

Resumen

Índice

1. Introducción	1
1.1. ¿Qué voy a hacer?	1
2. Vehículos WIG	2
2.1. El efecto suelo	2
2.1.1. Fundamento	2
2.1.2. Tipología	3
2.1.3. Aplicaciones	4
2.2. El concepto de ekranoplano	4
2.2.1. Características	5
2.2.2. Limitaciones	5
2.2.3. Tipología	7
2.3. El ekranoplano Lippisch	8
2.3.1. Características	8
3. Diseño conceptual	10
3.1. Aeronaves similares	10
3.2. Idea de configuración	13
3.3. Estimación de pesos	14
3.3.1. Peso de la tripulación y carga de pago	15
3.3.2. Peso en vacío	15
3.3.3. Peso de combustible	16
3.3.4. Peso al despegue	18
3.4. Dimensionamiento inicial	19
4. Construcción del modelo a escala	20
4.1. Concepción del modelo	20
4.1.1. Planta propulsora	20
4.1.2. Material	21
4.2. Diseño de las partes	22
4.2.1. Fuselaje	22
4.2.2. Ala	23
4.2.3. Cola vertical	23
4.2.4. Cola horizontal	23
4.3. Corte de las partes	24
4.3.1. Funcionamiento	24
4.3.2. Limitaciones	26
4.3.3. Adaptación de las piezas	27

4.4. Ensamblaje	30
---------------------------	----

Índice de figuras

2.1. Torbellinos de punta de ala generados por una aeronave a su paso por una nube	3
2.2. Ilustración esquemática de la distorsión sufrida por los torbellinos de punta de ala bajo efecto suelo	3
2.3. Lippisch X-112	9
3.1. Lippisch X-114	11
3.2. Airfish 3	11
3.3. Airfish 8	12
3.4. Aquaglide-5	12
3.5. Relación entre el número de Mach de vuelo y el consumo específico para distintas tipologías de motor	17
4.1. Poliestireno expandido	21
4.2. Modelo a escala simplificado	22
4.3. Vistas y cotas (en mm) del fuselaje	22
4.4. Vistas y cotas (en mm) del ala	23
4.5. Vistas y cotas (en mm) de la cola vertical	23
4.6. Vistas y cotas (en mm) de la cola horizontal	24
4.7. Cortador CRT150 programable mediante control numérico	25
4.8. Bloque de poliestireno sujetado por un peso metálico durante una operación de corte	26
4.9. Detalle de un corte en el que la temperatura del hilo es excesiva	27
4.10. Partes anterior y posterior de la semiala izquierda	28
4.11. Extensión de la sección de punta de ala	29
4.12. 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	31
4.13. Modelo ensamblado	31

Índice de tablas

3.1. Principales características y prestaciones de aeronaves similares.	13
---	----

1. Introducción

1.1. ¿Qué voy a hacer?

bla bla bla en la Sección 1

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. Generalmente, 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 entendía 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. Fundamento

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.

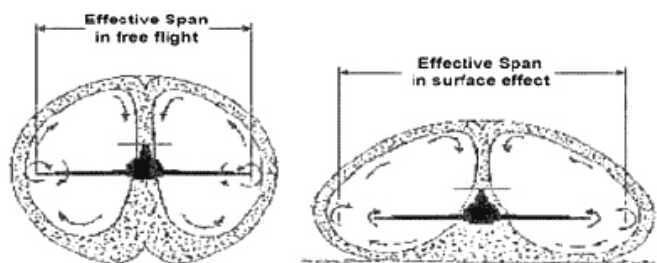


Figura 2.2: Ilustración esquemática de la distorsión sufrida por los torbellinos de punta de ala bajo efecto suelo.

vez comporta que con un 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 actúa en el ámbito de la cuerda, y de denomina *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”, aumente 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 su-

perficie 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, algunas de las cuales se expondrán más adelante, acompañadas de una propuesta propia.

2.1.3. Aplicaciones

Algunas aeronaves se benefician del efecto suelo durante el despegue, lo que les permite acortar la distancia de despegue. Nótese que el efecto suelo se acentúa al acercarse la superficie sustentadora —el ala— al suelo, por lo que 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 el efecto suelo provocará 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 el 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 las dos 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 de 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 dirijan 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 la 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 implica 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, acentuando 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 automático 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 marina.

Cabe destacar que un sistema como el mencionado no existía durante la fase de nacimiento de los ekranoplanos, ni siquiera en las décadas posteriores. Hoy en día, sin embargo, la mayoría de aviones 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 marina, 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, y 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 de la 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 precisamente son estas 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 tándem.** 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 entre 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 influenciada 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 acierto 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 es 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, de 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, 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 incluidas en RAYMER, ROSKAM, TORENBEEK...

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 detallados en la bibliografía 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. 3.1, 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 una dimensiones ligeramente inferiores al Lippisch X-114, Fig. 3.2. 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. 3.3.
- **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. 3.4.



Figura 3.1: Lippisch X-114.



Figura 3.2: Airfish 3.



Figura 3.3: Airfish 8.



Figura 3.4: Aquaglide-5.

En la Tabla 3.1 se resumen las principales características y prestaciones de las cuatro aeronaves seleccionadas.

Tabla 3.1: Principales características y prestaciones de 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 que 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 a 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, cerrándose hacia el suelo. 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 ha 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 el despegue. Los motores utilizados son de tipo piston-prop, y en el caso de los modelos más antiguos se incorporo 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 esta 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, 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[ref], 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 al mismo tiempo de W_{to} , por lo que resulta conveniente escribir 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 de la aeronave de diseño.

3.3.1. Peso de la tripulación y carag 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 para una categoría de aeronaves similar. Éste es el ajuste

propuesto para aeronaves anfibas:

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

Como se puede observar, tanto W_e como $\left(\frac{W_e}{W_{to}}\right)$ dependen 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 necesaria.

3.3.3. Peso de combustible

Por último, 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:

$$R = \frac{V}{C_e} \left(\frac{L}{D} \right) \ln \frac{W_i}{W_f} \quad (7)$$

donde W_i y W_f son, respectivamente, el peso de la aeronave al inicio y al final de la fase de crucero.

Por lo tanto, 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 anfibas. De este modo, se obtiene 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 anfibas. 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 el *taxing* por la pista o 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 estas 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

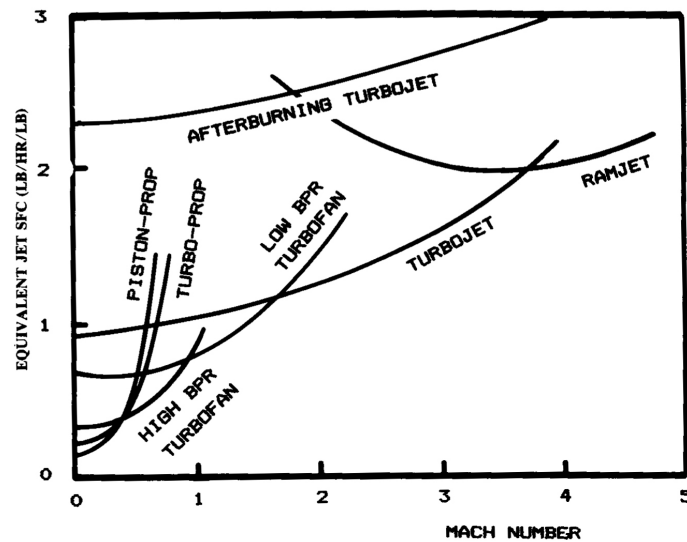


Figura 3.5: Relación entre el número de Mach de vuelo y el consumo específico para distintas tipologías de motor.

y obtener el valor de la fracción de peso.

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 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 estándar 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 alcanzables en la aviación comercial (unos 1 000 km/h). Así pues, se ha decidido establecer una velocidad de 160 km/h.

Consumo específico. Sabiendo que la aeronave a diseñar contará con motor(es) de tipo *piston-prop*, es posible obtener de la Fig. 3.5 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 *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. Este 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:

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

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 de la correspondiente 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.

De este modo, la fracción de combustible se puede calcular de forma sencilla como:

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

3.3.4. Peso al despegue

Una vez estimados los diferentes pesos que contribuyen al peso total de la aeronave, es posible utilizar la ecuación (3) para hallar su valor. 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, $W_{to} = 5W_p = 1\,750$ kg, el proceso iterativo converge ofreciendo un valor de la fracción de peso en vacío de 0,645 y un peso al despegue de:

$$W_{to} = 1\,570 \text{ kg} \quad (10)$$

El peso en vacío previsto para la aeronave será de:

$$W_e = 1\,010 \text{ kg} \quad (11)$$

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

$$W_f = 140 \text{ kg} \tag{12}$$

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

$$W_c + W_p = 420 \text{ kg} \tag{13}$$

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

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 realmente 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 incertidumbre se acentúan todavía más.

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. Por ejemplo, si el modelo va a ser probado sobre la superficie del agua, quedaría descartado por completo el uso de materiales como la cartulina o la madera, ya que al ser absorbentes la forma y/o el peso del modelo se podrían ver modificados al entrar en contacto con el agua.

4.1.1. Planta propulsora

Asimismo, se debe decidir si el modelo será autopropulsado o no. Esta decisión afectará al modo en que se diseñan las pruebas. La decisión adoptada ha sido la de construir un modelo no propulsado, con el fin de simplificar el proceso de construcción y de abaratar 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.

Ante la decisión de no incluir una planta propulsora, 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 está estirada y debe liberarse automáticamente en cuanto la cinta regrese a una posición no estirada.

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 o 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-

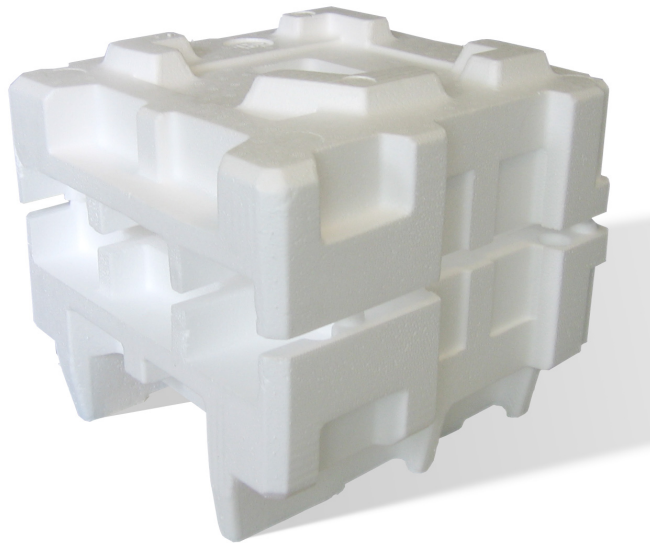


Figura 4.1: Poliestireno expandido.

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)[1], en comparación a otros materiales como maderas, plásticos o metales, permite la construcción de un modelo sin cavidades en su interior, es decir, tanto las superficies alares como el fuselaje pueden construirse a partir de un bloque compacto de densidad uniforme, simplificando notoriamente el proceso de construcción. Si se utilizase otro material más pesado, las piezas deberían ser huecas para no exceder el peso de diseño y deberían ser reforzadas 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.

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

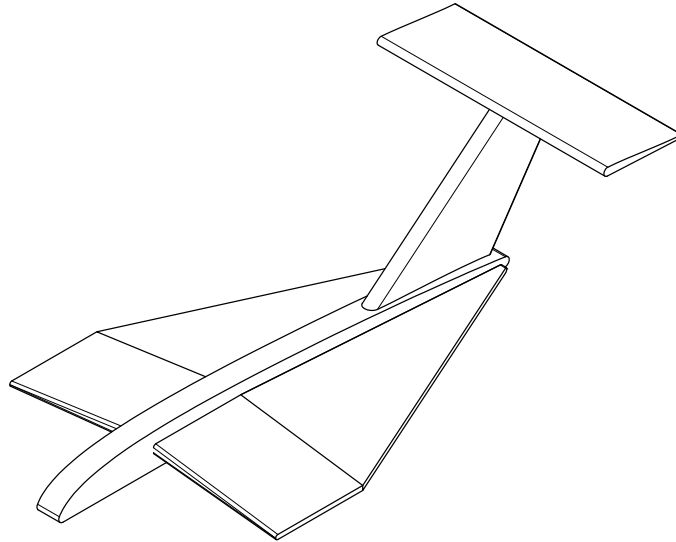


Figura 4.2: Modelo a escala simplificado.

identificar cada una de las partes en el modelo.

4.2.1. Fuselaje

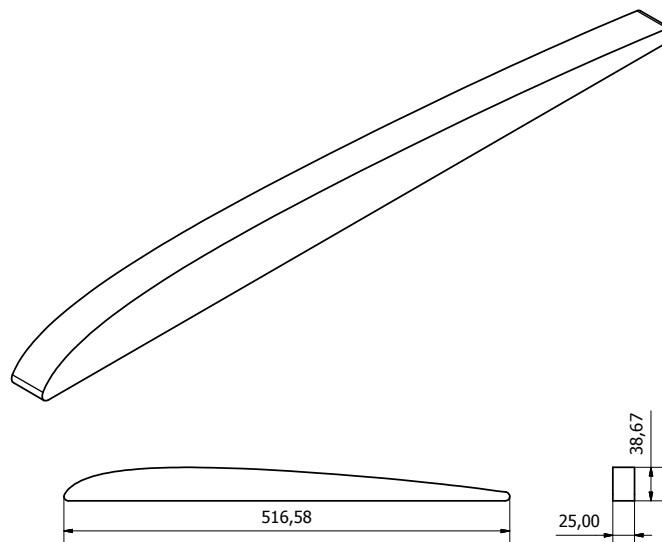


Figura 4.3: Vistas y cotas (en mm) del fuselaje.

4.2.2. Ala

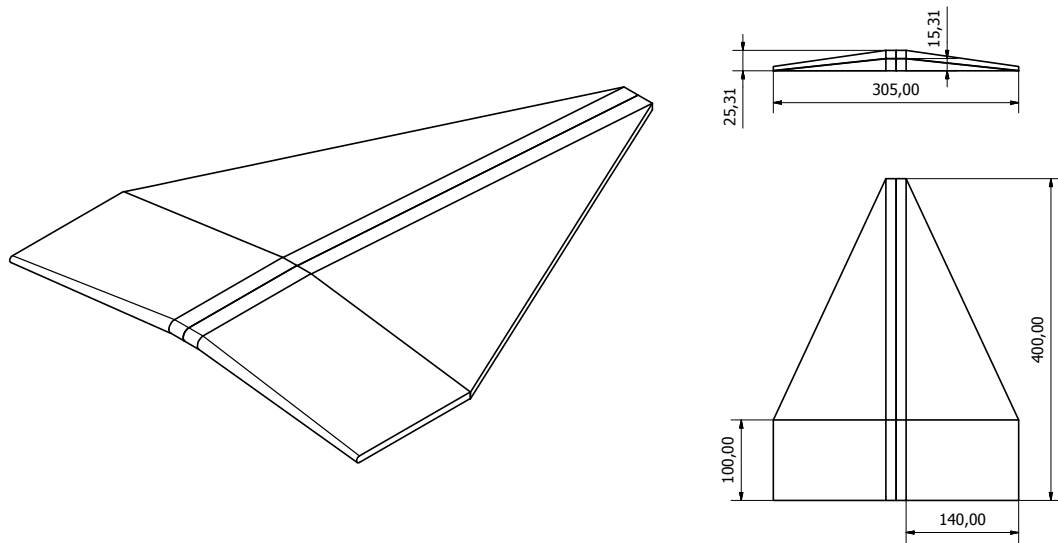


Figura 4.4: Vistas y cotas (en mm) del ala.

4.2.3. Cola vertical

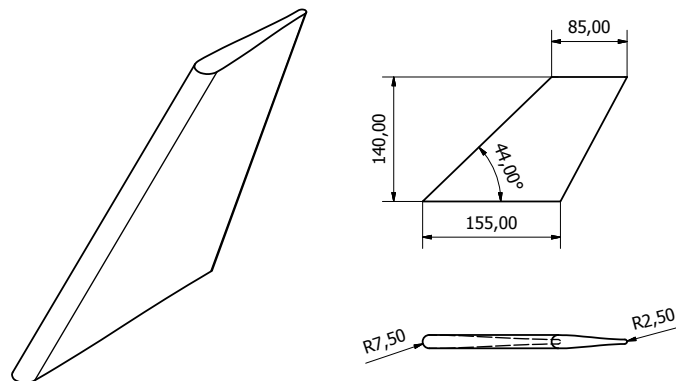


Figura 4.5: Vistas y cotas (en mm) de la cola vertical.

4.2.4. Cola horizontal

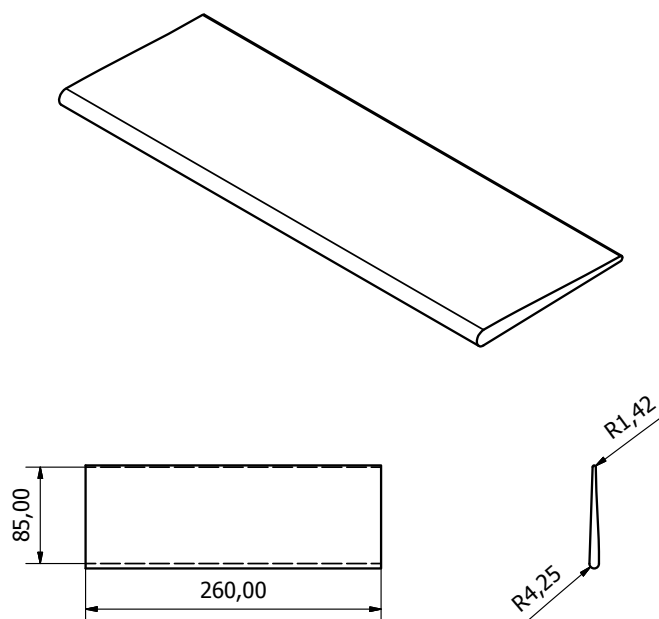


Figura 4.6: Vistas y cotas (en mm) de la cola horizontal.

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 un acabado rugoso (la presencia de las famosas burbujas que se desprenden fácilmente). Por ello, se probó otro material, el poliestireno extruido, ligeramente más denso[2], 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. 4.7) programable mediante control numérico. Según el fabricante, la máquina tiene una resolución de 0,02 mm[3], 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.

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. 4.7) y se sitúa el hilo en la posición deseada. El hilo se extiende de izquierda a derecha tal y como se observa en la fotografía. La máquina cuenta con unas cintas que permiten mover el hilo en el plano de la

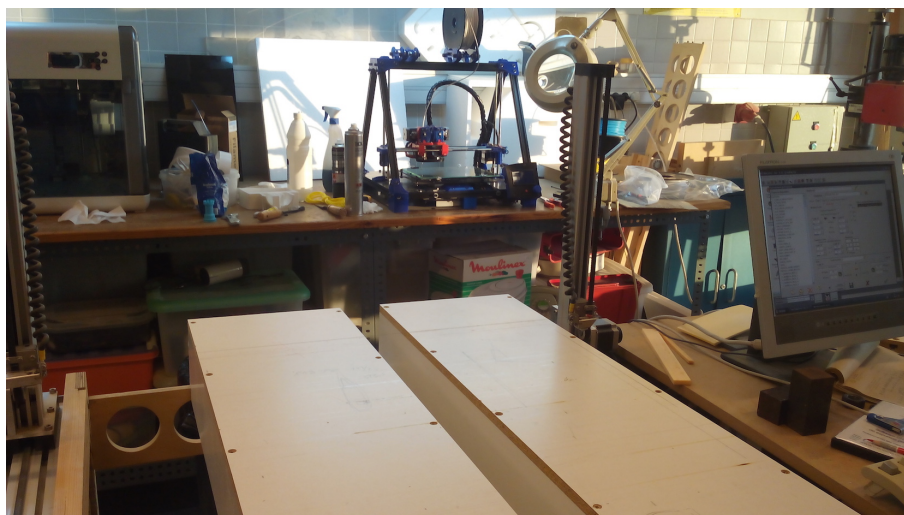


Figura 4.7: Cortador CRT150 programable mediante control numérico.

mesa de corte, en la dirección longitudinal de las tablas y tanto en sentido entrante como saliente. 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 desde el ordenador que se muestra en la parte derecha de la fotografía. Mediante 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 (que no implican corte de material) a la velocidad máxima permitida, 30 mm/s, mientras que para el corte recomienda una velocidad de 8 mm/s.

El software permite, además del control de la posición del hilo mediante la introducción 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 precortado. 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 al lado de la torre del ordenador. 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 complejo determinar

la temperatura ideal, ya que posiblemente ésta sea distinta para distintas partes de las piezas. 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, 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. 4.8.

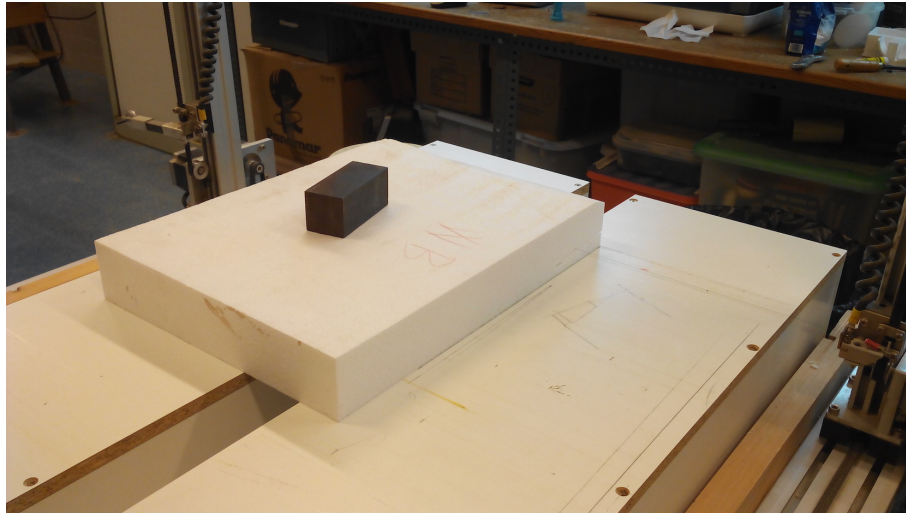


Figura 4.8: Bloque de poliestireno sujetado por un peso metálico durante una operación de corte.

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 a ser realizado por 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 vector director del hilo.
- **Corte por lofting.** En este caso, se le proporciona 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 posiciones cercanas, y debido a su alta temperatura se “comerá” excesivo material (Fig. 4.9). Bajando la temperatura de corte para evitar dicho problema



Figura 4.9: Detalle de un corte en el que la temperatura del hilo es excesiva.

en el contorno de menor perímetro, el problema aparecerá en la cara opuesta, donde una temperatura insuficiente impedirá el 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 los detalles de 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 ninguna adaptación 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 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 trabajan a partir de contornos situados en planos paralelos. Por ello, se ha tenido que dividir la semiala en dos partes: la parte anterior y la parte posterior (Fig. 4.10).

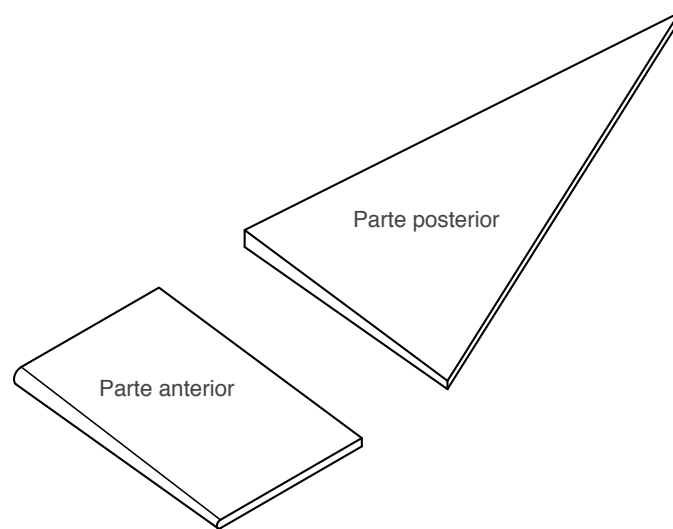


Figura 4.10: Partes anterior y posterior de la semiala izquierda.

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 a priori no sería necesario realizar más adaptaciones. Sin embargo, durante el corte surgieron algunos problemas, relacionados con el hecho de que para definir uno de los contornos sea necesarios una cantidad de puntos superior que para el otro. Esto ocasiona problemas de sincronismo en el corte, que finalmente se solucionaron simplificando el borde de ataque del ala, eliminando su redondeo, de modo que tanto el perfil en la raíz como en la punta del ala se podían definir mediante el mismo número de puntos: cuatro.

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 que permitan definir una operación de lofting. Los planos elegidos son el plano en el que se une la parte anterior de la semiala a la parte posterior y el plano paralelo a éste

que contiene el borde fuga de la semiala, que consiste en un único punto. Sin embargo, como ya se ha comentado, este corte generaría una pieza “quemada” cerca del borde de fuga, ya que el hilo se mantendría estacionario en el punto correspondiente al borde de fuga 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. 4.11)

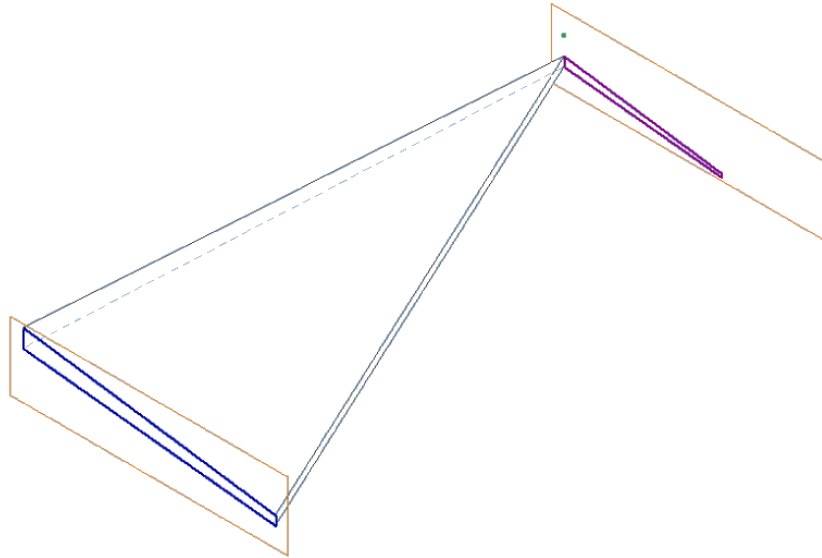


Figura 4.11: Extensión de la sección de punta de ala.

hasta que el contorno obtenido en el plano posterior dispusiera de un perímetro lo suficientemente grande como para que la pieza resultante no resultase “quemada”. A continuación, una vez obtenida la pieza “extendida”, mediante una operación de corte sencilla, se ha eliminado la parte sobrante, obteniendo finalmente la pieza deseada.

Cola vertical. Esta pieza también ha generado dificultades durante su construcción. Es evidente que se trata de una pieza generable por 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, ha vuelto a surgir el problema de sincronismo mencionado en el párrafo correspondiente a la construcción de la parte anterior de la semiala: al tratarse de secciones distintas, cada una viene definida por una cantidad distinta de puntos, lo cual hace que el software envíe ordenes de corte inconsistentes a la máquina. Por ello, se ha decidido modificar el perfil superior, sustituyéndolo por una copia a escala del perfil inferior, una función integrada en el software que no genera problemas de sincronismo. A continuación, se ha recortado el contorno del fuselaje sobre la parte inferior de la pieza obtenida, con el fin de eliminar el material de la cola vertical que quedaría incrustado en el fuselaje.

A pesar de haber realizado dichas adaptaciones, la construcción de esta pieza ha seguido dando problemas. La mesa de trabajo tiene unas dimensiones de 83x80 cm, es decir, el ángulo máximo que se puede inclinar el hilo es:

$$\alpha_{\text{máx}} = \arctan \frac{83}{80} \cong 46 \text{ deg} \quad (14)$$

La cola vertical, como se incide en la Fig. 4.5, 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. 4.12), 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 parte anterior y posterior de cada una de las 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 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. 4.13

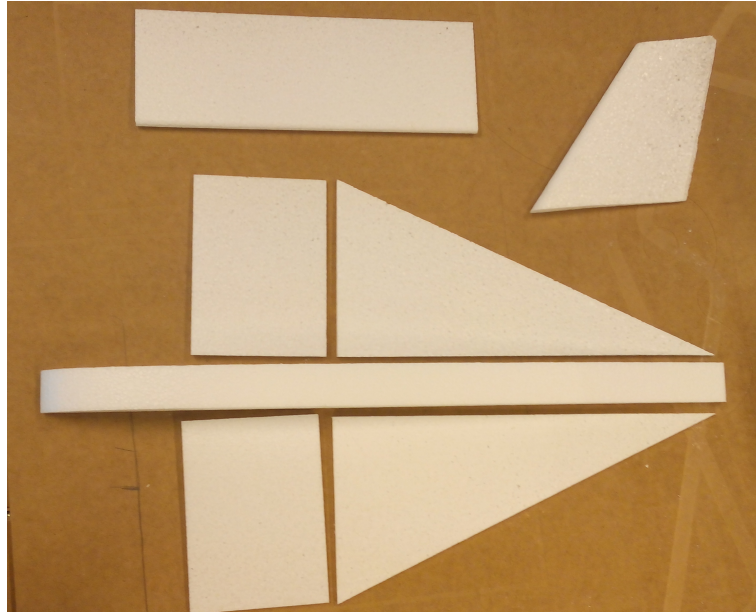


Figura 4.12: Partes del modelo a escala antes de ser ensambladas. De izquierda a derecha y de arriba a abajo: cola horizontal, cola vertical, semiala derecha, fuselaje y semiala izquierda.



Figura 4.13: Modelo ensamblado.

Referencias

- [1] Wikipedia, “Poliestireno expandido”, http://es.wikipedia.org/wiki/Poliestireno_expandido
- [2] Wikipedia, “Poliestireno extruido”, http://es.wikipedia.org/wiki/Poliestireno_extruido
- [3] Alaris, Cortador CRT150, http://www.alarsis.com/index.php?option=com_content&view=article&id=78&Itemid=106&lang=es