

**PONTIFICIA UNIVERSIDAD CATÓLICA DEL PERÚ**  
**FACULTAD DE CIENCIAS E INGENIERÍA**



PONTIFICIA  
**UNIVERSIDAD  
CATÓLICA**  
DEL PERÚ

**CARACTERIZACIÓN DE UN VEHÍCULO AÉREO NO TRIPULADO  
(VANT) UTILIZANDO SOFTWARE DE SIMULACIÓN Y PRUEBAS  
DE FUNCIONAMIENTO**

Tesis para optar el Título de **Ingeniero Mecánico**, que presenta el bachiller:

**Pedro Roberto Boada Vicuña**

**ASESOR: Rosendo Franco Rodríguez**

Lima, octubre de 2013

## DEDICATORIA

Este trabajo de tesis se lo dedico a mis hermanos Sergio, Hugo y Sebastián que a pesar de los malos momentos, me han brindado una sonrisa y también hemos pasado excelentes momentos juntos.

A mis padres, que me brindaron la oportunidad de estudiar y creyeron en mis capacidades y que a pesar de los problemas hicieron de todo para que pueda culminar la carrera. Gracias en especial a mi papá, por buscar la forma de sacarme adelante y de ser como es, ya que he aprendido muchas cosas importantes para la vida.

A mi tío Edison, que me brindó su ayuda incondicional y por ser una persona espectacular, llena de vida y que contagia las ganas de conocer y aprender sobre cualquier cosa que podamos y que esté a nuestro alcance.

A mis amigos, que han estado en las buenas y en las malas y que hemos pasado buenos y malos momentos juntos.

A ellos les dedico el presente trabajo de tesis.



*Gracias a mi padre, que durante toda la carrera y mi vida en general, me ha apoyado incondicionalmente a pesar de las dificultades.*

*A mi madre, que me dio siempre ejemplo de lucha y constancia.*

*A mis hermanos, por ser partícipes de grandes momentos juntos y ser motivo para continuar la carrera siempre intentando ser el mejor.*

*A todas las personas que participaron en el proyecto, ya que invirtieron su tiempo y conocimiento en ayudarme a completar el mismo. En especial al Doctor Eduardo Massoni que fue quien desde el principio del proyecto me apoyó sin pedir algo a cambio, y me ayudó a dar los primeros pasos en el mundo del aeromodelismo.*

## RESUMEN

En el presente trabajo se ha realizado una caracterización de un vehículo aéreo no tripulado. Esta caracterización consiste en obtener la distribución de carga del vehículo analizado realizando cálculos aerodinámicos en base a las teorías tradicionales, seguido de una comprobación de resultados mediante simulaciones con ayuda de software CFD y finalmente una prueba de vuelo para corroborar lo obtenido. Los resultados del análisis aerodinámico difieren a los de la simulación con ayuda de software CFD ya que las fuerzas de sustentación y arrastre obtenidas mediante esta última, son 39% y 25% menores respectivamente, en comparación con los resultados analíticos. Esta reducción de las fuerzas obligó a realizar un vuelo con menos carga para evitar un posible accidente. El vuelo comprobó lo obtenido mediante análisis con software CFD, ya que el vehículo despegó del suelo y realizó un vuelo bastante estable, cumpliendo con los requerimientos definidos en el presente trabajo, se comprobó de esta forma que la metodología utilizada es útil para el análisis de otros vehículos. El peso vacío operativo del VANT es de 1.1 kilogramos, el peso a combustible a cero es de 1.675 kilogramos y el peso de despegue es de 2.175 kilogramos, lo que resulta en una carga útil posible de 0.575 kilogramos y una carga alar de 4.83 kg/m<sup>2</sup>. Finalmente, las velocidades alcanzadas están entre los 12 y 18 m/s, lo que corrobora que el resultado de la simulación brinda valores de carga adecuados, que se pueden utilizar si se requiere conocer las capacidades de un diseño en particular.

LISTA DE SÍMBOLOS

V	:	Velocidad del vehículo	[m/s].
$\rho$	:	Densidad del viento	[kg/m <sup>3</sup> ].
L	:	Sustentación	[N].
D	:	Arrastre	[N].
$\alpha$	:	Ángulo de ataque del perfil	[°].
S	:	Superficie alar	[m <sup>2</sup> ].
q	:	Presión dinámica	[Pa].
$C_L$	:	Coefficiente de sustentación	[adimensional].
CD	:	Coefficiente de arrastre	[adimensional].
b	:	Envergadura	[m].
c	:	Cuerda media	[m].
$\lambda$	:	Estrechamiento	[adimensional].
Cr	:	Cuerda del perfil en la raíz	[m].
Ct	:	Cuerda del perfil en la punta	[m].
A	:	Alargamiento	[adimensional].
$\varphi$	:	Flecha	[°].
$\delta$	:	Diedro	[°].

## ÍNDICE

INTRODUCCIÓN.....	1
CAPÍTULO I: ESTADO DEL ARTE.....	4
1.1. Conceptos básicos .....	4
1.1.1. Terminología del perfil aerodinámico .....	5
1.1.2. Fuerzas resultantes sobre un perfil aerodinámico .....	6
1.1.3. Sustentación y resistencia.....	8
1.1.4. Sistema de referencia .....	9
1.1.5. Terminología del ala .....	10
1.1.6. Origen de la sustentación en el ala.....	12
1.2. Componentes del VANT .....	17
1.2.1. Sistema de propulsión.....	17
1.2.2. Control del vehículo.....	22
1.3. Instrumentos necesarios para la implementación del proyecto .....	24
1.3.1. Instrumentos principales externos al VANT.....	24
1.3.2. Dispositivos principales internos del VANT .....	27
1.4. Seguridad de vuelo.....	28
1.5. Uso de software CFD en aplicaciones afines .....	29
1.6. Definición conceptual de los parámetros que describen al VANT objeto de estudio.....	31
CAPÍTULO II: DIMENSIONAMIENTO Y SIMULACIÓN DE VUELO DEL VANT .....	33
2.1. Dimensionamiento preliminar de las alas .....	34
2.2. Cálculo aerodinámico analítico del VANT objeto de estudio .....	38
2.3. Verificación del sistema de propulsión .....	42
2.4. Comprobación de los resultados mediante simulación con software especializado.....	44
2.4.1. Simulación de las alas .....	44
2.4.2. Simulación del VANT completo .....	47
2.5. Comparación de resultados y caracterización previa a la construcción 48	48
CAPÍTULO III: CONSTRUCCIÓN DEL VANT Y PRUEBAS DE VUELO .....	50
3.1. Materiales y herramientas utilizadas .....	51
3.2. Construcción del fuselaje .....	52
3.3. Construcción de las alas y superficies de control.....	54
3.4. Sistemas de control del vehículo y transmisión de video.....	56
3.5. Ensamblaje del VANT .....	59

3.6.	Procedimiento para realizar las pruebas de vuelo .....	64
3.7.	Resultados de las pruebas de vuelo.....	65
CAPÍTULO IV: METODOLOGÍA .....		68
4.1.	Creación del modelo geométrico del VANT seleccionado con ayuda de software CAD .....	69
4.2.	Pre-procesamiento .....	70
4.2.1.	Creación del volumen de control.....	70
4.2.2.	Creación de la malla.....	71
4.2.3.	Condiciones iniciales para el análisis .....	71
4.3.	Post-procesamiento.....	74
CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES .....		75
BIBLIOGRAFÍA.....		77



## INTRODUCCIÓN

En la actualidad los vehículos aéreos no tripulados cumplen con éxito diferentes misiones militares. Esto le ha valido su creciente popularidad e inserción en aplicaciones civiles tales como vigilancia aérea, cartografía, búsqueda y rescate, entre otras más. Esta capacidad de realizar misiones autónomas y reales no sólo ha sido difundida en el ámbito restringido de los investigadores, fabricantes o usuarios afines, sino que se ha expuesto por distintos medios a la opinión pública en general, la cual ya tiene conocimiento de su existencia y la importancia de las misiones que realiza. Gracias a este interés generado se han realizado múltiples esfuerzos por mejorar los componentes que conforman el vehículo, tanto por parte de las fuerzas militares como por parte de la industria especializada. La tecnología aplicada en el ámbito civil es todavía muy rudimentaria y debe vencer muchos obstáculos, tanto técnicos como legales, pero la importancia de la amplia gama de aplicaciones que posee un VANT, hace prever un rápido progreso en el futuro inmediato.

Restringiendo su uso específicamente al territorio peruano, se abre un abanico de posibilidades de uso. La posibilidad del VANT de obtener imágenes o transmitir video en vivo, sobrevolando lugares inaccesibles por vía terrestre, brinda a sus usuarios diferentes ventajas comparadas con el uso de una aeronave o vehículo terrestre convencionales. Son alternativas más económicas, sigilosas y amigables con el medio ambiente que aviones o helicópteros en determinadas tareas. El VANT no lleva tripulación y por lo tanto puede realizar misiones de alto riesgo sin exponer la vida del piloto y su tripulación. Su reducido peso, tamaño y nivel de ruido permiten realizar misiones en las que pasa desapercibido.

Los VANT están encontrando nuevas aplicaciones en los ámbitos civil y militar, y para llevar a cabo las misiones encomendadas, estos vehículos están (o deberían estar) en la capacidad de alzar vuelo llevando dentro de su fuselaje los equipos necesarios para realizar las actividades para las que han sido diseñados. Esta capacidad está relacionada directamente con las características aerodinámicas del vehículo; estas variables intervienen en el concepto y cálculo de la sustentación alar, la cual permite determinar de manera analítica el alcance máximo del avión para que éste pueda desenvolverse correctamente como tal (despegar del suelo). Para realizar estos cálculos es necesario obtener las diferentes variables que definen las condiciones de vuelo y características aerodinámicas de avión. Estos coeficientes y variables medibles permiten hallar la capacidad de carga y determinar correctamente cuáles y cuántos



equipos pueden ser utilizados para realizar las misiones de vuelo sin exceder ésta.

En la actualidad existen distintas herramientas que permiten realizar estos análisis aerodinámicos con mayor facilidad y exactitud. El software de Computational Fluid Dynamics ha permitido un análisis más preciso de las actuaciones del avión simulando distintas situaciones de vuelo y condiciones del viento (densidad, velocidad, dirección, etc.). Esta herramienta computacional nos permitiría además, hallar la resistencia que el viento opone hacia el avance del cuerpo completo del avión y así conocer la potencia necesaria para realizar un vuelo a una determinada velocidad. Sin dudar, una herramienta computacional actual y moderna nos permite simular el cuerpo de nuestro vehículo en distintas condiciones de vuelo y conocer su reacción ante estas variantes que se pueden dar durante el vuelo real permitiendo obtener datos importantes para hallar la capacidad de carga para equipos internos del avión y seleccionar correctamente el sistema propulsor que le dará al vehículo las prestaciones de vuelo requeridas.

El presente documento concentra los esfuerzos en hallar estas características principales del VANT necesarias para determinar la capacidad de carga y el sistema de propulsión óptimos para realizar un vuelo que cumpla con las condiciones de estabilidad, velocidad y altura. Se usarán herramientas computacionales que permitirán realizar simulaciones bajo distintas condiciones de vuelo y carga para obtener las prestaciones del vehículo. Esta herramienta es el software CFX de la firma ANSYS; también serán usadas las teorías aerodinámicas tradicionales para el cálculo manual de estas características y finalmente se realizarán pruebas de vuelo reales del VANT, con la finalidad de verificar los resultados de la simulación. Un sub-producto de la investigación, será la metodología para realizar este tipo de análisis.

La problemática a la cual, en este documento, se le desarrolla y presenta una solución es que no existe un método explícito para el desarrollo de las teorías aerodinámicas mediante simulación con software especializado. Por lo tanto, no existe una metodología que les sirva a las personas interesadas, para conocer las características de un VANT.

Este propósito es válido teniendo en cuenta la innegable versatilidad y utilidad de los VANT. En consecuencia, son válidas las interrogantes acerca de las capacidades reales que posee el mismo, para realizar y culminar cierto tipo de misiones. Como

aporte al desarrollo de la tecnología de uso civil, es que se realiza este trabajo, obteniendo finalmente como resultado un ejemplo de aplicación a un modelo específico y una metodología para desarrollar esta prueba en otros VANTs.

**Objetivo general:**

Determinar las características principales de un modelo de Vehículo Aéreo No Tripulado (VANT) utilizando la teoría aerodinámica tradicional, software de simulación y pruebas de funcionamiento.

**Objetivos específicos:**

- Recopilar y ordenar la información necesaria y específica para el análisis del VANT.
- Definir cuantitativamente los parámetros característicos del VANT objeto de estudio.
- Obtener de forma analítica las fuerzas aerodinámicas que se van a presentar en el vuelo del vehículo.
- Crear el modelo geométrico en 3D del VANT utilizando un software CAD.
- Realizar la simulación del sistema aerodinámico con ayuda de software CFD.
- Obtener las fuerzas aerodinámicas que se van a presentar en el vuelo del vehículo a partir de los resultados de la simulación con software CFD.
- Comparar los resultados obtenidos mediante simulación con software CFD con los obtenidos de forma analítica.
- Construir el VANT y realizar las pruebas de vuelo.
- Comprobar que los parámetros encontrados son los adecuados para realizar un vuelo seguro.
- Establecer la metodología para la comprobación de los parámetros del VANT mediante simulación con ayuda de software CFD.

## CAPÍTULO I: ESTADO DEL ARTE

Dentro del primer capítulo se encuentran las definiciones necesarias para la correcta interpretación de los procesos de cálculo y los correspondientes resultados obtenidos en este trabajo, así como una breve explicación de la teoría de la sustentación.

Se encontrará además una definición de los componentes básicos del VANT objeto de estudio, mostrando los tipos de controles, baterías, motores, controladores de velocidad, hélices, servos, cargadores y los instrumentos necesarios para la implementación del proyecto.

Se describirán algunas aplicaciones afines del software especializado utilizado para realizar la simulación y análisis deseados, con la intención de mostrar las posibilidades de uso que posee éste y también otros trabajos similares.

### 1.1. Conceptos básicos

Dentro de los conceptos básicos se explica la terminología del perfil y del ala completa. Estos conceptos serán necesarios para que se pueda comprender toda la nomenclatura del avión y la relación que existe entre estos conceptos y el alcance de sustentación que posee el VANT. Además de la terminología se explica el principio de sustentación, permitiendo comprender el motivo por el cual el VANT puede despegar del suelo y cumplir con la misión encomendada.

### 1.1.1. Terminología del perfil aerodinámico

Estos conceptos iniciales, introductorios en el mundo de la aerodinámica, fueron tomados del libro “Aerodinámica y actuaciones del avión”, Carmona, 1987.

**Cuerda:** Es la línea recta que une el borde de ataque con el borde de salida. Es una dimensión característica del perfil.

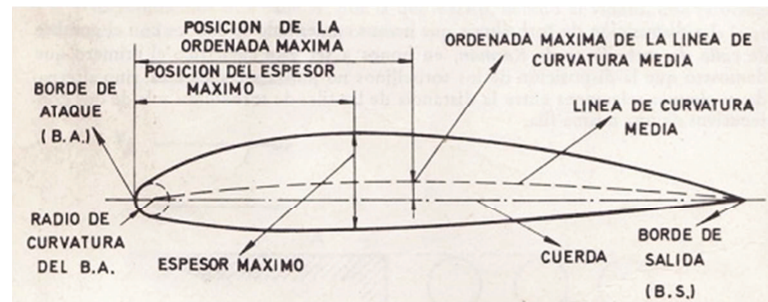


Figura 1. 1 Terminología del perfil aerodinámico. [Carmona, 1987].

**Línea de curvatura media:** Es una línea equidistante entre el extradós y el intradós. La forma de esta línea es muy importante en las características aerodinámicas del perfil; en definitiva, define la curvatura del perfil. Si la línea de curvatura media, cae por encima de la cuerda como en la fig. 1.1, se dice que la curvatura es positiva, negativa si va por debajo y de doble curvatura si va en un tramo por arriba y en otro por debajo.

**Ordenada máxima de la línea de curvatura media:** Es la máxima distancia entre la línea de curvatura media, y la cuerda; este valor y su posición a lo largo de la cuerda ayuda a definir la forma de la línea de curvatura media. El valor de la ordenada máxima, y su posición suelen darse en porcentaje de la cuerda.

**Espesor y distribución del espesor:** Son dos características importantes. El valor del espesor máximo y su posición se expresan en porcentaje de la cuerda. El valor del espesor varía desde un 3% en los muy delgados hasta un 18% en los muy gruesos.

**Radio de curvatura del borde de ataque:** Define la forma del borde de ataque, y es el radio de un círculo tangente al extradós e intradós, y con su centro situado en la línea tangente en el origen a la línea de curvatura media.

La **sustentación** producida por un perfil, es la componente de la fuerza perpendicular a la corriente libre de aire.

La **resistencia** es la componente de la fuerza paralela a la corriente libre de aire.

El **ángulo de ataque** es el que existe entre la cuerda, y la dirección de la corriente libre de aire.

### 1.1.2. Fuerzas resultantes sobre un perfil aerodinámico

Estos conceptos introductorios sobre las fuerzas aerodinámicas, fueron tomados del libro “Aerodinámica y actuaciones del avión”, Carmona, 1987.

Un perfil aerodinámico es capaz de producir sustentación eficientemente estableciendo la circulación del fluido por medio de su forma.

Inicialmente supongamos un perfil simétrico con ángulo de ataque cero. La distribución de presiones será la indicada en la fig. 1.2.

Si el perfil tiene un ángulo de ataque positivo, la distribución de líneas de corriente será como la mostrada en la fig. 1.3, con un aumento de la velocidad en el extradós respecto a la de la corriente libre, y una disminución de en el intradós. Obsérvese que existe también una deflexión de la corriente hacia arriba en la proximidades del borde de ataque y hacia abajo después del borde de salida. Se puede deducir que el efecto del ángulo de ataque puede suponerse igual a añadir una circulación al caso de ángulo de ataque cero.

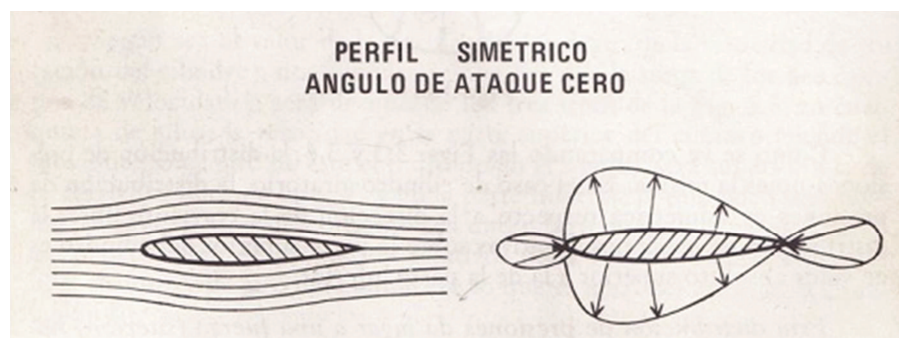


Figura 1. 2 Líneas de flujo y distribución de presiones para un perfil aerodinámico simétrico con ángulo de ataque de cero grados. [Carmona, 1987].



Figura 1. 3 Líneas de flujo y distribución de presiones para un perfil aerodinámico simétrico con un ángulo de ataque mayor a cero grados. [Carmona, 1987].

El aumento de velocidad en el extradós aumenta el valor de la presión negativa (succión) mientras que la disminución de velocidad en el intradós disminuye el valor de la succión; el resultado de la distribución de presiones es una fuerza dirigida hacia arriba; la componente de esta fuerza perpendicular a la corriente de aire libre es la **sustentación**.

El punto donde se puede considerar aplicada esa fuerza resultante se denomina **centro de presión**.

Si se aumenta el ángulo de ataque, la distribución de presiones cambia de la forma que se indica en la fig. 1.4. La depresión en el extradós aumenta y puede llegar a ser positiva en el intradós, esto da lugar a que la sustentación aumente con el ángulo de ataque.

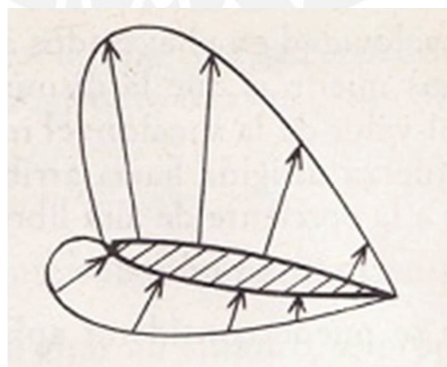


Figura 1. 4 Distribución de presiones con mayor ángulo de ataque. [Carmona, 1987].

### 1.1.3. Sustentación y resistencia

Estos conceptos sobre sustentación y resistencia aerodinámica, fueron tomados del libro “Aerodinámica y actuaciones del avión”, Carmona, 1987.

Suponiendo que colocamos un ala completa con perfil asimétrico en un túnel de viento a una velocidad  $V$  y densidad  $\rho$  (fijas), y medimos la fuerza perpendicular ( $L$ , sustentación) y paralela a la corriente de aire ( $D$ , arrastre), variando el ángulo de ataque ( $\alpha_1, \alpha_2 \dots \alpha_n$ ). Realizamos los cocientes de  $L$  entre  $q \times S$ , siendo  $S$  la superficie alar y  $q$  la presión dinámica, obtenemos un coeficiente adimensional que denominaremos coeficiente de sustentación ( $C_L$ ).

$$C_L = \frac{L}{q \times S} = \frac{2 \times L}{\rho \times V^2 \times S} \dots [1.1]$$

Representando el coeficiente de sustentación en función del ángulo de ataque, tenemos que  $q \times S$  es constante y que a mayor ángulo de ataque, mayor es  $L$ , y en consecuencia también  $C_L$ .

En la fig. 1.5 está representada la curva de  $C_L$  vs.  $\alpha$ , donde se puede observar que conforme aumenta  $\alpha$ , aumenta  $C_L$  y que pasando los  $18^\circ$  la sustentación disminuye bruscamente y también  $C_L$  en un fenómeno conocido como **la pérdida**.

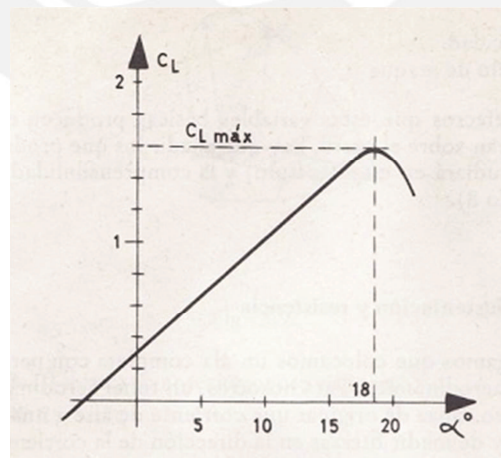


Figura 1. 5 Variación del Coeficiente de sustentación con respecto al ángulo de ataque del perfil.  
[Carmona, 1987].

Una vez construido el avión y sin variar su configuración, la curva de  $C_L$  en función del ángulo de ataque es invariable, de modo que a cada ángulo de ataque le corresponde

un  $C_L$  y viceversa. Igualmente el ángulo de entrada en pérdida también es fijo, y la pérdida se produce porque deja de aparecer la distribución de presiones vista anteriormente. Los valores máximos de  $C_L$  están en el orden de 2.

Efectuando el mismo cálculo con la resistencia  $D$ , se puede observar que la fuerza de resistencia variará con la velocidad, densidad y ángulo de ataque, pero que el coeficiente de resistencia  $C_D$ , definido como.

$$C_D = \frac{D}{q \times S} = \frac{2 \times D}{\rho \times V^2 \times S} \dots [1.2]$$

Sólo dependerá del ángulo de ataque, ya que como se observa en la fig. 1.6, una vez construido el avión y sin variar su configuración, la curva sería fija.

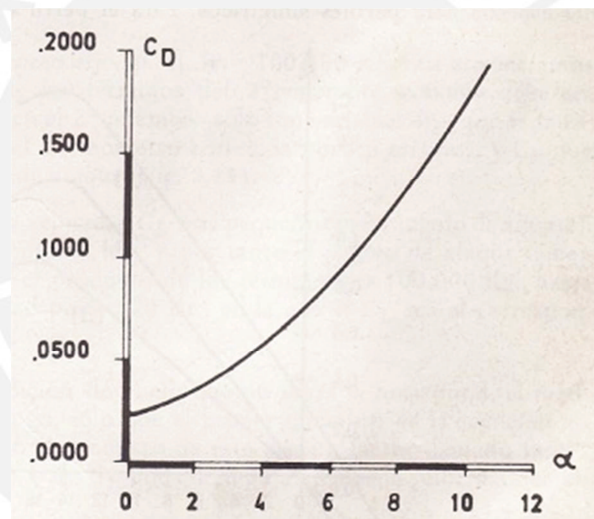


Figura 1.6 Variación del Coeficiente de Arrastre con respecto al ángulo de ataque del perfil. [Carmona, 1987].

#### 1.1.4. Sistema de referencia

Estos conceptos sobre el sistema de referencia del avión han sido tomados del libro "Aerodinámica básica", Meseguer – Sanz, 2005.

En el cálculo de las actuaciones del viento sobre un cuerpo que se mueve horizontalmente con una velocidad  $V$  a través del aire en calma, se suele adoptar un triedro de referencia ligado al cuerpo de modo que en este sistema el cuerpo está en reposo, y es el aire el que incide sobre el cuerpo con una velocidad  $V$ . En este sistema, el eje  $X$  tiene la dirección y el sentido de la velocidad incidente. El eje  $Z$  está contenido



en un plano vertical, está dirigido en sentido opuesto al de la gravedad terrestre y forma un ángulo de  $90^\circ$  con el eje X. Por último, el eje Y se define de modo que el sistema de ejes forme un triedro a derechas, tal como se indica en la fig. 1.7.

Este sistema de referencia se denomina ejes viento. La fuerza de resistencia (D) corresponde a la proyección de la fuerza resultante sobre el eje X, la fuerza de sustentación (L) corresponde a la proyección de la fuerza resultante sobre el eje Z y fuerza lateral a la del eje Y. De igual modo las componentes del momento según los ejes del triedro de referencia se conocen con los nombres de momento de balance correspondiente al eje X, momento de guiñada al eje Z y momento de cabeceo al eje Y (en inglés roll, yaw y pitch respectivamente). Se adopta el criterio de que estas magnitudes son positivas cuando su sentido coincide con el sentido positivo del eje correspondiente.

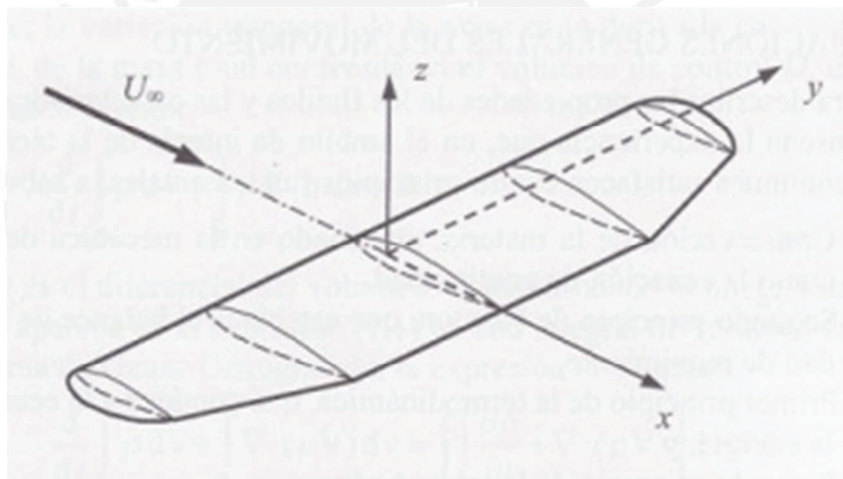


Figura 1. 7 Sistema de referencia (ejes viento). [Meseguer-Sanz, 2005].

### 1.1.5. Terminología del ala

Estos conceptos sobre las propiedades específicas de la forma del ala, fueron tomados del libro “Aerodinámica y actuaciones del avión”, Carmona, 1987.

**Envergadura (b):** es la distancia de punta a punta de ala, independientemente de la forma que tenga ésta.

**Superficie alar (S):** es la superficie de la vista en planta del contorno aparente del ala, incluyendo la parte de ala que pueda estar cubierta por el fuselaje o góndolas de los motores, o lo que es lo mismo, como si no existieran esos elementos.

**Cuerda media (c):** normalmente, los perfiles que constituyen el ala suelen ser distintos a lo largo de la envergadura, y además, las cuerdas que los constituyen van disminuyendo desde el encastre hasta las puntas. Se define la cuerda media, como aquella que, multiplicada por la envergadura, es igual a la superficie alar:

$$c \times b = S \dots [1.3]$$

**Estrechamiento (taper ratio,  $\lambda$ ):** se define por el cociente:

$$\lambda = \frac{C_t}{C_r} \dots [1.4]$$

$C_r$  = cuerda del perfil en el encastre (suponiendo que el ala está prolongada hasta el plano de simetría del avión).

$C_t$  = cuerda de perfil en la punta.

**Alargamiento (aspect ratio, A):** es la relación entre la envergadura y la cuerda media.

$$A = \frac{b}{c} \dots [1.5]$$

El alargamiento varía desde 3 ó 4 en los aviones muy rápidos hasta 20 ó 30 en algunos planeadores.

**Línea del 25% de la cuerda:** definiremos la línea del 25% como aquella que se obtiene uniendo todos los puntos a lo largo de la envergadura que están situados a un 25% de su cuerda, contado a partir del borde de ataque.

**Flecha (sweep,  $\phi$ ):** es el ángulo que forma la línea del 25% y una perpendicular al eje longitudinal del avión. Si el ala no tuviera estrechamiento, este ángulo sería el mismo que el formado por el borde de ataque del ala, y la perpendicular al eje longitudinal.

**Cuerda media aerodinámica (mean aerodynamic chord, MAC):** es la que tendría un ala rectangular y sin flecha que produjera el mismo momento y sustentación.

**Diedro ( $\delta$ ):** Tiene influencia en la estabilidad lateral del avión.

**Torsión:** puede ser geométrica o aerodinámica. La torsión geométrica consiste en que los ángulos de ataque de cada uno de los perfiles que componen el ala sean diferentes, dando a la sección de punta un ángulo de ataque menor que en el encastre. Esta torsión, giro relativo de las cuerdas, se suele hacer gradualmente desde el encastre a la punta del ala.

La torsión aerodinámica se logra con perfiles diferentes a lo largo del ala, de forma que el ángulo de sustentación nula varíe para los diferentes perfiles que componen el ala.

Se pueden observar todos los conceptos definidos en la fig. 1.8.

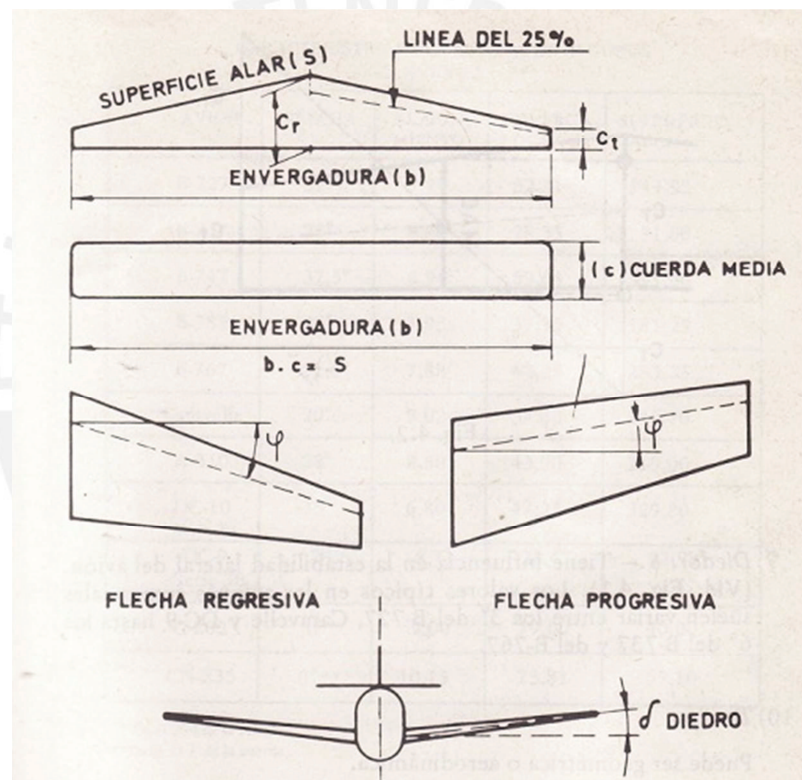


Figura 1. 8 Terminología del ala. [Carmona, 1987].

La ubicación geométrica del MAC se puede observar en la fig. 1.9.

#### 1.1.6. Origen de la sustentación en el ala

Estos conceptos sobre el origen de la sustentación, fueron tomados del libro "Aerodinámica y actuaciones del avión", Carmona, 1987.

Se ha visto que sobre una sección del ala se originaba una distribución de presiones, de forma que el extradós estaba sometido a una succión considerable respecto a la que pudiera tener el intradós, y capaz por tanto de producir una fuerza hacia arriba.

Análogamente, considerando ahora el ala completa, y no una sección, si produce sustentación, es porque se crea una presión en el extradós diferente de la del intradós, y mucho menor que ésta. Al existir esta diferencia de presiones, en las puntas de ala tienden a crearse unas corrientes de aire transversales (a lo largo de la envergadura) de abajo hacia arriba, como indica la fig. 1.10.

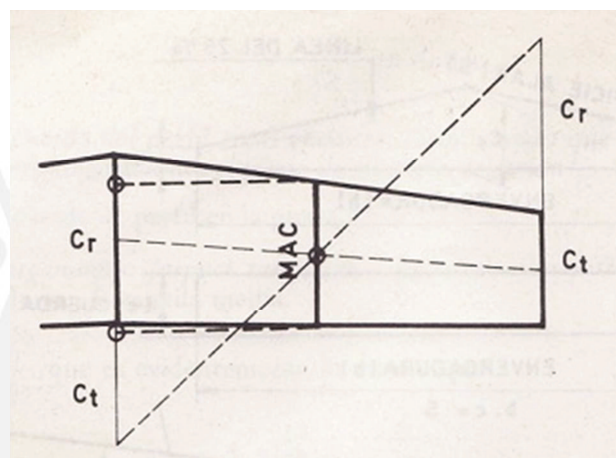


Figura 1. 9 Ubicación geométrica de la MAC. [Carmona, 1987].

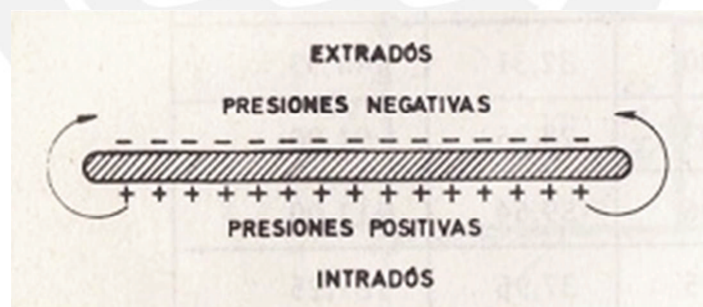


Figura 1. 10 Corrientes de aire transversal a lo largo de la envergadura. [Carmona, 1987].

A lo largo del ala, existe entonces superpuesta con la corriente longitudinal una corriente transversal, debido al fenómeno anterior. Fig. 1.11.

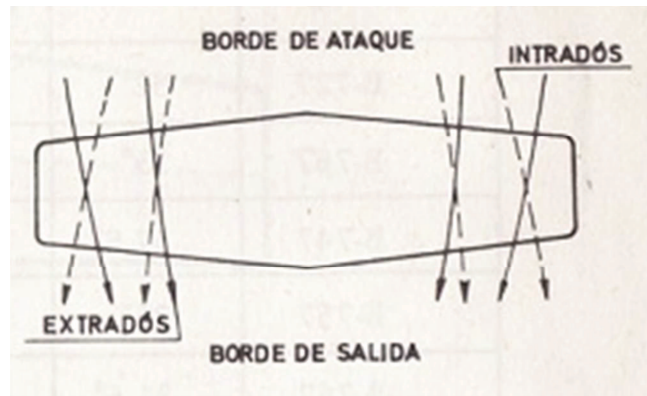


Figura 1. 11 Superposición de corrientes de viento en la intradós y extradós. [Carmona, 1987].

En las puntas, al dejar de existir la superficie del ala, que soporta esa diferencia de presiones, la corriente lateral es mucho mayor, dando lugar a los torbellinos de punta de ala.

La formación de estos torbellinos se debe a que en la punta del ala nos encontramos con que la velocidad de la corriente sobre el extradós es mayor a la del intradós (condición necesaria para generar la sustentación).

Al dejar de existir el ala en la punta, la mayor presión del intradós produce una corriente hacia arriba, que al encontrarse con la corriente de mayor velocidad del extradós, da lugar a los citados torbellinos (torbellinos libres). Fig. 1.12.

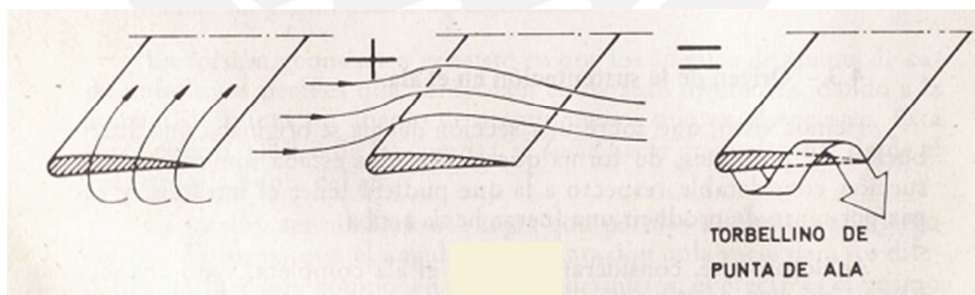


Figura 1. 12 Torbellinos de punta del ala. [Carmona, 1987].

La intensidad de los torbellinos, será tanto mayor cuando lo sea la diferencia de presiones entre el extradós y el intradós, o lo que es igual, cuanto mayor sea el coeficiente de sustentación  $C_L$  (y por tanto, cuanto mayor sea el ángulo de ataque).

Podemos sustituir el ala por un sistema de torbellinos ligados a ella, que produzcan la misma circulación. Fig. 1.13. Ligado significa que se mueve con el ala constituyendo

ésta el núcleo.

En el borde de salida, cuando empieza a haber torbellinos ligados y sustentación, se origina un torbellino inicial, que se queda atrás conforme avanza el ala.

El estudio teórico de la sustentación del ala se puede efectuar entonces por la combinación de los sistemas de torbellinos anteriores, sustituyendo el ala por una serie de torbellinos en forma de herradura, como indica la fig. 1.14.

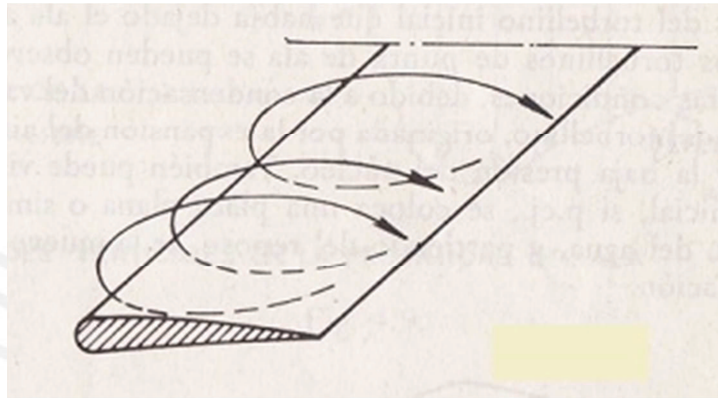


Figura 1. 13 Sistema de torbellinos ligados al ala. [Carmona, 1987].

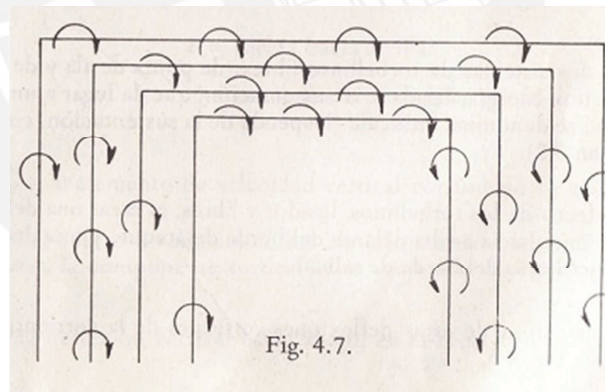


Figura 1. 14 Sistema de torbellinos que combinados sustituyen teóricamente al ala. [Carmona, 1987].

Finalmente tenemos, los torbellinos ligados que se mueven con el ala y terminan en los extremos de ella, continuándose por los torbellinos de punta de ala, que están en el seno del aire, y se denominan torbellinos libres. Teniendo en cuenta que los torbellinos deben cerrarse sobre sí mismos, no pueden empezar ni terminar en el seno del fluido, razón por la que los torbellinos ligados continúan en los libres (Fig. 1.15), y estos se extienden hacia atrás hasta el infinito.

El efecto de los torbellinos, ligados y libres, es crear una deflexión de la corriente hacia arriba adelante del borde de ataque, y una deflexión hacia abajo detrás del borde de salida.

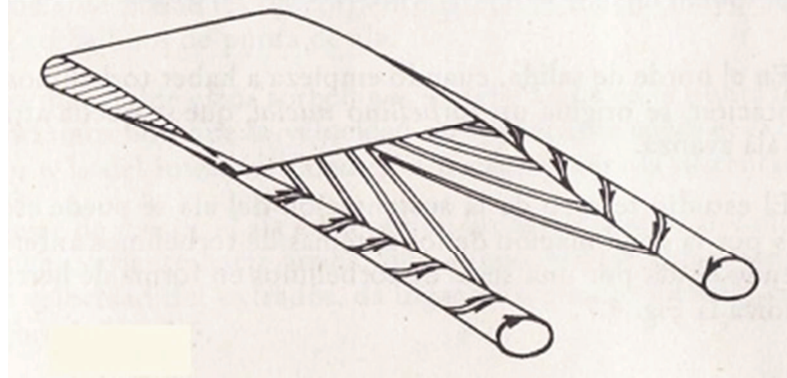


Figura 1. 15 Torbellinos libres que continúan hasta el infinito atrás del ala. [Carmona, 1987].

La magnitud de estas deflexiones verticales de la corriente se indica en la fig. 1.16.

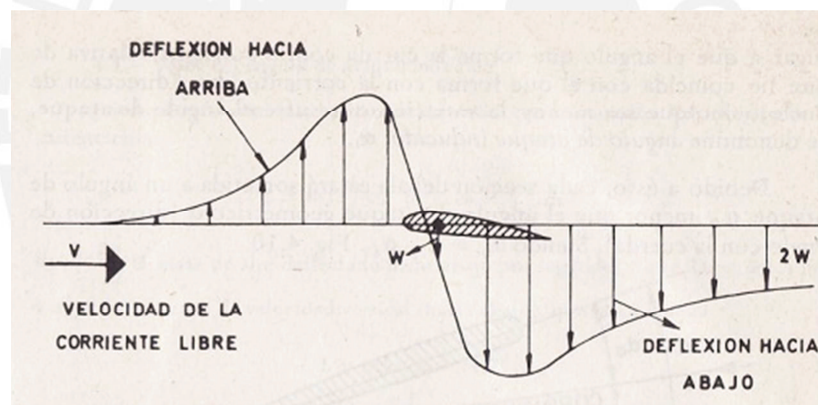


Figura 1. 16 Deflexiones verticales de la corriente de aire indicada. [Carmona, 1987].

La corriente libre de aire a cierta distancia, por delante del ala, no resulta afectada por ninguna componente vertical; sin embargo, detrás del ala, la corriente se re-direcciona hacia abajo, con una componente de  $2W$ . Precisamente, esta deflexión de la corriente hacia abajo es lo que produce la sustentación; el cuerpo que imprime a la gran masa de aire, que pasa a través de las alas, una velocidad descendente, experimentará una fuerza hacia arriba, de valor:

$$F = m \times \frac{dv}{dt}, \text{ donde:}$$

$F$  = fuerza vertical ascendente

$m$  = masa de aire afectada por la deflexión que producen las alas

$\frac{dv}{dt}$  = incremento de la velocidad vertical por unidad de tiempo

## 1.2. Componentes del VANT

Los componentes del VANT objeto de estudio son básicos y cumplen funciones vitales para el mismo. En este apartado encontraremos una definición de las partes del VANT considerando los sistemas de propulsión y control, además del sistema de almacenamiento de energía para el vuelo.

### 1.2.1. Sistema de propulsión

Actualmente se puede encontrar en el mercado los sistemas de propulsión eléctricos y de combustión. Ante esta posibilidad los motores eléctricos indudablemente tienen una ventaja y mayor atractivo sobre los motores de combustión, como la fiabilidad, versatilidad, reducción de ruido, sencillez, facilidad de manejo, limpieza, casi ausencia de vibración, ausencia de humo y mejor aerodinámica. Se debe destacar la fiabilidad de estos motores ya que un M.C.I. puede apagarse en cualquier momento y dejarte en el aire sin propulsión, evidentemente el VANT caería sin que nada lo pueda detener en su recorrido hacia el suelo. Además, se debe tener en cuenta la sencillez del motor eléctrico, ya que para manejar un M.C.I. se requiere de un conocimiento técnico más alto.

Por estas razones es que para este trabajo se utilizará un motor eléctrico dentro del VANT objeto de estudio.

#### 1.2.1.1. Motor

Dentro de este apartado se van a mostrar los distintos tipos de motores que se podrían usar para la aplicación que tiene el VANT.



#### 1.2.1.1.1. Motores con imán de ferrita y escobillas

Se incluyen en la mayoría de kits que ofrecen motorización y son los de menor eficiencia (no suele superar el 50%), aun cuando una reductora puede mejorar algo de este motor su peso excede de dos a tres veces el peso de un motor brushless de potencia equivalente, igualmente su consumo sería mayor. Se puede observar uno en la fig. 1.17. Los motores con imanes de cobalto-samario son los motores de alta gama en este campo (65% a 75% de eficiencia) pero se ven penalizados por su alto peso el cual está cercano al doble del peso de un brushless de equivalente potencia. Se puede observar uno en la fig. 1.18.



Figura 1. 17 Motor eléctrico con imán de ferrita y escobillas. [Carlos Martín, 2005].



Figura 1. 18 Motor eléctrico con imanes de cobalto-samario y escobillas. [Carlos Martín, 2005].

#### 1.2.1.1.2. Motores brushless (sin escobillas)

Son los motores con más alto rendimiento (entre 80% y 90%) y menor peso. Son los más apropiados si se quiere igualar o incluso superar la relación potencia/peso de los M.C.I., pero esto no significa descalificar a las otras opciones ya que siempre debe existir de por medio una evaluación de este ratio. En el caso de estos motores las bobinas siempre conforman el estator.

Estos motores pueden ser de rotor interno (fig. 1.19) y rotor externo (fig. 1.20).



Figura 1. 19 Motor eléctrico sin escobillas de rotor interno. [Carlos Martín, 2005].



Figura 1. 20 Motor eléctrico sin escobillas de rotor externo. [Carlos Martín, 2005].

### 1.2.1.2. Baterías

Las baterías eléctricas son el combustible del motor. Suministran energía para mover la hélice y, por consiguiente, al VANT. Cada una de estas baterías está compuesta por un conjunto de elementos conectados en serie y/o en paralelo (esto último sólo en el caso de las baterías Li-Po). Cada elemento consta de dos terminales inmersos en un medio químico que tiene la propiedad de acumulación de energía eléctrica y durante la descarga se producen unas reacciones químicas que brindan esta energía, produciéndose el efecto contrario al momento de la carga. En este apartado conoceremos lo que el mercado de baterías nos ofrece y qué se podría usar como fuente de energía para el VANT.

#### 1.2.1.2.1. Níquel-Cadmio (Ni-Cd)

Poseen una tensión nominal de 1.2 voltios por elemento y son las primeras baterías que se utilizaron con éxito en el vuelo eléctrico. En general son baterías económicas y muy buenas pero con un elevado peso y representa un peligro para el medio ambiente por su contenido de Cadmio. Fig. 1.21.



Figura 1. 21 Baterías de Níquel-Cadmio. [Carlos Martín, 2005].

#### 1.2.1.2.2. Níquel-Hidruro Metálico (Ni-MH)

Posee una tensión nominal de 1.2 voltios por elemento. Estas baterías están reemplazando las Ni-Cd debido a su capacidad y a que son menos perjudiciales para el medio ambiente. Estas baterías a igualdad de peso que su predecesor de Ni-Cd tienen de 1.5 a 2 veces mayor capacidad. Su inconveniente es la capacidad de carga y descarga que es inferior, teniendo que esperar un poco más de tiempo para cargarla por completo. Fig. 1.22.



Figura 1. 22 Batería de Níquel-Hidruro Metálico. [Carlos Martín, 2005].

### 1.2.1.2.3. Litio-Ion (Li-ion)

Posee una tensión nominal de 3.6 voltios por elemento. Fueron las primeras baterías de Litio que aparecieron en el mercado y se utilizaron muy poco en aeromodelismo por su elevado precio, fragilidad, baja intensidad de descarga y alto riesgo de explosión. Hoy con esos problemas resueltos se utiliza para cámaras fotográficas o de video y ordenadores portátiles, pero siguen sin ser útiles para el aeromodelismo. Fig. 1.23.



Figura 1. 23 Batería de Litio-Ion. [Carlos Martín, 2005].

### 1.2.1.2.4. Litio-Polímero (LiPo)

Posee una tensión nominal de 3.7 voltios por elemento. Es la última generación de baterías de Litio, aparecieron hace pocos años en el mercado y han generado una gran revolución debido a su ligereza y alta intensidad de descarga. Fig. 1.24.



Figura 1. 24 Baterías de Litio-Polímero. [Carlos Martín, 2005].

### 1.2.1.3. Hélice

Las hélices para motores eléctricos son especialmente diseñadas para su utilización con estos motores ya que difieren de sus pares para M.C.I. en que éstas últimas están muy reforzadas y preparadas para resistir la carga oscilante que brinda el M.C.I. durante la carrera de trabajo ( $100^\circ$  de  $360^\circ$  para motores de dos tiempos y  $130^\circ$  de  $720^\circ$  para motores de cuatro tiempos). Esta ausencia de golpeteo, y por consiguiente de vibraciones en la hélice, permite que éstas sean más ligeras y ahorren peso en este sector del VANT. Además, anulan el efecto giroscópico de la hélice que genera una fuerza indeseable que tiende a desviar la trayectoria ideal del avión. En la fig. 1.25 se puede observar una hélice de aeromodelismo.



Figura 1. 25 Hélice de tres palas para aeromodelismo. [Carlos Martín, 2005].

### 1.2.2. Control del vehículo

El control del VANT durante las actuaciones de despegue y aterrizaje serán realizadas por un piloto ubicado en tierra. Para este fin se necesitan los equipos que mencionaremos en este apartado.

#### 1.2.2.1. Transmisor

Un transmisor es un circuito encargado de enviar, de alguna manera, la información que es aplicada por las entradas del mismo, a través de un medio, hacia el receptor dentro del VANT. En la fig. 1.26 se puede observar el equipo transmisor que se utilizará en la implementación del VANT.



Figura 1. 26 Equipo transmisor de la Marca Turnigy. [Hobbyking, 2012].

### 1.2.2.2. Receptor

Es el elemento que recibe la información que proviene desde el transmisor a través de un medio dado. En nuestro caso el medio es el aire y la comunicación se establece a través de las ondas de radiofrecuencia. El receptor también se puede observar en la fig. 1.26.

### 1.2.2.3. Servomotores

Es un pequeño pero potente dispositivo que cuenta en su interior con un motor con reductora de velocidad y con un circuito que gobierna el movimiento del eje del servo. En la fig. 1.27 se puede observar un servomotor para avión a escala.

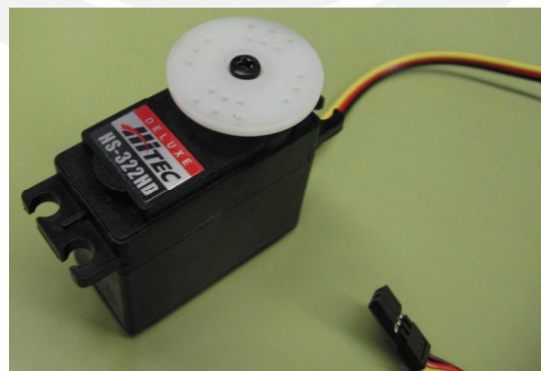


Figura 1. 27 Servomotor para uso en hobbies como el aeromodelismo, el automodelismo y el modelismo naval. [Hitec, 2012].

#### 1.2.2.4. Variador de potencia

Es un dispositivo que se conecta al canal del motor (que brinda el receptor) y que sirve para controlar la potencia del mismo. Para el presente trabajo se va a utilizar un variador adecuado al tipo de batería a emplear (Li-Po). Además existen los variadores para motores con escobillas y sin escobillas, estos se distinguen por la cantidad de cables de salida hacia el motor. En los variadores para motor con escobillas salen dos cables y en los variadores para motores sin escobillas salen tres cables. Es importante especificar el tipo de motor a utilizar al momento de la compra del variador. Fig. 1.28.

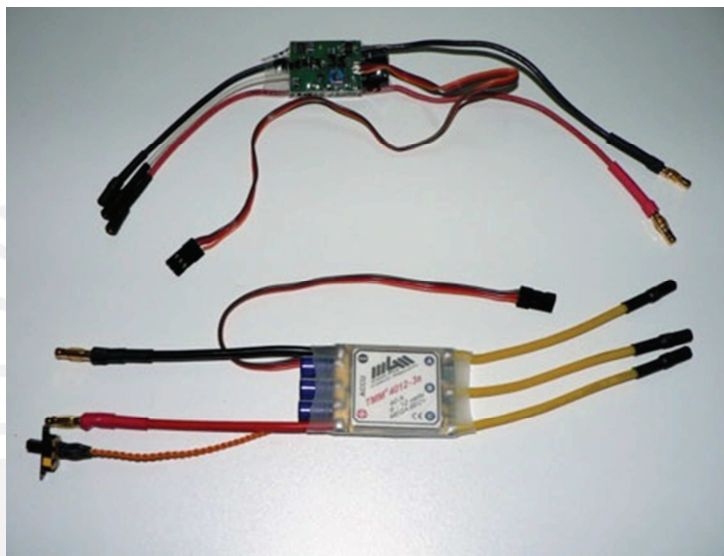


Figura 1. 28 Variador de potencia para motores brushless. [Carlos Martín, 2005].

### 1.3. Instrumentos necesarios para la implementación del proyecto

Durante la implementación del VANT se utilizarán distintos instrumentos, necesarios para realizar mediciones básicas para comprobar el correcto funcionamiento de la instalación realizada. Los instrumentos necesarios que serán descritos en este apartado son los más básicos y son importantes si se quiere obtener buenos resultados.

#### 1.3.1. Instrumentos principales externos al VANT

Los mencionados a continuación son los instrumentos utilizados que no forman parte de algún sistema interno del VANT y no acompañarán el vuelo.

### 1.3.1.1. Voltímetro

Es útil para medir la tensión de las baterías, comprobar caídas de tensión en el cableado, revisar polaridades, etc. No hace falta un voltímetro muy caro ni con muchas funcionalidades, en todo caso se puede invertir en uno que emita sonidos para comprobar continuidad. En la fig. 1.29 se puede observar un voltímetro.



Figura 1. 29 Multímetro. [Truper, 2012].

### 1.3.1.2. Megámetro especializado para aerodelismo

Se utiliza para medir la corriente que entrega la batería y comprobar que no sobrepasan las especificaciones técnicas del motor y batería misma, asegurando de esta manera que durante el vuelo no se destruyan estos elementos. Además es necesario para ver la corriente que circula por los cables y no sobrepasar la corriente máxima en los conductores; se dan casos en que el vehículo se estrella por quemar el aislamiento del cable y posteriormente sucede un corto circuito. En este caso el Megámetro cuenta con un tacómetro óptico, medidor de voltaje, medidor de resistencia interna de baterías, medidor de potencia (corriente, potencia y voltaje), probador de servos, medidor de temperatura. Este Megámetro se puede observar en la figura 1.30.





Figura 1. 30 Megameter 7 in 1. [Hobbyking, 2012].

### 1.3.1.3. Dinamómetro

Se utiliza para medir la tracción efectiva del conjunto de propulsión y poder comparar los resultados realizando cambios en el motor, baterías o hélice. En la fig. 1.31 se puede observar un dinamómetro digital.



Figura 1. 31 Dinamómetro digital. [Hobbyking, 2012].

### 1.3.1.4. Cargador

Existen en el mercado una variedad amplia de cargadores. Lo apropiado es escoger uno que cuente con pantalla para mostrar los parámetros de carga y descarga de la batería. En el presente trabajo se escogió un cargador Accucel 6 de la marca Turnigy.

Este cargador y la mayoría de estos se alimentan con 12 voltios y se puede usar sin ningún problema la batería de un automóvil para cargar las baterías cuando se está en el campo de vuelo y no se cuenta con una fuente a la mano. El cargador puede ser observado en la fig. 1.32.



Figura 1. 32 Cargador de baterías marca Turnigy, modelo Accucell 6. [Hobbyking, 2012].

### 1.3.2. Dispositivos principales internos del VANT

Los mencionados en este apartado son los componentes que acompañarán el vuelo del VANT y forman parte del equipamiento necesario para completar la misión encomendada.

#### 1.3.2.1. Cámara

Como parte de la prueba de carga útil del VANT, se instalará un conjunto de dispositivos que transmitan imágenes o que pueda capturarlas para luego evaluarlas. Existen muchas actividades en tierra y mar, que implican transmisión de video, en las que se puede sustituir a pilotos por estos vehículos, evitando posibles pérdidas humanas.

Existen muchas opciones en el mercado y de acuerdo al presupuesto que se disponga se pueden conseguir de distintas calidades y con otros accesorios que amplíen las ventajas de su uso. En la fig. 1.33 se puede observar parte del sistema de transmisión de imágenes en vivo, compuesto, en su forma más básica, por una cámara, un transmisor, un receptor, una pantalla y dos baterías.



Figura 1. 33 Sistema de transmisión de video en vivo. [Carlos Martín, 2005].

#### 1.4. Seguridad de vuelo

La seguridad es el factor al cual se le debe prestar mayor atención, sobre todo considerando que en el campo de vuelo están los compañeros y público espectador. A pesar de que para el VANT objeto de estudio se espera un peso aproximado de 3 a 5 kilogramos, el mismo alcanzará velocidades entre 35 a 70 Km/h. Viéndolo de otra forma, la energía cinética que posee es equivalente a un ladrillo de 4 kilogramos cayendo desde un tercer piso, un golpe de tal magnitud puede lesionar gravemente a una persona y hasta puede ocasionar la muerte. Es por esto que es importante prestar mucha atención en el diseño del VANT y en la implementación de los elementos de control, sobre todo en el funcionamiento de los servos. Los servos deben ser probados durante varios minutos antes de su instalación y posterior vuelo. Esto reduce la posibilidad de que fallen durante el vuelo ya que en la mayoría de estos dispositivos las fallas se manifiestan durante los primeros minutos de uso.

Otra de las pruebas que se debe realizar es la de alcance de la emisora, la cual consiste en encender la emisora y el receptor y alejarse del modelo ubicado en el suelo y alejarse mientras se mueven todos los controles. Los servos deben estar completamente controlados por lo menos hasta los 100 metros de distancia sin realizar movimientos extraños.

Con respecto a la hélice de los motores, es importante cuidar de no atravesar las manos u observarla de cerca ya que ante alguna interferencia de alguna emisora extraña a la nuestra, el motor puede arrancar y ocasionar daños. Lo que no se debe hacer es recoger el modelo desde la parte de la hélice apenas se realice el aterrizaje, antes de esta maniobra se debe apagar el receptor del mismo.

Cuando se vuela con un motor que tiene escobillas es importante no olvidar colocar los condensadores que recomienda el fabricante. Estos condensadores se deben colocar entre los terminales de alimentación o entre la carcasa y los terminales para evitar las chispas que generan las delgas del colector con las escobillas. Estas chispas generan emisiones de radiofrecuencia de amplio espectro las cuales generan ruido y la consiguiente pérdida de alcance de la emisora. El no colocar estos condensadores para este tipo de motores garantiza el fracaso del vuelo. Para la implementación del VANT objeto de estudio se ha escogido el uso de motores sin escobillas, anulando este riesgo de interferencia ante la ausencia de chispas. Lo que se debe cuidar en este caso es que el receptor y el variador de potencia estén lo más alejado posible ya que el variador controla altas intensidades de corriente, lo que genera emisiones electromagnéticas las cuales, como se mencionó, generan problemas en el receptor.

Como medidas adicionales se debe cronometrar el tiempo que dura la batería del receptor para programar el temporizador de la emisora a fin de recibir un aviso con antelación y poder realizar un aterrizaje sin problemas de tiempo o pérdida de control durante esta operación. Se debe inspeccionar la hélice después de cada vuelo para encontrar muescas o raspaduras en las mismas, éstas pueden ocasionar una posterior falla. Se deben descartar las hélices cuando el vehículo haya sufrido un choque o un aterrizaje duro.

### **1.5. Uso de software CFD en aplicaciones afines**

El Computational Fluid Dynamics (CFD) es una herramienta que utiliza métodos numéricos y algoritmos para resolver y analizar problemas sobre el flujo de sustancias. El desarrollo de ésta ha estado ligado directamente al desarrollo de la computación, ya que en los inicios, el requerimiento de poderosas computadoras llevó a que el análisis CFD sea exclusivo de centros y laboratorios de investigación. Pero, el avance en la tecnología ha permitido disminuir el costo de esta herramienta, acercándola a todos los ingenieros diseñadores que ven en ella una forma rápida de resolver problemas de ingeniería muy complejos.

Históricamente el desarrollo del CFD desde el año 1960 fue conducido por las necesidades de la comunidad aeronáutica, sin embargo, en la actualidad el uso de esta herramienta se ofrece como una alternativa para ramas donde la dinámica de fluidos es importante.

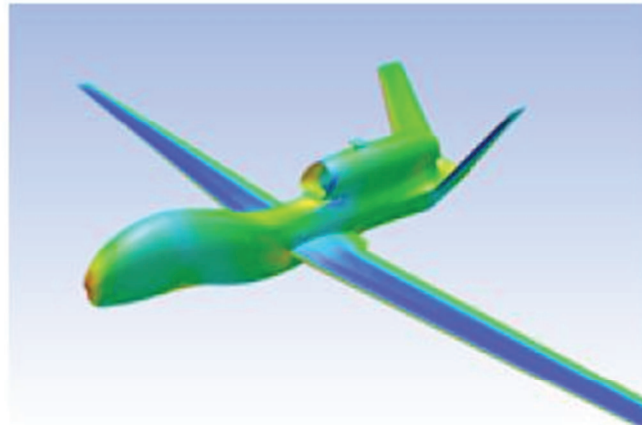
Tal como indica Robert Harwood, Director de Marketing de Industria Aeroespacial y de Defensa, en su artículo, “El Rol de la Ingeniería de Simulación en la Continua Evolución de los Sistemas Aéreos No Tripulados”, publicado por la firma a la que pertenece (ANSYS, Inc.), el uso de los VANT, en sus diferentes aplicaciones, ha tenido un crecimiento explosivo y hasta el momento no ha mostrado lentitud. Muy por el contrario, este avance está generando una serie de retos que van a marcar el futuro de esta tecnología, la mayoría de estos, propuestos por su mayor cliente, el Departamento de Defensa de los Estados Unidos. De igual manera menciona que estos sistemas tienen valiosas aplicaciones en el ámbito civil, tal como vigilancia aérea o apoyo en zonas de desastre.

Harwood explica que, la Ingeniería de Simulación resuelve las ecuaciones físicas de manera aproximada, lo que permite a los diseñadores, por ejemplo, analizar y crear una representación virtual completa del VANT y de su carga útil, lo que permite diseñar y optimizar los espacios interiores antes de las pruebas reales. Esta y muchas más técnicas están muy bien establecidas, ya que como se ha indicado, desde hace más de 40 años el desarrollo de ésta ingeniería viene siendo liderada por la comunidad aeroespacial y de defensa.

Desde el punto de vista económico, también representa una ventaja. Una investigación realizada durante tres años por el Departamento de Defensa de los Estados Unidos reporta que, por cada dólar invertido en software e infraestructura computacional, el retorno de esta inversión ha sido entre \$6.78 y \$12.92. Esto quiere decir un retorno de inversión entre 678% y 1292%. Se puede observar una clara concordancia entre la calidad, los costos y los reducidos tiempos que esta comunidad afronta y los beneficios que brinda la Ingeniería de Simulación.

En este sentido, la Ingeniería de Simulación brindará un valor agregado cuando:

- Sea aplicado a todos los aspectos del diseño. (Dinámica de fluidos, mecánica estructural, electromagnetismo, transferencia de calor).
- Se incluya la interacción de sistemas. (Por ejemplo, analizar la dinámica de fluidos junto a la mecánica estructural, o tal vez la transferencia de calor con la mecánica estructural para encontrar estrés térmico).



In this demonstration (and fictitious) example, ANSYS simulation software was used to improve the lift-to-drag ratio of a UAS wing over a range of angles of attack. Using goal-driven optimization, the geometry of the wing was automatically modified to achieve the desired improvement in lift. The result: a slightly modified platform that can deliver a much heavier payload.

Figura 1. 34 Demostración de aplicación del Software en el desarrollo de los Sistemas Aéreos No Tripulados. [Robert Harwood, 2013]

#### 1.6. Definición conceptual de los parámetros que describen al VANT objeto de estudio

Dentro de este apartado se van a definir los parámetros que describirán el VANT objeto de estudio. No se pretende abordar todos los parámetros que definen a los diferentes tipos de vehículos aéreos existentes, pero todos los descritos a continuación serán utilizados más adelante.

- **Peso vacío operativo**

El peso operativo en vacío define a la aeronave lista para operar, a expensas sólo de la carga útil y el combustible.

- **Peso con combustible a cero**

Es igual al peso vacío operativo, más la carga útil. La carga útil en nuestro caso viene a ser el equipo empleado para realizar la misión del VANT.

- **Peso de despegue**

Es el peso con combustible a cero más el peso del combustible en depósitos internos y externos.

- **Peso de aterrizaje**

Es el peso de despegue menos el peso del combustible y otros elementos gastados.

- **Velocidad de crucero**

La velocidad de crucero es aquella velocidad constante y uniforme que puede llevar una aeronave en condiciones normales de presión y temperatura sin sufrir perturbaciones importantes.

- **Velocidad máxima**

La velocidad máxima de una aeronave es la capacidad real del vehículo para alcanzar dicha velocidad en línea recta, por sus propios medios y sin la existencia de factores externos que favorezcan o se opongan a alcanzar dicha capacidad.

- **Carga alar**

La carga alar es el parámetro aerodinámico de una aeronave que consiste en el peso dividido por el área de planta del ala o de la superficie de sustentación. Este parámetro condiciona directamente diversos aspectos del comportamiento del avión tales como el peso de despegue o el radio de giro.

## CAPÍTULO II: DIMENSIONAMIENTO Y SIMULACIÓN DE VUELO DEL VANT

En este capítulo, inicialmente, se analizará la distribución de carga del VANT objeto de estudio, utilizando los conceptos mencionados en el acápite 1.6., y de forma paralela se definirá la capacidad que se desea alcanzar. Luego se plantearán las características geométricas del vehículo, basándonos en recomendaciones realizadas por aeromodelistas de bastante experiencia.

Más adelante, se dimensionarán, utilizando los conceptos aerodinámicos expuestos en el capítulo uno, las alas del VANT. Este dimensionamiento se realizará teniendo como objetivo alcanzar la capacidad ideal propuesta al inicio del capítulo.

Luego, se realizarán los cálculos analíticos para la sustentación y el arrastre, con la finalidad de conocer el comportamiento aerodinámico del VANT, considerando todas sus partes (alas, fuselaje y superficies de control), y una variación de la velocidad del viento. Con estos resultados, se verificará que el sistema de propulsión sea el adecuado para cubrir las expectativas de velocidad de crucero y velocidad máxima.

Como parte de la comprobación del dimensionamiento, se simulará el vuelo del VANT considerando una variación de la velocidad del viento que enfrenta al vehículo.

Finalmente, se compararán los resultados obtenidos de los cálculos analíticos y los resultados obtenidos de la simulación con software CFD, en todos los aspectos



posibles, lo que nos llevará a una descripción final del vehículo utilizando los valores más conservadores obtenidos.

## 2.1. Dimensionamiento preliminar de las alas

El vehículo a utilizar es un diseño propuesto por miembros del Club de Aeromodelismo Parque Gandhi y se va a dimensionar contemplando la distribución de carga y parámetros iniciales mostrados en la tabla 2.1. Esta distribución se mejorará cuando se tenga el peso vacío operativo real del vehículo una vez construido.

Tabla 2. 1 Distribución de carga ideal y parámetros de velocidad del VANT objeto de estudio. [Club de Aeromodelismo Parque Gandhi, 2013].

Parámetro	Valor ideal
Peso vacío operativo	1.5 kg.
Peso a combustible a cero	3.0 kg.
Peso de despegue	3.5 kg.
Peso de aterrizaje	3.5 kg.
Velocidad de crucero	12 m/s
Velocidad máxima	18 m/s
Carga alar	Se calcula más adelante

De la distribución de carga se desprende que la carga útil (peso a combustible cero menos, peso vacío operativo) es de 1.5 kilogramos y el peso de la fuente de energía (en nuestro caso, una batería) es de 0.5 kilogramos.

Para sustentar el peso total propuesto, se va a dimensionar la superficie alar necesaria. Este análisis se realizará de la siguiente forma:

Inicialmente, se observará la fig. 2.1, que muestra la variación del coeficiente de sustentación y el coeficiente de arrastre con respecto al ángulo de ataque (gráfica de la polar del perfil) del perfil Bruxel 36, de la cual se obtendrán los coeficientes de sustentación y arrastre para los ángulos de raíz y punta, mencionados en la configuración geométrica.

En la tabla 2.2 se va a mostrar la configuración geométrica sugerida por los miembros del mencionado club de aeromodelismo, bajo la cual se espera que el VANT realice un vuelo seguro y estable.

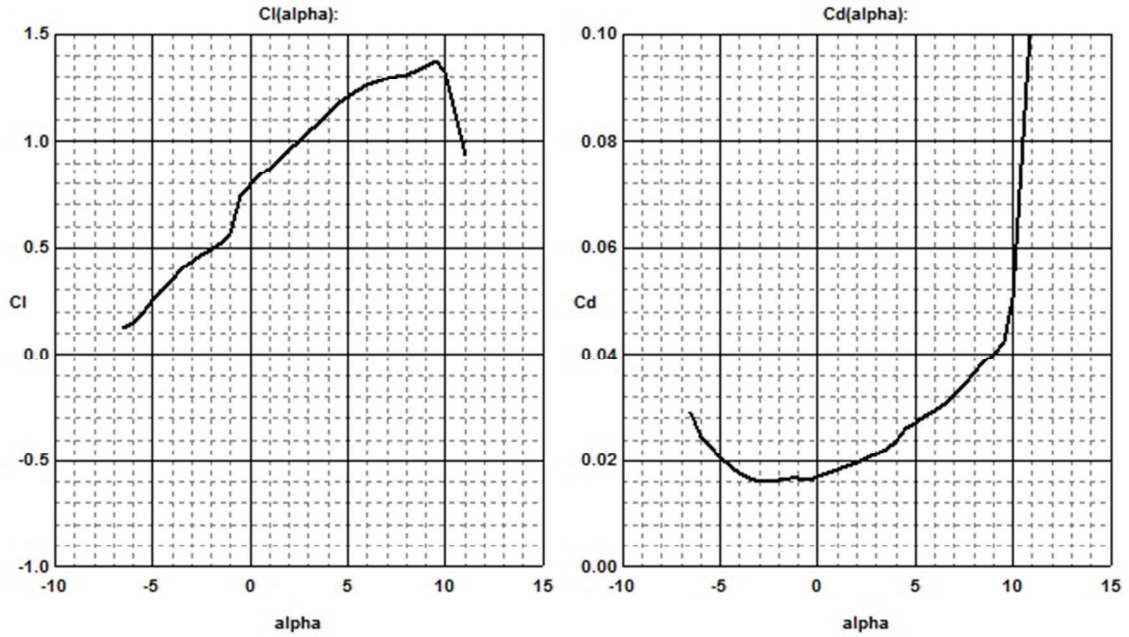


Figura 2. 1 Gráfica de la polar del perfil Bruxel 36. [Profili 2.16, 2012].

Tabla 2. 2 Configuración geométrica del VANT objeto de estudio. [Club de Aeromodelismo Parque Gandhi, 2013].

Parámetro	Valor
Ángulo de ataque en la raíz	2.5 °
Washout	Sí
Ángulo de washout	3.0 °
Ángulo de ataque en la punta	(0.5) °
Tren de aterrizaje	No
Perfil aerodinámico	Bruxel 36
Elevador	Sí
Forma	Rectangular
Dimensiones	
Longitud	0.6 m.
Cuerda	0.16 m.
Perfil aerodinámico	NACA 0012
Timón	Sí
Forma	Trapezoidal
Dimensiones	
Base mayor	0.2 m.
Base menor	0.155 m.
Altura	0.27 m.
Perfil aerodinámico	NACA 0012

De la figura 2.1, se obtiene:

$$C_{L_{raíz}} = 1.0 ; C_{L_{punta}} = 0.75$$

$$C_{D_{raíz}} = 0.02 ; C_{D_{punta}} = 0.016$$

Para trabajar con un valor que represente la interacción de ambos ángulos se procederá a promediarlos.

$$C_{L_{prom.}} = 0.875 ; C_{D_{prom.}} = 0.018$$

Luego de obtener estos promedios, se definirá la fuerza de sustentación como el peso de despegue en Newtons, mediante la siguiente ecuación:

$$L = \text{Peso de despegue} \times \text{Aceleración de la gravedad} \dots [2.1]$$

Reemplazando los valores conocidos de peso de despegue y aceleración de la gravedad en la ecuación 2.1, se obtiene lo siguiente:

$$L = 3.5 \text{ kg} \times 9.81 \text{ m/s}^2 = 34.335 \text{ N}.$$

Después de obtener la fuerza de sustentación, se despejará de la ecuación 1.1 la superficie alar, representada por la letra **S**.

$$S = \frac{2 \times L}{\rho \times V^2 \times C_L}, \text{ donde:}$$

$$\rho = 1.234 \text{ kg/m}^3; \text{ densidad del aire}$$

$$V = 12 \text{ m/s}; \text{ velocidad de crucero}$$

$$C_L = 0.875; \text{ coeficiente de sustentación promedio}$$

Reemplazando, se obtiene:

$$S = \frac{2 \times 34.335}{1.234 \times 12^2 \times 0.875} = 0.4417 \text{ m}^2$$

Por razones de portabilidad se ha determinado que la envergadura no debe sobrepasar los 2 metros de longitud. En la tabla 2.3 se pueden observar las combinaciones posibles para las medidas de envergadura y cuerda.

Tabla 2. 3 Combinaciones posibles de medidas para las alas del VANT. [Autoría propia, 2012].

b (m)	c (m)	S (m <sup>2</sup> )
2	0.22	0.4417
1.9	0.23	0.4417
1.8	0.25	0.4417
1.7	0.26	0.4417
1.6	0.28	0.4417

El área de la superficie alar quedaría de la siguiente forma,

$$S = 1.8 \times 0.25 = 0.45 \text{ m}^2$$

Luego de dimensionar el ala, se encontrará la fuerza de resistencia total que ofrece ésta a su avance en el aire a velocidad de crucero.

Se procederá a despejar la fuerza de resistencia, representada por la letra **D** en la ecuación 1.2.

$$D = \frac{1}{2} \times \rho \times V^2 \times S \times C_D, \text{ donde:}$$

$$\rho = 1.234 \text{ kg/m}^3; \text{ densidad del aire}$$

$$V = 12 \text{ m/s}; \text{ velocidad de crucero}$$

$$C_D = 0.018; \text{ coeficiente de arrastre promedio}$$

$$S = 0.45 \text{ m}^2; \text{ superficie de planta del ala}$$

Reemplazando, se obtiene:

$$D = \frac{1}{2} \times \rho \times V^2 \times S \times C_D = 0.72 \text{ N}$$

Con el dimensionamiento preliminar concluido, se puede calcular la carga alar de la siguiente forma:

$$\text{Carga alar} = \frac{3.5 \text{ kg.}}{0.45 \text{ m}^2} = 7.78 \text{ kg./m}^2$$

Para complementar la configuración geométrica del vehículo, se calcularán la cuerda media (ecuación 1.3), el estrechamiento (ecuación 1.4) y el alargamiento (ecuación 1.5).

**Cuerda media:**  $c = 0.25$  m.

**Estrechamiento:**  $\lambda = 1$

**Alargamiento:**  $A = 7.2$

En la figura 2.2 se puede observar un modelo geométrico creado con software CAD.

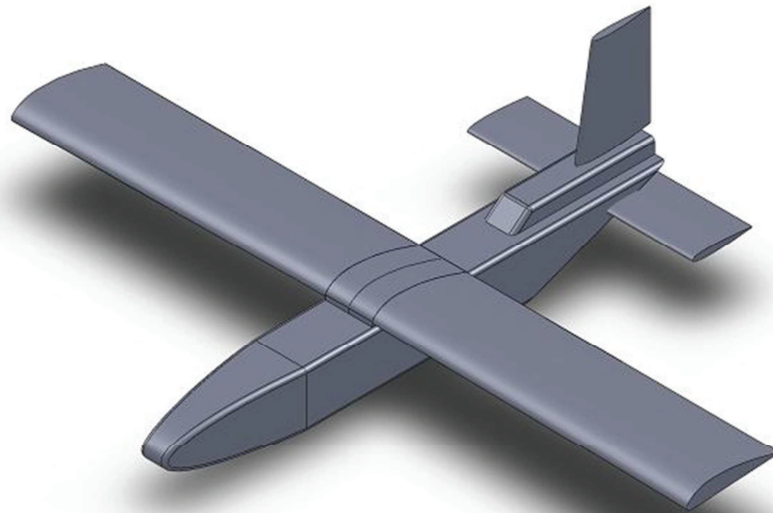


Figura 2. 2 Modelo geométrico generado con software CAD. [Autoría propia, 2013].

## 2.2. Cálculo aerodinámico analítico del VANT objeto de estudio

Dentro de este acápite se analizarán las fuerzas de sustentación y arrastre que se presentarán durante el vuelo VANT objeto de estudio. Este análisis se llevará a cabo superponiendo los efectos de cada parte del vehículo, tal como se muestra en el esquema mostrado en la figura 2.3.

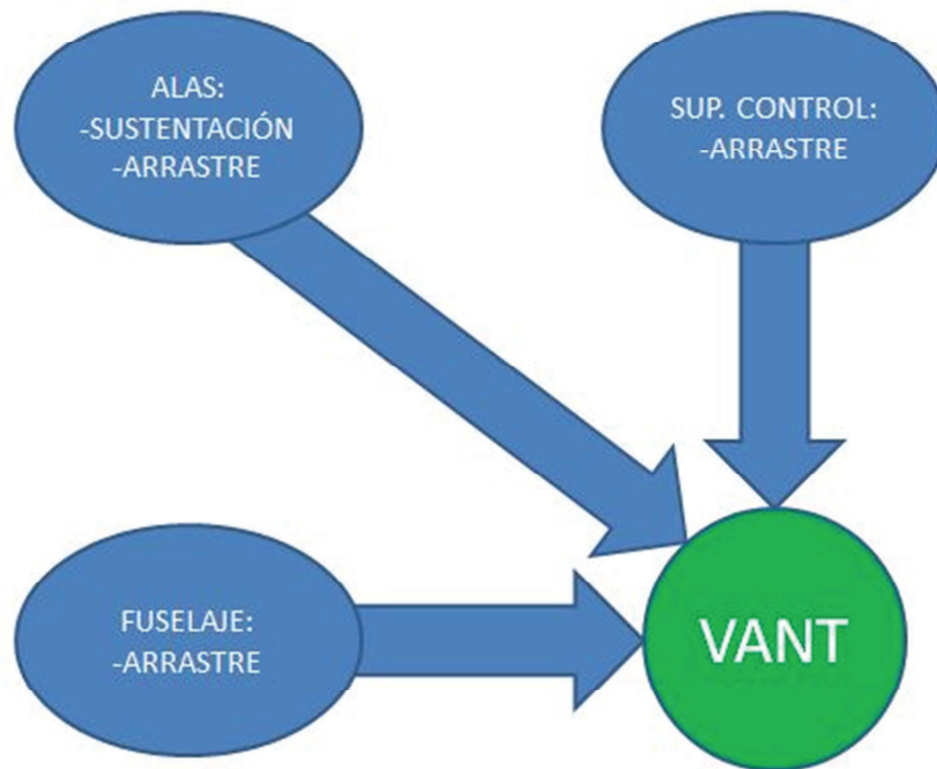


Figura 2. 3 Esquema de participación, en las fuerzas aerodinámicas, de las partes que componen el VANT. [Autoría propia, 2013].

Inicialmente, se definirá un coeficiente de sustentación global, el cual está representado únicamente por las alas del vehículo, ya que los demás componentes (fuselaje y superficies de control) no aportan a este coeficiente.

Por lo tanto,

$$C_{L_{global}} = 0.875 \dots [figura 2.1]$$

Continuando con el análisis, se sumarán las fuerzas de arrastre generadas por las alas, las superficies de control y el fuselaje.

Inicialmente, se consultarán las gráficas de la polar del perfil NACA 0012, con la finalidad de hallar el coeficiente de arrastre de las superficies de control. Estas gráficas pueden observarse en la figura 2.4.

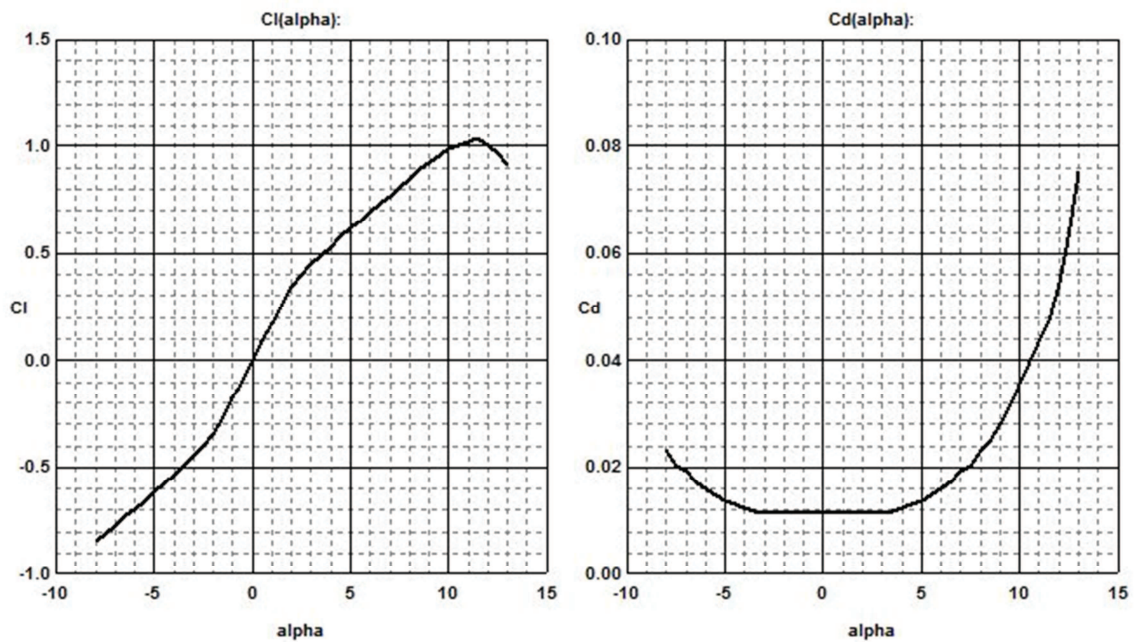


Figura 2. 4 Gráfica de la polar del perfil NACA 0012. [Profili 2.16, 2012].




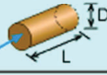

De las gráficas de la polar se deduce que,

$$C_{D_{cont.}} = 0.012$$

Luego, se analizará el aporte de la superficie del fuselaje a la fuerza de arrastre. Para este propósito se consultaron distintas fuentes encontrando que, en primer lugar, es muy complicado predecir la fuerza de arrastre total del fuselaje y que incluso, si se realizaran pruebas experimentales en un túnel de viento, no se lograrían las mismas condiciones de vuelo que sí, en la realidad. Por lo tanto, tampoco los mismos resultados.

Una aproximación a la fuerza de arrastre que puede presentar este fuselaje, se lograría utilizando un coeficiente de arrastre cercano al de un cilindro enfrentado al viento por la cara perpendicular al eje del mismo. Este y otros coeficientes se muestran en la tabla 2.4.

Tabla 2. 4 Coeficientes de arrastre para distintas formas geométricas. [Ecourses, 2012].

Shape	Area, A	Reynolds Number Re	Drag Coefficient $C_D$
 Cube	$D^2$	$> 10^4$	1.05
 Hemisphere	$\pi D^2/4$	$> 10^4$	1.17
 Sphere			0.42
 Cylinder	$\pi D^2/4$	$> 10^4$	$L/D = 0.5 \Rightarrow 1.10$ $L/D = 1.0 \Rightarrow 0.93$ $L/D = 2.0 \Rightarrow 0.83$ $L/D = 4.0 \Rightarrow 0.85$
 Cone	$\pi D^2/4$	$> 10^4$	$\theta = 10^\circ \Rightarrow 0.30$ $\theta = 30^\circ \Rightarrow 0.55$ $\theta = 60^\circ \Rightarrow 0.80$ $\theta = 90^\circ \Rightarrow 1.15$

De la tabla 2.4 se puede deducir que,

$$C_{D_{fus.}} = 0.85$$

Finalmente, para el caso de las alas, se sabe lo siguiente,

$$C_{D_{alas}} = 0.018 \dots [figura 2.1]$$

En resumen se tiene que,

En el caso de la sustentación,

$$L = \frac{1}{2} \times \rho \times V^2 \times S_{alas} \times C_{L_{global}} = 0.243 \times V^2 \dots [2.2]$$

En el caso de las fuerzas de arrastre,

$$D = \frac{1}{2} \times \rho \times V^2 \times (S_{alas} \times C_{D_{alas}} + S_{cont.} \times C_{D_{cont.}} + S_{fus.} \times C_{D_{fus.}}) = 0.017 \times V^2 \dots [2.3]$$

Finalmente, en la tabla 2.5 se puede observar el resultado de los cálculos aerodinámicos para el VANT, que se obtuvo reemplazando los valores de velocidad desde doce hasta dieciocho metros por segundo, en las ecuaciones 2.2 y 2.3.



Tabla 2. 5 Resumen de cálculo para las fuerzas aerodinámicas que actúan sobre el VANT. [Autoría propia, 2012].

Velocidad del aire (m/s)	Sustentación (N)	Resistencia (N)
12	34.98	2.46
13	41.06	2.89
14	47.62	3.35
15	54.66	3.85
16	62.19	4.38
17	70.21	4.94
18	78.71	5.54

### 2.3. Verificación del sistema de propulsión

Luego de analizar las fuerzas de rozamiento que podrían presentarse durante el vuelo, se puede verificar que el conjunto de motorización cubra, de forma adecuada, los parámetros de velocidad mostrados en la tabla 2.1. Teniendo en cuenta de que en un vuelo real, la velocidad del viento respecto al vehículo es diferente de cero, se va a utilizar la fuerza de rozamiento de 5.54 N (18 m/s) como la fuerza a vencer por el conjunto de motorización. Los valores aproximados o estimados a continuación se obtuvieron por recomendación de los miembros del Club de Aerodelismo Parque Gandhi.

Este sistema debe generar, como mínimo, un empuje aproximadamente 20 % mayor al arrastre, es decir, debe desarrollar por lo menos 6.65 Newtons o su equivalente de 0.68 kilogramos.

Inicialmente se estimó la potencia necesaria para el motor en base al tipo de avión que se intenta volar. Este vehículo tiene un vuelo lento y estable, del tipo que se usan para aprendizaje y entrenamiento. Entonces, por recomendación se necesitan 40 W por cada libra de peso que posee el VANT (11 lb., 440 W). El motor escogido es un Turnigy L3010B que se puede observar en la figura 2.5. Este motor puede desarrollar una potencia de 420 W y hasta 15600 RPM.

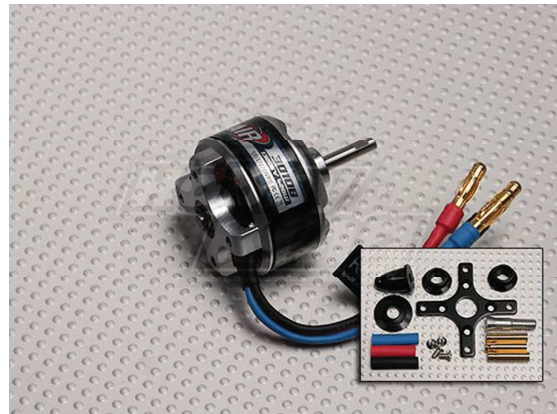
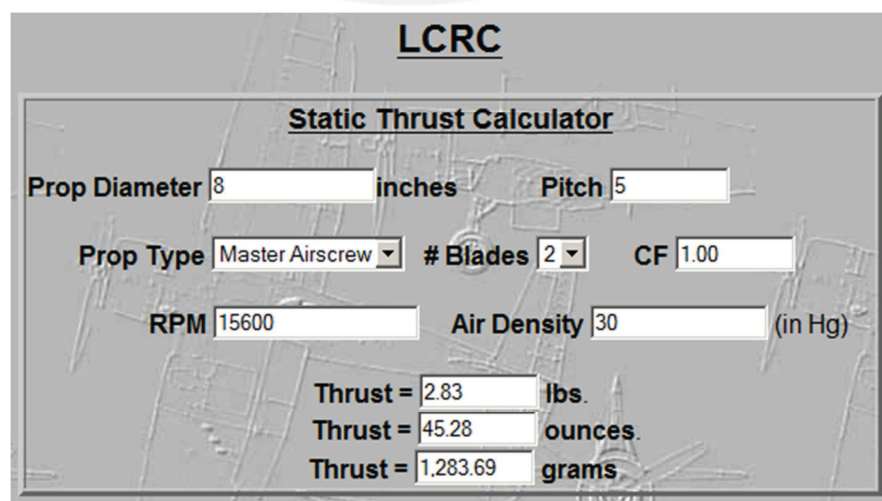


Figura 2. 5 Motor Turnigy L3010B. [Hobbyking, 2012].

El conjunto de motorización no está completo si es que no se selecciona una hélice adecuada que genere el empuje y velocidad suficientes. Respecto al método de selección de la hélice adecuada, se ha utilizado una calculadora de empuje disponible en internet, esta herramienta de cálculo está bastante generalizada entre los aeromodelistas.

La hélice disponible tiene un diámetro y paso, de 8 y 5 pulgadas respectivamente, y se ha calculado el empuje para la velocidad máxima de 15600 RPM. En el cuadro que indica la densidad del aire se coloca la presión atmosférica que genera esta presión; en Lima tenemos 30 pulgadas de mercurio aproximadamente.

El resultado del cálculo indica que esta combinación entre motor y hélice puede generar 1,283.69 gramos de empuje (figura 2.6). Lo que indica que se puede utilizar esta configuración para impulsar el VANT.



**LCRC**

**Static Thrust Calculator**

Prop Diameter  inches      Pitch

Prop Type  # Blades  CF

RPM       Air Density  (in Hg)

Thrust =  lbs.

Thrust =  ounces.

Thrust =  grams

Figura 2. 6 Cálculo de empuje estático. [LCRC, 2013].

## 2.4. Comprobación de los resultados mediante simulación con software especializado

Dentro de este acápite se van a comprobar que los parámetros de caracterización sean los correctos, y en caso sea necesario, corregirlos para manejar valores conservadores de carga útil, evitando exceder esta capacidad al momento del vuelo.

Todas las tareas realizadas en el presente acápite han pasado por tres etapas que garantizan la ordenada definición de los parámetros de la simulación, estas son: Pre-procesamiento, Procesamiento y Post-procesamiento. Todos los procesos de selección de estos parámetros se verán con mayor detalle en el capítulo cuatro que trata sobre la metodología utilizada en la simulación.

### 2.4.1. Simulación de las alas

Como se había mencionado, el perfil del ala es el Bruxel 36. Este perfil tiene un alto coeficiente de sustentación y brinda la posibilidad de obtener una capacidad de carga bastante alta. En la fig. 2.7 se puede observar el ala del VANT.

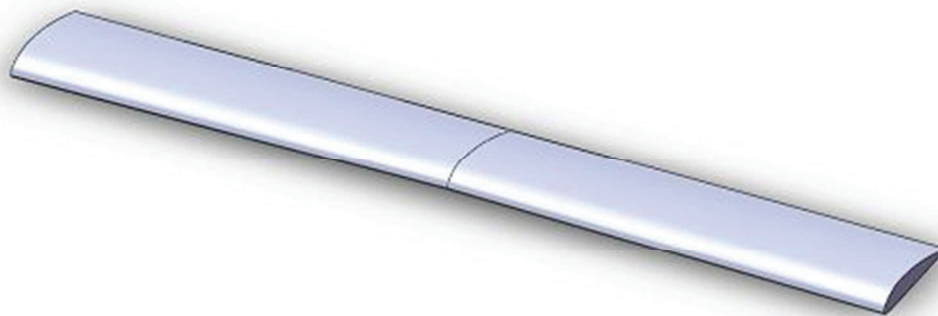


Figura 2. 7 Ala del VANT. [Autoría propia, 2012].

El ala será simulada dentro de un volumen de control adecuado para diferentes velocidades del viento, empezando por 12 m/s hasta llegar a 18 m/s. El volumen de control para el análisis del ala del VANT se puede observar en la figura 2.8. Esta figura representa la mitad del ala ya que es posible duplicar el efecto de la sustentación y

arrastre para obtener un resultado completo. En las figuras 2.9 y 2.10 se pueden observar la distribución de las presiones y las líneas de flujo sobre el ala del VANT, respectivamente.

En la distribución de presiones se puede notar la succión que se genera sobre la extradós. Esta succión genera el fenómeno de la sustentación que resulta en una fuerza vertical ascendente que elevará el vehículo (estas figuras corresponden a una velocidad de 12 m/s). Además, se observa el borde de ataque bastante afectado, lo que genera la fuerza de resistencia al avance del vehículo.

En la tabla 2.6 se muestran los resultados de la simulación para las fuerzas de sustentación y arrastre generadas por el ala.

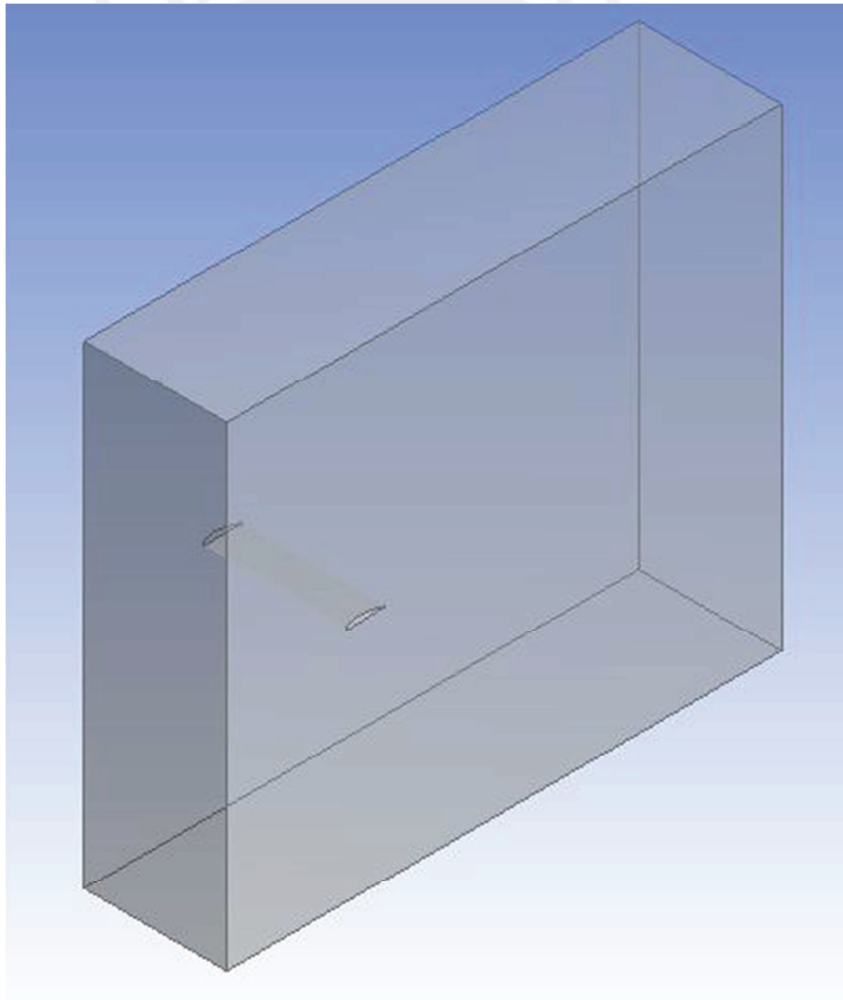


Figura 2. 8 Volumen de control para el análisis del ala. [Ansys 14.5, 2013].

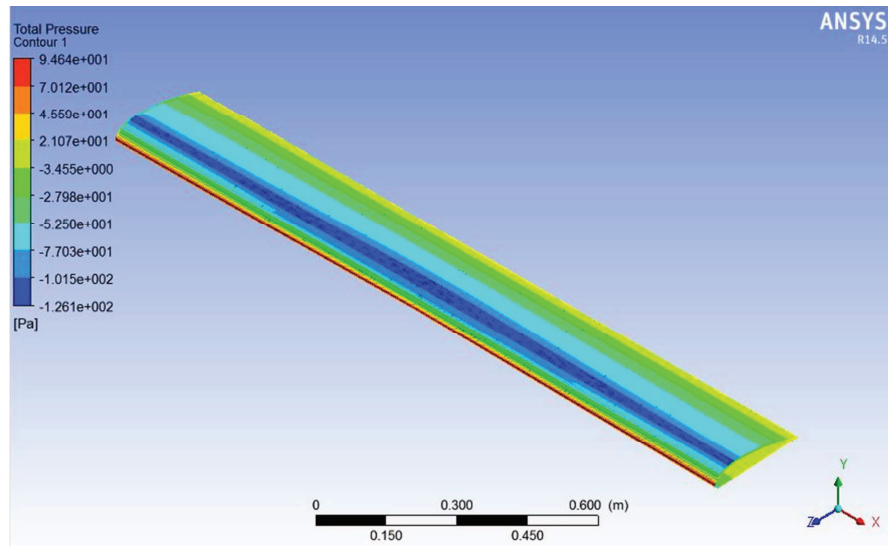


Figura 2. 9 Distribución de presiones sobre el ala del VANT. [Ansys 14.5, 2013].

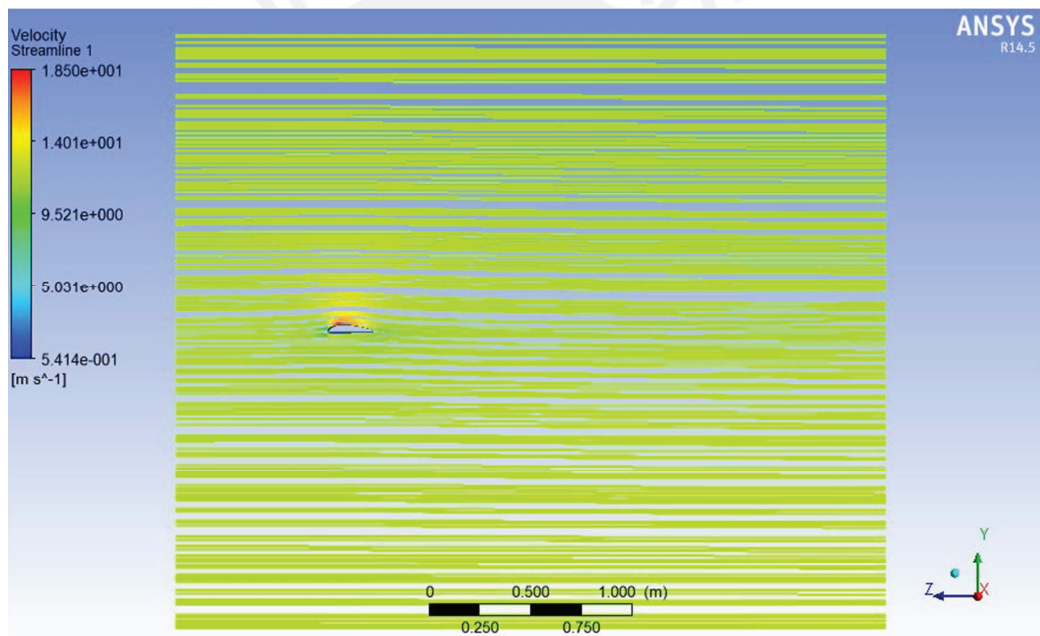


Figura 2. 10 Líneas de flujo sobre el ala a 15 m/s. [Ansys 14.5, 2013]

Tabla 2. 6 Resultados de la simulación del ala del VANT. [Autoría propia, 2012].

Vel. aire (m/s)	Sustentación (N)	Resistencia (N)
12	23.3652	1.4631
13	27.4660	1.7089
14	31.9012	1.9732
15	36.6760	2.2562
16	41.7836	2.5574
17	47.2300	2.8772
18	53.0088	3.2137

#### 2.4.2. Simulación del VANT completo

Como parte final se va a simular el VANT completo con la intención de obtener un resultado global de sustentación y arrastre. El volumen de control se muestra en la figura 2.11. En las figuras 2.12 y 2.13 se puede observar una distribución de presiones y las líneas de flujo correspondiente a una velocidad de 10 m/s.

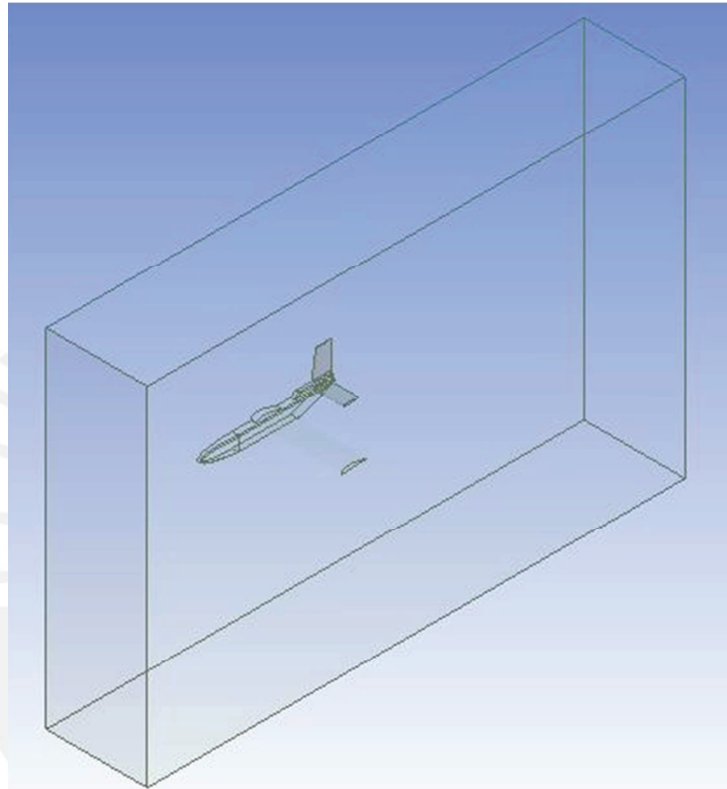


Figura 2. 11 Volumen de control del VANT. [ANSYS 14.5, 2013].

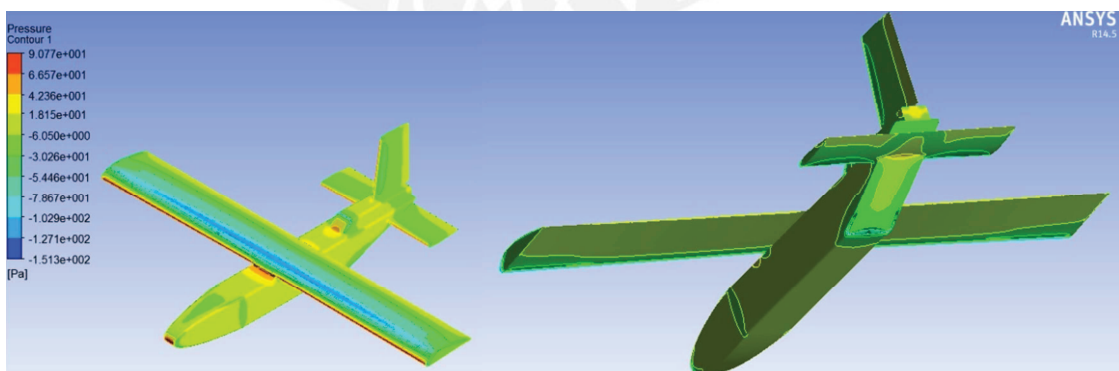


Figura 2. 12 Distribución de presiones sobre el VANT. [ANSYS 14.5, 2013].

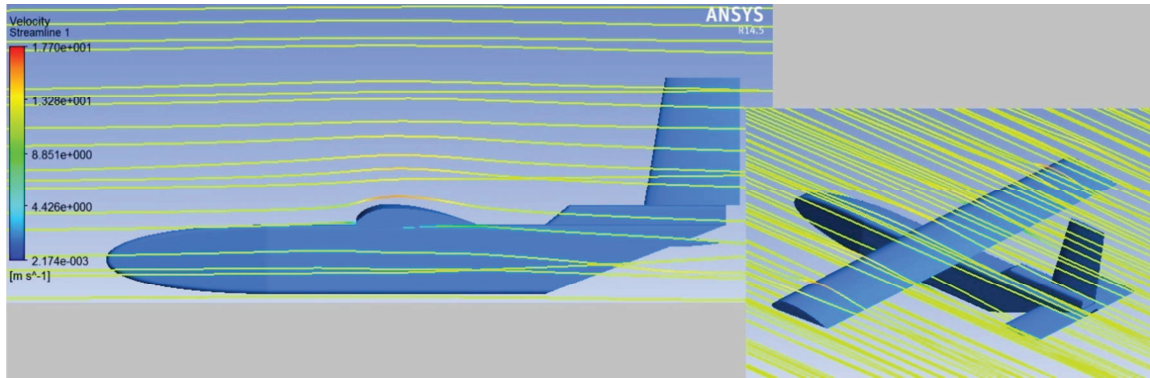


Figura 2. 13 Líneas de flujo sobre el VANT. [ANSYS 14.5, 2013].

En la tabla 2.7 se muestran los resultados de la simulación para las fuerzas de sustentación y arrastre generadas por el vehículo.

Tabla 2. 7 Resultado de la simulación de vuelo del VANT completo. [Autoría propia, 2012].

Vel. aire (m/s)	Sustentación (N)	Resistencia (N)
12	21.3404	1.8381
13	25.0854	2.1355
14	29.1336	2.4545
15	33.5012	2.7973
16	38.1572	3.1593
17	43.1372	3.5459
18	48.4070	3.9507

## 2.5. Comparación de resultados y caracterización previa a la construcción

Dentro de este acápite se comparan los resultados obtenidos del cálculo analítico con los obtenidos de la simulación con software CFD. Luego se caracteriza el vehículo de forma previa a la construcción. En esta caracterización previa se usarán los resultados más conservadores (simulación del cuerpo completo del VANT), previendo cualquier incidente que pueda suceder durante el vuelo.

En las figuras 2.14 y 2.15 se puede observar una comparación de resultados entre las fuerzas de sustentación y arrastre, respectivamente.

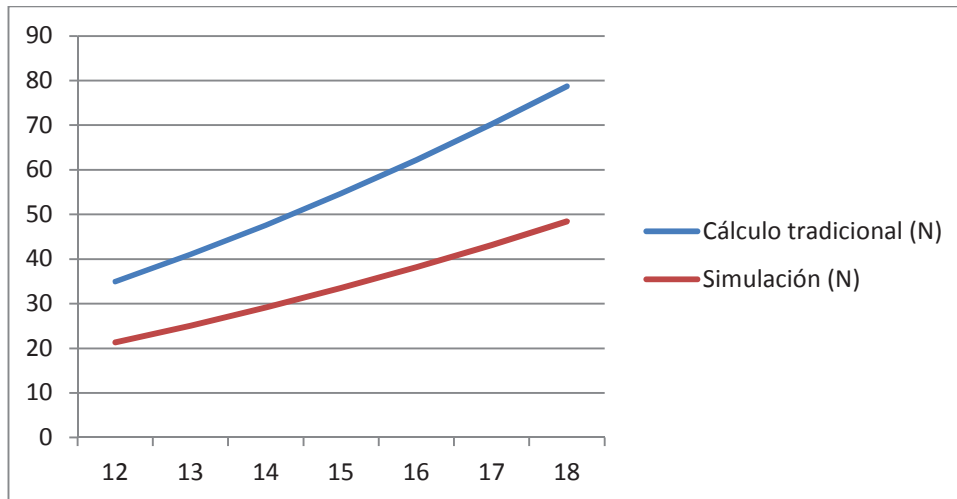


Figura 2. 14 Incremento de la sustentación respecto a la velocidad del viento. [Autoría propia, 2013].

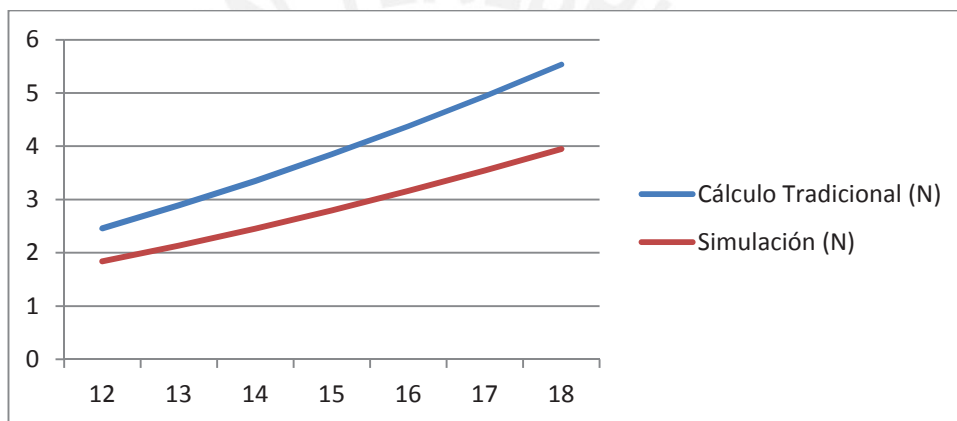


Figura 2. 15 Incremento de la fuerza de arrastre respecto a la velocidad del viento. [Autoría propia].

En la comparación de la fuerza de sustentación se puede observar una disminución que obliga a realizar la siguiente re-caracterización mostrada en la tabla 2.8.

Tabla 2. 8 Re-caracterización previa a la construcción del VANT. [Autoría propia, 2013].

Parámetro	Re-caracterización
Peso vacío operativo	1.5 kg.
Peso a combustible a cero	1.675 kg.
Peso de despegue	2.175 kg.
Peso de aterrizaje	2.175 kg.
Velocidad de crucero	12 m/s
Velocidad máxima	18 m/s
Carga alar	4.83 kg/m <sup>2</sup>

Esta re-caracterización disminuyó la carga útil posible a 0.1 kilogramos previo a la construcción. Al final de la construcción se comprueban los pesos existentes para finalmente definir las características reales del vehículo.



### CAPÍTULO III: CONSTRUCCIÓN DEL VANT Y PRUEBAS DE VUELO

En este capítulo se muestran los detalles constructivos del VANT, incluyendo la instalación de los componentes eléctricos y electrónicos.

De forma breve, se describen algunas herramientas utilizadas en su construcción, algunas tienen mayor grado de sofisticación, mientras otras son bastante sencillas y comunes.

Se da a conocer una secuencia de imágenes con la evolución de la construcción del fuselaje, de las alas y superficies de control.

Se señalan las características de los sistemas de control y de transmisión de video, mostrando sus esquemas de instalación para su implementación sobre el vehículo.

Se mostrarán los detalles de ensamblaje del VANT incluyendo la instalación de los actuadores y del sistema de propulsión.

Más adelante, se mostrará el procedimiento para realizar de forma segura y correcta las pruebas de vuelo.

Finalmente se muestran y analizan los resultados de las pruebas de vuelo realizadas corroborando los cálculos y afirmaciones hechas en el capítulo anterior, definiendo la

distribución de pesos en la caracterización final de las capacidades y características del VANT.

### 3.1. Materiales y herramientas utilizadas

Debido a la necesidad de construir el VANT con materiales ligeros, se escogió como material base el poliestireno expandido que más adelante será forrado con cinta adhesiva para mejorar la superficie del fuselaje y alas. Además de estos materiales base se han utilizado distintos tipos de pegamentos, resinas, planchas de madera balsa, papel engomado y otros materiales que se pueden encontrar muy fácilmente en librerías y ferreterías de la ciudad de Lima. Entre los materiales eléctricos se han utilizado cables de cobre, soldadura de estaño y distintos tipos de conectores que permitieron armar el sistema eléctrico y electrónico de control de vuelo.

Las herramientas utilizadas para la construcción del VANT son en su mayoría herramientas pequeñas que pueden ser encontradas en cualquier tienda o ferretería. La única herramienta que por su función y construcción es muy especial, es la herramienta de corte por alambre caliente de nicrom con control numérico computarizado (CNC). Esta herramienta de corte interpreta los datos ingresados mediante un archivo de extensión “.dat” y realiza los cortes ejecutando los movimientos adecuados para obtener el perfil o forma a cortar que el usuario desee. El archivo con la extensión mencionada almacena las coordenadas del corte utilizando dos números, los cuales representan las coordenadas de cada punto de la forma a cortar. En la figura 3.1 se puede observar la máquina utilizada, que además fue construida y programada por el Dr. Eduardo Massoni, quien muy amablemente ofreció su ayuda para la construcción del VANT.



Figura 3. 1 Máquina de corte por alambre caliente de nicrom. [Eduardo Massoni, 2012].

El Dr. Massoni además de brindar apoyo durante la construcción, fue el aeromodelista que asesoró al realizador de este trabajo a completar todas las pruebas de vuelo real. El corte mencionado se puede observar en la figura 3.2.



Figura 3. 2 Corte realizado con la máquina CNC. [Eduardo Massoni, 2012].

### 3.2. Construcción del fuselaje

Para la construcción del fuselaje se decidió dividir el mismo en cuatro partes que sean más fáciles de cortar y luego unir las utilizando pegamento epóxico y refuerzos de madera balsa.

Las cuatro partes mencionadas se pueden observar en la figura 3.3.

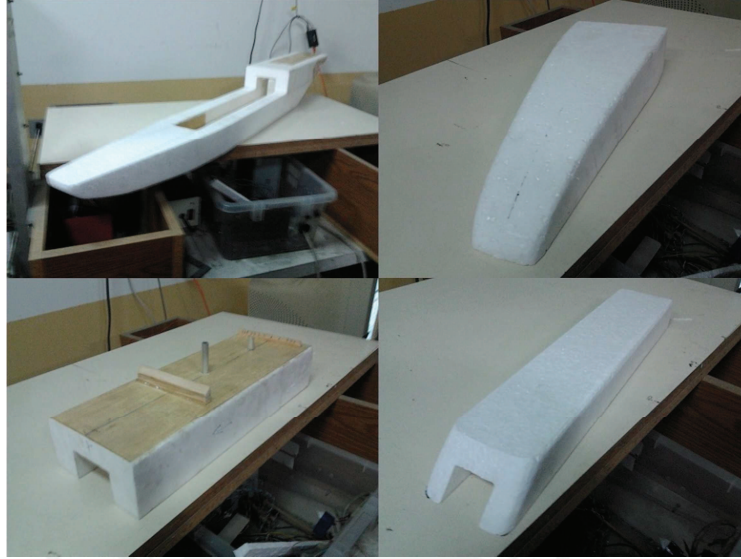


Figura 3. 3 Seccionamiento del fuselaje para facilitar el corte y ensamblaje. [Autoría propia, 2012].

Luego de cortar todos los elementos se realizaron los refuerzos necesarios para apoyar las alas sobre el fuselaje, ya que esa unión es la más importante por ser el único nexo entre ambas. Estos elementos se unieron utilizando madera balsa reforzada con resina plástica, luego se realizaron dos taladros y se pegaron dos tubos de aluminio para encajar las alas. Este detalle del refuerzo del fuselaje se puede observar en la figura 3.4.

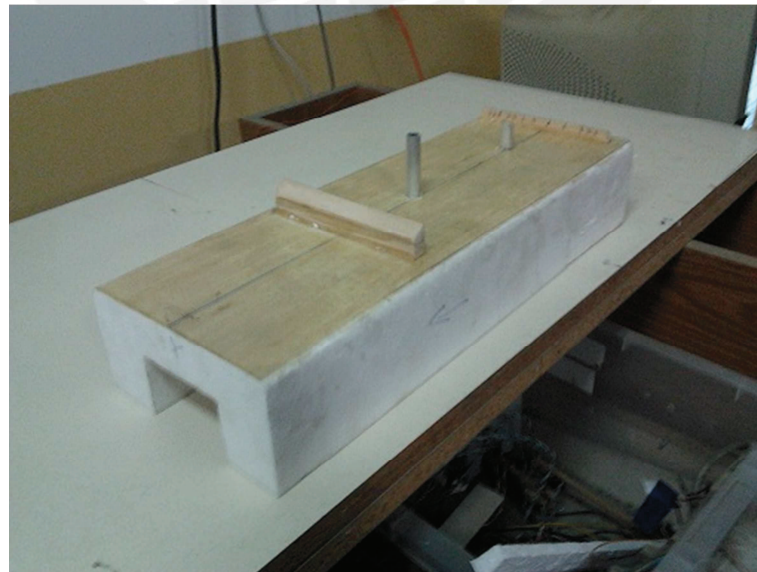


Figura 3. 4 Parte central superior del fuselaje. Unión entre el ala y el fuselaje. [Autoría propia, 2012].

### 3.3. Construcción de las alas y superficies de control

Se ha explicado precedentemente que la máquina de corte, controlada por computadora, fue utilizada para realizar los cortes del fuselaje obteniendo excelentes resultados. De la misma forma, con esta máquina se obtuvo el ala seleccionada y los detalles de inclinación del perfil en la punta de la misma, de manera muy cercana a lo pensado durante la fase de selección de las características.

Luego de realizar el corte del ala, se efectuaron los refuerzos necesarios en el borde de salida de la misma. Este refuerzo se realizó con cinta de papel aplicado con pegamento blanco, el resultado final fue un borde de salida consistente y útil para el corte de las superficies de control del VANT. En la figura 3.5 se puede observar el ala con los refuerzos de papel.



Figura 3. 5 Resultado del corte del ala con la máquina CNC y refuerzo del borde de salida con papel engomado. [Autoría propia, 2012].

Debido a que el ala es el elemento que resiste la fuerza de sustentación se le ha reforzado internamente con varillas de madera balsa y con una plancha del mismo material sobre la zona de contacto con el fuselaje. En la figura 3.6 se puede observar estos refuerzos en el ala.

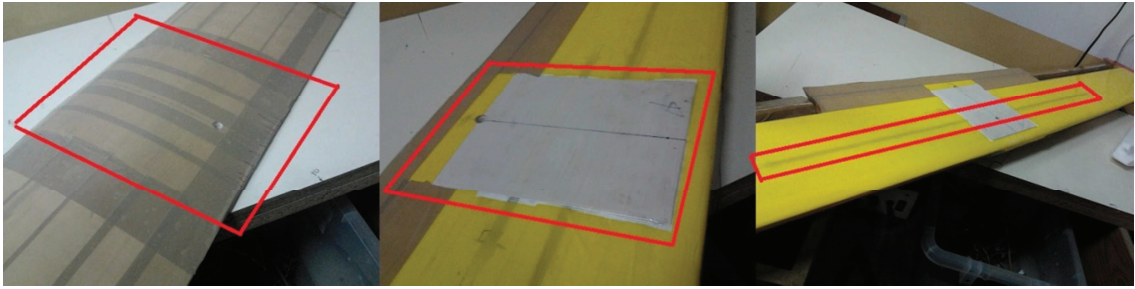


Figura 3. 6 Refuerzos del ala del VANT. [Autoría propia, 2012].

Luego de colocar los refuerzos se cortaron las superficies de control de las alas, estas superficies controlan el ángulo de alabeo del VANT. Esta superficie se puede observar en la figura 3.7.



Figura 3. 7 Superficie de control del ángulo de alabeo. [Autoría propia, 2012].

Para finalizar este acápite se puede observar la figura 3.8 la cual contiene las superficies de control de timón y elevador, que controlan el ángulo de guiñada y cabeceo respectivamente.



Figura 3. 8 Superficies de control de timón y elevador, ángulos de guiñada y cabeceo respectivamente. [Autoría propia, 2012].

### 3.4. Sistemas de control del vehículo y transmisión de video

El sistema de control, como se comentó en el primer capítulo, está conformado por el transmisor, el receptor y los actuadores. Además de los componentes básicos se ha instalado un sistema de auto-pilotaje llamado Ardupilot Mega 2.5 (a partir del momento APM). Este sistema está compuesto principalmente por un micro-controlador Atmel (ATMega 2560), el cual está instalado en una placa junto a diferentes instrumentos que van a permitir un vuelo estable y además guiado mediante un sensor de GPS.

El APM puede medir y almacenar información acerca de muchas variables del vuelo pero las que nos importan para el análisis son:

- Velocidad del viento respecto al VANT (agregando un tubo de pitot).
- Velocidad del VANT respecto a tierra (agregando un módulo de GPS).
- Carga actualizada de la batería, consumo de corriente.
- Y, claro está, una visión amplia del panorama y los datos antes mencionados (agregando el sistema On Screen Display compatible con APM).

Además cuenta con algunas ventajas como el RTL (Return To Launch), el cual hace retornar al avión al punto de donde despegó cuando está activado, y se puede programar para que se encienda cuando el receptor pierde señal del transmisor en tierra. Cuenta con un auto-estabilizador el cual es muy útil para esta aplicación ya que la estabilidad durante la transmisión del video es muy importante. Los componentes de este sistema son los necesarios para recopilar la información que deseamos del vuelo y se pueden observar en la figura 3.9.

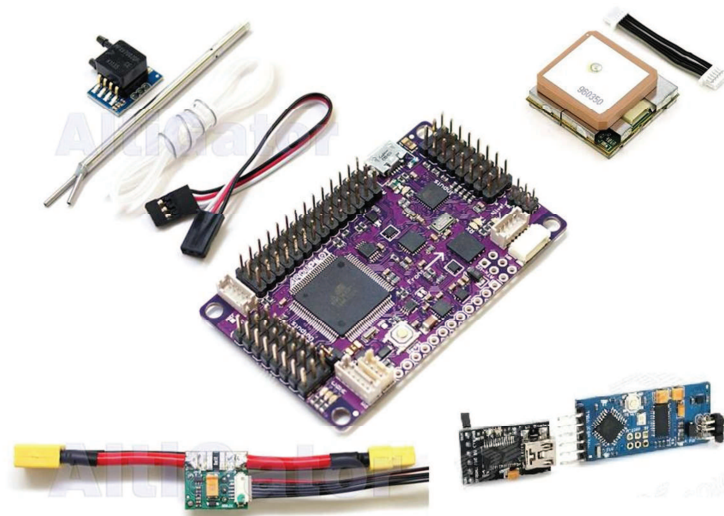


Figura 3. 9 Componentes del sistema APM 2.5.

Debido a la presencia de este sistema el esquema de instalación del sistema de control y transmisión de video son diferentes a cualquier instalación tradicional de receptor y actuadores a bordo. Esta instalación puede observarse en la figura 3.10.

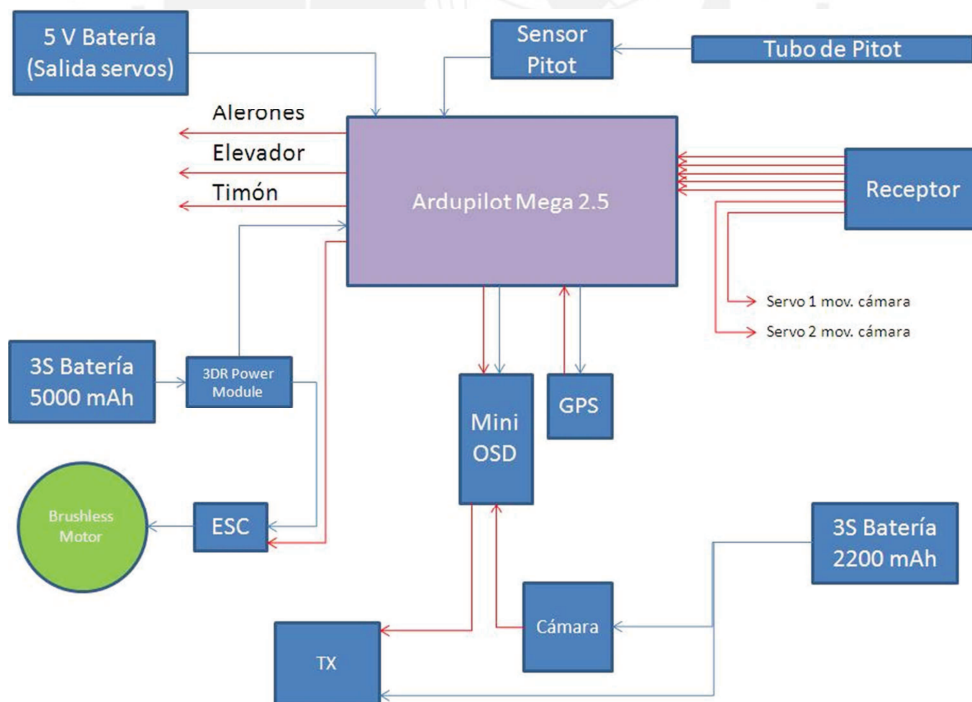


Figura 3. 10 Esquema de instalación del sistema de control a bordo del VANT. [Autoría propia, 2012].



En la figura 3.11 se puede observar la cámara utilizada en el proyecto.



Figura 3. 11 Cámara de video. [Hobbyking, 2013].

En la figura 3.12 se puede visualizar el transmisor de señal a bordo del VANT y el receptor de señal en tierra, necesario para observar lo capturado por la cámara, mediante alguna pantalla de televisión o computadora.



Figura 3. 12 Transmisor y receptor de video. [Autoría propia, 2013].

### 3.5. Ensamblaje del VANT

Luego de señalar las partes del VANT se muestran los detalles del ensamblaje del mismo. Estos detalles serán mostrados mediante figuras debidamente explicadas dentro de éste acápite. Inicialmente se dan a conocer los elementos del VANT superpuestos en la posición correcta a modo de presentación antes de realizar el pegado final. Luego se irán mostrando los refuerzos realizados en las uniones entre el fuselaje y las alas. Finalmente se indican los detalles de ensamblaje del banco del motor.

En la figura 3.13 se puede observar el VANT ensamblado sin unir físicamente las partes del mismo.



Figura 3. 13 Superposición de elementos del VANT. [Autoría propia, 2012].

En la figura 3.14 se puede observar el detalle de la unión entre el bloque que sujeta las alas y el fuselaje. Y en la figura 3.15 se muestra finalmente la unión con cintas de velcro entre las partes mencionadas.

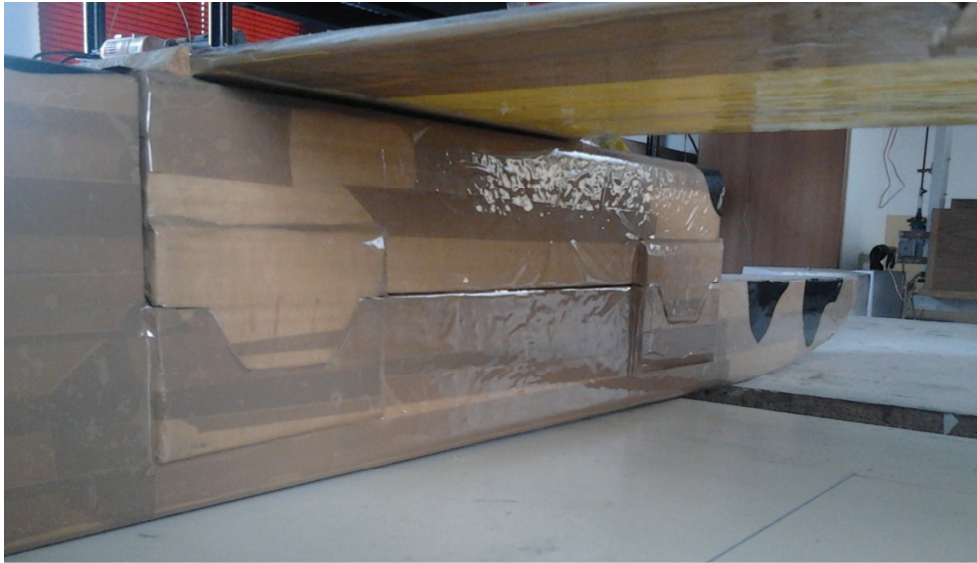


Figura 3. 14 Detalle de unión entre el bloque del fuselaje que sujeta las alas y el fuselaje. [Autoría propia, 2012].



Figura 3. 15 Detalle de unión con las cintas de velcro. [Autoría propia, 2012].

En la figura 3.16 se puede observar el detalle de la unión entre el ala y el bloque que la sujeta al fuselaje. En esta parte del VANT se han realizado dos taladros para insertar pernos pasantes para que la sujeción sea más firme.



Figura 3. 16 Detalle de sujeción entre el ala y el bloque que lo adhiere al fuselaje del VANT. [Autoría propia, 2012].

En la figura 3.17 y figura 3.18 se puede observar la cavidad para instalar el servo del elevador y la instalación del mismo, respectivamente. Esta instalación es muy importante ya que para realizar el vuelo uno de los elementos importantes para el control del VANT es el elevador, el otro es el servo de los alerones. Se podría realizar el vuelo sin timón pero nunca sin alerones y elevador.



Figura 3. 17 Detalle de la cavidad para la instalación del servo del elevador. [Autoría propia, 2012].

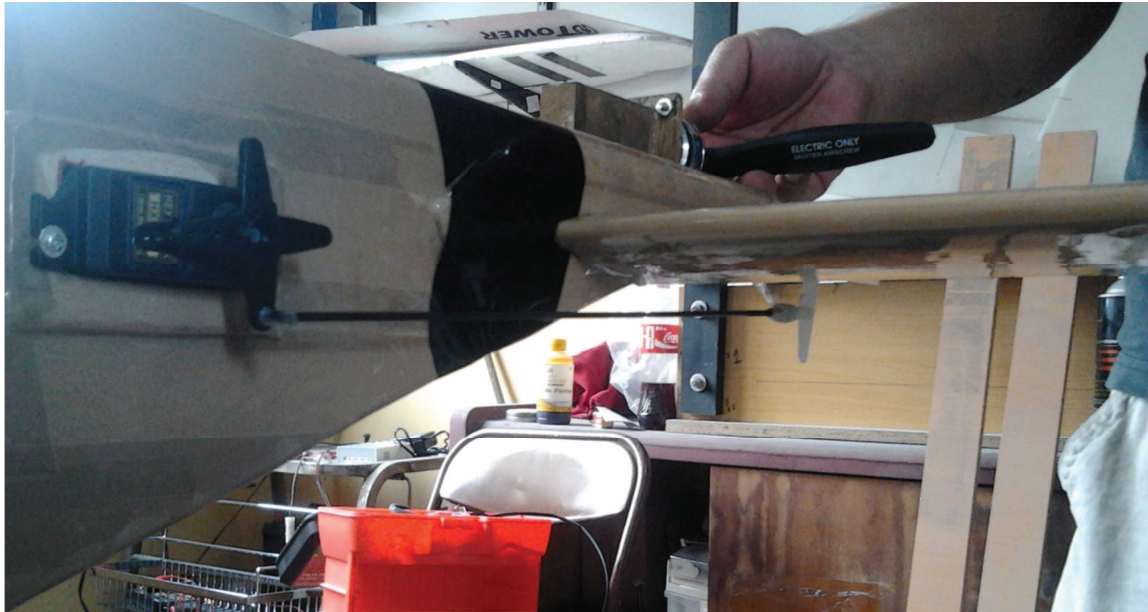


Figura 3. 18 Detalle de instalación del servo elevador. [Autoría propia, 2012].

En la figura 3.19 se puede observar el detalle de instalación del servo de los alerones, el cual, como habíamos mencionado, es el otro componente importante en lo que respecta al control del vehículo.



Figura 3. 19 Detalle de instalación del servo del alerón. [Autoría propia, 2012].

En la figura 3.20 se puede observar el banco donde se atornilla el motor brushless al avión. Este banco está conectado al fuselaje del avión con pegamento de cianocrilato y luego reforzado con resina plástica y tela de fibra de vidrio.

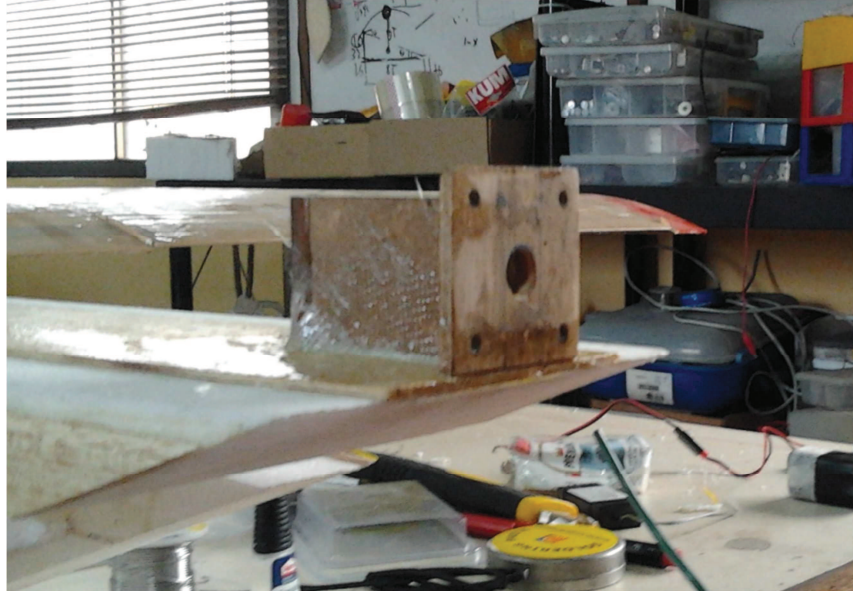


Figura 3. 20 Detalle del banco para el motor brushless. [Autoría propia, 2012].

En la figura 3.21 se puede observar el motor ya instalado en el VANT. El motor es la parte principal del sistema de propulsión ya que se encarga de generar el empuje necesario para alcanzar las velocidades deseadas.



Figura 3. 21 Detalle de instalación del motor sobre el banco preparado especialmente para este fin. [Autoría propia, 2012].

Finalmente en la figura 3.22 se puede visualizar el VANT completamente equipado y ensamblado. En el siguiente acápite se van a mostrar los resultados de las pruebas de vuelo y el procedimiento correcto que se debe seguir para realizar esta actividad de forma segura.



Figura 3. 22 VANT ensamblado y equipado antes del vuelo. [Autoría propia, 2013].

### 3.6. Procedimiento para realizar las pruebas de vuelo

La finalidad de las pruebas de vuelo es la de obtener resultados reales sobre el comportamiento del VANT en el aire. Inicialmente se va a recopilar información sobre la velocidad del viento respecto al VANT y la variación de altura que sufre el vehículo cuando la velocidad del viento está por debajo o por encima de lo que necesita el sistema para sustentar. De esta forma se comprueba que los cálculos aerodinámicos y las simulaciones son buenas aproximaciones a la realidad y que podemos asegurar cierta cantidad de carga útil transportada por el VANT.

El procedimiento para encender el VANT se realiza de la siguiente forma:

- Encender el transmisor de la radio.
- Conectar la batería del motor (el mando del acelerador debe estar abajo para

- evitar un arranque intempestivo del motor).
- Durante el encendido del APM en tierra se calibraran los sensores de estabilidad, por eso es importante dejar el VANT en posición de vuelo (una superficie plana).
  - Los LEDs de color empezarán a parpadear durante la calibración, una vez terminada la calibración éstos se apagarán indicando que la calibración ha culminado.
  - Luego de que la calibración ha terminado se debe esperar a que la señal de GPS sea captada por la antena y reconocida por el APM. Cuando el LED azul en el APM quede encendida y fija, el VANT está listo para volar.
  - Conectar los cables de alimentación y datos del OSD.
  - Encender la cámara y transmisor de video.
  - Encender el receptor de video en tierra y conectar a la laptop.
  - El VANT está listo para volar.

### 3.7. Resultados de las pruebas de vuelo

En este acápite se va a mostrar el resultado del vuelo que ha sido obtenido utilizando un dispositivo de telemetría y una laptop que recibe la señal en tierra, grabándolo en un archivo que posee una extensión .tlog al que llamaremos “log”.

El log posee diferentes datos almacenados del vuelo y puede ser exportado a un archivo de extensión .xls para ser tratado y analizado en Excel. La forma de hacerlo es mediante el APM Planner, el cual es un programa gratuito que se puede descargar de la página del proyecto Ardupilot. Este trabajo precisamente no intenta ser una guía de uso del APM 2.5 ni el APM Planner, pero pueden obtener información de uso en la página web del proyecto Ardupilot.

Al finalizar la construcción del vehículo y estando en el campo de vuelo, se encontró la distribución de carga mostrada en la tabla 3.1. El VANT quedó operativo con un peso de despegue de 2.0 kilogramos y luego fue probado al máximo de su capacidad con 2.175 kilogramos aumentando pesas dentro del vehículo.



Tabla 3. 1 Distribución de carga encontrada en el campo de vuelo. [Autoría propia, 2013].

Parámetro	Valor en campo
Peso vacío operativo	1.1 kg.
Peso a combustible a cero	1.6 kg.
Peso de despegue	2.1 kg.
Peso de aterrizaje	2.1 kg.
Velocidad de crucero	12 m/s
Velocidad máxima	18 m/s
Carga alar	4.83 kg/m <sup>2</sup>

Luego de recoger los primeros datos, encontramos velocidades mayores a las necesarias para sustentar el peso del vehículo ya que el vuelo se realizó sobre una ladera frente al mar, en el distrito de San Isidro. Y a pesar apagar los motores, las velocidades del viento no disminuían lo suficiente para llegar a condiciones de límite.

Luego de descargar los datos del APM se obtuvieron los siguientes resultados, que se pueden observar en la figura 3.23, la cual muestra una gráfica de la variación de la velocidad del viento y la variación de altura a través del tiempo. La misma es una gráfica que muestra el aumento progresivo de la altura conforme va aumentando la velocidad del viento sobre el VANT.

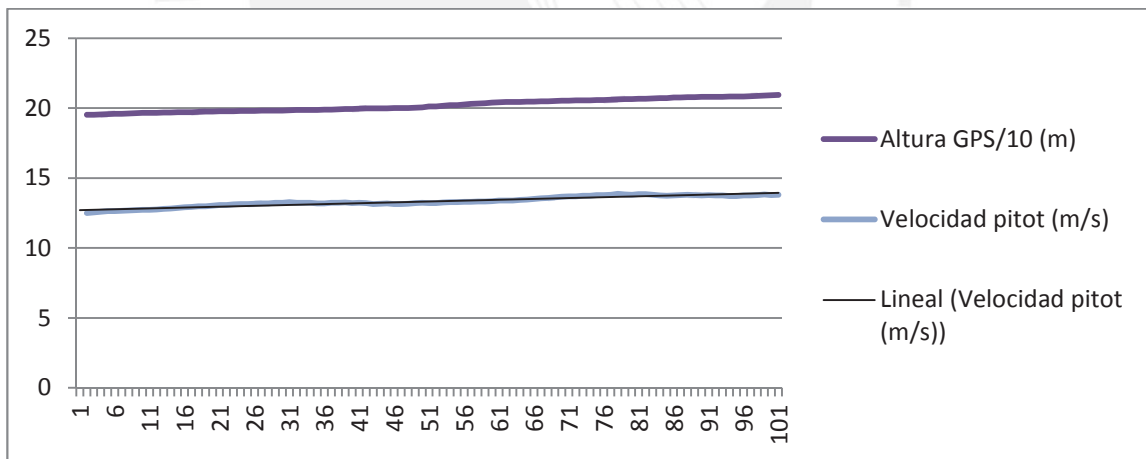


Figura 3. 23 Gráfica, diferencia de velocidad y altura medida por el GPS. [Autoría propia, 2013].

Finalmente, la caracterización del vehículo se confirma y se muestra en la tabla 3.2.

Tabla 3. 2 Caracterización final del vehículo objeto de estudio. [Autoría propia, 2013].

Parámetro	Valor Real
Peso vacío operativo	1.1 kg.
Peso a combustible a cero	1.675 kg.
Peso de despegue	2.175 kg.
Peso de aterrizaje	2.175 kg.
Velocidad de crucero	12 m/s
Velocidad máxima	18 m/s
Carga alar	4.83 kg/m <sup>2</sup>



#### CAPÍTULO IV: METODOLOGÍA

Dentro de este capítulo se van a dar detalles sobre la metodología seguida para realizar las simulaciones. No se pretende enseñar a usar el software, sino que se desea mostrar las características de este trabajo en particular y brindar ciertas pautas para una futura simulación utilizando software CFD.

Inicialmente se dan breves indicaciones acerca de la creación del modelo geométrico con ayuda de software CAD.

Luego se define el tamaño del volumen de control que será utilizado para el análisis del ala y el cuerpo del VANT. Esta definición se realiza en base a otros trabajos de simulación en elementos similares.

Una vez definido el tamaño del volumen de control se muestra el análisis de la independencia de malla. Este análisis determinará la cantidad de elementos suficientes para obtener buenos resultados.

Con la malla totalmente definida se procede a mostrar las condiciones de borde seleccionadas para las simulaciones, algunas de estas condiciones se seleccionaron en base a otros trabajos de simulación en elementos similares.

En la parte final de este capítulo se mostrará la forma de encontrar los resultados de la simulación para poder comparar las fuerzas de sustentación y arrastre.

#### **4.1. Creación del modelo geométrico del VANT seleccionado con ayuda de software CAD**

Como parte inicial del proceso de simulación se debe crear un modelo geométrico del vehículo a analizar. En este trabajo se utilizó el software CAD Solidworks en su versión del 2010, pero puede usarse cualquier otro software de diseño CAD compatible con ANSYS. Cada usuario puede crear diferentes geometrías que desee analizar mediante las diferentes herramientas que maneje y domine.

Uno de los problemas que se detectó mientras se creaba el modelo geométrico, fue la extrusión de las alas y, en el caso de este trabajo, la rotación que tiene el perfil en la punta del ala. Para dar solución a este inconveniente se utilizaron las coordenadas de los perfiles que vienen escritos dentro de archivos con la extensión “.dat” o “.txt”, de los mismos que se usaron para generar la ruta de corte para las alas, utilizando la herramienta CNC mencionada en el capítulo tres. Estos archivos fueron descargados del programa Profili 2.16 y si el lector desea, podría descargar una de las muchas bases de datos que contienen archivos con la misma extensión de diferentes perfiles, escribiendo la frase “perfiles .dat base de datos” en cualquier motor de búsqueda de internet.

Luego de obtener el archivo en la extensión mencionada se debe utilizar un convertidor de “.dat” a “.dxf” (convertidor completamente gratuito, nuevamente se puede encontrar mediante el motor de búsqueda de preferencia) e ingresarlo como un croquis 2D al Solidworks utilizando la opción **Insertar/DXF**. Luego de tener todos los puntos marcados en el croquis, se debe cerrar una línea **Spline** alrededor de todos los puntos para obtener la forma del perfil. Ya con la curva cerrada se procede a **Extruir** el perfil. En este caso para crear la rotación del perfil en la punta del ala, se colocó el perfil rotado en otro plano paralelo al central y se ha usado la herramienta **Recubrir** para encerrar el sólido que conforma el ala.

La creación de las alas es lo más complicado de modelar mediante el software, pero seguramente si el lector tiene mayor experiencia podrían realizar estas construcciones utilizando otras herramientas que hasta pueden hacer más sencilla esta tarea.

Definitivamente, se apela a la experiencia y conocimiento del lector.

## 4.2. Pre-procesamiento

### 4.2.1. Creación del volumen de control

El primer paso de este proceso, es la creación del modelo geométrico del fluido que recorre a través del cuerpo a analizar, lo que define un dominio de trabajo. Esta región geométrica debe garantizar un espacio físico suficiente, en donde se puedan observar todos los cambios que pueda sufrir el aire.

Se definirá este dominio como un prisma rectangular alrededor del cuerpo a analizar. Las medidas de este prisma deben asegurar la correcta visualización de todos los fenómenos que ocurren con el aire para evitar que alguna información sea discriminada. Las medidas de este dominio, se tomaron en referencia a la tesis doctoral “Predicción del desempeño de timones de cola de alta sustentación bajo el efecto de flujos estables y periódicos”, de James Charles Date, en la que se recomienda una altura de 16 veces el tamaño de la cuerda y un largo, desde el borde de fuga hacia atrás, de 20 veces la cuerda y del borde de salida hacia delante, de 16 veces la cuerda (Date, 2001), observar la figura 4.1.

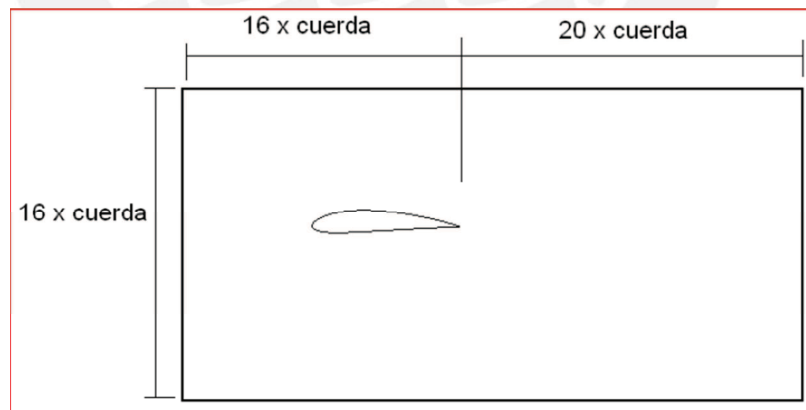


Figura 4. 1 Modelación del dominio. [Bernal y Orrego, 2007].

Tomando como referencia la tesis “Diseño del ala para un vehículo aéreo no tripulado”, de Bernal y Orrego (2007), se va limitar el volumen de control a un prisma rectangular que tenga las dos caras perpendiculares al eje longitudinal del ala a analizar en contacto con el ala, de tal forma que el ala atravesase el volumen de control “de pared a pared”.

#### 4.2.2. Creación de la malla

Luego de definir el dominio donde será evaluado el elemento del vehículo se procede al mallado del mismo, el cual genera las divisiones necesarias para el análisis. Esta división del espacio se realiza para resolver las ecuaciones aerodinámicas dentro de los límites de cada sub-dominio. Este conjunto de sub-divisiones del dominio es conocido como la malla.

El método para seleccionar la malla correcta es mediante el análisis de independencia de malla. En la figura 4.2 se muestra el comportamiento de los resultados conforme va aumentando el número de elementos en la malla.

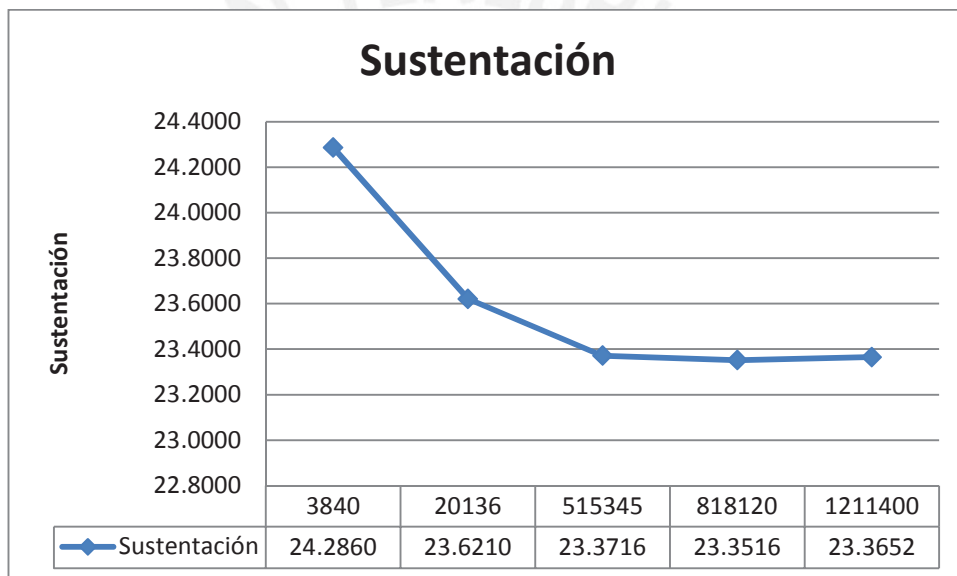


Figura 4. 2 Análisis de independencia de malla para el presente trabajo. [Autoría propia, 2013].

Luego de realizar este análisis se puede observar que con una malla de 1.2 millones de elementos se podrá llevar a cabo la simulación de las alas. Se debe dejar en claro que este análisis aplica para la simulación de las alas en el presente trabajo y que, si fuera el caso, el volumen de lo analizado aumente se debe realizar nuevamente este análisis para encontrar una malla correcta.

#### 4.2.3. Condiciones iniciales para el análisis

Luego de la generación de la malla se procede a la definición del material de la misma. En el caso del presente trabajo, el fluido seleccionado será una sustancia pura que llamaremos aire, cuyo contenido de humedad es 0 % (cero) y cuya presión y

temperatura de referencia serán 1 atm y 15° C respectivamente. No se considerará al aire como un gas ideal debido a que este modelo asumiría una viscosidad constante para todos los regímenes de velocidad analizados. Pese a que las velocidades presentes en el análisis del VANT son inferiores a las velocidades críticas en las cuales la viscosidad presenta cambios, se asumirá esta condición para todas las investigaciones.

El cálculo que se mostrará en este acápite será el relacionado al modelo de turbulencia. El modelo escogido es el Shear Stress Transport el cual está basado en el sistema de doble ecuación k-epsilon mediante las siguientes expresiones.

$$k = \frac{3}{2} \times (\text{intensidad de turbulencia})^2 \times (\text{velocidad de flujo})^2 \dots [4.1]$$

$$\text{Epsilon} = \frac{0.085 \times \text{Densidad} \times k^2}{10 \times \text{Viscosidad}} \dots [4.2]$$

Tomando una intensidad de turbulencia del 5 % (0.05) ya que es lo recomendado por el manual de Ansys. "...Si no se tiene ninguna idea con respecto del nivel de turbulencia que debe ser usado en la simulación, se recomienda utilizar un nivel medio de intensidad (5 %)..."

En la tabla 4.1 se puede observar las variables k-epsilon para las diferentes velocidades.

Tabla 4. 1 Variables k-epsilon para cada caso del análisis. [Autoría propia, 2013].

Velocidad	k	Epsilon
12	0.54000	0.00171
13	0.63375	0.00236
14	0.73500	0.00317
15	0.84375	0.00418
16	0.96000	0.00541
17	1.08375	0.00689
18	1.21500	0.00866

Luego de definir el material utilizado en la simulación se definen las condiciones de borde. En la figura 4.3 se muestra el dominio de la simulación y se han identificado cinco superficies que serán definidas a continuación.

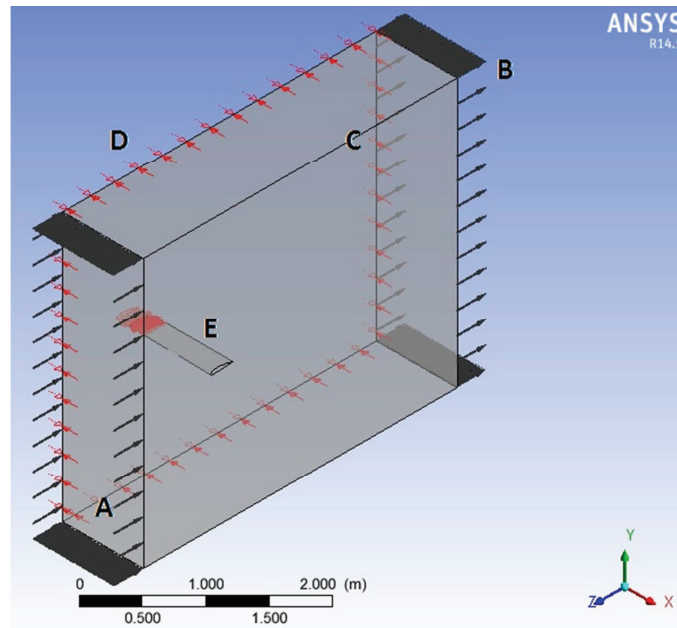


Figura 4. 3 Superficies del volumen de control. [ANSYS 14.5, 2013].

#### **Entrada (Inlet, A).**

Esta condición de frontera define el ingreso del fluido al dominio de análisis. En esta configuración se definen las componentes de la velocidad de ingreso, y los valores requeridos para la formulación de la turbulencia ( $k$ ,  $\epsilon$ ) según lo mostrado en la ecuación 4.1 y 4.2.

#### **Salida (Outlet, B).**

Esta condición de frontera define la salida del fluido. El parámetro que se define en masa y momento es el promedio de presión estática sobre toda la salida. Este valor debe quedar en cero Pa.

#### **Pared (Wall, C).**

Esta condición define la pared que encierra el dominio del análisis. El parámetro que se define para esta frontera es el deslizamiento que presenta la superficie. Como en este caso no es importante conocer la fuerza de rozamiento se colocará una superficie libre de rozamiento (free slip wall).



**Simetría (Symetry, D).**

**Superficie del ala (Wall, E).**

Esta condición define la superficie del ala, en este caso es importante conocer la fuerza de rozamiento, por lo tanto se definirá esta superficie como una superficie con rozamiento ligero (no slip wall).

#### **4.3. Post-procesamiento**

El post-procesamiento es la opción que nos va a permitir observar los resultados que se estaban buscando. Además, va a permitir observar gradientes de presión, líneas de flujo, entre otras cosas que van a facilitar el análisis del VANT.



## CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES

Con el procedimiento utilizado, combinando la teoría aerodinámica tradicional con software CFD y pruebas de funcionamiento, fue posible determinar las características principales del Vehículo Aéreo No Tripulado (VANT) objeto de estudio. En este sentido se obtuvo que el peso vacío operativo es de 1.1 kilogramos, el peso a combustible a cero es de 1.675 kilogramos y el peso de despegue es de 2.175 kilogramos, lo que resulta en una carga útil posible de 0.575 kilogramos y una carga alar de 4.83 kg/m<sup>2</sup>. Finalmente, las velocidades alcanzadas están entre los 12 y 18 m/s, lo que corrobora que el resultado de la simulación brinda valores de carga adecuados, que se pueden utilizar si se requiere conocer las capacidades de un diseño en particular.

Con la colaboración del Club de Aeromodelismo Parque Gandhi se definió de manera cuantitativa los parámetros característicos del VANT objeto de estudio, proponiendo de esta forma que para las condiciones dadas, el vehículo obtenga una capacidad de 1.5 kilogramos de carga útil.

Utilizando los métodos aerodinámicos tradicionales, se pudo obtener el tamaño del ala necesaria para sustentar la carga propuesta y la fuerza de arrastre ligada a todas las partes del vehículo. De esta forma se obtuvo que, para velocidad de crucero, la sustentación y el arrastre son de 34.98 N y 2.46 N respectivamente.

Se creó el modelo geométrico del VANT utilizando software CAD y se simuló utilizando software CFD. Mediante esta forma de análisis se obtuvo que, para velocidad de crucero, la sustentación es de 21.3404 N y el arrastre es de 1.8381 N. Al comparar los resultados se tiene que las fuerzas de sustentación y arrastre están un 39% y 25% por debajo de los valores obtenidos mediante el análisis aerodinámico tradicional. Se considera que esto se debe al hecho de que las expresiones analíticas tradicionales han sido concebidas para aviones de mayores dimensiones, así como los datos experimentales involucrados.

La construcción del VANT se realizó con cierto grado de dificultad. Se pudieron utilizar siempre materiales disponibles en medios locales y se utilizaron algunas máquinas especiales, que requirieron de cierto conocimiento avanzado de electrónica. El diseño escogido, aunque poco estilizado, es una buena plataforma para realizar este tipo de proyectos. Tiene mucho espacio interior y una capacidad de carga aceptable. Estos

factores permiten montar toda la electrónica necesaria sin mayores problemas. Dada la complejidad de las partes se necesitó de cierta habilidad y paciencia durante el ensamblaje. Claro está que mejorando el diseño, cambiando materiales y el método constructivo, se puede mejorar aún más el desempeño del VANT, aumentando su carga útil, eficiencia, autonomía de vuelo, entre otros factores importantes.

En las pruebas de vuelo se comprobó que lo calculado y corroborado mediante simulación brinda la seguridad de que el vehículo puede cumplir con una capacidad determinada. Para culminar las pruebas se presentó una caracterización final del vehículo de donde se deduce que la capacidad de carga de 575 gramos.

Finalmente se presentó una metodología que no brinda exactamente qué parámetros utilizar para la simulación, pero sí muestra la forma en la que se deben hallar, siendo una herramienta para futuras simulaciones de otros vehículos similares.

A falta de expresiones analíticas específicas para VANTs, teniendo en cuenta los resultados de la simulación con software CFD y las pruebas de campo se recomienda que el vehículo se cargue hasta el 61% de la carga propuesta.

## BIBLIOGRAFÍA

CARMONA, A. Isidoro

1987 "Aerodinámica y actuaciones del avión". Madrid: Paraninfo.

MESEGUER, José y Ángel SANZ

2005 "Aerodinámica básica". Madrid: Departamento de vehículos aeroespaciales.

FRANCHINI, Sebastián

2008 "Introducción a la ingeniería aeroespacial". Madrid: Escuela Universitaria de Ingeniería Técnica Aeronáutica.

MESEGUER, José y Ángel SANZ

2007 "Aerodinámica del vuelo: aves y aeronaves". Madrid: Centro de Documentación y Publicaciones de Aena.

BERTIN, John y Michael SMITH

1989 "Aerodynamics for engineers". New Jersey: Prentice-Hall.

MARTÍN, Carlos

2005 "Introducción al vuelo eléctrico". Santa María.

HARWOOD, Robert

2011 "The role of engineering simulation in the continued evolution of unmanned aircraft systems". Canonsburg.

ROTORCRAFT RESEARCH GROUP OF CARLETON UNIVERSITY.

2005 "Meshing Solution". Ontario.

HANSEN, Thorsten

2013 "Flight Simulator". Canonsburg.

DATE, James

2001 “Predicción del desempeño de timones de cola de alta sustentación bajo el efecto de flujos estables y periódicos”. Tesis de doctorado. Southampton: Universidad de Southampton, Facultad de Ingeniería y Ciencia Aplicada.

BERNAL, Andrés y Santiago ORREGO

2007 “Diseño del ala para un vehículo aéreo no tripulado”. Tesis para optar al título de Ingeniero Mecánico. Medellín: Universidad EAFIT, Escuela de Ingenierías.

BAKKER, André

2006 Meshing [diapositivas].

CAE ASSOCIATES

2013 CFD Meshing with ANSYS Workbench [diapositivas]. Middlebury.

MILLER, Erick

2011 Comentario del 17 de febrero a “Mapped Face Meshing in ANSYS Workbench”. PADT, Inc. – The Blog. Consulta: 15 de abril de 2013.  
<<http://www.padtinc.com/blog/the-focus/mapped-face-meshing-in-ansys-workbench>>

MOHAMMAD, Sadraey

2009 “Aircraft Performance: Analysis”. Saarland: VDM Publishing Group.