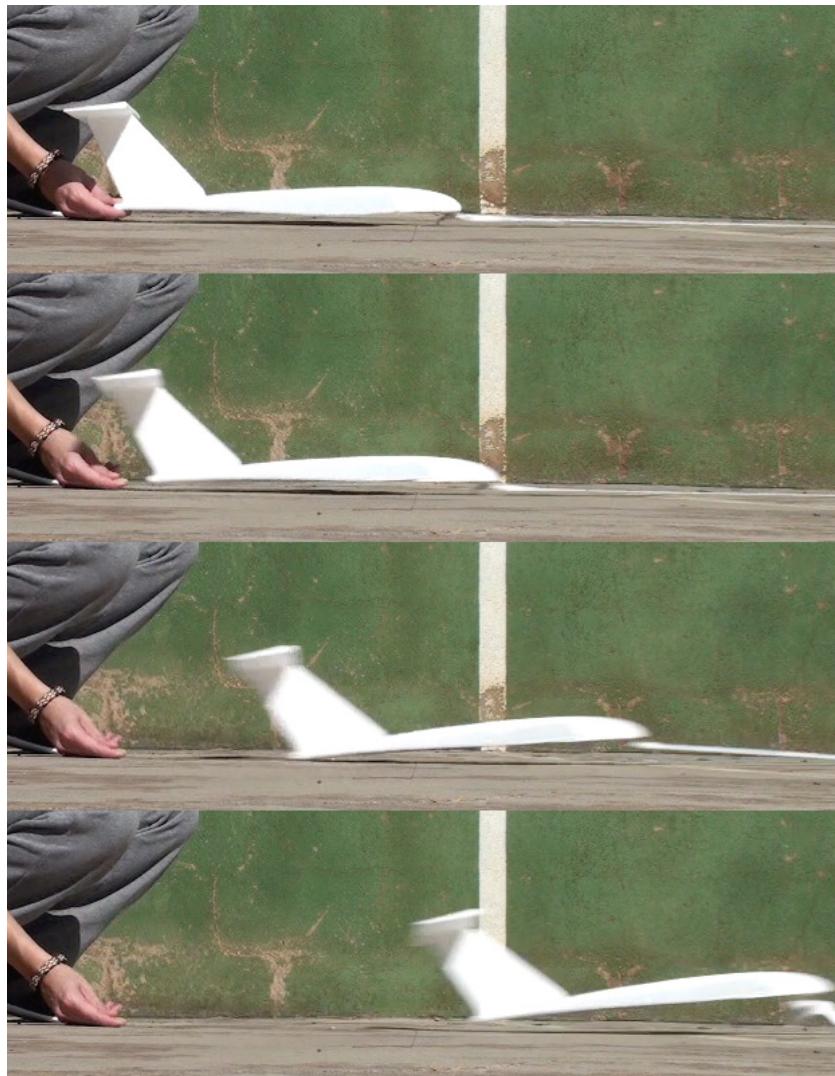


Figura 5.2: Fotogramas correspondientes a la fase inicial de lanzamiento del modelo.

estas pruebas es determinar cuánto tarda el modelo en alcanzar de nuevo la altura a desde la que ha sido lanzado y la distancia recorrida durante ese intervalo de tiempo, y compararla con los resultados correspondientes a las pruebas realizadas bajo la influencia del efecto suelo.

En este caso, las pruebas se han realizado en otra zona resguardada del viento pero de dimensiones menores (Fig. A.17), por lo que por razones de espacio tan solo se han realizado lanzamientos para una elongación de la cinta elástica de 30 cm. En cualquier caso, haber lanzado el modelo con la cinta más tensionada habría resultado peligroso debido a la velocidad vertical que puede llegar a alcanzar en cuanto llega al suelo. Por este mismo motivo, la altura desde la que se ha lanzado es bastante reducida: 20 cm, ya que el modelo ha sufrido algunos daños en intentos de lanzarlo desde alturas superiores. Sin embargo, se considera que 20 cm son suficientes para que la aeronave opere fuera de la zona de influencia del efecto suelo, ya que la separación vertical estimada en alguno de los videos anteriores es inferior a 5 cm,

como se verá en el apartado de resultados de la siguiente subsección.

Por último, además de estudiar el comportamiento del vehículo operando dentro y fuera de la zona de influencia del efecto suelo, se ha querido también estudiar cómo se ve modificada su respuesta en estabilidad a variaciones de peso y del centro de gravedad. Para ello, se ha recurrido al uso de monedas, que situadas sobre el fuselaje del modelo permiten modificar su peso y desplazar el centro de gravedad en la dirección deseada. Se han probado varios casos, entre ellos la incorporación de un peso de 25 gramos (incrementando el peso total del modelo hasta los 59 gramos) sobre el centro de gravedad, y la incorporación de este mismo peso delante del centro de gravedad, haciendo que éste se desplace hacia delante.

5.2.1. Alcance con efecto suelo

La primera tanda de pruebas ha consistido en lanzar el modelo estirando la cinta elástica una cierta distancia. En este caso, el modelo se lanza a ras de suelo, por lo que cabe esperar que vuele dentro de la zona de influencia del efecto suelo. El dato de mayor interés es la distancia recorrida por el vehículo en cada caso. En la Tabla A.2 se proporciona dicha información para cada una de las pruebas realizadas.

Se ha repetido cada prueba tres veces, con el objetivo de reducir posibles errores aleatorios. Sin embargo, como las pruebas no se realizan en un recinto cerrado, es posible que todos los resultados se hayan visto afectados por un error sistemático inducido por el viento que, aunque inapreciable para el ser humano, puede afectar considerablemente a un objeto tan ligero. Por ello, se han repetido las pruebas anteriores pero lanzando el modelo en sentido opuesto. Tanto en el caso anterior como en éste el modelo ha volado en línea recta, por lo que se considera que la dirección elegida (Norte-Sur) es la misma dirección en la que soplaban el viento durante la realización de las pruebas. Los resultados obtenidos en este caso se detallan en la Tabla A.3.

De los resultados registrados se deduce que sí existe un error sistemático debido al viento, tanto si el modelo se lanza en una dirección como en la opuesta. Además, se observa que, a medida que aumenta la elongación de la cinta elástica, el error introducido se reduce. Este es debido a que cuanto mayor es el impulso imprimido al modelo, menor efecto relativo tiene el viento sobre él.

Para poder realizar cálculos posteriormente a partir de los datos obtenidos experimentalmente, es necesario obtener para cada elongación de la cinta elástica un correspondiente valor único de distancia recorrida por el modelo. Por ello, se han tomado las medias de los distintos valores observados. En la Tabla A.4 se proporcionan las medias correspondiente a los lanzamientos en sentido norte (N), a los lanzamiento en sentido sur (S) y a todos los lanzamientos en cualquiera de los dos sentidos (tres últimas filas).

A partir de dicha información se puede determinar la relación existente entre la elongación de la cinta elástica y la distancia recorrida por el modelo. En la Fig. 5.3

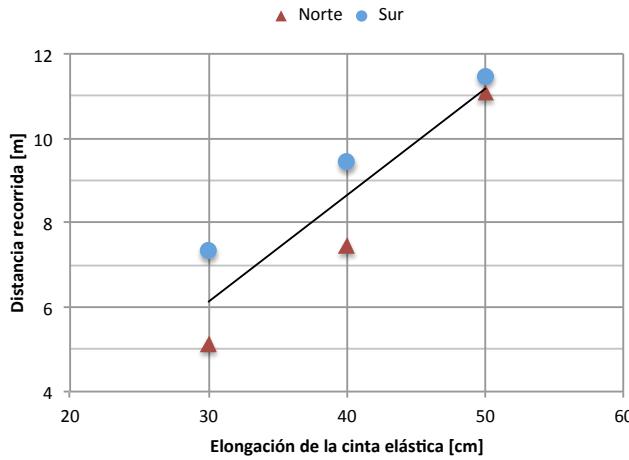


Figura 5.3: Ajuste mediante una recta de los datos experimentales relativos al lanzamiento del modelo en la zona de influencia del efecto suelo.

se observa que se trata de una relación lineal. La ecuación de la recta que mejor se ajusta a los datos experimentales es:

$$d = 25,25\delta - 1,44 \quad (17)$$

con la distancia recorrida d y la elongación de la cinta elástica δ ambos en las mismas unidades.

A partir del valor de la constante elástica de la cinta obtenido en la sección 5.1.4 es posible estimar la velocidad inicial con la que es lanzado el modelo en cada caso. Para ello, se supone que existe una transformación sin pérdidas de toda la energía potencial elástica de la cinta a energía cinética. Igualando ambas expresiones se tiene:

$$\frac{1}{2}k\delta^2 = U_e = E_C = \frac{1}{2}mv^2 \quad (18)$$

de donde es posible despejar la velocidad:

$$v = \sqrt{\frac{k}{m}}\delta \quad (19)$$

Recordando que $k = 37 \text{ N/m}$ y $m = 34 \text{ g}$, se obtienen velocidades de 9,9, 13,2 y 16,5 m/s para elongaciones de 30, 40 y 50 cm, respectivamente.

Éstas son las velocidades iniciales con las que cabe esperar que haya sido lanzado el modelo en el momento de su separación de la cinta elástica (cuando ésta ya ha perdido toda su energía potencial). Sin embargo, se ha asumido que la transformación

de energía es ideal, sin pérdidas, y además se han despreciado las variaciones que hayan podido dar en la energía potencial gravitatoria, ya que el modelo gana cierta altura al ser lanzado a ras de suelo, si bien esta altura es pequeña y el modelo poco pesado por lo que este efecto no debería tener demasiada influencia en los valores de velocidad calculados.

Como no se puede saber a ciencia cierta que las pérdidas de energía producidas durante la separación del modelo respecto de la cinta elástica sean despreciables a la hora de determinar la velocidad mediante este método, se ha procedido a hacer uso de las grabaciones de vídeo del modelo para estudiar visualmente qué distancia recorre el modelo al inicio del lanzamiento en un cierto número de fotogramas (es decir, en un cierto tiempo). De este modo, es posible obtener una estimación más directa de la velocidad inicial y, en caso de que las pérdidas de energía sean relevantes, un valor también más preciso que el calculado teóricamente.

Para estimar la velocidad del modelo a partir de los fotogramas extraídos de las grabaciones de vídeo es imprescindible saber que la cámara graba a 25 fps, o lo que es lo mismo, dos fotogramas consecutivos están espaciados temporalmente entre sí por 40 ms. La grabación se realiza desde arriba, con la cámara apuntando hacia el suelo, sobre el cual se ha marcado una escala necesaria para poder determinar el espacio recorrido entre fotogramas (Fig. A.18). Los valores de velocidad inicial obtenidos por este método son: 5,0, 6,3 y 7,8 m/s para elongaciones de 30, 40 y 50 cm, respectivamente.

Evidentemente, el método teórico no es válido en este caso, ya que las pérdidas de energía son tan grandes que la velocidad con la que realmente se lanza el modelo es inferior a la mitad del valor estimado analíticamente. Como ya se ha anticipado, la posible causa de esta pérdida energética es una separación no ideal del modelo respecto de la banda elástica. Por ello, de aquí en adelante se hará uso de los valores de las velocidades iniciales estimadas experimentalmente a partir de las grabaciones.

Así pues, a estas alturas conocemos la velocidad del modelo en tres puntos: el punto en el que el lanzador suelta el modelo, con la cinta elongada hasta la distancia deseada, donde la velocidad es nula ($d_{-1} = -x, v_{-1} = 0$); el punto en el que la cinta ha liberado toda su energía potencial elástica ($d_0 = 0, v_0$ variable); y el punto en el que el modelo se detiene ($d_f = d, v_f = 0$).

Entre los puntos (-1) y (0), el modelo sigue un movimiento rectilíneo uniformemente acelerado, debido a la transformación de energía potencial elástica en velocidad. En la segunda fase, desde (0) a (f), el movimiento del modelo es uniformemente decelerado, debido a las resistencias de fricción y aerodinámica generadas, así como a la eventual fricción con el suelo. El tramo que nos interesa analizar es el segundo, ya que conociendo algunos de los parámetros, como la velocidad inicial, la velocidad final y la distancia recorrida, es posible determinar la desaceleración sufrida

por el cuerpo, lo cual puede ser un buen estimador de su resistencia al avance y, en consecuencia, de su eficiencia aerodinámica.

Recordando las ecuaciones del movimiento rectilíneo uniformemente acelerado para la velocidad,

$$v(t) = at + v_0 \quad (20)$$

y para la posición,

$$x(t) = \frac{1}{2}at^2 + v_0t + x_0 \quad (21)$$

es posible obtener una expresión independiente del tiempo que relacione posición, velocidad y aceleración del cuerpo, despejando el tiempo de (20) y sustituyendo en (21):

$$v^2 = 2a(x - x_0) + v_0^2 \quad (22)$$

Particularizando la ecuación (22) en el punto final, en el que $v = 0$ y $x = d$, y teniendo en cuenta que $x_0 = 0$ ya que se ha tomado el punto de liberación del modelo respecto de la cinta elástica como origen a la hora de realizar las mediciones, se puede obtener una expresión para la aceleración:

$$a = -\frac{v_0^2}{2d} \quad (23)$$

obteniendo $-2,0$, $-2,3$ y $-2,7 \text{ m/s}^2$ para elongaciones de la cinta elástica de 30, 40 y 50 cm respectivamente.

Para verificar la hipótesis de que el movimiento del modelo se puede simplificar a un movimiento rectilíneo uniformemente acelerado, se ha medido la velocidad del modelo a 5 metros del origen ($d = 5 \text{ m}$). Esta prueba se ha realizado varias veces para una misma elongación de 50 cm, y se ha grabado en vídeo para poder determinar la velocidad del modelo a su paso por ese punto (Fig. A.19). El valor estimado para la velocidad es de 5,5 m/s.

Acudiendo a la ecuación (22), particularizando para $x - x_0 = 5 \text{ m}$ e introduciendo para la aceleración el valor estimado previamente de $-2,7 \text{ m/s}^2$, se obtiene que la velocidad en este punto debería ser de 5,8 m/s, un valor suficientemente cercano al calculado teóricamente de 5,5 m/s, por lo que se da por válida la hipótesis de que el movimiento del modelo es uniformemente decelerado.

5.2.2. Alcance sin efecto suelo

El principal objetivo que se busca con la realización de pruebas sobre este modelo es demostrar que goza de estabilidad y que sus prestaciones aerodinámicas son superiores cuando vuela dentro del área de influencia del efecto suelo que cuando lo hace fuera de ella. Por ello, es necesario probar el modelo no solo cerca del suelo, sino también lanzándolo desde una cierta altura.

En el subapartado anterior, se han proporcionado las distancias que ha sido capaz de recorrer el modelo manteniendo su altura, hasta que debido a la pérdida de velocidad, la sustentación ha sido insuficiente para compensar el peso y ha caído al suelo, acabándose de frenar por completo. En este caso, lo que se va a medir es la distancia horizontal que recorre el modelo desde que es lanzado desde una cierta altura hasta que regresa a dicha altura, con el objetivo de determinar cómo influye el hecho de que exista o no una superficie cerca del modelo durante el vuelo.

Debido a la posibilidad de que el modelo sufra daños estructurales si se lanza desde gran altura y/o a gran velocidad, se ha decidido lanzarlo desde 20 cm de altura y con la cinta elástica elongada 30 cm respecto de su posición de reposo. Se ha repetido la prueba dos veces, obteniendo los resultados que se proporcionan en la Tabla A.5.

Para la determinación de dichas distancias, como el modelo se encuentra en movimiento en el momento de interés, se han grabado las pruebas en vídeo (a 25 fps) y se ha realizado una sencilla construcción geométrica que permite saber a qué distancia respecto del punto en el que el modelo se libera de la cinta elástica se recupera la altura inicial de vuelo. Se ha grabado la zona en la que se espera que suceda el evento, colocando en el fondo de la escena un objeto de dimensiones conocidas (un trozo de cinta adhesiva) que permita establecer posteriormente relaciones entre píxeles y distancias reales, tal y como se muestra en la Fig. A.20. Además, la cámara se ha puesto a grabar a una altura de 20 cm, para que capture la zona de interés en ángulo recto.

Mediante análisis por ordenador de los fotogramas capturados, se determinará a qué distancia horizontal respecto al objeto conocido (la cinta adhesiva en el fondo de la escena) el modelo regresa a la altura de vuelo inicial desde la que ha sido lanzado. Conociendo esta distancia, es posible saber la distancia recorrida desde el momento en el que se separa de la cinta elástica ya que se conoce que entre dicho punto y la cinta adhesiva situada en la pared existe una separación horizontal de 2,15 metros.

Tal y como se observa en la Fig. A.21, se han superpuesto los sucesivos fotogramas de interés, lo cual permite trazar aproximadamente la trayectoria del modelo y determinar el corte con la línea de altura de 20 cm. En la primera de las pruebas, el modelo superaba en 15 cm el punto de referencia cuando ha regresado a su altura de

vuelo inicial, mientras que en la segunda prueba lo ha hecho 28 cm antes de llegar al punto de referencia. Conociendo estos datos, es inmediato deducir los valores de la Tabla A.5 relativos a la distancia recorrida desde el origen del lanzamiento, en el momento en el que el modelo se libera de la cinta elástica.

Como en apartados anteriores, se puede tomar la media (2,1 m) como estimación válida de la distancia recorrida. Este valor es sensiblemente inferior al obtenido anteriormente para la misma prueba, con la cinta también tensada hasta los 30 cm, con la diferencia de que en este caso no se ha podido aprovechar del aumento de sustentación ocasionado por el efecto suelo. Así pues, de 6,2 metros se ha descendido a únicamente 2,1, un descenso de más del 66 %.

Como ya se ha mencionado, el hecho de que el modelo pierda altura se debe a que la sustentación generada no es suficiente para compensar el peso. Esta pérdida de sustentación en las pruebas anteriores se debía a la reducción de la velocidad del vehículo, que a su vez venía dada por la resistencia de fricción y aerodinámica generadas sobre el modelo. En este caso, la pérdida de sustentación no solo se debe a una reducción de la velocidad ocasionada por la resistencia, si no que el hecho de que el modelo vuele fuera de la zona de influencia del efecto suelo hace que la sustentación generada sea menor, de modo que el modelo pierde altura de una forma mucho más pronunciada que en el caso anterior. Recordando que la eficiencia aerodinámica relaciona la generación de sustentación y resistencia, se puede deducir que un vehículo diseñado especialmente para beneficiarse del efecto suelo puede alcanzar niveles de eficiencia superiores que los que tradicionalmente alcanzan las aeronaves convencionales.

5.2.3. Estabilidad

Uno de los aspectos que más quebraderos de cabeza generó durante el nacimiento de los ekranoplanos fue la estabilidad del vehículo durante el vuelo. Este problema surge del hecho de que, en un vehículo que opera en la zona de influencia del efecto suelo, la sustentación no depende solo de la velocidad y el ángulo de ataque del ala, sino que también entra en escena la separación vertical entre el suelo y el ala. La inclusión de este nuevo factor puede llevar a problemas de estabilidad importantes si la aeronave no se diseña cuidadosamente.

Por poner un ejemplo de la dificultad añadida al incluir una nueva fuente de generación de sustentación, imagínese que el vehículo vuela a una velocidad y altura prefijadas por el piloto, con un ángulo de ataque también fijo. En el caso de los aviones convencionales, esta situación de equilibrio solo podría verse alterada por la aparición de ráfagas de viento o por fallos mecánicos. Sin embargo, en el caso de un vehículo que vuela cerca del suelo, la existencia de imperfecciones en la superficie subyacente también podría influir en las condiciones de vuelo. Si estas imperfeccio-

nes son lo suficientemente grandes (por ejemplo, una ola en la superficie del mar), la distancia que separa al vehículo del suelo (del mar en este caso) se reducirá momentáneamente, generando un aumento de sustentación y haciendo crecer la altura de vuelo. En cuanto la perturbación pase, el vehículo se encontrará más alejado de la superficie subyacente, por lo que el efecto suelo será más reducido y por ende iniciará un descenso. Si la aeronave no se diseña correctamente, podría acabar en el suelo (o en el agua), al ser insuficiente el incremento de sustentación generado por el efecto suelo para contrarrestar el descenso del vehículo.

Es evidente que, ante la previsión de que puedan existir variaciones de altura incontrolables en la superficie subyacente sobre la que volará el vehículo, será necesario diseñarlo de tal manera que goce de estabilidad dinámica, regresando a su posición previa a la aparición de la perturbación del modo más “suave” posible. De hecho, lo ideal es que ante perturbaciones de dimensiones comunes (es decir, olas no extremadamente grandes), el vehículo ni siquiera llega a abandonar su posición de equilibrio, o al menos que el efecto de la perturbación sea tan reducido que resulte imperceptible para la tripulación y el pasaje.

Por estos motivos, entre otros, se ha decidido realizar pruebas que determinen, al menos de forma cualitativa, cuál es la respuesta dinámica del modelo a perturbaciones que influyen sobre la sustentación. En los párrafos anteriores, se ha citado que una perturbación de sustentación puede estar ocasionada por imperfecciones considerables en la superficie subyacente. Sin embargo, estas perturbaciones sobre la sustentación se pueden simular, aunque la superficie sea totalmente lisa, modificando la velocidad.

En las pruebas realizadas hasta ahora cuyos resultados se han proporcionado en subsecciones anteriores, el modelo experimenta variaciones en la velocidad, tal y como se muestra en la Fig. 5.4. Teniendo en cuenta que la sustentación es directamente proporcional al cuadrado de la velocidad, cabe esperar que durante el vuelo el modelo experimente cambios en la sustentación todavía más pronunciados que los mostrados en la Fig. 5.4. Estas variaciones de sustentación deberían generar cambios de altura significativos si el modelo no estuviese diseño debidamente.

Éste es uno de los principales problemas que se tuvo que abordar durante los primeros años de los vehículos WIG. Se propusieron algunas soluciones, algunas con más acierto que otras, y en este caso se ha escogido la solución propuesta por Lippisch de hacer uso de un ala delta con flecha invertida. Se trata de una de las soluciones que mejores resultados ha dado, y por ello se ha querido comprobar su buena respuesta dinámica a las perturbaciones.

Aunque el modelo diseñado se trata de una simplificación a la que le faltan algunos de los componentes presentes en los vehículos reales, los resultados de estabilidad observados durante las pruebas son bastante buenos. Aunque es cierto que durante

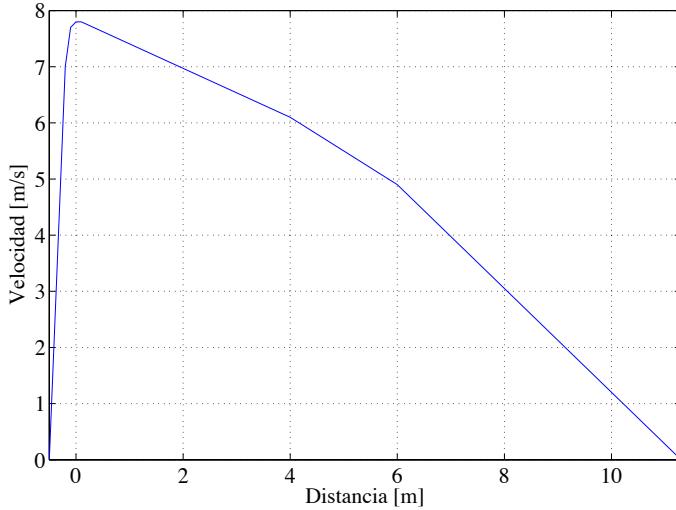


Figura 5.4: Evolución de la velocidad del modelo durante un lanzamiento con cinta elástica tensionada a 50 cm.

los primeros instantes del lanzamiento, cuando la velocidad del modelo es máxima, éste se eleva a una altura ligeramente superior a la que se considera de equilibrio (a la que se mantiene durante prácticamente la totalidad de la prueba), en cuanto la velocidad empieza a descender el modelo disminuye su separación con la superficie subyacente de forma suave.

En algunas pruebas en las que el modelo se ha lanzado con un mayor ángulo de ataque, la altura alcanzada ha sido superior, comportando un descenso más brusco y en ocasiones impidiendo que el modelo se estabilice en su altura de equilibrio antes de impactar con el suelo. Sin embargo, ésta es una situación específica en la que dos parámetros influyen en la sustentación de manera simultánea: la variación en velocidad y un ángulo de ataque anormal más típico de las fases de ascenso de los aviones convencionales. De poderse llegar a dar estas dos situaciones en la vida real, sería necesario comprobar la respuesta del vehículo real y, en caso de no ser la adecuada, deberían incorporarse más soluciones estabilizadoras, como por ejemplo el uso de perfiles en el ala principal con forma de S, lo cual se ha demostrado que mejora la estabilidad.[10]

5.2.4. Separación vertical

La separación vertical (o *ground clearance* en inglés) es la distancia existente entre la parte inferior del vehículo WIG y la superficie subyacente sobre la que vuela. Habitualmente este parámetro se adimensionaliza mediante la cuerda media aerodinámica, \bar{c} , lo cual proporciona un valor de elevada utilidad ya que existe una cantidad significativa de datos experimentales sobre vehículos WIG que están representados en función de la *ground clearance* o para varios valores discretos de la misma.

Por ello, se ha decidido realizar una prueba para medir la separación del modelo. Se ha observado que ésta no depende prácticamente de la velocidad de vuelo, por lo que se proporcionan a continuación únicamente el resultado obtenido para el caso en el que el modelo se lanza habiendo tensado la cinta elástica 50 cm.

Mediante la grabación con cámara de vídeo de la prueba, ha sido posible determinar a partir de varios fotogramas, como el aportado en la Fig. A.22, que aproximadamente son 3,1 centímetros los que separan la parte inferior del fuselaje del modelo de la superficie subyacente.

Para conocer a qué valor relativo de *ground clearance* equivale esta distancia, de modo que sea posible hacer uso de él posteriormente en el vehículo real, es necesario obtener una estimación de la cuerda media aerodinámica, cuya definición matemática viene dada por:

$$\bar{c} = \frac{2}{S} \int_0^{\frac{b}{2}} c^2(y) dy \quad (24)$$

Dado que el ala es trapezoidal, es posible expresar la cuerda a una distancia genérica y del eje longitudinal en función de su valor en la raíz y en la punta:

$$c(y) = c_{root} \left(1 - \frac{y}{b/2} \right) + c_{tip} \quad (25)$$

Es posible demostrar que, sustituyendo la ecuación (25) en (24) y expresando la superficie alar en función de c_{root} y c_{tip} , se llega a:

$$\bar{c} = \frac{2 c_{root}^3 - c_{tip}^3}{3 c_{root}^2 - c_{tip}^2} = 28,6 \text{ cm} \quad (26)$$

Por lo tanto, se deduce que el valor relativo de la separación vertical es de un 11 % de la cuerda media aerodinámica aproximadamente:

$$\frac{h}{\bar{c}} = \frac{3,1}{28,6} \cong 0,11 \quad (27)$$

En muchas de las gráficas que se pueden encontrar en la literatura acerca de los vehículos WIG, como por ejemplo en [3], se representan distintos parámetros de interés para valores de h/\bar{c} entre 0,05 y 0,20, por lo que el valor obtenido para el vehículo de diseño entra dentro de los límites que se pueden considerar normales.

5.2.5. Distintas configuraciones de carga

Otro de los factores que afecta considerablemente a la estabilidad es la distribución de pesos de la aeronave. Hasta el momento, las pruebas se han realizado

sobre un modelo que pesa 34 gramos. Teniendo en cuenta que la escala existente entre modelo y vehículo real es aproximadamente de 1:30, esta masa equivaldría en el modelo real a:

$$m_{vehiculo} = m_{modelo} 30^3 = 918 \text{ kg} \quad (28)$$

que es un valor bastante aproximado al peso en vacío del vehículo de diseño estimado en la sección 3.3. Se podría decir pues que las pruebas realizadas hasta el momento equivaldrían a las del vuelo del vehículo sin carga de pago y sin apenas combustible.

Es evidente que éstas no serán las condiciones habituales de vuelo. Por ello, se ha decidido realizar una serie de pruebas en las que se ha incluido un peso adicional en el modelo con el objetivo de estudiar cómo respondería el vehículo si estuviese totalmente cargado, con pasajeros y combustible. Es de esperar que su alcance sea menor en este caso, por lo que el objetivo de las pruebas no es tanto corroborar el descenso del alcance sino estudiar posibles cambios en la estabilidad del modelo en función del lugar en el que se sitúa el peso.

Tanto en las aeronaves convencionales como en los vehículos WIG, para conseguir estabilidad es imprescindible que el centro aerodinámico del vehículo se sitúe por detrás del centro de gravedad. La carga y descarga de pesos en la aeronave puede ocasionar la deriva del centro de gravedad, haciendo que un vehículo estable en una determinada configuración de carga se vuelva inestable al distribuirse la carga de modo distinto.

Con el objetivo de que los datos obtenidos sean relevantes no solo en el estudio de las características del modelo sino también del vehículo real, se ha decidido añadir un peso tal que la masa total del modelo ascienda hasta el equivalente al peso máximo al despegue calculado en la sección 3.3 para el vehículo real. Así pues, se tiene:

$$\Delta m_{modelo} = \frac{W_{to}}{escala^3} - m_{modelo} = \frac{1570}{30^3} - m_{modelo} = 58 - 34 = 24 \text{ g} \quad (29)$$

La masa de 24 gramos a añadir sobre el modelo interesa que sea tanto concentrable en un único punto, para que pueda situarse en distintas partes del modelo y estudiar su efecto sobre la estabilidad del mismo, como distribuible para que se puede repartir a lo largo de una zona determinada en otras pruebas. Es por ello que se ha pensado en utilizar tres monedas (dos de 2 euros y una de 1 euro) que según una báscula con precisión de un gramo suman una masa equivalente a la necesaria, y según la fuente [11] su masa es de 24,5 gramos. Las monedas se han situado sobre la parte superior del fuselaje y se han unido al modelo mediante el uso de cinta adhesiva, ya que permite la posterior separación y recolocación en un lugar más adelantado o retrasado a lo largo del eje longitudinal. Las monedas se pueden

apilar, lo cual equivaldría a un peso concentrado, o colocarlas unas adyacentes a otras, simulando un peso distribuido.

En las pruebas realizadas se ha lanzado el modelo tensando la cinta elástica hasta 50 o 60 cm. En el primer caso, las distancias recorridas son algo inferiores a las obtenidas para el caso de 50 cm cuando el modelo no disponía del peso adicional, mientras que para el caso de 60 cm se han obtenido resultados muy similares a los del apartado anterior para 50 cm. Así pues, se observa que a pesar de haber incrementado el peso global del modelo en un 70 %, su alcance solo se ha reducido en una magnitud del orden del 20 %.

Sin embargo, no es la variación del alcance el dato más importante observado en estas pruebas. Resulta de especial interés comparar, aunque solo sea de manera cualitativa, cómo varía el comportamiento estable del modelo en función de dónde se sitúa el peso adicional. Se ha observado que, situando las monedas distribuidas en la parte superior del fuselaje y por delante de la posición del centro de gravedad del modelo no cargado, las prestaciones en estabilidad pueden incluso mejorar, manteniendo el modelo una *ground clearance* visualmente constante, mientras que en el caso del modelo sin carga se podían observar pequeñas variaciones de la misma a lo largo del vuelo.

Situando las monedas apiladas en una posición adelantada respecto al centro de gravedad, el comportamiento estable también es bueno, salvo si se sitúan excesivamente cercanas al morro, en cuyo caso el alcance se reduce considerablemente al caer más pronto el modelo al suelo.

Por otro lado, se ha observado que, al situar la carga por detrás del centro de gravedad, esto hace que éste se retrase y se sitúe detrás del centro aerodinámico, lo que hace que el modelo sea inestable longitudinalmente y experimente el problema del *pitch-up*, esto es, el ángulo de ataque se incrementa hasta tal punto que el modelo entra en pérdida y cae bruscamente, lo cual no solo reduce el alcance sino que además pone en peligro la integridad del vehículo. En la Fig. 5.5 se ofrece una superposición de fotogramas de la grabación de una de las pruebas en las que se ha observado el efecto del *pitch-up*. En este caso, el lanzamiento se ha realizado con las monedas apiladas y situadas justo detrás de la posición del centro de gravedad del modelo sin carga y tensionando la cinta elástica hasta los 50 cm.



Figura 5.5: Superposición de fotogramas en los que se aprecia el efecto del *pitch-up*.

6. Conclusiones y trabajos futuros

6.1. Conclusiones

Al inicio de este trabajo, se establecía como objetivo del mismo la determinación experimental de las prestaciones en eficiencia y estabilidad de un ekranoplano de tipo Lippisch. Se ha podido observar, mediante la realización de pruebas sobre un modelo a escala, los siguientes comportamientos:

- Con un mismo impulso inicial, el modelo es capaz de mantener su altura de vuelo durante un período de tiempo mucho mayor si vuela en la zona de influencia del efecto suelo. Si lo hace fuera de ella, la distancia que recorre antes de recuperar la altitud a la que ha sido lanzando se ve reducida a menos de la mitad. Esta mejora de eficiencia, trasladada a un vehículo real autopropulsado, se traduce en un alcance potencialmente superior cuando se vuela cerca de la superficie marítima.
- El modelo es longitudinalmente estable para una gran variedad de velocidades y configuraciones de peso, aun habiendo empleado técnicas de construcción económicas que no destacan por gozar de una gran precisión y habiendo realizado simplificaciones tanto durante el proceso de diseño como de construcción. Se puede esperar, por tanto, que un vehículo WIG diseñado y construido cuidadosamente en base a la configuración propuesta por A. Lippisch goce de buenas prestaciones de estabilidad.
- La separación vertical existente entre la parte inferior del modelo y la superficie subyacente durante la mayor parte del vuelo es del orden del 11 % de la cuerda media aerodinámica. Se trata de una altitud de equilibrio, por encima de la cual el efecto suelo disminuye, haciendo caer la sustentación y al vehículo, y por debajo de la cual la acentuación del efecto suelo comporta incrementos en la sustentación que hacen recuperar al vehículo esta separación de equilibrio.
- Las posibles configuraciones del vehículo según la distribución de la carga de pago y el combustible es un factor importante a tener en cuenta durante la fase de diseño, pues se ha observado que, aunque el modelo goza de total estabilidad en condiciones de peso operativo en vacío, ciertas configuraciones de carga han provocado que su estabilidad empeore y aparezcan problemas como el *pitch-up*.

Antes de la realización de las pruebas sobre el modelo, ha sido necesario llevar a cabo un proceso de construcción, del cual se pueden extraer las siguientes conclusiones, que pueden resultar útiles para cualquiera que se proponga construir un modelo mediante las mismas técnicas expuestas en este trabajo:

- El poliestireno expandido es un material con una buena relación resistencia/peso, ideal para ser utilizado en la construcción de modelos que no se espera que vayan a sufrir impactos importantes durante su vida útil.
- Para el corte de poliestireno expandido por hilo caliente es necesario disponer previamente de todas las piezas que se van a necesitar recortar como una extrusión de un perfil o un *lofting* entre dos perfiles situados en caras paralelas entre sí. Si alguna de las piezas no es generable mediante estas operaciones, se deberá intentar dividir la pieza en varias partes que sí lo sean, o se deberán encadenar operaciones cuya superposición dé lugar a la pieza deseada.

6.2. Trabajos futuros

Como ya se ha mencionado anteriormente, este trabajo no pretende ser un proyecto acabado en el que no haya lugar para futuras evoluciones o mejoras, más bien todo lo contrario. Con este trabajado se han establecido las bases que en un futuro pueden servir para el desarrollo de un modelo de ekranoplano más perfeccionado que el aquí presentado. Algunas de las características a añadir al modelo en el futuro podrían ser:

- **Unidad de medida inercial.** Existen chips de pequeñas dimensiones y reducido peso que podrían ser incorporados al modelo para poder medir con mayor precisión algunos parámetros de relevancia, como su separación vertical con el suelo, las aceleraciones experimentadas, la actitud y la respuesta en estabilidad durante el vuelo.
- **Dispositivos de punta alar.** La mayoría de los aviones comerciales, incorporan elementos aerodinámicos en las puntas del ala —*winglets*— para reducir la resistencia inducida. En el caso de los ekranoplanos, se suelen utilizar dispositivos de mayores dimensiones, dando lugar a un incremento de la envergadura efectiva e incluso acentuando el efecto suelo bajo ciertas condiciones. En algunos estudios, como en [12], se ha ido un paso más allá incorporando *endplates* en la punta alar, lo cual dificulta el escape del aire a alta presión situado debajo del vehículo. En el futuro podría ser interesante estudiar el efecto que tiene sobre las prestaciones de un ekranoplano la incorporación de *winglets* y/o *endplates* en distintas configuraciones.
- **Planta propulsora.** La inclusión de uno o varios motores sobre el modelo permitiría diseñar una configuración experimental totalmente distinta a la expuesta en este trabajo. El modelo podría ser testado a velocidad constante y, además, se mejoraría la validez de los resultados al aparecer una resistencia asociada a la presencia del motor, la cual también existirá en el vehículo real.

Independientemente de que dichos elementos se acaben añadiendo o no a posibles futuros modelos derivados del presentado en este trabajo, existen una serie de pruebas que podrían resultar de interés que no se han desarrollado en esta ocasión. Para el futuro se propone comprobar el comportamiento del modelo en los siguientes entornos:

- **Túnel de viento.** Uno de los principales factores limitantes encontrado a la hora probar el modelo fuera de la zona de influencia del efecto suelo ha sido precisamente la necesidad de que el modelo vuele alejado del suelo, con el riesgo para su integridad estructural que eso conlleva cuando éste pierde sustentación y cae bruscamente. Una configuración experimental en túnel de viento permitiría probar el modelo alejado de cualquier superficie y medir las fuerzas que actúan sobre él con mayor precisión, mediante el uso de galgas extensiométricas por ejemplo, y determinar si para ciertas velocidades aparecen fenómenos aeroelásticos peligrosos. Sin embargo, podría ser conveniente reforzar el modelo o asegurarse, antes de introducirlo en la cámara de pruebas, de que es va a ser capaz de resistir las tensiones a las que va a ser sometido durante las pruebas.
- **Superficie líquida.** El potencial de los ekranoplanos se halla en ofrecer un transporte más competitivo que el de las embarcaciones marítimas, por lo que parece conveniente probarlo también sobre el agua, pues al fin y al cabo es en el mar donde va a operar el vehículo real. Aquí se podría observar si el comportamiento es similar al observado cerca de una superficie sólida, y sería posible estudiar también su respuesta a obstáculos en la superficie subyacente, principalmente olas. Del mismo modo que el modelo se ha escalado, las olas también deberían escalarse desde las dimensiones que se espera que tengan en el mar, prestando especial atención a algunos parámetros como la amplitud de la ola y a la distancia entre picos o valles.

6.3. Conclusiones personales

A. Apéndices



Figura A.1: Lippisch X-114.



Figura A.2: Airfish 3.



Figura A.3: Airfish 8.



Figura A.4: Aquaglide-5.

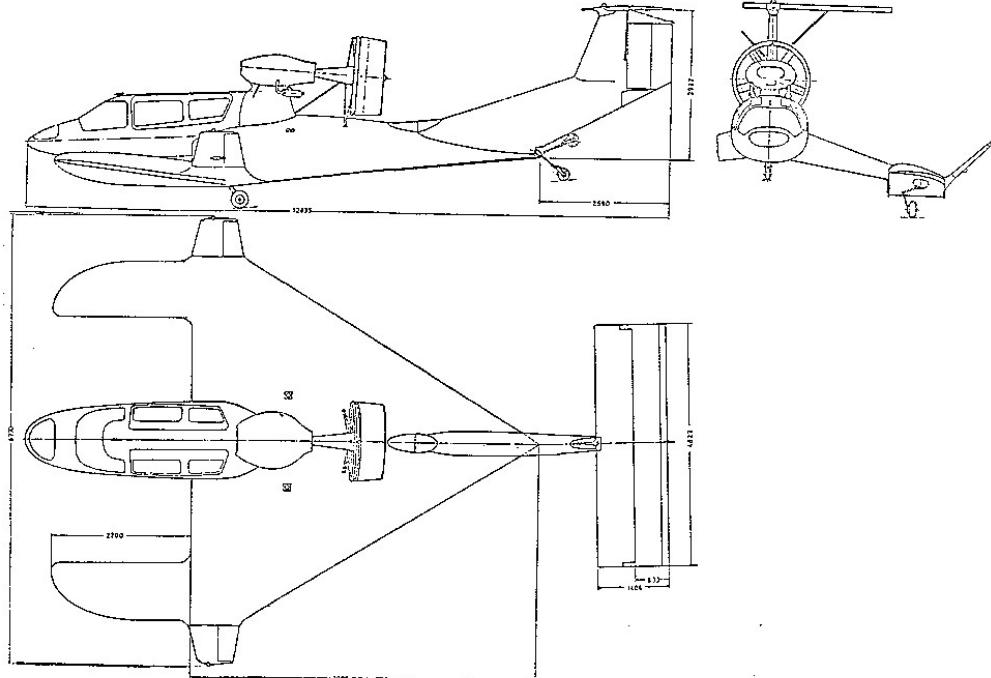


Figura A.5: Vistas del Lippisch X-114.

Tabla A.1: Dimensiones detallas del Lippisch X-114.

Parámetro	Valor
Cuerda media aerodinámica [m]	3,60
Cuerda en la raíz [m]	5,30
Cuerda en la punta [m]	0,70
Estrechamiento [-]	0,13
Envergadura [m]	7,00
Superficie alar [m^2]	17,50
Alargamiento alar [-]	2,80
Cuerda m.a. cola horizontal [m]	1,10
Envergadura cola horizontal [m]	3,80
Superficie cola horizontal [m^2]	4,20
Cuerda m.a. cola vertical [m]	1,20
Envergadura cola vertical [m]	1,20
Superficie cola vertical relativa [m^2]	1,58

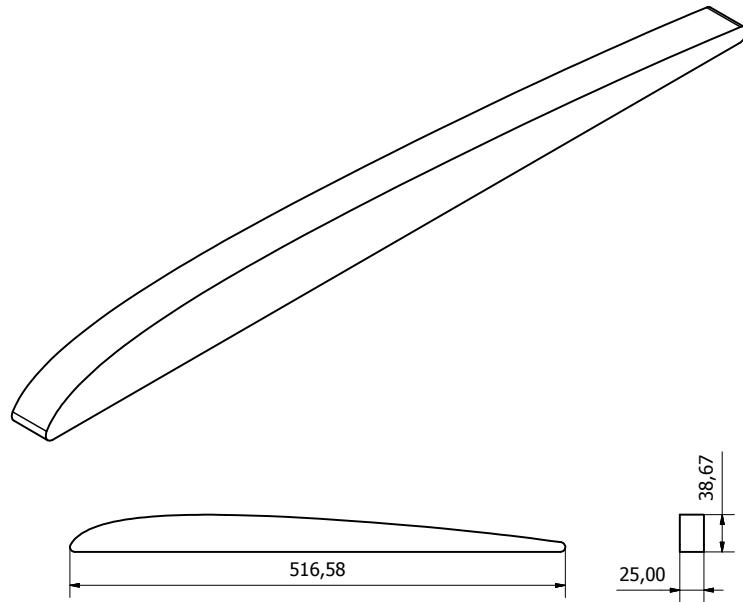


Figura A.6: Vistas y cotas (en mm) del fuselaje.

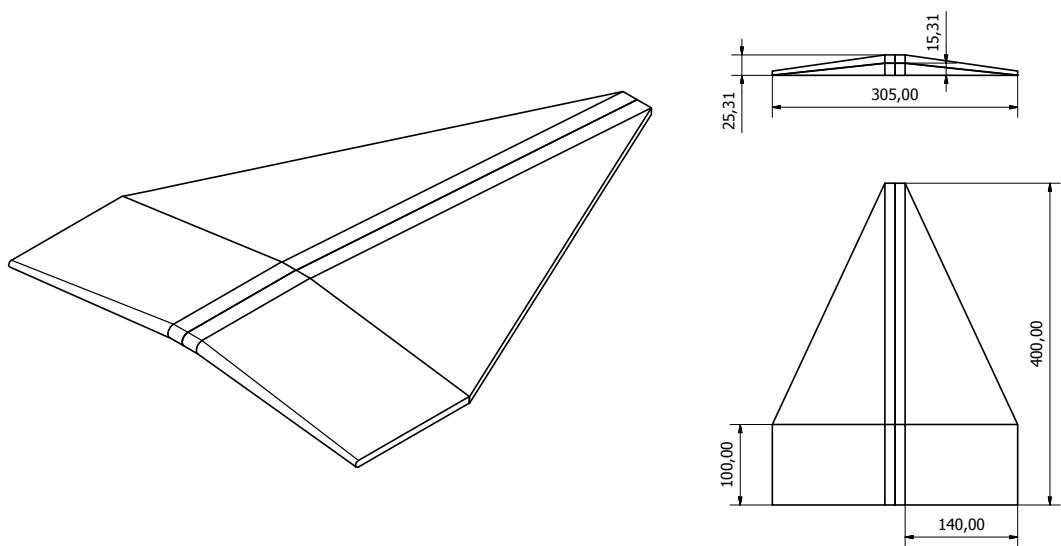


Figura A.7: Vistas y cotas (en mm) del ala.

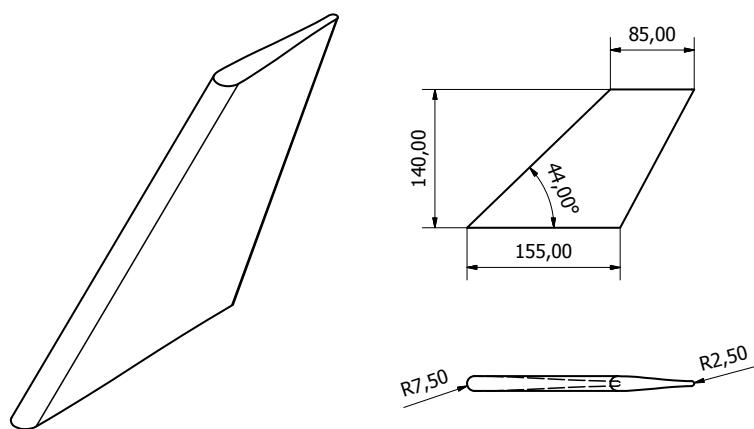


Figura A.8: Vistas y cotas (en mm) de la cola vertical.

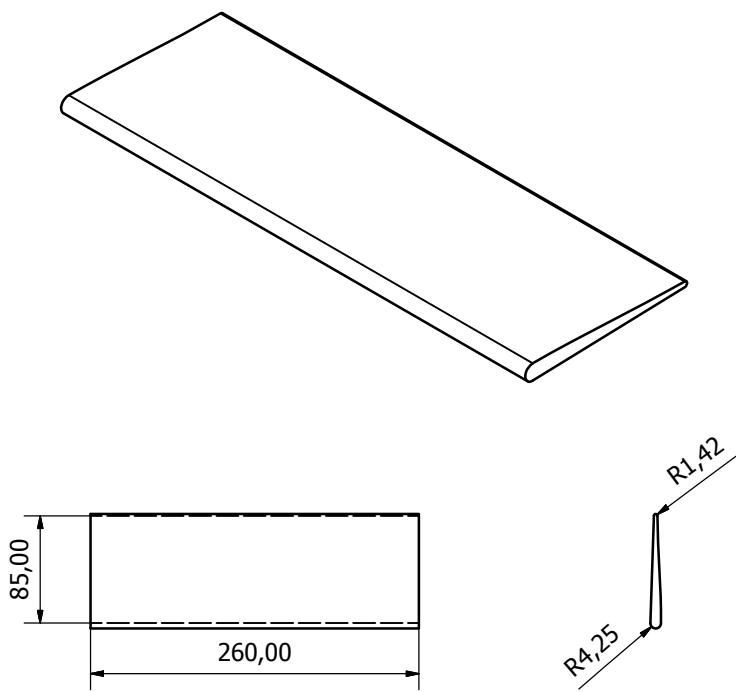


Figura A.9: Vistas y cotas (en mm) de la cola horizontal.

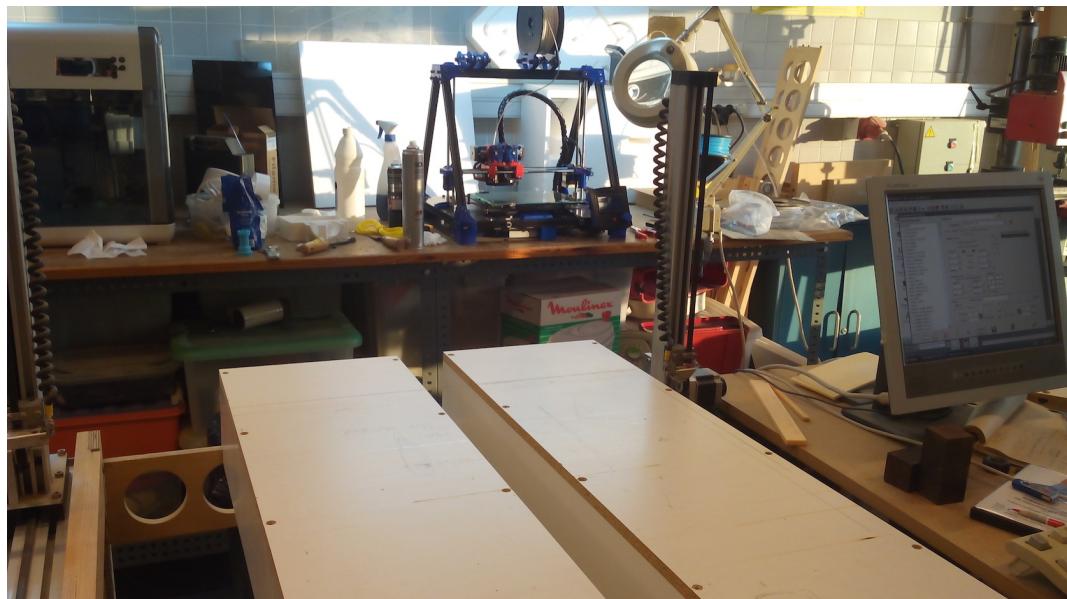


Figura A.10: Cortador CRT150 programable mediante control numérico.

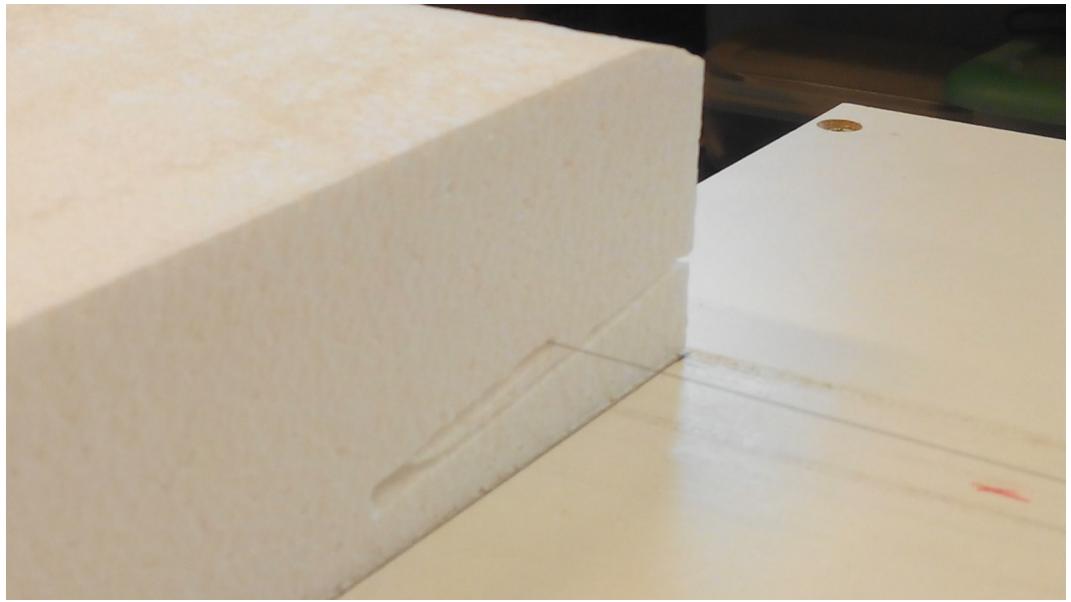


Figura A.11: Detalle de un corte en el que la temperatura del hilo es excesiva.



Figura A.12: Modelo ensamblado.



Figura A.13: Cinta elástica perforada utilizada para el lanzamiento del modelo.



Figura A.14: Detalle de la cinta elástica con sus dos extremos acondicionados para el lanzamiento del modelo.

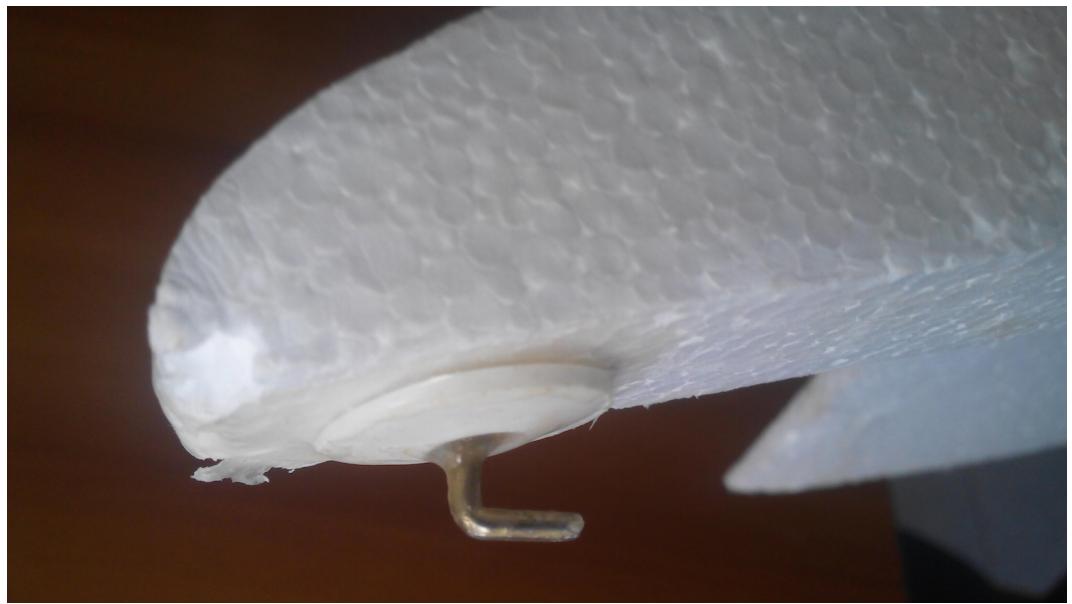


Figura A.15: Detalle de la arandela y la cola utilizadas para mantener unida la alcayata al fuselaje y distribuir los esfuerzos.

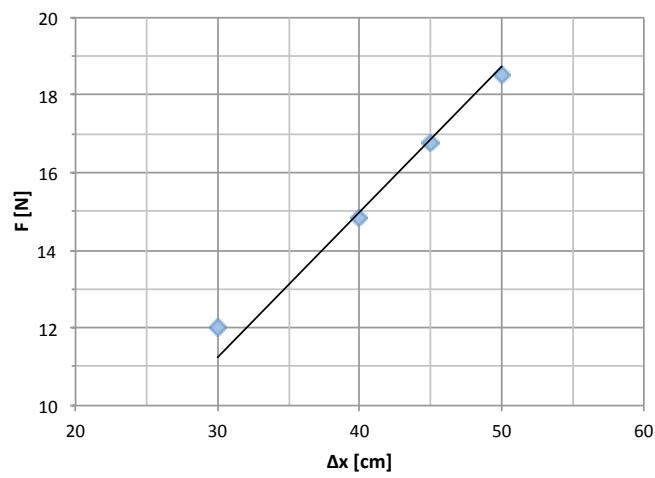


Figura A.16: Obtención de la constante elástica mediante ajuste de los datos obtenidos por una recta.



Figura A.17: Estudio del comportamiento del modelo fuera de la zona de influencia del efecto suelo.

Tabla A.2: Distancia recorrida por el modelo bajo la influencia del efecto suelo en función de la elongación de la cinta elástica. Lanzamientos en sentido norte.

# Prueba	Elongación [cm]	Distancia [m]
1Na	30	4,5
1Nb	30	5,2
1Nc	30	5,7
2Na	40	7,8
2Nb	40	7,3
2Nc	40	7,3
3Na	50	11,3
3Nb	50	11,0
3Nc	50	11,0

Tabla A.3: Distancia recorrida por el modelo bajo la influencia del efecto suelo en función de la elongación de la cinta elástica. Lanzamientos en sentido sur.

# Prueba	Elongación [cm]	Distancia [m]
1Sa	30	7,5
1Sb	30	7,5
1Sc	30	7,0
2Sa	40	9,6
2Sb	40	9,7
2Sc	40	10,0
3Sa	50	11,1
3Sb	50	11,9
3Sc	50	11,4

Tabla A.4: Valores medios de la distancia recorrida por el modelo bajo la influencia del efecto suelo en función de la elongación de la cinta elástica.

# Prueba	Elongación [cm]	Distancia [m]
1N	30	5,1
2N	40	7,5
3N	50	11,1
1S	30	7,3
2S	40	9,4
3S	50	11,5
1	30	6,2
2	40	8,5
3	50	11,3

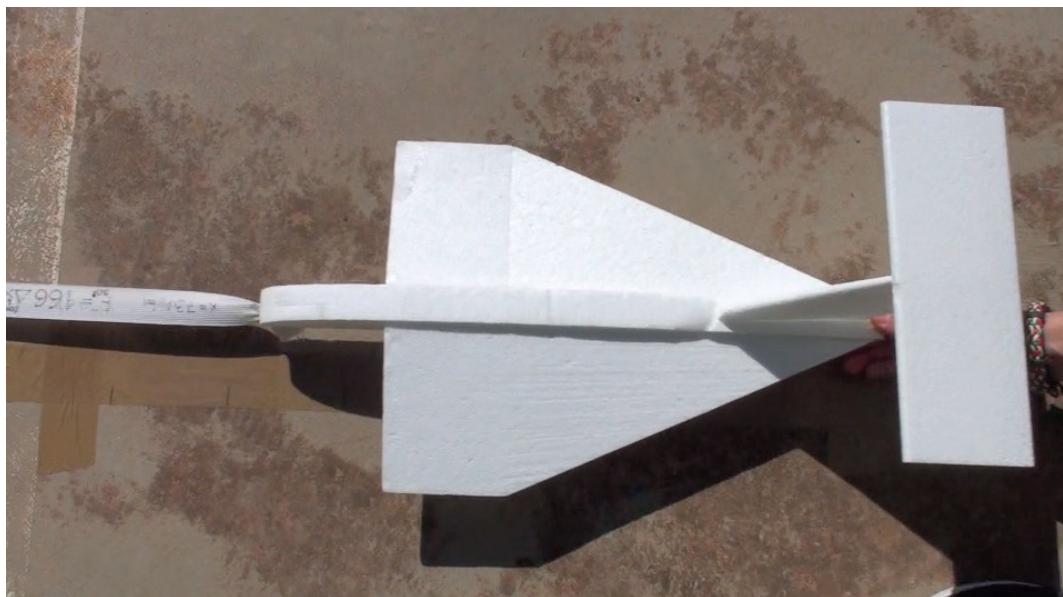


Figura A.18: Modelo a punto de ser lanzado sobre una superficie en la que se ha marcado una escala.

Tabla A.5: Distancia recorrida por el modelo fuera de la zona de influencia del efecto suelo en función de la elongación de la cinta elástica.

# Prueba	Elongación [cm]	Distancia [m]
4a	30	2,3
4b	30	1,9

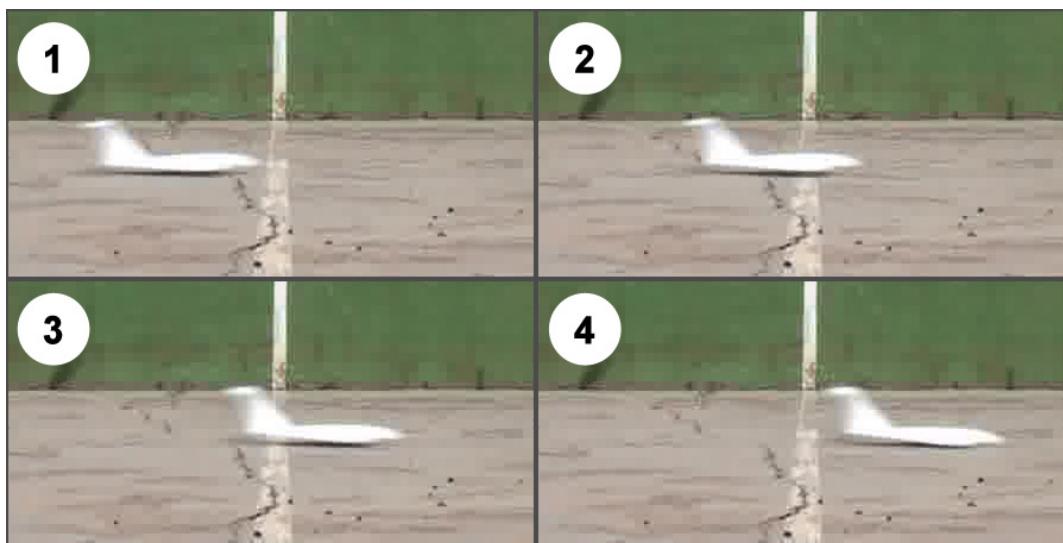


Figura A.19: Cuatro fotogramas consecutivos de una de las pruebas realizadas para determinar la velocidad del modelo a 5 metros del origen.



Figura A.20: Configuración experimental para las pruebas fuera de la zona de influencia del efecto suelo.

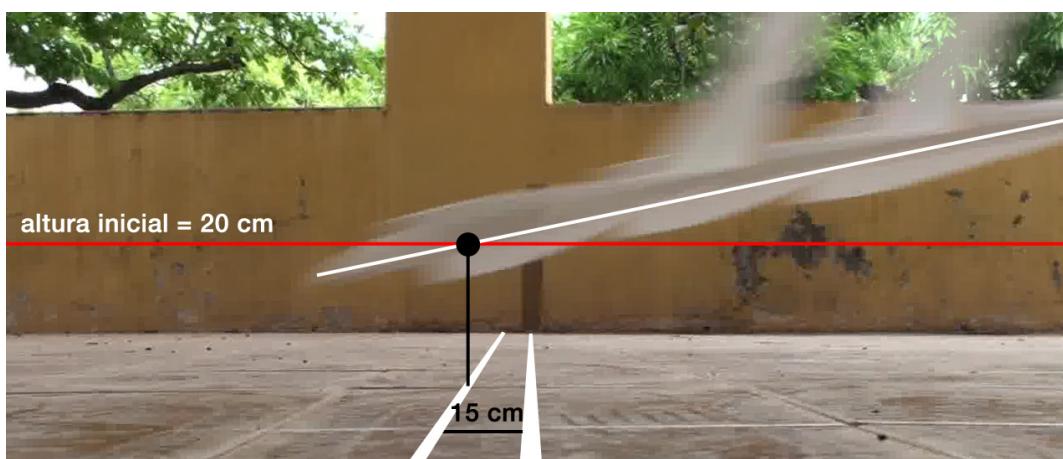


Figura A.21: Construcción geométrica para la determinación de la distancia a la que el modelo regresa a su altura de vuelo inicial.



Figura A.22: Primer plano del modelo durante una prueba en el que se observa su separación vertical al suelo.

Referencias

- [1] Daniel P. Raymer, “Aircraft Design: A Conceptual Approach”, Aiaa Education Series, Segunda edición (1992)
- [2] Jan Roskam, “Airplane Design Part I: Preliminary Sizing of Airplanes”, DAR-corporation (1985)
- [3] Kirril V. Rozhdestvensky, “Wing-in-ground effect vehicles”, Progress in Aerospace Sciences 42 (2006)
- [4] Wikipedia, “Poliestireno expandido”, http://es.wikipedia.org/wiki/Poliestireno_expandido
- [5] YouTube, “Ground Effect Vehicles”, <https://www.youtube.com/watch?v=i9sHtVzdW8Q>
- [6] YouTube, “Delta 2 Lippisch-type ground effect glider”, <https://www.youtube.com/watch?v=NvxzGERqDXI>
- [7] Wikipedia, “Poliestireno extruido”, http://es.wikipedia.org/wiki/Poliestireno_extruido
- [8] Alaris, Cortador CRT150, http://www.alarsis.com/index.php?option=com_content&view=article&id=78&Itemid=106&lang=es
- [9] Wikipedia, “Resorte”, <http://es.wikipedia.org/wiki/Resorte>
- [10] Shin MS, et al. , “Wind Tunnel test results for eight and twenty passenger class wing in ground effect ships”, Proceedings of the FAST’97, Sydney (July 1997)
- [11] Euro Raddos, “Medidas y peso de las monedas”, <http://euro.raddos.de/espanol/monedas.php>
- [12] M. Mobassher Tofa et al., “Experimental Investigation of a Wing-in-Ground Effect Craft”, Hindawi Publishing Corporation, The Scientific World Journal (Volume 2014)