



INSTITUTO POLITÉCNICO NACIONAL

**Escuela Superior de Ingeniería Mecánica y Eléctrica
Unidad Azcapotzalco**

Sección de Estudios de Posgrado e Investigación

**DISEÑO AERODINÁMICO DE UN
PROTOTIPO DE VEHÍCULO AÉREO NO
TRIPULADO (UAV)**

**T E S I S A PARA OBTENER EL DIPLOMA DE LA
ESPECIALIDAD EN INGENIERÍA MECÁNICA CON
OPCIÓN:
INGENIERÍA DE PROYECTO MECÁNICO
PRESENTA:**

ING. VÍCTOR MANUEL DELGADO ROMERO



**DIRECTOR:
DR. JAIME PACHECO MARTÍNEZ**

MÉXICO D. F. JUNIO 2010



INSTITUTO POLITÉCNICO NACIONAL SECRETARÍA DE INVESTIGACIÓN Y POSGRADO

ACTA DE REVISIÓN DE TESIS

En la Ciudad de México siendo las 12:00 horas del día 31 del mes de Mayo del 2011 se reunieron los miembros de la Comisión Revisora de la Tesina, designada por el Colegio de Profesores de Estudios de Posgrado e Investigación de ESIME UA para examinar la tesina titulada:

Diseño Aerodinámico de un Prototipo de Vehículo Aéreo no Tripulado (UAV)

Presentada por el alumno:

Delgado	Romero	Víctor Manuel
Apellido paterno	Apellido materno	Nombre(s)

Con registro:

B	1	0	2	0	3	2
---	---	---	---	---	---	---

aspirante al diploma de:

Especialidad en Ingeniería Mecánica

Después de intercambiar opiniones los miembros de la Comisión manifestaron **APROBAR LA TESIS**, en virtud de que satisface los requisitos señalados por las disposiciones reglamentarias vigentes.

LA COMISIÓN REVISORA

Director de tesina

Dr. Jaime Pacheco Martínez

Presidente

Dr. José de Jesús Rubio Ávila

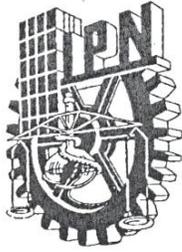
Secretario

Dr. Luis Armando Flores Herrera

PRESIDENTE DEL COLEGIO DE PROFESORES

Dr. Jaime Pacheco Martínez





INSTITUTO POLITÉCNICO NACIONAL
SECRETARÍA DE INVESTIGACIÓN Y POSGRADO

CARTA CESIÓN DE DERECHOS

En la Ciudad de México el día 31 del mes Mayo del año 2011, el que suscribe Víctor Manuel Delgado Romero alumno del Programa de Especialidad en Ingeniería Mecánica con número de registro B102032, adscrito a La Sección de Estudios de Posgrado e Investigación Unidad Azcapotzalco, manifiesta que es autor intelectual del presente trabajo de Tesis bajo la dirección de Dr. Jaime Pacheco Martínez y cede los derechos del trabajo intitulado Diseño Aerodinámico de un Prototipo de Vehículo Aéreo no Tripulado (UAV), al Instituto Politécnico Nacional para su difusión, con fines académicos y de investigación.

Los usuarios de la información no deben reproducir el contenido textual, gráficas o datos del trabajo sin el permiso expreso del autor y/o director del trabajo. Este puede ser obtenido escribiendo a la siguiente dirección vmdelgador@hotmail.com; jpachecoma@ipn.mx. Si el permiso se otorga, el usuario deberá dar el agradecimiento correspondiente y citar la fuente del mismo.

Ing. Víctor Manuel Delgado Romero

Índice general

Agradecimientos	8
Resumen	9
Abstract	10
Glosario	11
Nomenclatura	14
1. Introducción	17
1.1. Antecedentes.	17
1.2. Justificación.	18
1.3. Objetivos.	18
1.4. Metodología de Diseño.	19
2. Estado del Arte	21
2.1. Historia de los UAV en México.	21
2.2. Clasificación de los UAV.	24

3. Marco Teórico	25
3.1. Fundamentos.	25
3.2. Perfil Aerodinámico.	28
3.3. Geometría de Ala.	30
3.4. Empenaje de Cola, Fuselaje y Tren de Aterrizaje.	32
3.5. Ejes y Movimientos.	33
3.6. Fuerzas Aerodinámicas.	34
4. Diseño Conceptual	35
4.1. Generación Conceptual.	35
4.2. Evaluación Conceptual.	38
5. Diseño Aerodinámico	40
5.1. Parámetros de Vuelo y Condiciones Dimensionales.	40
5.2. Fuselaje.	48
5.3. Tren de Aterrizaje.	49
5.4. Gráfica Polar.	51
5.5. Modelo CAD	54
5.6. Comparativa Aerodinámica	55
6. Conclusiones y Evaluación de Resultados	57
Trabajos a Futuro	59
Bibliografía	60
A. Perfiles Aerodinámicos	63

B. Método Aplicado Para la Obtención de la Gráfica Polar	70
C. Plano de Diseño	83

Índice de figuras

1.1. Metodología de Diseño Propuesta.	20
2.1. Tlaloc I.	22
2.2. Tlaloc II.	22
2.3. S4 Ehécatl.	23
2.4. G1 Guerrero.	23
2.5. E2 Colibrí.	23
3.1. Perfil Aerodinámico.	28
3.2. Tipos de Ala y Características Geométricas, Vista en Planta. (a) Ala Rectangular, (b) Ala Trapezoidal sin Flechado, (c) Ala Flechada, (d) Ala Delta. . . .	29
3.3. Proyección del Torcimiento Geométrico en una Ala Trapezoidal Sin Flechado. .	32
3.4. Ejemplos de: (a) Empenaje de Cola, (b) Fuselaje, (c) Tren de Aterrizaje. . . .	33
3.5. Ejes de la Aeronave y sus Correspondientes Momentos Aerodinámicos.	34
4.1. Conceptos Generados.	39
5.1. Cuerda en Función de la Distancia del Ala.	42
5.2. Cuerda en Función de la Distancia del Estabilizador Horizontal.	44
5.3. Cuerda en Función de la Distancia del Estabilizador Vertical.	47

5.4.	Coeficientes de Resistencia al Avance del Fuselaje.	49
5.5.	Coeficientes Aerodinámicos Totales del UAV. (a) C_{L_T} vs α_F , (b) C_{D_T} vs α_F , (c) C_{L_T} vs C_{D_T} , (d) β_T vs α_F	52
5.6.	Fuerzas Aerodinámicas Totales del UAV. (a) L_T vs α_F , (b) D_T vs α_F , (c) L_T vs D_T , (d) β_T vs α_F	53
5.7.	Proyecto: UAV VIR-01.	54
5.8.	Aeronaves Ehecatl y Kühni.	56
5.9.	Gráfica β_T vs α_F de las aeronaves VIR-01, Ehecatl y Kühni.	56
A.1.	Perfil Aerodinámico GOE 227 (MVA H,37).	64
A.2.	Perfil Aerodinámico NACA 0012.	64
A.3.	Gráfica Polar C_{L_o} vs C_{D_o} del Perfil GOE 227 (MVA H,37).	67
A.4.	Gráficas C_{L_o} vs α_o y C_{D_o} vs α_o del Perfil GOE 227 (MVA H,37).	67
A.5.	Gráficas $\frac{C_{L_o}}{C_{D_o}}$ vs α_o y C_{M_o} vs α_o del Perfil GOE 227 (MVA H,37).	68
A.6.	Gráfica Polar C_{L_o} vs C_{D_o} del Perfil NACA 0012.	68
A.7.	Gráficas C_{L_o} vs α_o y C_{D_o} vs α_o del Perfil NACA 0012.	69
A.8.	Gráficas $\frac{C_{L_o}}{C_{D_o}}$ vs α_o y C_{M_o} vs α_o del Perfil NACA 0012.	69
B.1.	Distribución del Levantamiento a lo Largo de la Semi-Envergadura del Ala. . .	73
B.2.	Distribución del Levantamiento a lo Largo de la Semi-Envergadura del Estabi- lizador Horizontal.	75

Índice de cuadros

3.1. Ejemplos de Aeronaves de Ala Fija.	26
3.2. Ventajas y Desventajas por Geometría de Ala.	27
4.1. Criterios de Diseño, Obligatorios y Deseables.	36
4.2. Escala Fundamental de Comparación.	37
4.3. Matriz Comparativa para la Importancia Relativa de los Criterios de Diseño Deseables.	37
4.4. Matriz Comparativa Normalizada.	37
4.5. Importancia Relativa de los Criterios de Diseño Deseables.	38
4.6. Evaluación Conceptual.	39
5.1. Parámetros de Vuelo del UAV.	41
5.2. Condiciones Dimensionales del Ala.	42
5.3. Condiciones Dimensionales del Estabilizador Horizontal.	44
5.4. Condiciones Dimensionales del Estabilizador Vertical.	47
5.5. Superficies y Resistencias al Avance de los Objetos del Tren de Nariz.	50
5.6. Superficies y Resistencias al Avance de los Objetos del Tren Principal.	50
5.7. Materiales Considerados.	54
5.8. Máximas Eficiencias Aerodinámicas por Aeronave	55

A.1. Coordenadas del Perfil GOE 227 (MVA H,37), por Porcentaje de Cuerda. . . .	65
A.2. Coordenadas del Perfil NACA 0012, por Porcentaje de Cuerda.	66
B.1. Datos Necesarios para Obtener la Pendiente de Levantamiento del Perfil del Ala.	71
B.2. Variables y Factores del Ala.	71
B.3. Resultados de la Distribución del Levantamiento a lo Largo de la Semi-Envergadura del Ala.	73
B.4. Datos Necesarios para Obtener la Pendiente de Levantamiento del Perfil del Estabilizador Horizontal.	74
B.5. Variables y Factores del Estabilizador Horizontal.	74
B.6. Resultados de la Distribución del Levantamiento a lo Largo de la Semi-Envergadura del Estabilizador Horizontal.	75
B.7. Coeficientes de Levantamiento y de Resistencia al Avance del UAV.	79

Agradecimientos

Al Consejo Nacional de Ciencia y Tecnología (CONACYT), por el apoyo brindado al otorgarme la beca necesaria para cumplir con mi especialización y tesina.

Al Instituto Politécnico Nacional y la SEPI ESIME Unidad Azcapotzalco por permitirme continuar con mi educación dentro de sus instalaciones y ser un orgulloso politécnico.

Al Dr. Jaime Pacheco Martínez por todo su apoyo y asesoramiento para desarrollar un trabajo de calidad.

Al Dr. José de Jesús Rubio Ávila por todas sus recomendaciones.

A todos mis profesores de la especialización en ingeniería mecánica de la opción de proyecto mecánico. Gracias por compartir su valioso conocimiento Dra. Maricela Guadalupe Figueroa García, Dr. Pedro Alejandro Tamayo Meza, Dr. Luis Armando Flores Herrera y Dr. Manuel Faraón Carbajal Romero.

Al M. en C. Rogelio Gerardo Hernández García de la ESIME Unidad Ticomán por sus valiosos consejos y asesorías.

Al Dr. Hilario Hernández Moreno de la ESIME Unidad Ticomán por ser un ejemplo como persona e investigador. Gracias por motivarme en continuar con mis estudios... ya solo faltan las tesis de maestría y doctorado.

Al Ing. Rubén Olvera Oliva por su ayuda y colaboración para lograr esta tesina. Sin él, su dedicación y trabajo de tesina, yo no hubiera podido realizar nada.

A todos los miembros de mi familia por su comprensión y motivación. Gracias totales a mi madre Graciela Romero Cortes, mi tío Eusebio Diego Cortes Camarillo y mi hermanito David Delgado Romero.

A la señorita Janet Esbehidy Nava Sánchez por permanecer a mi lado y ser una extraordinaria amiga, compañera, novia y persona.

Resumen

Este trabajo es centrado en el estudio aerodinámico de un vehículo aéreo no tripulado, comenzando con un concepto que es dimensionado de acuerdo con las ecuaciones clásicas de la aerodinámica.

Esta aeronave es evaluada considerando un bajo número de Reynolds de 5×10^5 .

Durante el proceso de diseño el concepto es perfeccionado hasta obtener una aeronave aerodinámicamente eficiente y estable.

Los principales resultados obtenidos son los coeficientes de levantamiento y de resistencia al avance totales en función del ángulo de ataque del fuselaje. Estos coeficientes son empleados en la construcción de la gráfica polar.

Palabras clave: estudio aerodinámico, vehículo aéreo no tripulado, número de Reynolds, gráfica polar.

Abstract

This dissertation is centered in the aerodynamic study of an unmanned aerial vehicle prototype, beginning with a concept that is sized in accordance with classical equations of the aerodynamic; it is evaluated considering a low Reynolds number of 5×10^5 .

During the design process the concept is improved up to achieve an aircraft efficient and stable aerodynamically.

The principal results obtained are total lift and drag coefficients in function of fuselage angle. These coefficients are employed in the building of drag polar.

key words: aerodynamic study, unmanned aerial vehicle protoype, Reynolds number, drag polar.

Glosario

<i>Aerodinámica</i>	Es la ciencia que estudia los efectos que aparecen cuando un cuerpo es introducido en una corriente de aire.
<i>Ala</i>	Componente de una aeronave el cual viaja a través del viento relativo a una velocidad lo suficientemente necesaria, para que se produzcan las fuerzas de levantamiento y de resistencia al avance.
<i>Alerón</i>	Son unas superficies de mando y control que se encuentran en los extremos de las alas y su misión es llevar a cabo los virajes del avión a ambos lados a través de un movimiento de alabeo.
<i>Altitud</i>	Es la distancia vertical de un punto de la Tierra respecto al nivel del mar (<i>S.N.M.</i>)
<i>Centro Aerodinámico</i>	Punto en el cual actúan las fuerzas aerodinámicas.
<i>Centro de Gravedad</i>	Punto de aplicación de la fuerza peso en un cuerpo y que es siempre el mismo, sea cual sea la posición del cuerpo.
<i>Centroide</i>	Punto que define el centro geométrico de un objeto.
<i>Coficiente Adimensional</i>	Son todas aquellas magnitudes que no tienen unidades, o cuyas unidades pueden expresarse como relaciones matemáticas puras.

<i>Densidad</i>	Es una magnitud escalar referida a la cantidad de masa contenida en un determinado volumen.
<i>Desplome</i>	Perdida de levantamiento con cualquier incremento de ángulo de fuselaje.
<i>Estabilidad Dinámica</i>	Un cuerpo es dinámicamente estable si, fuera de su propia voluntad eventualmente regresa y permanece en una posición de equilibrio sobre un periodo de tiempo.
<i>Estabilidad Estática</i>	Si las fuerzas y momentos que actúan en un cuerpo causados por una perturbación tienden a regresar al cuerpo a su posición de equilibrio el cuerpo es estáticamente estable.
<i>Extradós</i>	Curvatura superior de un perfil aerodinámico.
<i>Flap</i>	Situado en el borde de salida del ala. Aumenta el coeficiente de levantamiento del ala mediante el aumento de superficie en el extradós del ala.
<i>Intradós</i>	Curvatura inferior de un perfil aerodinámico.
<i>Levantamiento</i>	Es la fuerza total a merced a la cual se vence la tracción de la gravedad y el peso de la aeronave.
<i>Material Compuesto</i>	Es la unión de dos o más materiales físicamente diferentes y mecánicamente separables, creado con la idea de adquirir propiedades físico-mecánicas. Este material está conformado por la matriz y el refuerzo.
<i>Metodología</i>	Conjunto de procedimientos basados en principios lógicos, utilizados para alcanzar una gama de objetivos que rigen en una investigación científica.
<i>Número de Reynolds</i>	Es un número de expresión adimensional utilizado para caracterizar el movimiento de un fluido (Relación entre las fuerzas de inercia y viscosas).

<i>Perfil Aerodinámico</i>	Cuerpo que puesto en una corriente de aire tiene una forma tal que le permite aprovechar al máximo las fuerzas que se originan por estas variaciones de presión y velocidad.
<i>Resistencia al Avance</i>	Es la fuerza total que se opone al movimiento o traslación de un cuerpo, cuando este se encuentra en movimiento.
<i>Resistencia Inducida</i>	Es producida por el incremento del levantamiento conforme varía el ángulo de fuselaje.
<i>Resistencia Parásita</i>	Es causada por cualquier superficie de una aeronave que no produzca levantamiento, es decir que solo produzca resistencia al avance.
<i>Slat</i>	Son superficies aerodinámicas en el borde de ataque del ala fijadas, las cuales permiten aumentar el ángulo de ataque del ala y alcanzar un incremento en la fuerza de levantamiento.
<i>Spoiler</i>	Es un freno aerodinámico, permite incrementar la fuerza de resistencia al avance de la aeronave. Los spoilers están presentes en la parte superior del ala.
<i>Viscosidad Cinemática</i>	Se obtiene como cociente de la viscosidad dinámica (o absoluta) y la densidad.
<i>Winglet</i>	Utilizados en los extremos de las alas. Básicamente buscan incrementar la fuerza de levantamiento debido al incremento de sección de ala. Además de contribuir a la disminución de la vorticidad (rotulación de un fluido), en las puntas de ala.

Nomenclatura

a	Pendiente de levantamiento.
a_e	Pendiente de la curva de levantamiento de la sección efectiva.
a_o	Pendiente de levantamiento del perfil.
AR	Alargamiento.
b	Envergadura.
c	Cuerda.
\bar{c}	Cuerda promedio.
c_t	Cuerda de punta.
c_r	Cuerda de raíz.
c_y	Cuerda en función de la distancia.
ac	Centro aerodinámico.
Mac	Cuerda aerodinámica media.
C_D	Coefficiente de resistencia al avance.
C_{D_o}	Coefficiente de resistencia al avance del perfil.
C_{D_i}	Coefficiente de resistencia al avance inducida.
C'_D	Coefficiente de resistencia al avance referido a la superficie alar.
C_L	Coefficiente de levantamiento.
C_{L_o}	Coefficiente de levantamiento del perfil.
C_{l_t}	Coefficiente de levantamiento total de la sección.
C_{l_a}	Coefficiente de levantamiento adicional.
C_{l_b}	Coefficiente de levantamiento basico.
C'_L	Coefficiente de levantamiento referido a la superficie alar.
C_M	Coefficiente de momento.
D	Resistencia al avance.
e	Eficiencia del ala, factor de oswald.
E	Perímetro de la superficie dividido entre dos veces la envergadura.
g	Constante de la aceleración debida a la gravedad $\left[9,81 \frac{m}{seg^2}\right]$.

GC	Centro de gravedad.
i	Ángulo de incidencia.
J	Factor de avance.
l	Distancia entre centros aerodinámicos del ala y estabilizador horizontal.
L	Levantamiento.
L_a	Coefficiente de carga adicional.
L_b	Coefficiente de carga basico.
M	Momento.
P	Perímetro.
S	Superficie.
V	Velocidad.
V_c	Velocidad de crucero.
y	Distancia.
$\%$	Porcentaje.

Letras griegas

Λ	Ángulo de flechado.
Π	Ángulo diedro.
α	Ángulo de ataque.
β	Eficiencia aerodinámica.
δ	Desviación de la estela producida por el ala.
ϵ	Estación.
ε	Torcimiento.
λ	Conidad.
μ	Viscosidad absoluta o dinámica.
ν	Viscosidad cinemática.
π	Constante pi [3,1416].
ρ	Densidad.

Subíndices

$\frac{c}{4}$	Un cuarto de la cuerda.
∞	Flujo libre.
F	Fuselaje.
h	Estabilizador horizontal.
ir	Importancia relativa.
LE	Borde de ataque.
LG	Tren de aterrizaje.
m	Material.
$máx$	Máximo.
$mín$	Mínimo.
MG	Tren principal.
N	Guiñada.
NG	Tren de nariz.
P	Cabeceo.
par	Parasitas.
R	Alabeo
T	Total.
TE	Borde de salida.
o	Perfil.
v	Estabilizador vertical.
w	Ala.

Capítulo 1

Introducción

Todo comienzo tiene su encanto.

Johann Wolfgang Goethe (1749-1832).

1.1. Antecedentes.

Los UAV (Unmanned Aerial Vehicle) vuelan sin tripulación humana a bordo. Son usados mayoritariamente en aplicaciones militares. Es posible referirse a ellos no solo como UAV, también se les puede llamar como vehículo aéreo no tripulado o aeronaves.

Los UAV no deben ser confundidos con aeromodelos, ya que un aeromodelo tiene como función principal servir como entretenimiento para el operador. Aunque existe la posibilidad de que aeromodelos sean adaptados o diseñados para propósitos distintos a los de solamente entretener a un operador, por ejemplo: si a un aeromodelo son adaptados sistemas de control distintos a los que posee con fines de investigación, como adicionar un equipo de video para reconocimiento de zonas geográficas, pueden ser entonces dejar de ser considerados como aeromodelos y pasan a ser UAV. En muchas ocasiones a pesar de tener una función en específica y por lo tanto ser considerados como UAV, algunos autores comienzan el nombre de sus aeronaves por las siglas ACR (Aeromodelo por Control Remoto), esto tiene que ver más con el alcance de sus vehículos, así como a través de que es controlado.

El ejemplo más antiguo de los vehículos aéreos no tripulados, fue desarrollado durante la segunda guerra mundial para entrenar a los operarios de los cañones antiaéreos. Sin embargo, no es hasta poco más que a finales del siglo XX cuando operan mediante radio control con

todas las características de autonomía. Estas aeronaves han demostrado sobradamente en diferentes escenarios y especialmente en la guerra del golfo (1990-1991) y en la guerra de Bosnia (1992-1995), el gran potencial que pueden tener. En cuanto a la obtención, manejo y transmisión de la información, gracias a la aplicación de nuevas técnicas de protección de la misma (guerra electrónica, criptografía), por lo que resulta posible conseguir comunicaciones más seguras y más difíciles de detectar.

Países con un alto desarrollo aeronáutico y aeroespacial como Estados Unidos han llevado este tipo de vehículos a niveles de desempeño muy altos, gracias a tres estudios principales, que son: aerodinámico, estructural, así como de estabilidad y control, permitiendo que sean óptimos principalmente para estrategias militares, de logística e investigación. Siendo el estudio aerodinámico el inicial para que los otros dos estudios funcionen adecuadamente.

En el 2006, Hydra Technologies de México [26], se convirtió en la primera compañía establecida en el país para el desarrollo, diseño y manufactura de UAV, logrando reconocimiento internacional, por la creación del S4 Ehécatl. Cuyo propósito esencial es el vigilar y monitorear terrenos peligrosos y fronteras mexicanas. Esta es la única empresa mexicana que construye este tipo de aeronaves; las cuales son controladas desde una unidad móvil en un lugar remoto.

1.2. Justificación.

En México han existido algunos vehículos aéreos no tripulados, mas sin en cambio los estudios y metodologías a partir de las cuales estos fueron diseñados no son reveladas fácilmente.

A nivel nacional, es importante comenzar a realizar estudios detallados con relación a la aerodinámica de los UAV, para poder contar con una base solida y posteriormente realizar los estudios complementarios que permitan su construcción. Esto con la finalidad de desencadenar conocimiento que fortalezca el desarrollo aeronáutico en México.

1.3. Objetivos.

El objetivo general de este trabajo es el diseño aerodinámico de un UAV para misiones de reconocimiento. Este objetivo general puede desglosarse en los siguientes objetivos particulares:

- Identificar en el estado del arte lo concerniente a los diferentes UAV a nivel nacional.

- Considerar el aditamento de equipo de video en el dimensionado, ya que se pretende que la función principal del UAV sea la de reconocimiento.
- Obtener el modelo conceptual de un vehículo aéreo no tripulado, entregando como resultado una aeronave de ala fija; avión.
- Implementar una metodología de diseño con la intención de obtener en el presente trabajo un diseño aerodinámico con los mejores resultados posibles, a sabiendas de que lo obtenido debe estudiarse y ajustarse de ser necesario en etapas posteriores.
- Utilizar criterios de diseño aerodinámico en el dimensionado de los componentes.
- Desarrollar la gráfica polar del UAV.
- Entregar como producto final un plano del UAV con sus tres vistas e isométrico. Dicho plano es de un carácter genérico y puede ser modificado de acuerdo con etapas posteriores, procesos de manufactura, materiales y tecnología disponible.

1.4. Metodología de Diseño.

Para este proyecto en específico se parte de una metodología propuesta, como se presenta en la Figura 1.1. Como todo proyecto se considera que ya se cuenta con un objetivo general claramente identificado, una vez claro este punto, de acuerdo con la Figura 1.1, se parte de la etapa del diseño conceptual en donde se obtiene el modelo conceptual (el cual es la idea general de lo que se pretende diseñar, desde su forma y características principales). Previo a la siguiente etapa (diseño aerodinámico), se deben definir aquellas variables a partir de las cuales se iniciara, estas son el dimensionado de aquellos componentes principales del UAV, además de los parámetros de vuelo. Una vez culminado el diseño aerodinámico se toma la decisión de si este es viable o no, en caso de serlo pasa a las siguientes etapas y de no serlo se regresa al proceso del dimensionado y parámetros de vuelo iniciales.

En caso de que en las etapas posteriores al diseño aerodinámico (estudios principales complementarios), ver Figura 1.1, se tengan incongruencias en los resultados, puede procederse a retroalimentar el sistema, desde estas etapas o en etapas previas, hasta optimizar el diseño lo mas posible, previo la construcción de un primer prototipo.

La metodología aplicada al presente trabajo ataca esencialmente a la etapa del diseño aerodinámico, resolviéndolo por métodos numéricos; considerando ecuaciones ya establecidas.

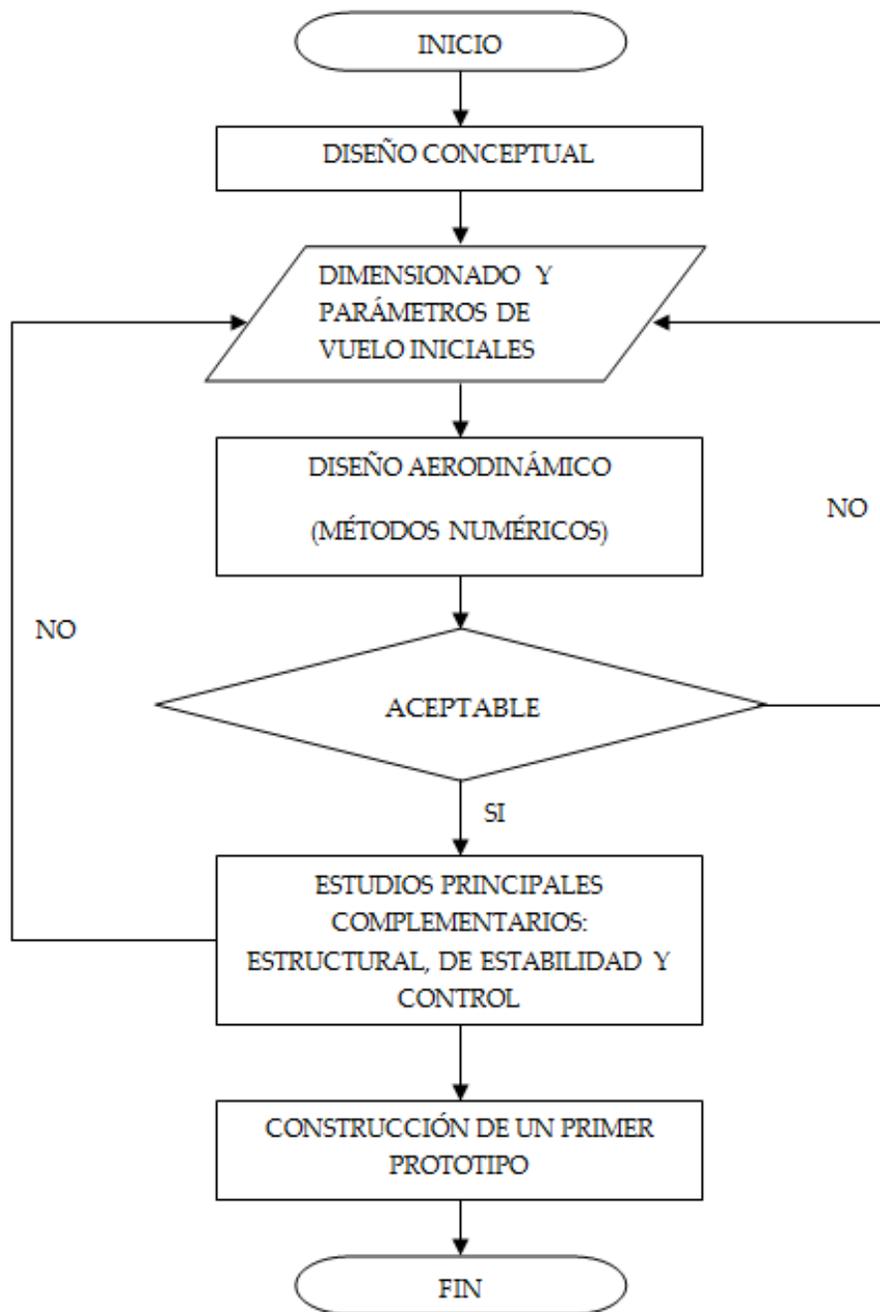


Figura 1.1: Metodología de Diseño Propuesta.

Capítulo 2

Estado del Arte

El pasado me ha revelado la estructura del futuro.

Pierre Teilhard de Chardin (1881-1955).

2.1. Historia de los UAV en México.

A continuación se detalla una investigación a nivel nacional sobre los UAV con el propósito de tener un contexto histórico de referencia. De esta manera se tiene una reseña general sobre los UAV: Tláloc I, Tláloc II, S4 Ehecatl, G1 Guerrero y E2 Colibrí. Dentro de estos, los últimos tres han sido diseñados y construidos en el país por la empresa Hydra Technologies S.A. de C.V. Mientras que el resto son producto de investigación por parte de profesores y alumnos de la Escuela Superior de Ingeniería Mecánica y Eléctrica Unidad Ticomán (ESIME-UT), en donde se imparte la carrera de ingeniería aeronáutica.

Tláloc I: El proyecto toma sus orígenes en el año de 1979, partiendo de las necesidades del departamento de estimulación de lluvia, dependiente de la entonces secretaria de recursos hidráulicos y cuyos requerimientos se enfocaban en el acondicionamiento de sus aeronaves con equipo de investigación y de estimulación artificial de lluvia. La ESIME-UT propuso el diseño y construcción de un UAV-RPV, a fin de satisfacer las necesidades de la citada secretaria, lo que dio origen al Proyecto ACR-Tláloc I, ver Figura 2.1 [2].

Tláloc II: El Proyecto ACR-Tláloc I, a través del tiempo ha tenido cambios en su propósito, debido al surgimiento de nuevas propuestas de aplicación, tales como pruebas de equipo

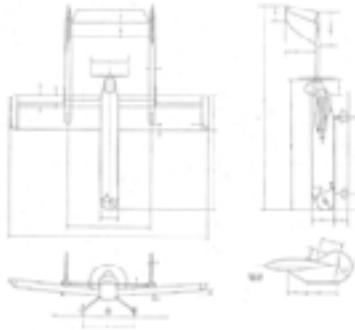


Figura 2.1: Tlaloc I.

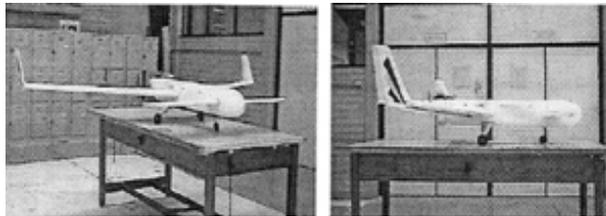


Figura 2.2: Tlaloc II.

electrónico, además de la posibilidad de ser transferido al sector productivo agrícola, cambiando su nombre a Proyecto ACR-Tlaloc II, ver Figura 2.2 [5]. Una de las diferencias más significativas entre ambos modelos ha sido la modificación en el diseño, pasado de un estabilizador convencional a una configuración tipo Canard.

S4 Ehécatl: Es un sistema integrado de clase mundial, disponible y probada para una variedad de misiones. El S4 Ehécatl que se presente en la Figura 2.3 [26], esta específicamente diseñado casos de desastre ambientales, recogiendo muestras, además funciona para altitudes considerablemente grandes e incorpora un paquete completo de sensores especializados, incluyendo sensores electro óptico para su cámara, y una variedad de opciones para sensores de imagen térmicos. Otra característica sobresaliente es la alta resolución aérea en su sistema de cámara fotográfica, la cual forma parte de su equipo estándar.

G1 Guerrero: Es un eficiente, práctico y versátil vehículo aéreo no tripulado, tiene todas las características necesarias para ser eficiente en incontables situaciones. Su resistencia, rango y sensores de poder a lo largo de toda su construcción robusta, el G1 Guerrero mostrado en la Figura 2.4 [26] es capaz de despegar desde las más grandes altitudes, es una poderosa herramienta para aplicaciones civiles y militares; como en vigilancia y rastreo.



Figura 2.3: S4 Ehécatl.



Figura 2.4: G1 Guerrero.

E2 Colibrí: Es la aeronave más pequeño de la familia de Hydra Technologies S.A. de C.V. Es un equipo ligero y de fácil transporte, diseñado para las labores de inteligencia, vigilancia y reconocimiento aéreo. El E2 Colibrí de la Figura 2.5 [26], es una herramienta única, versátil y de bajo costo, indispensable para operaciones tácticas de cualquier cuerpo de seguridad moderno.



Figura 2.5: E2 Colibrí.

2.2. Clasificación de los UAV.

Autores como *Peterson* [9] y *Booth* [10], manejan un orden similar para la clasificación de los UAV, acorde a su misión principal suelen ser clasificados en seis tipos: *De Combate*; cuya función es combatir y llevar a cabo misiones peligrosas. *De Investigación*; comúnmente en ellos se prueban e investigan los sistemas en desarrollo. *De Blanco*; sirven para simular aviones o ataques enemigos en los sistemas de defensa de tierra o aire. *De Reconocimiento*; se emplean exclusivamente para registrar, enviar o administrar información.

Capítulo 3

Marco Teórico

Si no conozco una cosa, la investigare.

Luis Pasteur (1822-1895).

3.1. Fundamentos.

Aerodinámica: Es la ciencia que estudia los efectos que aparecen cuando un cuerpo es introducido en una corriente de aire. Para los efectos del estudio es lo mismo que la masa de aire este en reposo y el que se mueve es el cuerpo o viceversa, las fuerzas intervinientes son las mismas. La presencia de dicho cuerpo modifica la repartición de presiones y velocidades de las partículas de aire, originando fuerzas denominadas levantamiento y resistencia al avance.

Aeronave de Ala Fija: En esta aeronave el viento relativo viaja a una velocidad necesaria, lo suficiente, para que se produzcan las fuerzas de levantamiento y de resistencia al avance. Lo común en las alas fijas son los aviones, ejemplos de esta aeronave se presentan en el Cuadro 3.1 [25].

Cuadro 3.1: Ejemplos de Aeronaves de Ala Fija.

<p>1) <i>Planeadores</i></p>	
<p>2) <i>Construcción casera</i></p>	
<p>3) <i>Ultraligeros</i></p>	
<p>4) <i>Turbohélice y Turbo reactores: (a) Transporte, (b) De carga</i></p>	 (a)  (b)
<p>5) <i>Anfibios y flotantes</i></p>	
<p>6) <i>Militares: (a) Cazas, (b) Patrullaje y bombarderos</i></p>	 (a)  (b)
<p>7) <i>Supersónicos</i></p>	
<p>8) <i>No convencionales: (a) Canard, (b) Alas voladoras, (c) UAV</i></p>	 (a)  (b)  (c)

Cuadro 3.2: Ventajas y Desventajas por Geometría de Ala.

Geometría de ala	Ventajas	Desventajas
Rectangular	Gran facilidad de producción e ideal para bajas velocidades.	Mala aerodinámica y mal comportamiento estructural a velocidades altas y pobre maniobrabilidad.
Trapezoidal sin flechado	Menor resistencia al avance a altas velocidades y ahorro de peso estructural, debido a menor cantidad de estructura en sus puntas.	Mal comportamiento durante la pérdida de sustentación.
Flechada	Buen comportamiento aerodinámico y estructural a altas velocidades, buena maniobrabilidad, incremento significativo de la velocidad por sección de cuerda a lo largo de la envergadura y menor resistencia al avance a altas velocidades.	Dificultad en su producción (tiempo y detalle) y mayor resistencia al avance a bajas velocidades.
Delta	Ideal para altas velocidades y para aeronaves con alta maniobrabilidad.	Critica a bajas velocidades y poco maniobrable, poca efectividad durante el aterrizaje y alta resistencia al avance a bajas altitudes.

3.2. Perfil Aerodinámico.

Ochoa [6], define un perfil aerodinámico como cualquier sección del ala cortada por un plano paralelo a la cuerda de la misma. Otra definición a considerar es la dada por Flores [4], Se llama así al cuerpo que puesto en una corriente de aire tiene una forma tal que le permite aprovechar al máximo las fuerzas que se originan por estas variaciones de presión y velocidad.

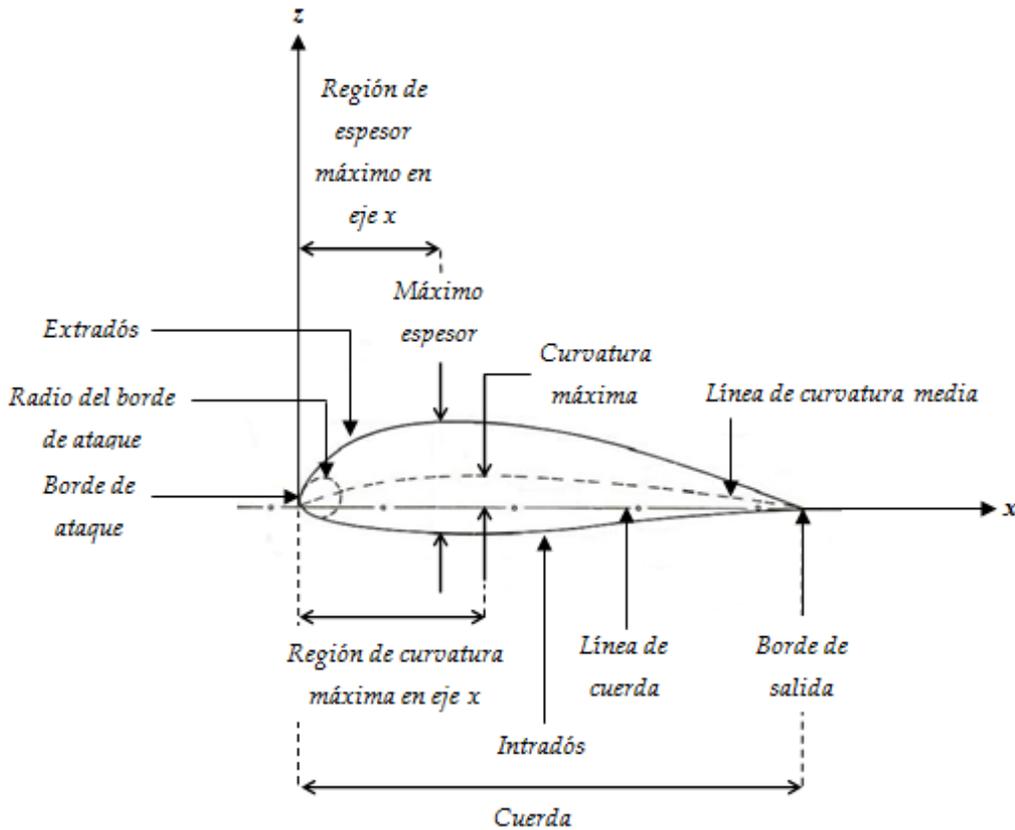


Figura 3.1: Perfil Aerodinámico.

Los perfiles se pueden dividir en dos tipos: simétricos y asimétricos. Un perfil simétrico es un perfil sin combadura, es decir la línea de la curvatura media y la línea de cuerda coincide. Debido a esta condición geométrica, el perfil simétrico tiene un bajo costo y es de fácil construcción con respecto a un perfil asimétrico. Por otra parte los perfiles asimétricos tienen la ventaja de generar mayor levantamiento y mejores prestaciones ante la entrada en pérdida de sustentación o desplome, la cual ocurre a altos ángulos de ataque. Un ejemplo de un perfil aerodinámico es el de la Figura 3.1 [18]. En esta figura se presenta lo que conforma a los perfiles aerodinámicos. Siendo: *La línea de cuerda*; aquello que une al borde de ataque y al

borde de salida. *La cuerda*; es la longitud del perfil de inicio a fin (todas las dimensiones de los perfiles se miden en términos de la cuerda). *La línea de curvatura media*; es la línea media entre el extradós y el intradós (superficie superior e inferior respectivamente). *La curvatura máxima*; es la distancia máxima entre la línea de curvatura media y la línea de cuerda. La posición de la curvatura máxima es importante en la determinación de las características aerodinámicas de un perfil. *Máximo espesor*; es la distancia máxima entre el extradós e intradós. *Radio del borde de ataque*; es una medida del aflamamiento del borde de ataque. *Extradós*; Curvatura superior que conforma a un perfil aerodinámico. *Intradós*; Curvatura inferior que conforma a un perfil aerodinámico.

En la geometría de un perfil existen cuatro variables principales: Configuración de la línea de curvatura media (si esta línea coincide con la línea de cuerda, el perfil es simétrico. En los perfiles simétricos la superficie superior e inferior tiene la misma forma y equidistan de la línea de cuerda), espesor, localización del espesor máximo y radio del borde de ataque.

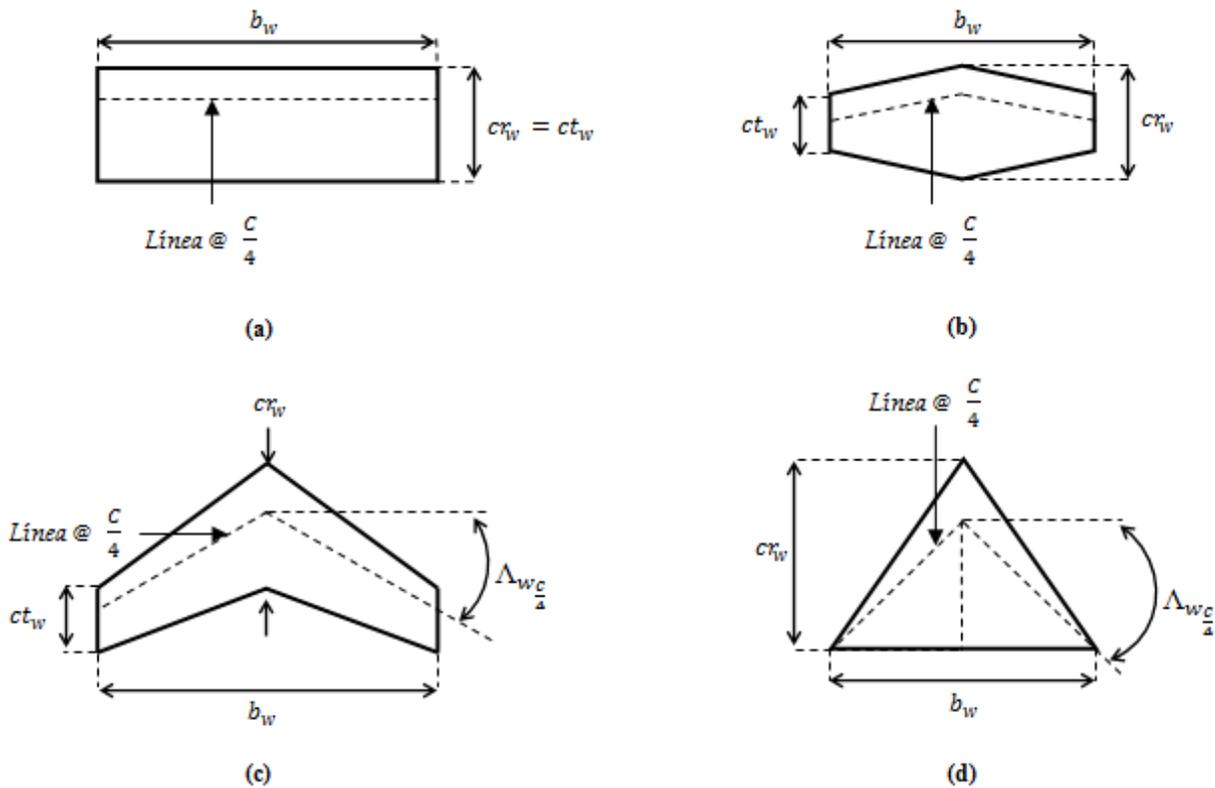


Figura 3.2: Tipos de Ala y Características Geométricas, Vista en Planta. (a) Ala Rectangular, (b) Ala Trapezoidal sin Flechado, (c) Ala Flechada, (d) Ala Delta.

3.3. Geometría de Ala.

Los cuatro tipos de ala básicas son las mostradas en la Figura 3.2 [18]. Estas son: *Rectangular (a)*, *Trapezoidal sin flechado (b)*, *Flechada (c)* y *Delta (d)*. Además, en el Cuadro 3.2 [25], se nombran las ventajas y desventajas para cada una de las geometrías.

Los parámetros que permiten calcular y definir las características específicas de cada ala, se describen a continuación:

1. **Superficie alar (S_w):** Área superficial, vista en planta del ala. Una porción de esta área debe ser cubierta por el fuselaje.
2. **Envergadura del ala (b_w):** Distancia medida de punta a punta en el ala.
3. **Cuerda alar promedio (\bar{c}_w):** Promedio geométrico de la cuerda en el ala. El cociente de la superficie alar y la envergadura del ala, es igual a la cuerda alar promedio. De acuerdo con la Ecuación (3.1) [18].

$$\bar{c}_w = \frac{S_w}{b_w} \quad (3.1)$$

4. **Alargamiento del ala (AR_w):** Para alas rectangulares es la relación entre la envergadura y la cuerda promedio, de acuerdo con la Ecuación (3.2) [18], mientras que para alas cuyas geometrías sean distintas a las rectangulares, será el cuadrado de la envergadura entre la superficie, de acuerdo a la Ecuación (3.3) [18]. El alargamiento es una relación de la fineza del ala y es usada en determinadas características aerodinámicas y de peso estructural. Típicamente la relación del alargamiento varía desde 35 para alto desempeño en planeadores hasta 2 para jet de combate supersónico.

$$AR_w = \frac{b_w}{\bar{c}_w} \quad (3.2)$$

$$AR_w = \frac{b_w^2}{S_w} \quad (3.3)$$

5. **Cuerda de raíz del ala (cr_w):** Es la cuerda en la línea central del ala.
6. **Cuerda de punta del ala (ct_w):** Es medida como la cuerda más lejana desde el centro del ala y medida en la punta de la misma.

7. **Conicidad en el ala** (λ_w): Está dada por la relación entre la cuerda de punta y la cuerda de raíz, de acuerdo con la Ecuación (3.4) [18]. La conicidad afecta a la distribución del levantamiento y al peso estructural. Un ala rectangular tiene una relación de 1 mientras que un ala delta tendrá una relación de 0, al ser su cuerda de punta inexistente.

$$\lambda_w = \frac{ct_w}{cr_w} \quad (3.4)$$

8. **Angulo de flechado del ala** (Λ_w): Se mide como el ángulo entre la línea de cuerda de punta y perpendicular a la cuerda de raíz, ambas al 25 %. Este ángulo causa definitivamente cambios en el máximo levantamiento (mejorando su distribución a lo largo de la envergadura del ala), incrementos de velocidad por sección del ala y ayuda a que la aeronave cuenta con un mejor comportamiento estructural.

9. **Cuerda aerodinámica media del ala** (Mac_w): Es usada junto con la superficie alar para adimensionalizar los momentos de cabeceo. Puesto que, la cuerda aerodinámica media representa un promedio el cual, siendo multiplicado por el producto de la sección de coeficientes de momento promedio, la presión dinámica y el área del ala, da como resultado los momentos para el ala completa. La cuerda aerodinámica media está dada por la Ecuación (3.5) [18].

$$Mac_w = \frac{2}{S_w} \int_0^{\frac{b_w}{2}} [c_{y_w}]^2 dy_w \quad (3.5)$$

10. **Angulo diedro del ala** (Π_w): Aquel ángulo formado entre un plano horizontal conteniendo la cuerda de raíz y un plano medio entre la superficie más alta y más baja del ala. Si el ala se encuentra por debajo del plano horizontal, su ángulo se le conoce como ángulo aniedro (Π'_w). El ángulo diedro afecta las características de estabilidad lateral de una aeronave.
11. **Torcimiento del ala** (ε_w): Se define como la situación donde las secciones de cuerdas de raíz y de punta a lo largo de la semi-envergadura ($\frac{b_w}{2}$) para la distribución de las secciones del perfil no coinciden con respecto al eje longitudinal del vehículo, como se muestra en la Figura 3.3 [18]. La función del torcimiento es disminuir el ángulo de distribución de cargas y así evitar desplome en la sección que involucra al alerón y así aunque haya desplome en la sección del empotre, no lo existirá en la sección del alerón.
12. **Angulo de Ataque del ala** (α_w): Es la resultante de sumar, el ángulo de ataque del fuselaje (α_F); es el ángulo formado por el fuselaje de la aeronave medido desde su eje longitudinal con respecto a la horizontal del viento relativo y el ángulo de incidencia

del ala (i_w); se define como el ángulo que existe entre la cuerda de raíz teórica y que se extiende a través de toda el ala y el eje longitudinal del fuselaje.

Todas las ecuaciones y terminos explicados hasta este momento, pueden ser idealializados en términos de otros componentes del UAV, como el estabilizador horizontal o vertical.

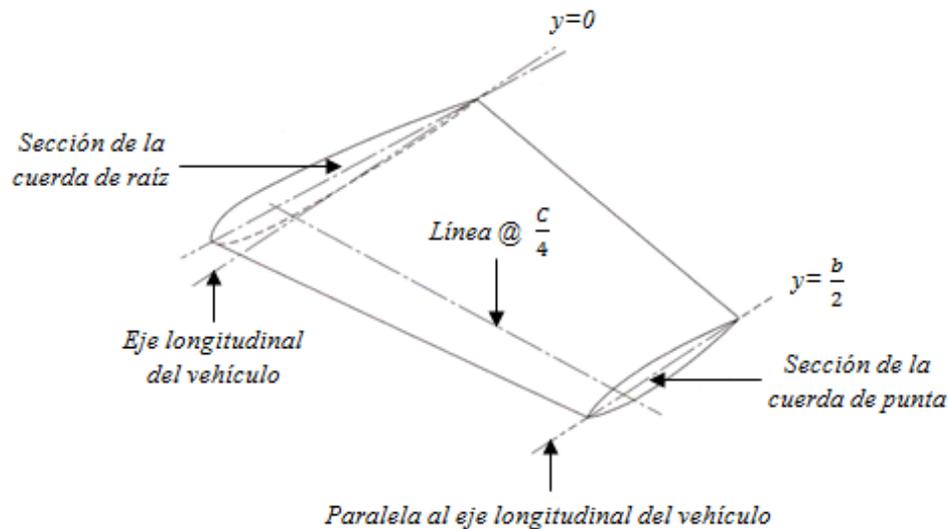


Figura 3.3: Proyección del Torcimiento Geométrico en una Ala Trapezoidal Sin Flechado.

3.4. Empenaje de Cola, Fuselaje y Tren de Aterrizaje.

Empenaje de cola: Se compone de un estabilizador horizontal y otro vertical. *El estabilizador horizontal;* cumple con la función de producir un momento aerodinámico conocido como Momento de cabeceo (a través del eje transversal), el cual produce movimiento hacia arriba o hacia abajo en la aeronave; empleando un elemento conocido como Timón de Profundidad. *El estabilizador vertical;* produce mediante un elemento conocido como Timón de Dirección el Momento de guiñada (a través del eje vertical de la aeronave), este momento produce un movimiento lateral en la aeronave a izquierda o derecha.

Fuselaje: Es la parte central de una aeronave, donde se aloja tripulación, carga (mercancía y pasajeros, en el caso de los aviones). Específicamente en los UAV es la parte donde se alojan los sistemas y equipos que sirven para dirigirlo, también sirve como estructura central a la cual se acoplan sus demás partes, como las alas, el motor y el tren de aterrizaje.

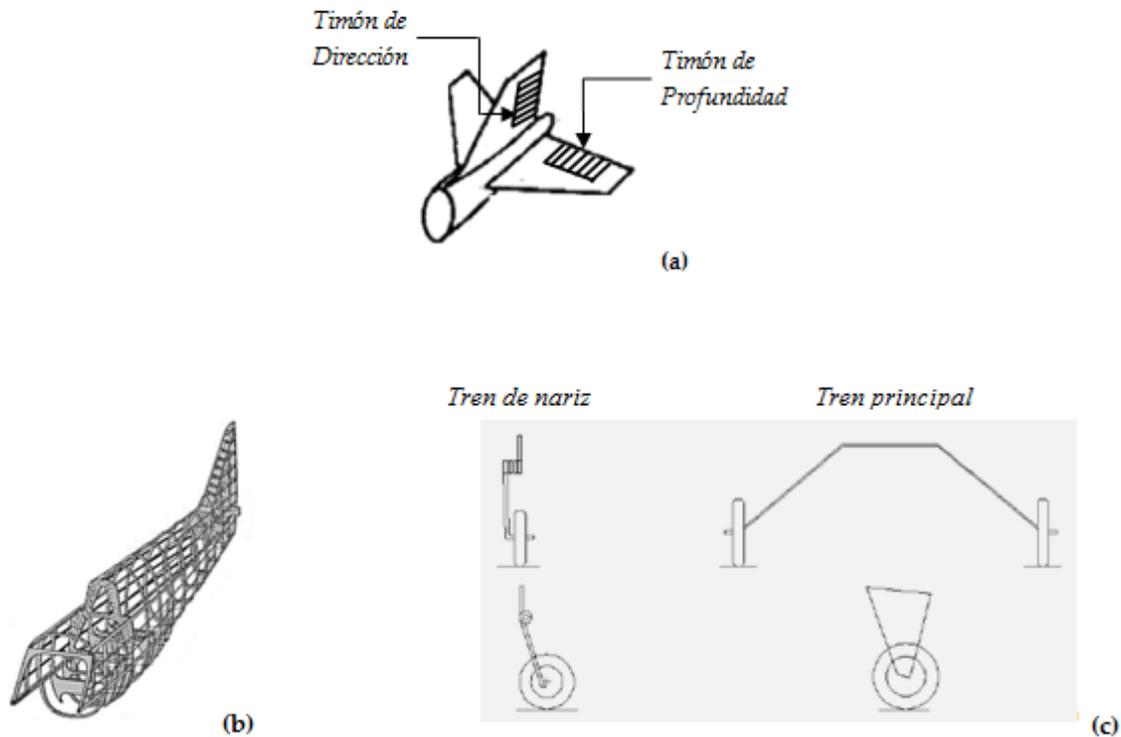


Figura 3.4: Ejemplos de: (a) Empenaje de Cola, (b) Fuselaje, (c) Tren de Aterrizaje.

Tren de aterrizaje: Entre los propósitos del tren de aterrizaje están: aceptar cargas estáticas y dinámicas emergentes durante el despegue y aterrizaje, para proteger la estructura, absorber y disipar la energía de los impactos durante el aterrizaje en superficies rugosas.

Un ejemplo de Empenaje de cola, Fuselaje y de Tren de aterrizaje son mostrados en la Figura 3.4.

3.5. Ejes y Movimientos.

En la Figura 3.5 [18], se presentan los momentos aerodinámicos de una aeronave (todos en dirección positiva, a través de sus ejes: transversal, longitudinal y vertical). Momento de cabeceo: es aquel momento que actúa a través del eje transversal y que produce movimiento hacia arriba o hacia abajo. Momento de guiñada: es aquel que produce un movimiento lateral a izquierda o derecha, a través del eje vertical. Momento de alabeo: es aquel que permite

que la aeronave gire a través de su propio eje en un plano, en este caso del longitudinal. Además, todas las fuerzas que producen momentos en una aeronave, idealmente deben de estar en equilibrio con respecto a un punto, dicho punto es mejor conocido como el centro de gravedad.

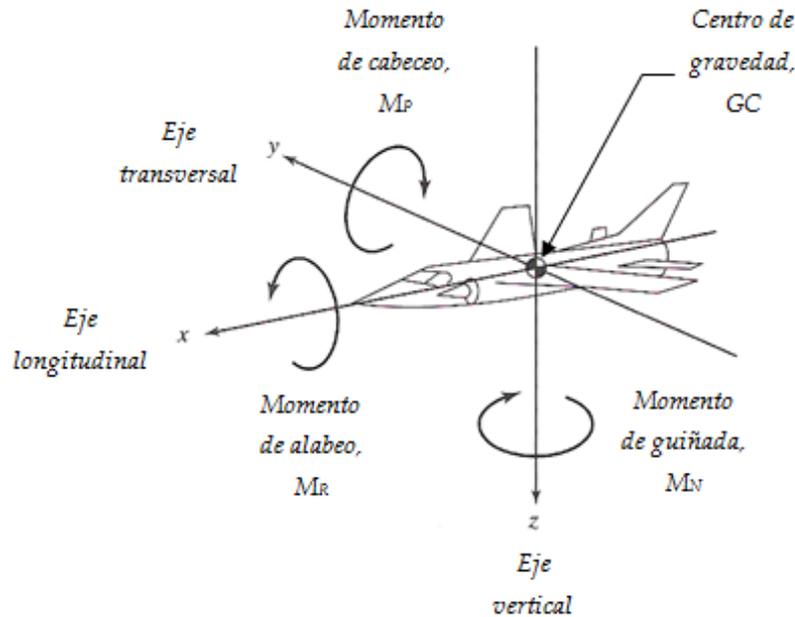


Figura 3.5: Ejes de la Aeronave y sus Correspondientes Momentos Aerodinámicos.

3.6. Fuerzas Aerodinámicas.

Como se mencionó anteriormente en la sección 3.1, las dos fuerzas aerodinámicas esenciales son: el levantamiento (L), obtenido mediante la Ecuación (3.6) [15] y la resistencia al avance (D), obtenido con la Ecuación (3.7) [15].

$$L = \frac{1}{2} \rho_{\infty} V_{\infty}^2 S C_L \quad (3.6)$$

$$D = \frac{1}{2} \rho_{\infty} V_{\infty}^2 S C_D \quad (3.7)$$

Donde: ρ_{∞} es la densidad en flujo libre, V_{∞} es la velocidad en flujo libre del cuerpo (Aeronave, Objeto, etc.), que se desplaza a través de un fluido, S es la superficie del cuerpo, C_L es el coeficiente de levantamiento y C_D es el coeficiente de resistencia al avance.

Capítulo 4

Diseño Conceptual

La imaginación es más importante que el conocimiento. El conocimiento es limitado, la imaginación rodea el mundo.

Albert Einstein (1879-1955).

4.1. Generación Conceptual.

Existen infinidad de métodos para generar conceptos en un diseño, uno de los más sobresalientes es *la tormenta de ideas* o *Brainstorming* como es mejor conocido. Este método permite generar tantos conceptos como sea posible, considerando incluso el producir conceptos a partir de otros ya existentes.

Estos conceptos deben cumplir ciertos parámetros, llamados criterios de diseño, con los cuales finalmente se evaluarán cada uno de los conceptos, esto con la intención de cumplir el objetivo principal del presente trabajo; el diseño aerodinámico de un UAV para misiones de reconocimiento. Sea criterio de diseño toda aquella meta o necesidad, para el presente trabajo.

Los criterios de diseño en base a los cuales serán generados y por último seleccionado un modelo conceptual, se muestran en el Cuadro 4.1. En este Cuadro se puede apreciar que los criterios de diseño son catalogados como Deseables. Estos se ponderan uno a uno contra sí mismos empleando el proceso de jeararquía analítica o AHP (Analytic Hierarchy Process), para dar una importancia relativa propia de cada criterio u Obligatorios (Aquellos criterios que de no cumplirse el producto puede considerarse como insatisfactorio en todo aspecto).

Cuadro 4.1: Criterios de Diseño, Obligatorios y Deseables.

Simbología	Criterio de Diseño	Tipo	
		Obligatorios	Deseables
CD1	Buen comportamiento aerodinámico.	X	
CD2	Buen comportamiento estructural.	X	
CD3	Tracción en la hélice, producida mediante un motor a gasolina.	X	
CD4	Materiales para su construcción: materiales compuestos (en su mayoría).		X
CD5	Consideración de un compartimiento o sección para alojar equipo de video.	X	
CD6	Tren de aterrizaje triciclo fijo.	X	
CD7	Fácil de construir.		X
CD8	Resistencia al avance total mínima, en condiciones de vuelo en crucero.		X
CD9	Resistencias parasitas mínimas.		X
CD10	Buena apariencia en el diseño.		X
CD11	Control mediante un sistema de radio control.		X

El Método AHP [23], fue desarrollado por Saaty en 1995. Aplicado al presente trabajo, permite ponderar los criterios de diseño deseables. Para ponderar los criterios de diseño se emplea la escala de referencia mostrada en el Cuadro 4.2.

En el Cuadro 4.3, inicia la evaluación de los criterios de diseño. Para la comparación de cada criterio, el valor es entero cuando escala de comparación favorece a la opción colocada a la izquierda de la matriz, de lo contrario el valor es fraccionado debido a que se prefiere la opción colocada en la parte superior de la matriz. Posteriormente la matriz es normalizada dividiendo cada uno de los valores asignados entre el resultado total de cada columna, además, se considera la unidad como el 100 %.

En la última columna del Cuadro 4.4, se presenta el porcentaje de importancia relativa ($\%_{ir}$), para cada uno de los criterios de diseño.

Cuadro 4.2: Escala Fundamental de Comparación.

Intensidad de Importancia	Definición
1	Igual Importancia
3	Poca Importancia
5	Alta Importancia
7	Mucha Importancia
9	Extrema Imporancia

Cuadro 4.3: Matriz Comparativa para la Importancia Relativa de los Criterios de Diseño Deseables.

	CD4	CD7	CD8	CD9	CD10	CD11
CD4	1	1/9	1/7	1/7	9	5
CD7	9	1	1/7	7	7	7
CD8	7	7	1	7	7	7
CD9	7	1/7	1/7	1	9	7
CD10	1/9	1/7	1/7	1/9	1	1/5
CD11	1/5	1/7	1/7	1/7	5	1
Total	24,31	8,54	1,71	15,40	38,00	27,20

Cuadro 4.4: Matriz Comparativa Normalizada.

	CD4	CD7	CD8	CD9	CD10	CD11	% _{ir}
CD4	0,04	0,01	0,08	0,01	0,24	0,18	0,09
CD7	0,37	0,12	0,08	0,45	0,18	0,26	0,24
CD8	0,29	0,82	0,58	0,45	0,18	0,26	0,43
CD9	0,29	0,02	0,08	0,06	0,24	0,26	0,16
CD10	0,00	0,02	0,08	0,01	0,03	0,01	0,03
CD11	0,01	0,02	0,08	0,01	0,13	0,04	0,05
Total	1	1	1	1	1	1	1

Cuadro 4.5: Importancia Relativa de los Criterios de Diseño Deseables.

GI	$\%_{ir}$	Criterio
1	0,43	CD8
2	0,24	CD7
3	0,16	CD9
4	0,09	CD4
5	0,05	CD11
6	0,03	CD10

4.2. Evaluación Conceptual.

Los criterios de diseño catalogados como deseables y sus respectivos valores se presentan en el Cuadro 4.5.

En el caso de los criterios de diseño obligatorios, dado que todos cuenta con la misma importancia y de no cumplirse el productor final de este trabajo, puede considerarse como insatisfactorio, el valor de $\%_{ir}$, es unitario.

En la Figura 4.1, se presentan los conceptos de UAV más relevantes generados. Para evaluarlos se considera el *Método Pugh* [23], primero, se debe tomar uno de los conceptos como referencia, posteriormente, los demás conceptos serán comparados uno a uno contra el concepto de referencia y se dará un valor unitario (+) cuando el concepto que se compara cumple mejor con el criterio de diseño del concepto de referencia, por otro lado un valor unitario de (-) si no lo cumple y un (0) si ambos conceptos cumplen de manera adecuada con el requerimiento. Los valores asignados se multiplican por cada valor de $\%_{ir}$, de cada criterio de diseño. Posteriormente, se suma el valor de cada columna y se obtiene un total, el concepto con el valor más alto es el elegido y considerado como Modelo Conceptual. La evaluación conceptual se muestra en el Cuadro 4.6.

Finalmente, el modelo conceptual que mejor cumple con los criterios de diseño planteados al inicio es el Concepto 8. Las características geométricas y de forma más sobresalientes que se pretende tenga el UAV, de acuerdo con el concepto elegido, son: un ala y un estabilizador horizontal flechado, posición de ala media, posición del estabilizador horizontal en T y un estabilizador vertical trapezoidal.

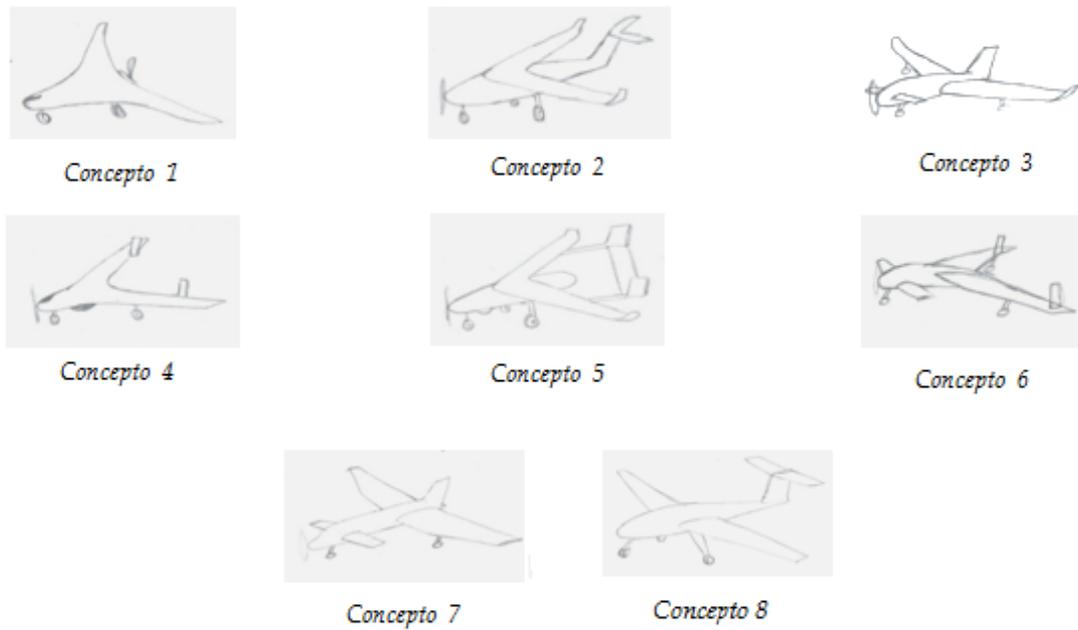


Figura 4.1: Conceptos Generados.

Cuadro 4.6: Evaluación Conceptual.

Criterio	$\%_{ir}$	Concepto							
		1	2	3	4	5	6	7	8
CD1	1,00		-	-	0	-	-	-	+
CD2	1,00	R	-	+	0	-	+	+	+
CD3	1,00	E	0	0	0	0	0	0	0
CD4	0,09	F	0	0	0	0	0	0	0
CD5	1,00	E	0	0	0	0	0	0	0
CD6	1,00	R	0	0	0	0	0	0	0
CD7	0,24	E	-	-	0	-	-	-	-
CD8	0,43	N	-	-	0	-	-	-	-
CD9	0,16	C	-	-	0	-	-	-	-
CD10	0,03	I	-	-	-	+	-	-	+
CD11	0,05	A	0	0	0	0	0	0	0
Total			-2,86	-0,86	-0,03	-2,80	-0,86	-0,86	+1,20

Capítulo 5

Diseño Aerodinámico

La persona que simplemente observa el vuelo de un pájaro se queda con la impresión de que él no piensa nada para hacerlo.

El pájaro ha aprendido el arte del equilibrio; esta habilidad no es evidente ante nuestros ojos. Sólo aprendemos a apreciarla cuando tratamos de imitarla.

Wilbur Wright (1867-1912).

5.1. Parámetros de Vuelo y Condiciones Dimensionales.

El número de Reynolds (RE), para el cual son elaborados todos los cálculos es de 5×10^5 . Este valor es fundamental en la obtención de los coeficientes aerodinámicos de todos los componentes. Se recomienda consultar el Apéndice A.

Se consideran condiciones ambientales a nivel del mar; obtenidas desde tablas de atmosfera estándar del libro Introduction to Flight [15]. La velocidad de crucero (V_c), a la cual volara el UAV para estas condiciones se obtiene mediante la Ecuación (5.1) [15].

$$RE = \frac{\rho_{\infty} \bar{c}_w V_c}{\mu_{\infty}} \quad (5.1)$$

$$V_c = \frac{(5 \times 10^5) (1,78 \times 10^{-5} \frac{Kg}{mseg})}{(1,23 \frac{Kg}{m^3}) (0,38m)} = 19,48 \frac{m}{seg}$$

Cuadro 5.1: Parámetros de Vuelo del UAV.

Parámetro de vuelo	Cantidad
V_c $\frac{m}{seg}$	19,48
h [m]	0,00
ρ_∞ $\frac{Kg}{m^3}$	$1,23 \times 10^{-2}$
μ_∞ $\frac{Kg}{mseg}$	$1,78 \times 10^{-5}$
ν_∞ $\frac{m^2}{seg}$	$1,46 \times 10^{-5}$
RE [-]	5×10^5

En el Cuadro 5.1, se muestran los parámetros de vuelo; estas son condiciones ambientales y de uso normal para el UAV.

En el Cuadro 5.2, se muestran las condiciones dimensionales del ala, a partir de las cuales se da inicio a los cálculos para obtener el ala flechada del UAV acorde a las necesidades planteadas en capítulos previos, los valores iniciales propuestos para el ala son: la envergadura (b_w), el alargamiento (AR_w) y las cuerdas de raíz (cr_w) y de punta (ct_w). Se considera un perfil aerodinámico llamado GOE 227 (MVA H,37).

Despejando la superficie alar (S_w), de la Ecuación (3.3), se determina dicha superficie.

$$S_w = \frac{b_w^2}{AR_w} = 1,13m^2$$

Empleando la Ecuación (3.1), se determina la cuerda promedio alar (\bar{c}_w).

$$\bar{c}_w = \frac{S_w}{b_w} = 0,38m$$

La conicidad del ala (λ_w), se determina con la Ecuación (3.4).

$$\lambda_w = \frac{ct_w}{cr_w} = 0,50$$

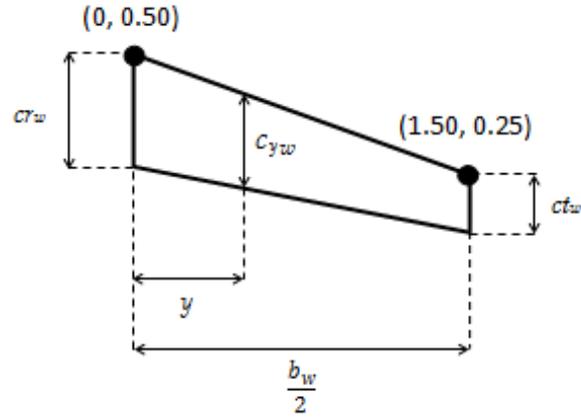


Figura 5.1: Cuerda en Función de la Distancia del Ala.

Cuadro 5.2: Condiciones Dimensionales del Ala.

Condición Dimensional	Cantidad
S_w [m^2]	1,13
\bar{c}_w [m]	0,38
cr_w [m]	0,50
ct_w [m]	0,25
Mac_w [m]	0,3872
$y_{w_{Mac}}$ [m]	0,6768
b_w [m]	3,00
AR_w [-]	8,00
λ_w [-]	0,50
ε_w [$^\circ$]	0,00
i_w [$^\circ$]	3,00
Π_w [$^\circ$]	1,52
$\Lambda_{w_{LE}}$ [$^\circ$]	18,54
$\Lambda_{w_{\xi}}$ [$^\circ$]	16,37
Perfil aerodinámico	GOE 227 (MVA H,37)
Geometría	Flechada

En la Figura 5.1 se representa la variación de la cuerda en función de la distancia del ala (c_{y_w}). Esto mismo se detalla con la Ecuación (5.2) [18], basada en la ecuación de la recta.

$$c_{y_w} = \frac{0,25 - 0,50}{1,50 - 0,00} y_w + 0,50 \quad (5.2)$$

La cuerda aerodinámica media del ala (Mac_w), se determina con la Ecuación (3.5).

$$Mac_w = \frac{2}{S_w} \int_0^{\frac{b_w}{2}} [c_{y_w}]^2 dy_w = \frac{2,00}{1,13} \int_0^{\frac{3,00}{2,00}} \left[\frac{0,25-0,50}{1,50-0,00} y_w + 0,50 \right]^2 dy_w = 0,3872m$$

La distancia del ala en la que se encuentra la cuerda aerodinámica media, se obtiene como se muestra a continuación.

$$y_{w_{Mac}} = (0,3872 - 0,50) \left(\frac{1,50-0,00}{0,25-0,50} \right) = 0,6768m$$

En cuanto a los valores del ángulo diedro del ala (Π_w), el ángulo de flechado del ala al borde de ataque ($\Lambda_{w_{LE}}$) y el ángulo de flechado del ala a un cuarto de la cuerda ($\Lambda_{w_{\frac{c}{4}}}$), fueron obtenidos con la ayuda del software de diseño UGS NX 6.0.

En el caso del estabilizador horizontal, idealmente se considera que su superficie, es equivalente a 20 % de la superficie alar (S_w), como lo muestra la Ecuación (5.3).

$$S_h = 0,20S_w \quad (5.3)$$

$$S_h = 0,20S_w = 0,23m^2$$

Empleando la Ecuación (3.2), proponiendo un alargamiento del estabilizador horizontal (AR_h) y despejando la envergadura del estabilizador horizontal (b_h).

$$AR_h = 5,00$$

$$b_h = \sqrt{AR_h S_h} = 1,06m$$

La cuerda promedio del estabilizador horizontal, se determina con la Ecuación (3.1).

$$\bar{c}_h = \frac{S_h}{b_h} = 0,20m$$

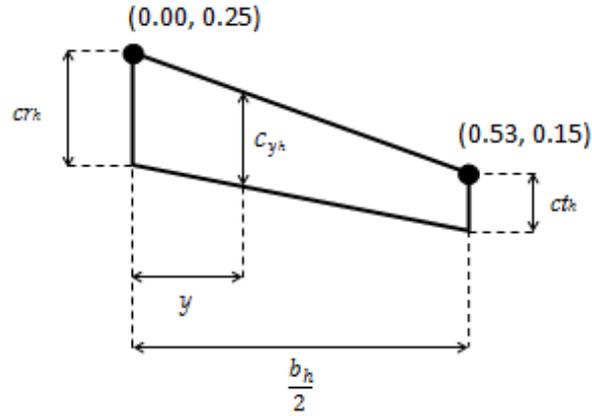


Figura 5.2: Cuerda en Función de la Distancia del Estabilizador Horizontal.

Cuadro 5.3: Condiciones Dimensionales del Estabilizador Horizontal.

Condición Dimensional	Cantidad
S_h [m^2]	0,23
\bar{c}_h [m]	0,20
cr_h [m]	0,25
ct_h [m]	0,15
Mac_h [m]	0,1882
$y_{h_{Mac}}$ [m]	0,3275
b_h [m]	1,06
AR_h [-]	5,00
λ_h [-]	0,60
ε_h [$^\circ$]	0,00
i_h [$^\circ$]	0,00
Π_h [$^\circ$]	1,18
$\Lambda_{h_{LE}}$ [$^\circ$]	23,31
$\Lambda_{h_{\frac{3}{4}}}$ [$^\circ$]	21,24
Perfil aerodinámico	NACA 0012
Geometría	Flechada

Se emplea la Ecuación (3.4), para encontrar la conicidad del estabilizador horizontal (λ_h). Las cuerdas de raíz y de punta del estabilizador horizontal son propuestas.

$$ct_h = 0,15m$$

$$cr_h = 0,25m$$

$$\lambda_h = \frac{ct_h}{cr_h} = 0,60$$

La Ecuación (5.4), determina la recta para los puntos señalados en la Figura 5.2.

$$c_{y_h} = \frac{0,15 - 0,25}{0,53 - 0,00} y_h + 0,25 \quad (5.4)$$

La cuerda aerodinámica media del estabilizador horizontal (Mac_h), se determina con la Ecuación (3.5).

$$Mac_h = \frac{2}{S_h} \int_0^{\frac{b_h}{2}} [c_{y_h}]^2 dy_h = \frac{2,00}{0,23} \int_0^{\frac{1,06}{2,00}} \left[\frac{0,15-0,25}{0,53-0,00} y_h + 0,25 \right]^2 dy_h = 0,1882m$$

A continuación se muestra el como se determina la distancia del estabilizador horizontal ($y_{h_{Mac}}$), a la cual se encuentra Mac_h .

$$y_{h_{Mac}} = (0,1882 - 0,25) \left(\frac{0,53-0,00}{0,15-0,25} \right) = 0,3275m$$

Finalmente, en el Cuadro 5.3, se muestran todas las condiciones dimensionales para el estabilizador horizontal.

Para determinar las condiciones dimensionales del estabilizador vertical se sigue un procedimiento similar al presentado previamente. Se considera que la superficie del estabilizador vertical (S_v), equivale a 16% de la superficie alar (S_w), como se muestra en la Ecuación (5.5).

$$S_v = 0,16S_w \quad (5.5)$$

$$S_v = 0,16S_w = 0,18m^2$$

Empleando la Ecuación (3.3), y proponiendo el alargamiento del estabilizador vertical (AR_v), se obtiene la envergadura del estabilizador vertical (b_v).

$$AR_v = 2,00$$

$$b_v = \sqrt{AR_v S_v} = 0,60m$$

Empleando la Ecuación (3.1), en términos del estabilizador vertical, se obtiene la cuerda promedio del estabilizador vertical (\bar{c}_v).

$$\bar{c}_v = \frac{S_v}{b_v} = 0,30m$$

Dado que las cuerdas de raíz y punta son propuestas, se emplea la Ecuación (3.4), para determinar la conicidad del estabilizador vertical (λ_v).

$$ct_v = 0,26m$$

$$cr_v = 0,34m$$

$$\lambda_v = \frac{ct_v}{cr_v} = 0,76$$

Siguiendo el mismo procedimiento expuesto previamente, se obtiene la cuerda aerodinámica media del estabilizador vertical (Mac_v). La Figura 5.3, representa la vista lateral sobre la variación de la cuerda en función de la distancia para el estabilizador vertical, en cual se muestra rotado 90° hacia la derecha, esto es por cuestiones prácticas para la obtención de la Ecuación (5.6), la cual es la ecuación de la recta para los puntos señalados en la Figura 5.3.

$$c_{y_v} = \frac{0,26 - 0,34}{0,30 - 0,00} y_v + 0,34 \quad (5.6)$$

$$Mac_v = \frac{2}{S_v} \int_0^{\frac{b_v}{2}} [c_{y_v}]^2 dy_v = \frac{2,00}{0,18} \int_0^{\frac{0,60}{2}} \left[\frac{0,26-0,34}{0,30-0,00} y_v + 0,34 \right]^2 dy_v = 0,3018m$$

$$y_{v_{Mac}} = (0,3018 - 0,34) \left(\frac{0,30-0,00}{0,26-0,34} \right) = 0,1433m$$

En la realidad, el estabilizador vertical, no emplea toda su envergadura, si no solamente la mitad, es decir $\frac{b_v}{2}$. Mismo es el caso de la superficie $\frac{S_v}{2}$. En esta sección se considero el mismo procedimiento empleado en el ala y el estabilizador horizontal, para evitar complicaciones durante los cálculos.

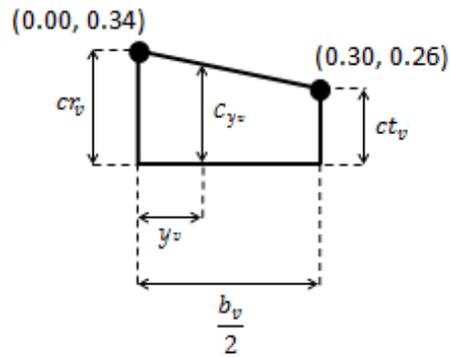


Figura 5.3: Cuerda en Función de la Distancia del Estabilizador Vertical.

Cuadro 5.4: Condiciones Dimensionales del Estabilizador Vertical.

Condición Dimensional	Cantidad
$S_v [m^2]$	0,18
$\frac{S_v}{2} [m^2]$	0,09
$\bar{c}_v [m]$	0,30
$cr_v [m]$	0,34
$ct_v [m]$	0,26
$Mac_v [m]$	0,3018
$y_{vMac} [m]$	0,1433
$b_v [m]$	0,60
$\frac{b_v}{2} [m]$	0,30
$AR_v [-]$	2,00
$\lambda_v [-]$	0,76
$\varepsilon_v [^\circ]$	0,00
$i_v [^\circ]$	0,00
Perfil aerodinámico	NACA 0012
Geometría	Trapezoidal

5.2. Fuselaje.

El dimensionado del fuselaje fue propuesto está basado en el perfil GOE 228 (MVA H,38). Este perfil es ideal debido a que se desea una resistencia al avance mínima y una sección considerable para trabajar y adicionar componentes esenciales como el motor, el equipo de video y en caso de ser necesario contrapesos. Además de la estructura que da forma al fuselaje.

Es necesario hacer un recordatorio de que el fuselaje es un componente del UAV, el cual idealmente solo genera resistencia al avance. Para determinar el coeficiente de resistencia al avance del fuselaje (C_{DF}), se consulto el libro *Theory of Flight* [19], en la página 512. En esta referencia se muestran dos gráficas, una para fuselaje de sección cuadrada y otra para uno de sección circular. Debido a la forma del fuselaje del presente trabajo se opta por elegir los coeficientes para el fuselaje circular.

En la Figura 5.4, se muestran los valores de C_{DF} en función del ángulo de ataque del fuselaje (α_F), obtenidos de la referencia previamente citada. Además, se adiciona el coeficiente de resistencia al avance del fuselaje referido a la superficie alar (C'_{DF}), obtenido mediante la Ecuación (5.7) [24].

En caso de necesitar mayor explicación sobre el término “*referido a la superficie alar*”, Consulte el Apéndice B, para más información.

$$C'_{DF} = C_{DF} \frac{S_F}{S_w} \quad (5.7)$$

El valor de la superficie del fuselaje (S_F), se obtuvo a través del software UGS NX 6.0. Se considera toda la superficie que conforma al fuselaje y no solo la proyectada en la vista transversal. Esto es debido a que los coeficientes de resistencia al avance del fuselaje cambian con respecto a α_F .

$$S_F = 1,4837 \text{ m}^2$$

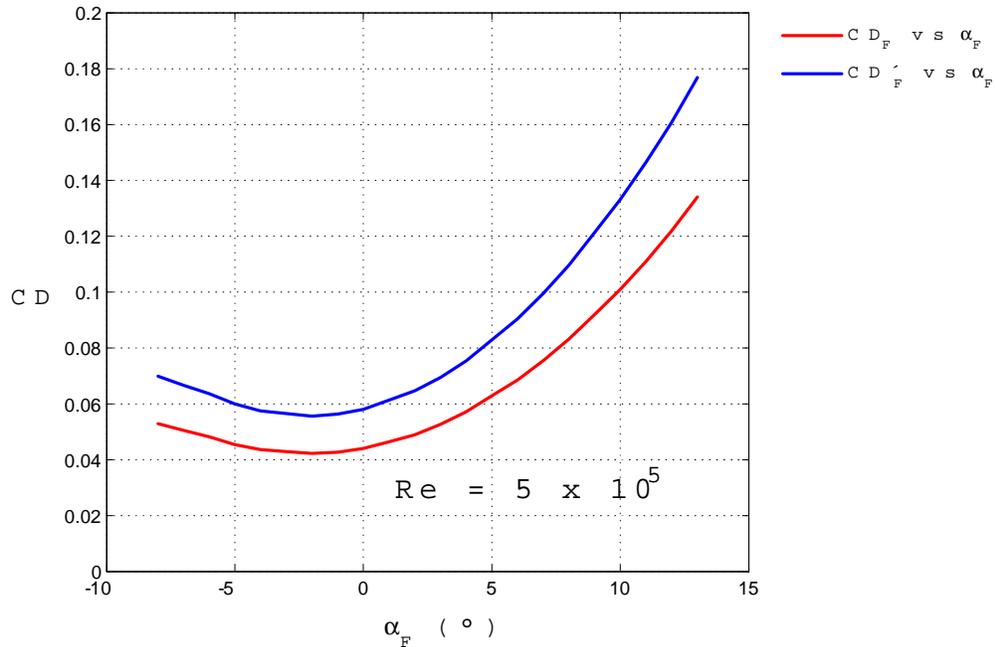


Figura 5.4: Coeficientes de Resistencia al Avance del Fuselaje.

5.3. Tren de Aterrizaje.

Al igual que en el fuselaje, el dimensionado del tren de aterrizaje es propuesto. Además, se considera uno de los criterios de diseño (CD6, Tren de aterrizaje triciclo fijo).

Para medir la superficie del tren de aterrizaje, se considera la vista frontal del tren (aquella que es bañada por el fluido). Posteriormente se obtienen las dimensiones y finalmente la superficie de cada componente que forma parte del tren de nariz, en el Cuadro 5.5, se describen los objetos que conforman al tren de nariz, el valor de la superficie proyectada para cada uno y un coeficiente de resistencia al avance por objeto ($C_{D_{Objeto}}$). Este suele ser obtenido de textos de aerodinámica, como los referenciados en el presente trabajo, dependiendo de la sección transversal (dimensiones y forma).

Finalmente, se obtiene el coeficiente de resistencia al avance referido a la superficie alar por cada objeto ($C'_{D_{Objeto}}$) y la suma de estos es el coeficiente de resistencia al avance del tren de nariz referido a la superficie alar ($C'_{D_{NG}}$).

Cuadro 5.5: Superficies y Resistencias al Avance de los Objetos del Tren de Nariz.

Objeto	No. de objetos	S_{Objeto} [m ²]	$C_{DObjeto}$ [-]	$C'_{DObjeto}$ [-]
Soporte	1	0,0071	1,2	0,0076
Llanta	1	0,0022	1,1	0,0021

Cuadro 5.6: Superficies y Resistencias al Avance de los Objetos del Tren Principal.

Objeto	No. de objetos	S_{Objeto} [m ²]	$C_{DObjeto}$ [-]	$C'_{DObjeto}$ [-]
Soporte	2	0,0147	1,2	0,0156
Llanta	2	0,0044	1,1	0,0042

La Ecuación (5.8) [24], idealiza la obtención de $C'_{D_{NG}}$.

$$C'_{D_{NG}} = \frac{1}{S_w} \left(\sum C_{D_{Objeto}} S_{Objeto} \right)_{NG} \quad (5.8)$$

$$C'_{D_{NG}} = 0,0097$$

El mismo proceso realizado para la obtención de resistencias, se sigue para el tren principal, en el Cuadro 5.6, se muestran los resultados para los objetos del tren principal. La Ecuación (5.9) [24], idealiza esta situación.

$$C'_{D_{MG}} = \frac{1}{S_w} \left(\sum C_{D_{Objeto}} S_{Objeto} \right)_{MG} \quad (5.9)$$

$$C'_{D_{MG}} = 0,0199$$

Los valores de $C'_{D_{NG}}$ y $C'_{D_{MG}}$, se consideran constantes para todo ángulo de fuselaje.

5.4. Gráfica Polar.

Una vez concluido el diseño de cada uno de los componentes que conforman al UAV, desde el punto de vista aerodinámico, se realiza el cálculo de la gráfica polar, mismo que es detallado en el Apéndice B.

En la Figura 5.5, es presentada la relación entre los coeficientes de levantamiento totales (C_{L_T}), de resistencia al avance totales (C_{D_T}) y eficiencia aerodinámica totales (β_T). A través de dicha figura es posible interpretar el comportamiento aerodinámico del UAV, conforme a la variación del ángulo de ataque del fuselaje (α_F). Esto es debido a los parámetros de vuelo preestablecidos (Implícitos en el Número de Reynolds) y condiciones dimensionales de cada uno de los componentes detalladas desde el inicio de este capítulo.

La Figura 5.5 (c), es la conocida como gráfica polar. Considerando a *Anderson* [15], es posible determinar una ecuación propia que represente su comportamiento considerando los coeficientes totales de levantamiento y de resistencia al avance. La Ecuación (5.10), permite aproximar el comportamiento de la gráfica analizada. Todas las variables de la ecuación son conocidas, excepto r , este es un valor numérico constante, el cual se obtiene empíricamente y se considera ideal cuando los valores de la ecuación, se aproximen a los graficados.

Por último, la Ecuación (5.11) [15], es la ecuación propia de la gráfica polar del UAV. Se considera un error promedio porcentual de 3.65%, con respecto a los resultados obtenidos en el Cuadro B.7. La Ecuación (5.11), es válida hasta el último valor antes del desplome.

$$C_{D_T} = C_{D_{T, \min}} + \left(r + \frac{1}{\pi e_w A R_w} \right) (C_{L_T} - C_{L_{T, \min \text{ Drag}}})^2 \quad (5.10)$$

$$C_{D_T} = 0,1228 + 0,1391 (C_{L_T} - 0,4410)^2 \quad (5.11)$$

Considerandos los mismos parámetros de vuelo del Cuadro 5.1. Es posible expresar los coeficientes de la Figura 5.5, en cantidades mensurables, es decir determinar las fuerzas de levantamiento totales (L_T) y de resistencia al avance totales (D_T).

Para ello se emplean las Ecuaciones (3.6) y (3.7). Donde notese que V_∞ equivale a V_c . Además, la densidad del flujo libre (ρ_∞), debe estar expresada en unidades de $\frac{UTM}{m^3}$. Por lo tanto su valor equivale a $0.12 \frac{UTM}{m^3}$.

Los resultados de las fuerzas se presentan en la Figura 5.6 y son expresados en Kg .

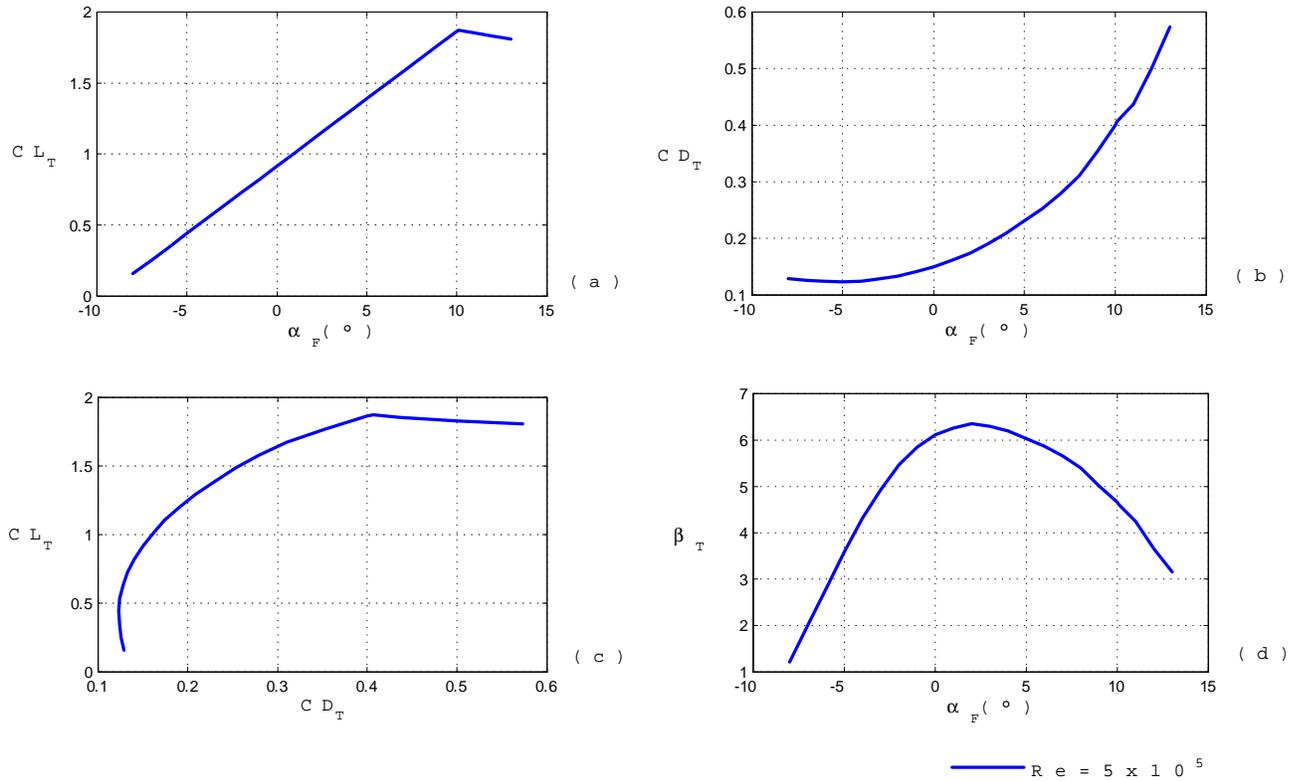


Figura 5.5: Coeficientes Aerodinámicos Totales del UAV. (a) C_{L_T} vs α_F , (b) C_{D_T} vs α_F , (c) C_{L_T} vs C_{D_T} , (d) β_T vs α_F .

Como se puede apreciar, pese a que se están manejando condiciones ambientales a nivel del mar, los resultados son muy aceptables, considerando que el peso total del UAV, se encontrara en un rango de los 13 a 16 Kg. Mientras que el UAV, puede cargar hasta un máximo de 50.1052 Kg, siendo esto antes del desplome.

En base a los resultados obtenidos, se recomienda que el rango seguro de eficiencia sea desde los 0° hasta los 8° , para α_F . Siendo la eficiencia máxima $\beta_{T, \text{máx}} = 6,3533$ a los 2° .

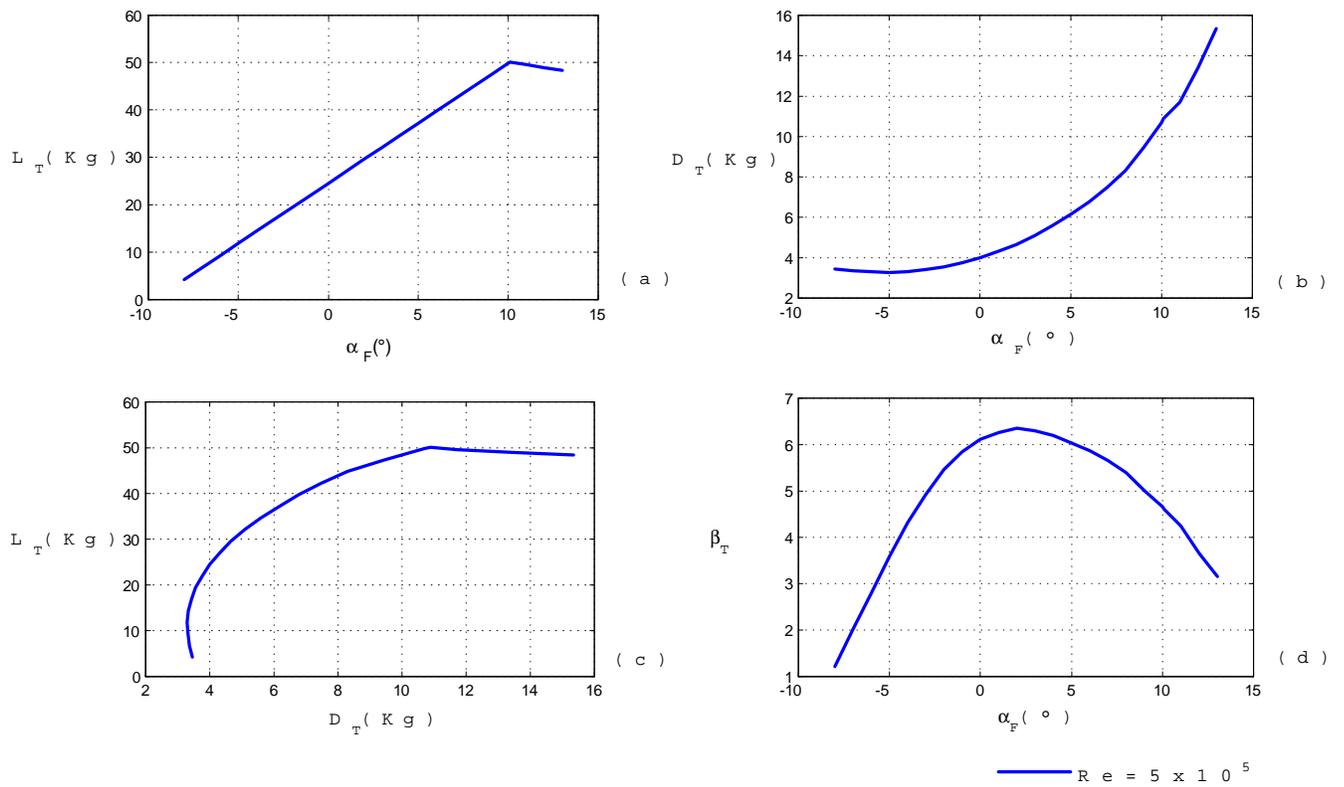


Figura 5.6: Fuerzas Aerodinámicas Totales del UAV. (a) L_T vs α_F , (b) D_T vs α_F , (c) L_T vs D_T , (d) β_T vs α_F .

Cuadro 5.7: Materiales Considerados.

Material	$\rho_m \left[\frac{Kg}{m^3} \right]$
Material Compuesto	1240
Aleación Aluminio 6061	2711

5.5. Modelo CAD

En la Figura 5.7, se presenta un modelo CAD del UAV, diseñado en UGS NX 6.0, el cual ha servido de apoyo durante todo el proyecto, el UAV es llamado como VIR-01.

El modelo mostrado sirve como una aproximación del UAV, el rango de peso estimado de este modelo va desde los 14 a 16 *Kg*. Para mayores detalles consulte el trabajo desarrollado por *Olvera* [1].

Todos sus componentes, excepto el tren de aterrizaje son de material compuesto (fibra de vidrio y resina epoxi), se considera un espesor de 2 mm como piel y un tren de aterrizaje con material de Aleación Aluminio 6061, el peso de las llantas en el tren es despreciado, por considerarse como mínimo. Las densidades de los materiales (ρ_m), empleadas para estimar los pesos de los componentes se presenta en el Cuadro 5.7.



Figura 5.7: Proyecto: UAV VIR-01.

Cuadro 5.8: Máximas Eficiencias Aerodinámicas por Aeronave

	VIR-01	Ehecatl	Kühni
$\beta_{T_{\text{máx}}}$ [-]	6.3533	5.4182	9.9756
α_F [°]	2	4	6

5.6. Comparativa Aerodinámica

Considerando que: **desde el punto de vista aerodinámico**, la aeronave diseñada en el presente trabajo (VIR-01) puede ser comparada con **aeromodelos** nacionales; diseñadas recientemente, como el **Ehecatl** de *Gutiérrez y Morales* [2] y el **Kühni** de *Mondragón* [3], mostradas en la Figura 5.8.

La comparación mostrada en la Figura 5.9, se hace con respecto a la eficiencia aerodinámica total (β_T) y su variación en función del ángulo de fuselaje (α_F). Lamentablemente esta es genérica debido a los diferentes números de Reynolds a los cuales cada una de las aeronaves han sido diseñadas.

Como se puede apreciar la aeronave Kühni resulta ser más eficiente en apariencia que las otras dos, esto se debe sobretodo a la poca resistencia al avance que tiene su fuselaje. Revisando los datos de *Mondragón* [3], su máximo coeficiente de levantamiento es de 1.18, el cual para su caso particular puede ser aceptable. Aunque muchos ingenieros y analistas podrían considerarlo como bajo.

En cuanto a las curvas de VIR-01 y Ehecatl, ambas son muy similares y mantienen un comportamiento aceptable, la diferencia más significativa es a que valor de ángulo de ataque del fuselaje, es alcanzada su máxima eficiencia aerodinámica. Esto quiere decir que entre menor sea el ángulo de ataque al cual se alcance la máxima eficiencia aerodinámica, la aeronave puede ser considerada como más eficaz, ya que en palabras más simples le costara menos trabajo lograr su punto óptimo. Por lo tanto bajo esta consideración VIR-01, resulta ser más eficiente que las otras dos aeronaves.

En el Cuadro 5.8, se muestra la comparación realizada para las aeronaves VIR-01, Ehecatl y Kühni.

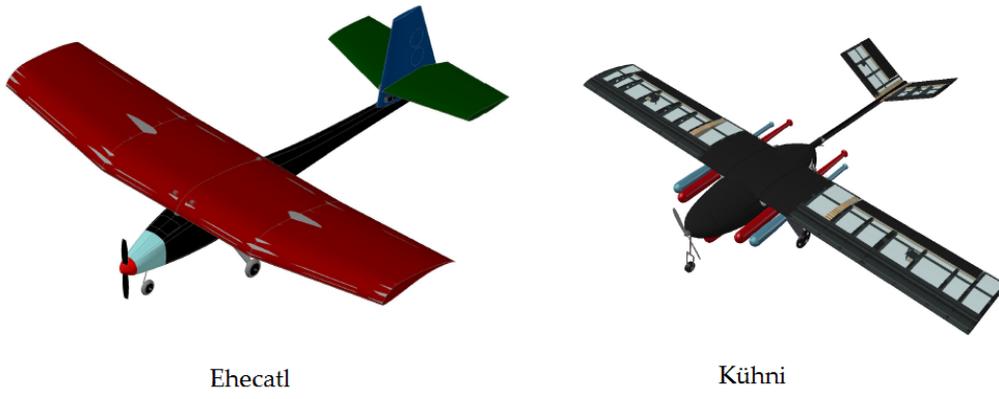


Figura 5.8: Aeronaves Ehecatl y Kühni.

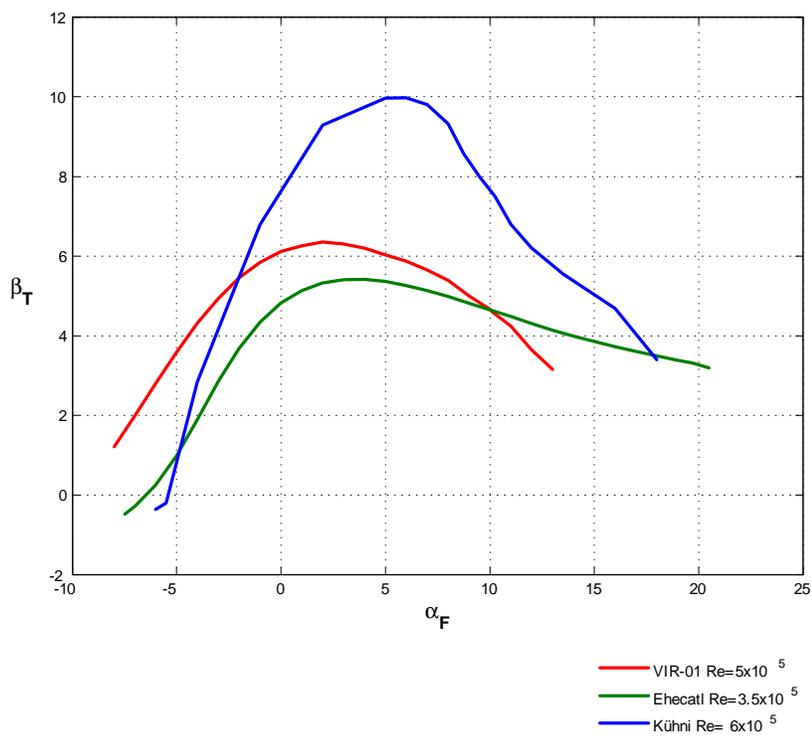


Figura 5.9: Gráfica β_T vs α_F de las aeronaves VIR-01, Ehecatl y Kühni.

Capítulo 6

Conclusiones y Evaluación de Resultados

Hay quienes miran las cosas como son y se preguntan “¿Por qué?”, pero existimos otros que miramos las cosas como nunca han sido y nos preguntamos “¿Por qué no?”.

Sir Alex Ferguson.

A lo largo del presente trabajo fue posible lograr los objetivos propuestos, alcanzando los siguientes resultados:

- Se identifico en el estado del arte las características, tipos y usos de los diferentes UAV construidos a nivel nacional.
- Se obtuvo un modelo conceptual de un vehículo aéreo no tripulado, desarrollado y elegido implementando los métodos *Brainstorming*, *AHP* y *Pugh*.
- Se considero en el diseño del fuselaje que este tuviera un espesor considerable para la adición de un equipo de video y demás sistemas necesarios, pero que a su vez no generara resistencia al avance considerable.
- Se implemento una metodología de diseño propuesta, a través de la cual los avances preliminares continuaban depurándose hasta alcanzar los resultados más óptimos, considerando durante todo el proceso de diseño al modelo conceptual seleccionado, los criterios de diseño y los parámetros de vuelo propuestos.

- Fueron considerados criterios de diseño aerodinámico mediante la implementación de las ecuaciones clásicas de la aerodinámica para el dimensionado de cada uno de los componentes del UAV.
- Se da entrega de los coeficientes aerodinámicos del UAV; a través de los cuales se construye la llamada gráfica polar. Todos los cálculos fueron hechos para un $Re = 5 \times 10^5$.
- Por último, empleando criterios de diseño aerodinámico se entrega un plano genérico del UAV.

Los resultados obtenidos en el presente trabajo pueden ser considerados como satisfactorios debido a que se logro estudiar el comportamiento del ala y el estabilizador horizontal debido a la influencia del ángulo de flechado.

Se escribió un Apéndice B, en el que se detallan todas las ecuaciones necesarias para construir la gráfica polar, se explica cada paso a seguir y se presentan los resultados para este caso en particular.

Los resultados de las fuerzas aerodinámicas que se presentan en la Figura 5.6, en condiciones a nivel del mar son muy aceptables, ya que el peso total del UAV, se encontrara en un rango de los 13 a 16 *Kg*. Mientras que el UAV, puede cargar hasta un máximo de 50.1052 *Kg*, siendo esto antes del desplome (perdida de levantamiento con cualquier incremento de ángulo). Además, se recomienda que el rango seguro de eficiencia sea desde los 0° hasta los 6°, para α_F . Siendo la eficiencia máxima $\beta_{T, \text{máx}} = 6,3533$ a los 2°.

Trabajos a Futuro

El vehículo aéreo no tripulado diseñado desde el punto de vista aerodinámico es parte de una primera etapa, lo siguiente es estudiar estructuralmente a los materiales propuestos que cubren a los componentes principales; descritos en 5.5. Además de diseñar y evaluar toda su estructura interna.

Como es sabido la etapa aerodinámica se cumplió en el presente trabajo y la de estabilidad estática longitudinal también en el trabajo desarrollado por Olvera [1]. Pero para trabajos futuros se sugiere realizar los regímenes de potencia y actuaciones de vuelo, así como la estabilidad dinámica.

Otra etapa es la de la adición de sistemas electrónicos y el diseño de las superficies para el control de la aeronave y sus movimientos.

Ajustar el plano de diseño, que se entrega en el Apéndice C, de ser necesario, una vez culminadas todas las etapas necesarias para optimizar el diseño.

Finalmente, se considera como un trabajo culminante de todas las etapas la manufactura del UAV.

Bibliografía

- [1] *R. Olvera Oliva*, **Estabilidad Estática de un Vehículo Aéreo no Tripulado, Proyecto VIR-01**, Tesina para la Obtención del Diploma de Especialización en Ingeniería Mecánica Bajo la Línea de Automatización de Procesos Industriales, IPN ESIME-UA, 2011.
- [2] *A. Gutiérrez Torres, A. Morales De la paz*, **Diseño Conceptual, Aerodinámico y Construcción con Materiales Compuestos de un Aeromodelo de Carga con Bases del Concurso SAE AERO DESIGN 2008**, Tesis para la Obtención del Título de Ingeniero en Aeronáutica, IPN ESIME-UT, 2009.
- [3] *C. A. Mondragón Casillas*, **Diseño Conceptual de una Aeronave de Radio Control para el Concurso DBF 2010**, Tesis para la Obtención del Título de Ingeniero en Aeronáutica, IPN ESIME-UT, 2010.
- [4] *D.R. Flores Galindo*, **Diseño de Perfiles Aerodinámicos**, Tesis para la Obtención del Título de Ingeniero en Aeronáutica, IPN ESIME-UT, 2006.
- [5] *A. Sánchez Castro*, **Análisis Aerodinámico del Prototipo ACR-Tláloc II**, Tesis para la Obtención del Título de Ingeniero en Aeronáutica, IPN ESIME-UT, 1997.
- [6] *G. Ochoa Cruz*, **Análisis y Modelado del Prototipo de un Aerogenerador**, Tesis para la Obtención del Grado de Maestro en Ingeniería en Manufactura, IPN ESIME-UA, 2010.
- [7] *G. Deloera Flores*, **Simulación de Velocidad para el Control de Giro en Turbinas de Viento de Dos y Tres Palas por Medio de Matlab**, Tesis de Maestría del Tecnológico de Estudios Superiores de Ecatepec, 2009.
- [8] *L. Giuseppe*, **Aerodynamic and Structural Design of a Small Nonplanar Wing UAV**, Thesis for the Degree of Master of Science in Aerospace Engineering, University of Dayton, 2008.

- [9] *M.E. Peterson*, **The UAV and the Current and Future Regulatory Construct for Integration into the National Airspace System**, Thesis for the Degree of Master of Laws, McGill University, 2005.
- [10] *C.E. Booth*, **Surveillance Using Multiple Unmanned Aerial Vehicles**, Thesis for the Degree of Master of Science in Space Systems, Wright-Patterson Air Force Base, Ohio, 2009.
- [11] *J. J. Rubio Avila, M. Figueroa, J. Pacheco, M. Jimenes-Lizarraga*, **Observer design based in the mathematical model of a wind turbine**, International Journal of Innovative Computing, Information and Control, Aceptado.
- [12] *J. J. Rubio, A. Ferreyra, M. Salazar, G. Deloera, F. Baruch*, **Topics Related with the Wind Turbine**, WSEAS Transactions on Computers, ISSN: 1109-2750, Incluida en Scopus, Vol. 7, Issue 8, 1169-1178, 2008.
- [13] *I.H. Abbott, A.E. Von Doenhoff*, **Theory of Wing Sections: Including a Summary of Airfoil Data**, New York, USA, 1949.
- [14] *J.D. Anderson*, **Fundamentals of Aerodynamics**. Maryland, USA, 1991.
- [15] *J.D. Anderson*, **Introduction to Flight**, Maryland, USA, 1989.
- [16] *J.D. Anderson*, **Computational Fluid Dynamics**, Maryland, USA, 1995.
- [17] *D.P. Raymer*, **Aircraft Design: a Conceptual Approach**, 2006.
- [18] *J.J Bertin*, **Aerodynamics for Engineers**, New Jersey, USA, 1998.
- [19] *R. Von Mises*, **Theory of Flight**, Nueva York, USA, 1959.
- [20] *A. Lennon* , **Basics of R/C Model Aircraft Design: Practical Techniques for Building Better Models**, USA, Air Age Inc.
- [21] *D.G. Hull*, **Fundamentals of Airplane Flight Mechanics**, Texas, USA, 2007.
- [22] *B.W. McCormick*, **Aerodynamics, Aeronautics and Flight Mechanics**, Pennsylvania, USA, 1994.
- [23] *E. Gómez, S. Martínez*, **El Proyecto - Diseño en Ingeniería**, Valencia, España, 2001.
- [24] *F.H. Rodríguez Ibarra*, **Método para la Obtención de la Gráfica Polar de un Avión**, México, Distrito Federal, 2008.

- [25] *E. Bravo García, Metodología para la Determinación de los Coeficientes Aerodinámicos de una Aeronave*, México, Distrito Federal, 2008.
- [26] << *www.hydra-technologies.com* >>, 2010.
- [27] << *www.PROFILI2.com* >>, 2010.

Apéndice A

Perfiles Aerodinámicos

Los coeficientes aerodinámicos, correspondientes al Reynolds de 5×10^5 se obtienen mediante el software PROFILI 2.28b [27]. Se busca que los coeficientes de levantamiento máximos ($C_{L_o, \text{máx}}$) sean altos. Así como determinar si su coeficiente de resistencia al avance es mínimo ($C_{D_o, \text{mín}}$) ya que se busca disminuir la fuerza de resistencia al avance y por ende reducir el consumo de combustible del UAV. Se sabe que si el coeficiente de momento del perfil (C_{M_o}) tiene una pendiente cerca a cero, se tendrá una buena estabilidad en la aeronave. Por último se desea que la relación de $\frac{C_{L_o}}{C_{D_o}}$ sea lo mejor posible en función al incremento del ángulo de ataque del perfil, entre mejor relación se tendrá la calidad del perfil será mayor, esta relación suele llamarse fineza o rendimiento aerodinámico del perfil (β_o).

Los perfiles aerodinámicos elegidos y que cumplen con las condiciones nombradas previamente son: GOE 227 (MVA H,37); para el ala y el NACA 0012; para los estabilizadores horizontal y vertical. La forma de estos perfiles se presenta en la Figuras A.1 y A.2, respectivamente.

Hay que recordar que lo único que permite la sustentación en la aeronave son: el ala y el estabilizador horizontal, cualquier otra parte de la aeronave que evite un flujo libre de aire produce resistencia al avance.

En el caso del Estabilizador vertical, no se pretende que este produzca sustentación, pero si se requiere que tenga una resistencia mínima.

Las coordenadas necesarias para generar las curvaturas de los perfiles GOE 227 (MVA H,37) y NACA 0012, se presentan en los Cuadros A.1 y A.2, respectivamente.

Desde la Figura A.3 hasta la A.8, se presentan las gráficas correspondientes a los coefi-



Figura A.1: Perfil Aerodinámico GOE 227 (MVA H,37).



Figura A.2: Perfil Aerodinámico NACA 0012.

cientes aerodinámicos para los perfiles empleados. Las gráficas fueron obtenidas desde PROFILI 2.28b, para un número de Reynolds de 5×10^5 , para las condiciones de vuelo en crucero del UAV y por lo tanto todo cálculo será en base a este número de Reynolds. Los datos de los perfiles descritos al inicio de este apéndice se obtienen de estas gráficas y son útiles para la construcción de la polar del UAV.

Cuadro A.1: Coordenadas del Perfil GOE 227 (MVA H,37), por Porcentaje de Cuerda.

Extradós		Intradós	
<i>x</i>	<i>y</i>	<i>x</i>	<i>y</i>
1,0000	0,0030	1,0000	0,0000
0,9000	0,0381	0,9000	0,0201
0,8000	0,0692	0,8000	0,0322
0,7000	0,0973	0,7000	0,0343
0,6000	0,1184	0,6000	0,0314
0,5000	0,1355	0,5000	0,0215
0,4000	0,1406	0,4000	0,0086
0,3000	0,1377	0,3000	-0,0063
0,2500	0,1323	0,2500	-0,0138
0,2000	0,1228	0,2000	-0,0192
0,1500	0,1084	0,1500	-0,0227
0,1000	0,0879	0,1000	-0,0261
0,0750	0,0752	0,0750	-0,0268
0,0500	0,0585	0,0500	-0,0266
0,0250	0,0377	0,0250	-0,0223
0,0125	0,0254	0,0125	-0,0166
0,0000	0,0000	0,0000	0,0000

Cuadro A.2: Coordenadas del Perfil NACA 0012, por Porcentaje de Cuerda.

Extradós		Intradós	
<i>x</i>	<i>y</i>	<i>x</i>	<i>y</i>
1,0000	0,0013	1,0000	-0,0013
0,9000	0,0145	0,9000	-0,0145
0,8000	0,0262	0,8000	-0,0262
0,7000	0,0366	0,7000	-0,0366
0,6000	0,0456	0,6000	-0,0456
0,5000	0,0529	0,5000	-0,0529
0,4000	0,0580	0,4000	-0,0580
0,3000	0,0600	0,3000	-0,0600
0,2500	0,0594	0,2500	-0,0594
0,2000	0,0574	0,2000	-0,0574
0,1500	0,0534	0,1500	-0,0534
0,1000	0,0468	0,1000	-0,0468
0,0750	0,0419	0,0750	-0,0419
0,0500	0,0355	0,0500	-0,0355
0,0250	0,0261	0,0250	-0,0261
0,0125	0,0188	0,0125	-0,0188
0,0000	0,0000	0,0000	0,0000

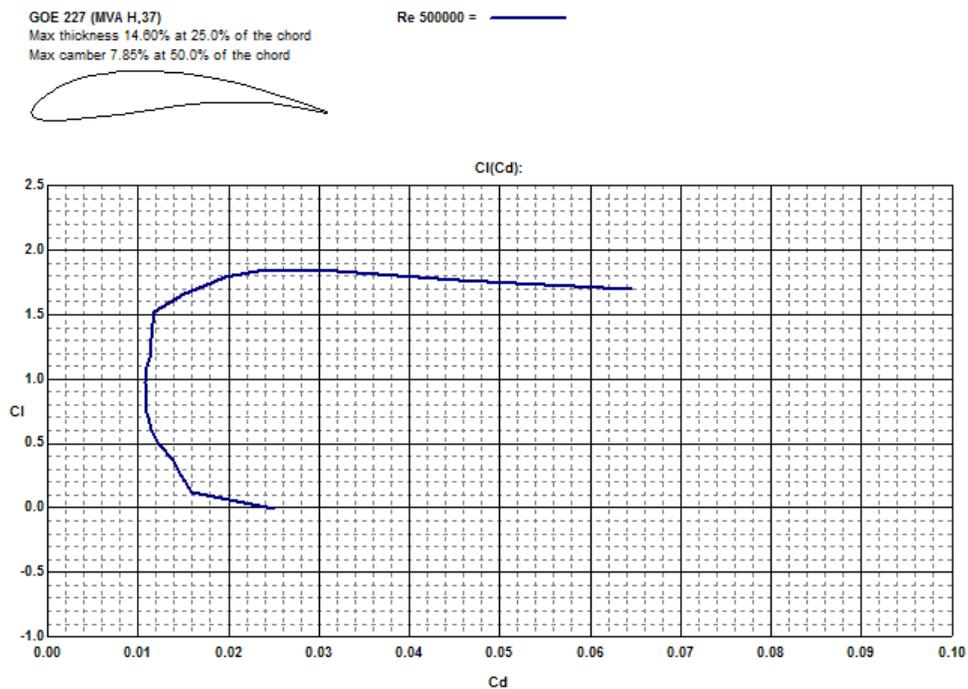


Figura A.3: Gráfica Polar C_{L_o} vs C_{D_o} del Perfil GOE 227 (MVA H,37).

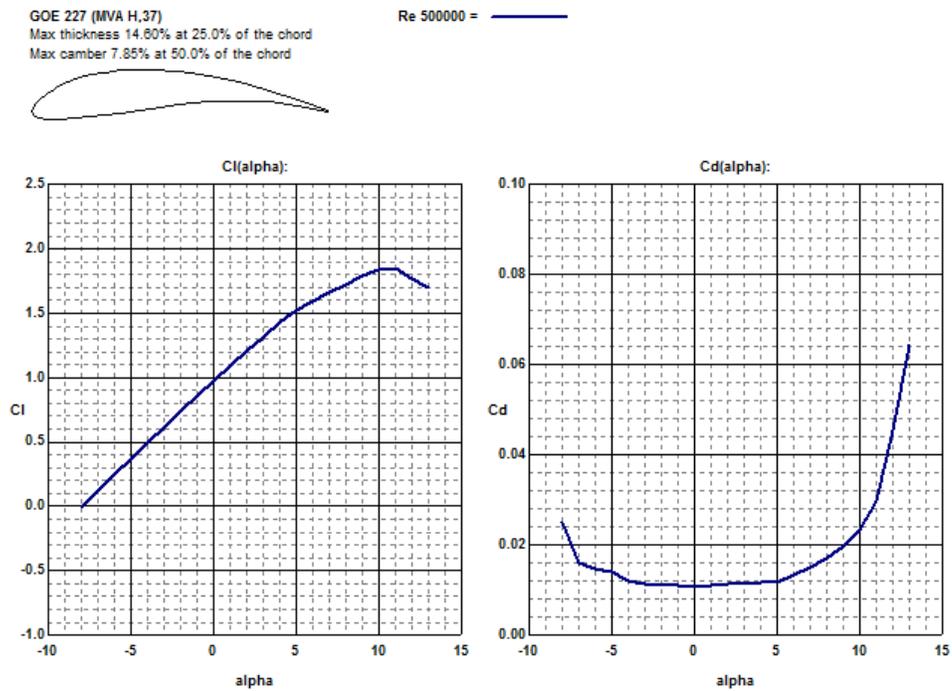


Figura A.4: Gráficas C_{L_o} vs α_o y C_{D_o} vs α_o del Perfil GOE 227 (MVA H,37).

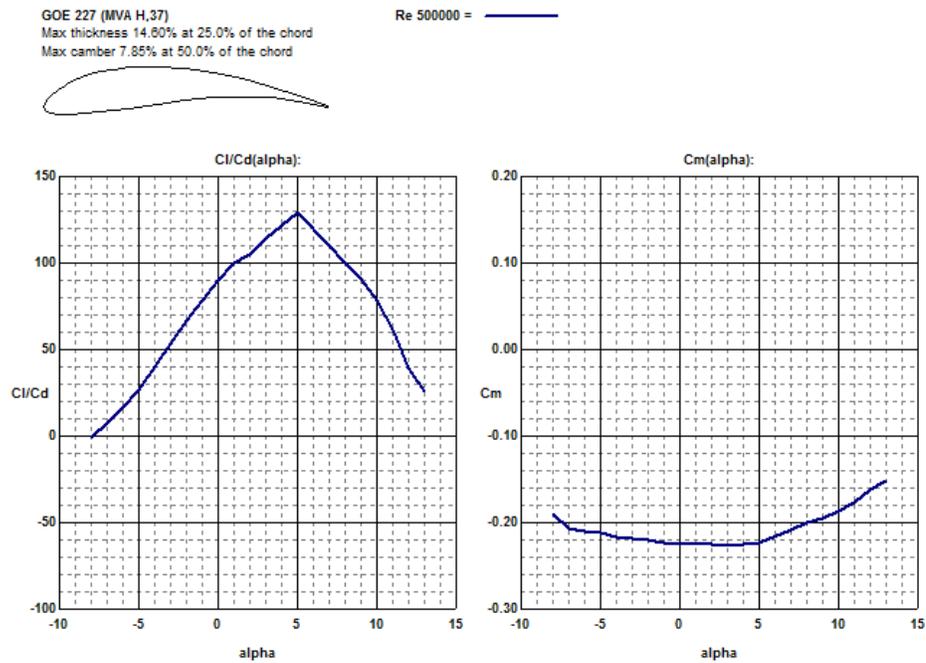


Figura A.5: Gráficas $\frac{C_{L_o}}{C_{D_o}}$ vs α_o y C_{M_o} vs α_o del Perfil GOE 227 (MVA H,37).

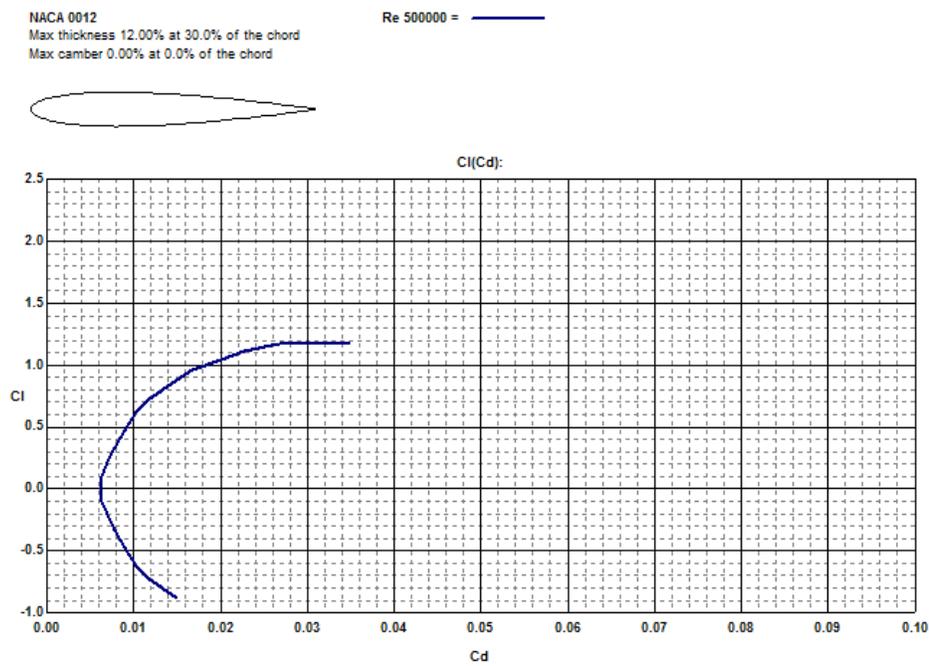


Figura A.6: Gráfica Polar C_{L_o} vs C_{D_o} del Perfil NACA 0012.

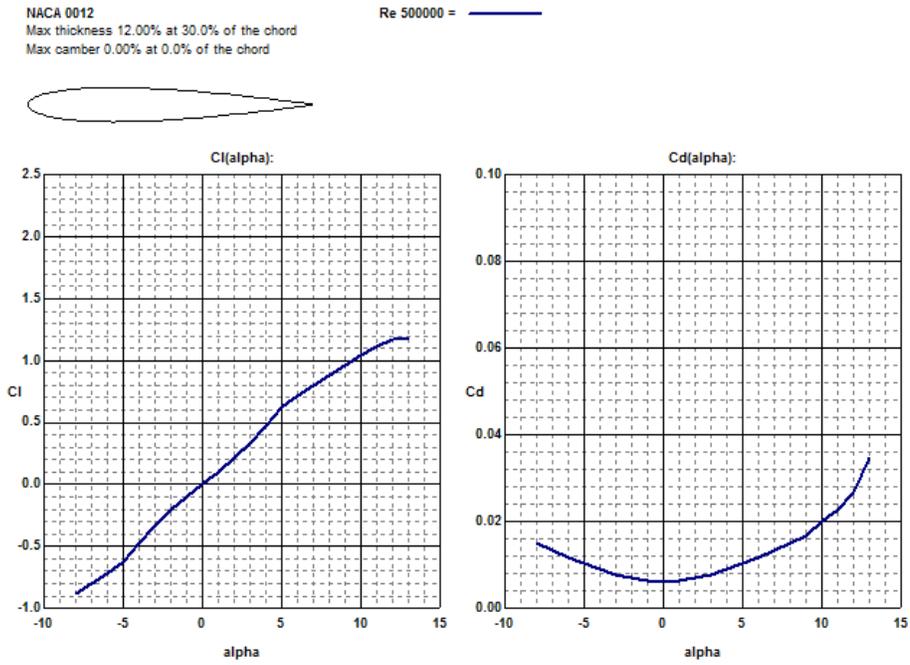


Figura A.7: Gráficas C_{L_o} vs α_o y C_{D_o} vs α_o del Perfil NACA 0012.

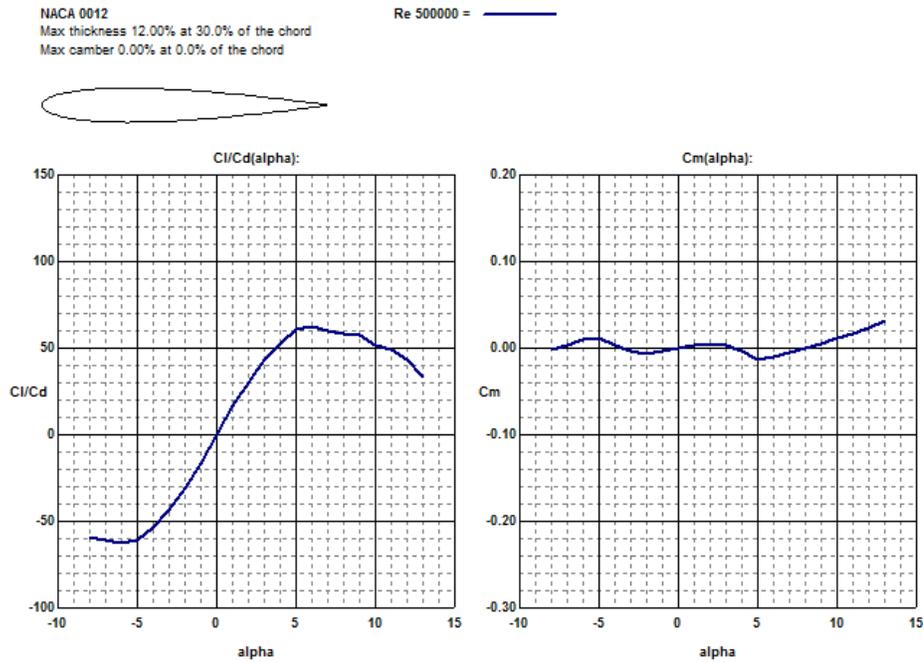


Figura A.8: Gráficas $\frac{C_{L_o}}{C_{D_o}}$ vs α_o y C_{M_o} vs α_o del Perfil NACA 0012.

Apéndice B

Método Aplicado Para la Obtención de la Gráfica Polar

A continuación se presenta como se obtuvo la gráfica polar para el prototipo de vehículo aéreo no tripulado (UAV) propuesto a lo largo del presente trabajo. El procedimiento a seguir para la obtención de la polar puede variar de autor en autor, en el caso específico de este trabajo se siguió una línea similar a la del método expuesto por *Rodríguez* [24]. Las variaciones realizadas tienen la finalidad de optimizar el diseño del UAV acorde a los criterios de diseño establecidos y al modelo conceptual obtenido en el cuarto capítulo.

En caso de necesitar consultar alguna condición dimensional consulte los Cuadros 5.2, 5.3 y 5.4.

Inicialmente, se determina la distribución del levantamiento a lo largo de la semi-envergadura del ala; se considera el método expuesto por *Anderson* [15]. Este consiste en dividir a la semi-envergadura del ala en estaciones (ϵ_w) y obtener la distancia para cada estación (y_w), esta distancia se mantiene dentro de un rango de la semi-envergadura y es determinado mediante la Ecuación (B.1) [24]. En la Figura 5.1, se representa la variación de la cuerda en función de la distancia (c_{y_w}), particularmente en este trabajo la Ecuación (5.2), determina esta situación.

Los valores de estación son constantes, ya que se obtiene información relevante para la construcción de la gráfica polar, por cada una de ellas en el libro *Theory of Wing Sections* [13].

$$y_w = \epsilon_w \frac{b_w}{2} \tag{B.1}$$

Cuadro B.1: Datos Necesarios para Obtener la Pendiente de Levantamiento del Perfil del Ala.

No.	α_{ow} [°]	$C_{L_{ow}}$ [-]
1	-2,00	0,7368
2	4,00	1,4241

Cuadro B.2: Variables y Factores del Ala.

Dato	Cantidad
$\alpha_{owL=0}$ [°]	-7,9224
a_{ow} [$\frac{1}{\circ}$]	0,1146
a_{ew} [$\frac{1}{\circ}$]	0,0888
a_w [$\frac{1}{\circ}$]	0,0867
P_w [m]	7,7401
e_w [-]	0,8106
J_w [-]	-0,4500
$C_{L_{ow, \text{máx}}}$ [-]	1,8503
$\alpha_{ow, \text{máx}}$ [°]	11,00

Posteriormente, la pendiente de levantamiento del perfil del ala (a_{ow}), es obtenida empleando valores desde la gráfica $C_{L_{ow}}$ vs α_{ow} del perfil GOE 227 (MVA H,37), ver Figura A.4. Específicamente cuando la curva se mantiene sin perturbación alguna que produzca alguna variación significativa (Parte lineal). Para está pendiente es usada la Ecuación (B.2) [24]. Los valores con los cuales se obtuvo se detallan en el Cuadro B.1. Lo siguiente es determinar la pendiente de la curva de levantamiento de la sección efectiva del ala (a_{ew}). Empleando la Ecuación (B.3) [5]. De esta ecuación surgen algunas variables como el perímetro del ala (P_w), el cual se obtuvo construyendo un modelo CAD del ala empleando el software UGS NX 6.0.

$$a_{ow} = \frac{C_{L_{ow2}} - C_{L_{ow1}}}{\alpha_{ow2} - \alpha_{ow1}} \quad (\text{B.2})$$

$$a_{ew} = \frac{2a_{ow}b_w}{P_w} \quad (\text{B.3})$$

La constante, llamada factor de avance del ala (J_w). es obtenida del libro *Theory of Wing Sections* [13] en la página 17. En el Cuadro B.2, se agrupan las variables ya han sido definidas.

El coeficiente de levantamiento adicional del ala ($C_{l_{aw}}$), se determina con la Ecuación (B.4) [24]. El coeficiente de carga adicional del ala (L_{aw}), se lee en las páginas 14 y 15 del libro *Theory of Wing Sections* [13]. Para leer este valor se utiliza el alargamiento (AR_w) y la conicidad del ala (λ_w); se tendrá un valor para cada estación.

$$C_{l_{aw}} = L_{aw} \frac{S_w}{c_{y_w} b_w} \quad (\text{B.4})$$

El coeficiente de levantamiento básico del ala ($C_{l_{bw}}$), se determina con la Ecuación (B.5) [24]. Para el caso particular de este trabajo este coeficiente es nulo, debido a que no existe torcimiento en el ala (ε_w). En caso de necesitar el coeficiente de carga básico del ala (L_{bw}), este se lee en las páginas 12 y 13 del libro *Theory of Wing Sections* [13], en la misma forma que L_{aw} .

$$C_{l_{bw}} = L_{bw} \frac{\varepsilon_w a_{e_w} S_w}{c_{y_w} b_w} \quad (\text{B.5})$$

Por último, para obtener el coeficiente de levantamiento total de la sección del ala ($C_{l_{tw}}$), se utiliza la Ecuación (B.6) [5], existe un valor de $C_{l_{tw}}$ por estación. Para determinar el coeficiente de levantamiento máximo del ala completa ($\mathbf{C}_{L_w, \text{máx}}$), se incrementa el valor de C_{L_w} , hasta encontrar el $C_{l_{tw}}$, en donde la curva sea tangente al coeficiente de levantamiento máximo del perfil del ala ($C_{L_{ow, \text{máx}}}$).

$$C_{l_{tw}} = (C_{l_{bw}} + C_{L_w} C_{l_{aw}}) \left(\cos \Lambda_{w_{\frac{c}{4}}} \right) \quad (\text{B.6})$$

Los resultados obtenidos, se muestran a detalle en el Cuadro B.3. En donde se destaca $\mathbf{C}_{L_w, \text{máx}}$. El valor de este coeficiente es de 1,8218, lo cual es bastante bueno, dado que $C_{L_{ow, \text{máx}}}$ es de 1,8503. Esto es debido al ángulo flechado del ala a un cuarto de la cuerda ($\Lambda_{w_{\frac{c}{4}}}$), este ángulo trae como consecuencia una disminución en el coeficiente de levantamiento total de la sección del ala ($C_{l_{tw}}$), en forma proporcional al coseno del flechado, por lo que se necesita continuar incrementando \mathbf{C}_{L_w} , hasta alcanzar la tangencia con el $C_{L_{ow, \text{máx}}}$, como se muestra en la Figura B.1.

El mismo procedimiento descrito previamente, debe seguirse, para la semi-envergadura del estabilizador horizontal. Los resultados obtenidos se presentan en los Cuadros B.4, B.5 y B.6.

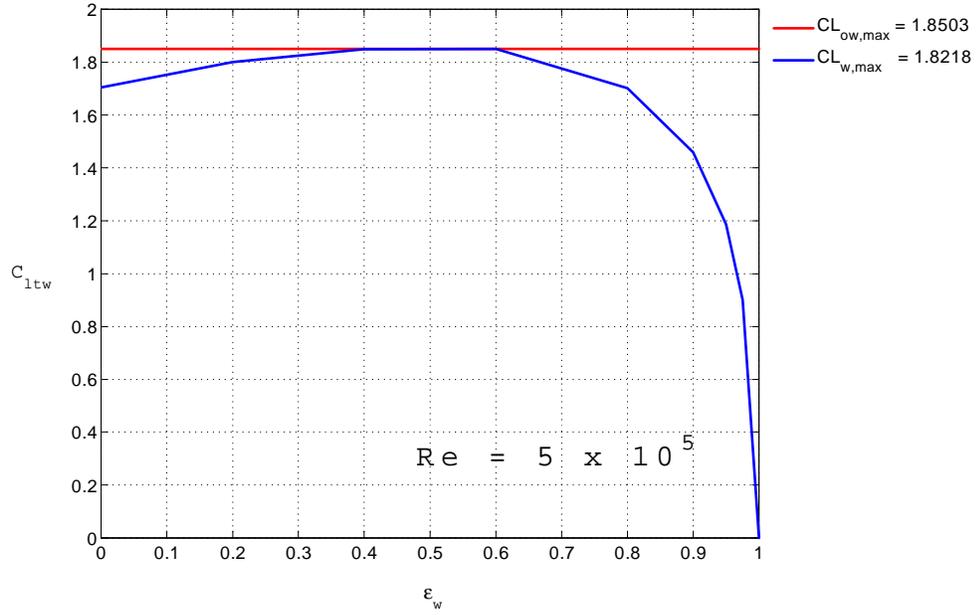


Figura B.1: Distribución del Levantamiento a lo Largo de la Semi-Envergadura del Ala.

Cuadro B.3: Resultados de la Distribución del Levantamiento a lo Largo de la Semi-Envergadura del Ala.

ϵ_w [-]	y_w [m]	$c_{(y_w)}$ [m]	L_{a_w} [-]	$C_{l_{a_w}}$ [-]	$C_{L_w, \text{máx}} = 1,8218$ $C_{l_{tw}}$ [-]
0,0000	0,0000	0,5000	1,3000	0,9750	1,7042
0,2000	0,3000	0,4500	1,2360	1,0300	1,8004
0,4000	0,6000	0,4000	1,1280	1,0575	1,8485
0,6000	0,9000	0,3500	0,9880	1,0586	1,8503
0,8000	1,2000	0,3000	0,7790	0,9738	1,7021
0,9000	1,3500	0,2750	0,6120	0,8345	1,4587
0,9500	1,4250	0,2625	0,4750	0,6786	1,1861
0,9750	1,4625	0,2563	0,3520	0,5151	0,9004
1,0000	1,5000	0,2500	0,0000	0,0000	0,0000

Cuadro B.4: Datos Necesarios para Obtener la Pendiente de Levantamiento del Perfil del Estabilizador Horizontal.

No.	α_{oh} [°]	$C_{L_{oh}}$ [-]
1	-1,00	-0,1040
2	2,00	0,2102

Cuadro B.5: Variables y Factores del Estabilizador Horizontal.

Dato	Cantidad
$\alpha_{oh_{L=0}}$ [°]	0,00
a_{oh} [$\frac{1}{\circ}$]	0,1047
a_{eh} [$\frac{1}{\circ}$]	0,0681
a_h [$\frac{1}{\circ}$]	0,0735
P_h [m]	3,2614
e_h [-]	0,9007
J_h [-]	-0,2500
$C_{L_{oh, \text{máx}}}$ [-]	1,1755
$\alpha_{oh, \text{máx}}$ [°]	13,00

Mientras que la gráfica de distribución del levantamiento de este componente se muestra en la Figura B.2.

Posteriormente, es necesario identificar los ángulos concernientes al eje longitudinal de la aeronave. Estos son: el ángulo de ataque del fuselaje (α_F), para la mayoría de los casos, este intervalo va desde los -8° hasta 14° . El ángulo de ataque del ala (α_w) de acuerdo con la Ecuación (B.7) [24], es la resultante de sumar, el ángulo de ataque del fuselaje y el ángulo de incidencia del ala (i_w); se define como el ángulo que existe entre la cuerda de raíz teórica y que se extiende a través de toda el ala y el eje longitudinal del fuselaje. Para este trabajo $i_w = 3^\circ$.

El máximo ángulo de ataque del ala ($\alpha_{w, \text{máx}}$), se alcanza él cuando el coeficiente de levantamiento del ala completa (C_{L_w}), empleando la Ecuación (B.12) [24], es igual al máximo coeficiente obtenido por la distribución de levantamiento a lo largo de la semi-envergadura del ala.

$$\alpha_w = \alpha_F + i_w \quad (\text{B.7})$$

Cuadro B.6: Resultados de la Distribución del Levantamiento a lo Largo de la Semi-Envergadura del Estabilizador Horizontal.

ϵ_h [-]	y_h [m]	c_{y_h} [m]	L_{a_h} [-]	$C_{l_{a_h}}$ [-]	$C_{L_{h, \text{máx}}} = 1,0952$ $C_{l_{th}}$ [-]
0,0000	0,0000	0,2500	1,2720	1,0793	1,1018
0,2000	0,1061	0,2300	1,2230	1,1280	1,1515
0,4000	0,2121	0,2100	1,1400	1,1516	1,1755
0,6000	0,3182	0,1900	1,0080	1,1254	1,1488
0,8000	0,4243	0,1700	0,7900	0,9858	1,0063
0,9000	0,4773	0,1600	0,6000	0,7955	0,8120
0,9500	0,5038	0,1550	0,4490	0,6145	0,6273
0,9750	0,5171	0,1525	0,3220	0,4479	0,4572
1,0000	0,5303	0,1500	0,0000	0,0000	0,0000

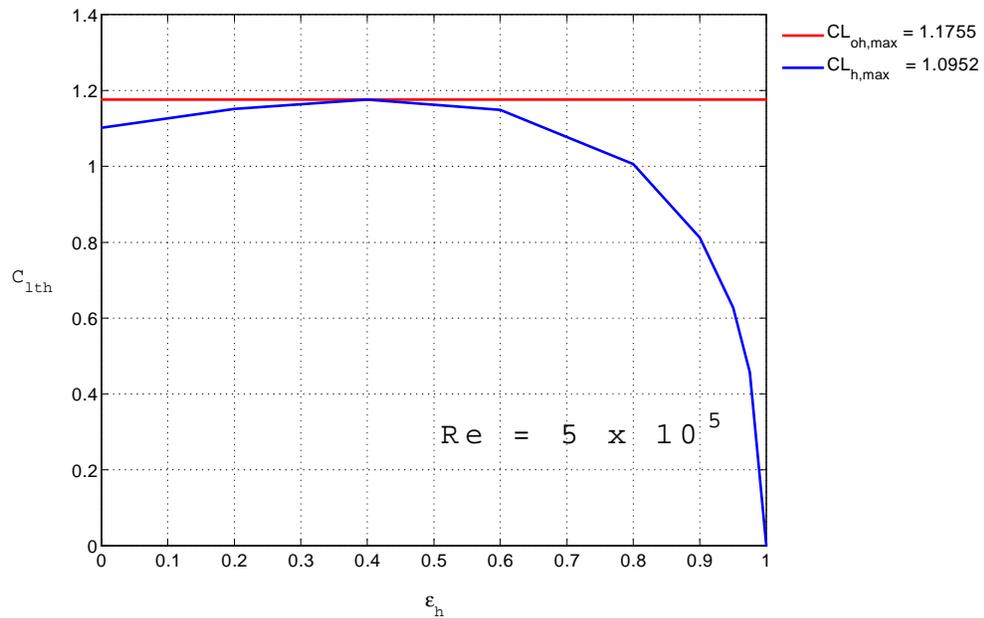


Figura B.2: Distribución del Levantamiento a lo Largo de la Semi-Envergadura del Estabilizador Horizontal.

Al ser nulo el torcimiento del ala (ε_w), el valor del ángulo de cero levantamiento del ala ($\alpha_{wL=0}$), es igual al ángulo de cero levantamiento del perfil del ala ($\alpha_{owL=0}$). De acuerdo con la Ecuación (B.8) [24].

$$\alpha_{wL=0} = \alpha_{owL=0} + J_w \varepsilon_w \quad (\text{B.8})$$

Debido a la influencia del flechado, la eficiencia del ala (e_w), se determina, mediante la Ecuación (B.9) [17]. La cual es aplicable para alas flechadas con ángulos de flechado al borde de ataque menores o iguales a los 30°.

$$e_w = 1,78(1 - 0,045AR_w^{0,68}) - 0,64 \quad (\text{B.9})$$

Solamente en caso de que se estudie un ala con un ángulo de flechado mayor a los 30°, la Ecuación (B.10) [17], debe ser empleada.

$$e_w = 4,61(1 - 0,045AR_w^{0,68}) (\cos \Lambda_{wLE}) - 3,1 \quad (\text{B.10})$$

Al igual que e_w , la obtención de la pendiente del ala (a_w), varía debido al efecto del flechado, por lo que se emplea la Ecuación (B.11) [5].

$$a_w = \frac{a_{ow}}{1 + \frac{57,3a_{ow}}{\pi e_w AR_w}} \quad (\text{B.11})$$

Mediante la Ecuación (B.12) [24], se obtiene un C_{L_w} (para cada α_w), hasta llegar al máximo obtenido en la distribución del levantamiento a lo largo de la semi-envergadura.

$$C_{L_w} = a_w(\alpha_w - \alpha_{wL=0}) \quad (\text{B.12})$$

Posteriormente, se emplea la Ecuación (B.13) [24], para encontrar los diferentes valores de resistencia al avance inducida del ala ($C_{D_{iw}}$).

$$C_{D_{iw}} = \frac{C_{L_w}^2}{\pi e_w AR_w} \quad (\text{B.13})$$

Por último, la resistencia al avance del ala (C_{D_w}), se obtiene al sumar $C_{D_{iw}}$ y $C_{D_{ow}}$ (resistencia al avance del perfil del ala), ver Ecuación (B.14) [24].

Para cada α_w existe un $C_{D_{ow}}$, de acuerdo con la gráfica de la Figura A.4. Como se puede apreciar en esta gráfica, PROFILI 2.28b maneja un intervalo para el ángulo de ataque desde -8° hasta 13° , entonces para determinar los coeficientes de resistencia al avance del perfil del ala para ángulos mayores, se considera una regla de tres y al resultado multiplicarlo por un incremento de 1,15. En su defecto suponer valores de resistencia para adecuar la tendencia que tienen las gráficas.

$$C_{D_w} = C_{D_{ow}} + C_{D_{iw}} \quad (\text{B.14})$$

Autores como *Lennon* [20], consideran que la distancia entre centros aerodinámicos debe ser de 2,50 veces el valor de la cuerda aerodinámica media del ala (Mac_w). Pero esa consideración no es satisfactoria para todos los casos. Es por ello que se realizó un estudio de estabilidad estática longitudinal y se determinó que la distancia entre centros aerodinámicos (l), es viable para 1,51 m. En caso de necesitar el preciso y detallado análisis sobre la distancia previamente nombrada, consulte el trabajo desarrollado por *Olvera* [1].

La desviación de la estela producida por el ala (δ), afecta significativamente al ángulo de ataque del estabilizador horizontal (α_h), su influencia se determina mediante la Ecuación (B.15) [24]. Posteriormente α_h , se determina con la Ecuación (B.16) [24]. El valor de $i_h = 0$.

$$\delta = 18C_{L_w} \frac{\lambda_w^{0,3}}{AR_w^{0,725}} \left(\frac{3Mac_w}{l} \right)^{0,25} \quad (\text{B.15})$$

$$\alpha_h = \alpha_w - \delta - i_w + i_h \quad (\text{B.16})$$

Los coeficientes de levantamiento y de resistencia al avance del estabilizador horizontal (C_{L_h} y C_{D_h} , respectivamente), se obtienen de la misma manera que C_{L_w} y C_{D_w} .

Todo coeficiente obtenido de alguna superficie del UAV, debe referirse a la superficie alar; situación idealizada en la Ecuación (B.17) [24]. La justificación de esto radica en que se debe tener un mismo parámetro de referencia; en caso de que se requiera obtener las fuerzas presentes en el UAV (fuerzas en función de la superficie alar).

$$C'_{D_{Objeto}} = C_{D_{Objeto}} \frac{S_{Objeto}}{S_w} \quad (\text{B.17})$$

En el caso particular de los coeficientes referidos al estabilizador horizontal. El coeficiente de levantamiento del estabilizador horizontal referido a la superficie alar (C'_{L_h}), se obtiene con

la Ecuación (B.18) [24], mientras que el coeficiente de resistencia al avance del estabilizador horizontal referido a la superficie alar (C'_{D_h}), se obtiene empleando la Ecuación (B.19) [24]. Esto es debido a una consideración de eficiencia del 75 % por parte del estabilizador horizontal.

$$C'_{L_h} = 0,75C_{L_h} \frac{S_h}{S_w} \quad (\text{B.18})$$

$$C'_{D_h} = 0,75C_{D_h} \frac{S_h}{S_w} \quad (\text{B.19})$$

En el caso particular del estabilizador vertical solo se considera que existe resistencia al avance, es por ello que solo se determina la resistencia al avance del estabilizador vertical referido a la superficie alar (C'_{D_v}). Donde el valor de C_{D_v} , corresponde a la resistencia al avance del perfil del estabilizador vertical a 0° ($C_{D_v} = 0,0061$). Por lo que $C'_{D_v} = 0,0005$.

$$C'_{D_v} = C_{D_v} \frac{S_v}{2S_w} \quad (\text{B.20})$$

Aquellos coeficientes de resistencia existentes en los componentes del UAV; que no producen coeficientes de levantamiento, son agrupados como coeficientes de resistencias parasitas: C'_{D_v} , $C'_{D_{NG}}$, $C'_{D_{MG}}$ y C'_{D_F} . En la Ecuación (B.21) [24], se suman todas los coeficientes de resistencias parasitas y se multiplican por 1,05, en otras palabras, esto sirve para aumentar 5 % la resistencia parasita, debido a la interferencia que sufren todos los elementos entre sí; ya que en las evaluaciones los coeficientes se consideran como elementos aislados.

$$1,05C'_{D_{Par}} = 1,05 \left(C'_{D_v} + C'_{D_{NG}} + C'_{D_{MG}} + C'_{D_F} \right) \quad (\text{B.21})$$

Finalmente, los coeficientes de levantamiento totales (C_{L_T}), se obtiene con la Ecuación (B.22) [24]. Mientras que los de resistencia al avance totales (C_{D_T}), se obtiene empleando la Ecuación (B.23) [24]. Una relación para medir la eficiencia aerodinámica (β_T) de los coeficientes la define la Ecuación (B.24) [24]. Esta misma expresión se puede utilizar para los coeficientes del ala o de cualquier superficie que genere levantamiento.

$$C_{L_T} = C_{L_w} + C'_{L_h} \quad (\text{B.22})$$

$$C_{D_T} = C_{D_w} + C'_{D_h} + 1,05C'_{D_{Par}} \quad (\text{B.23})$$

$$\beta_T = \frac{C_{L_T}}{C_{D_T}} \quad (\text{B.24})$$

En el Cuadro B.7, se presentan los resultados en función del ángulo de ataque del fuselaje.

Cuadro B.7: Coeficientes de Levantamiento y de Resistencia al Avance del UAV.

α_F [°]	α_w [°]	C_{L_w} [-]	$C_{D_{ow}}$ [-]	$C_{D_{iw}}$ [-]	C_{D_w} [-]
-8,00	-5,00	0,2533	0,0139	0,0031	0,0170
-7,00	-4,00	0,3399	0,0122	0,0057	0,0179
-6,00	-3,00	0,4266	0,0115	0,0089	0,0204
-5,00	-2,00	0,5133	0,0110	0,0129	0,0239
-4,00	-1,00	0,5999	0,0109	0,0177	0,0286
-3,00	0,00	0,6866	0,0108	0,0231	0,0339
-2,00	1,00	0,7733	0,0109	0,0294	0,0403
-1,00	2,00	0,8599	0,0114	0,0363	0,0477
0,00	3,00	0,9466	0,0115	0,0440	0,0555
1,00	4,00	1,0333	0,0117	0,0524	0,0641
2,00	5,00	1,1199	0,0118	0,0616	0,0734
3,00	6,00	1,2066	0,0135	0,0715	0,0850
4,00	7,00	1,2933	0,0151	0,0821	0,0972
5,00	8,00	1,3799	0,0172	0,0935	0,1107
6,00	9,00	1,4666	0,0196	0,1056	0,1252
7,00	10,00	1,5533	0,0233	0,1184	0,1417
8,00	11,00	1,6399	0,0297	0,1320	0,1617
9,00	12,00	1,7266	0,0455	0,1463	0,1918
10,00	13,00	1,8132	0,0645	0,1614	0,2259
10,0986	13,0986	1,8218	0,0695	0,1629	0,2324
11,00	14,00	1,7922	0,0945	0,1577	0,2522
12,00	15,00	1,7543	0,1439	0,1511	0,2950
13,00	16,00	1,7213	0,1991	0,1454	0,3445

Continuación de Cuadro B.7.

α_F [°]	δ [°]	α_h [°]	C_{L_h} [-]	$C_{D_{oh}}$ [-]	$C_{D_{ih}}$ [-]	C_{D_h} [-]
-8,00	0,7678	-8,7678	-0,6446	0,0160	0,0294	0,0454
-7,00	1,0305	-8,0305	-0,5904	0,0152	0,0246	0,0398
-6,00	1,2932	-7,2932	-0,5362	0,0138	0,0203	0,0341
-5,00	1,5560	-6,5560	-0,4820	0,0125	0,0164	0,0289
-4,00	1,8187	-5,8187	-0,4278	0,0114	0,0129	0,0243
-3,00	2,0814	-5,0814	-0,3736	0,0104	0,0099	0,0203
-2,00	2,3441	-4,3441	-0,3194	0,0094	0,0072	0,0166
-1,00	2,6069	-3,6069	-0,2652	0,0085	0,0050	0,0135
0,00	2,8696	-2,8696	-0,2110	0,0077	0,0031	0,0108
1,00	3,1323	-2,1323	-0,1568	0,0070	0,0017	0,0087
2,00	3,3950	-1,3950	-0,1026	0,0065	0,0007	0,0072
3,00	3,6578	-0,6578	-0,0484	0,0062	0,0002	0,0064
4,00	3,9205	0,0795	0,0058	0,0061	0,0000	0,0061
5,00	4,1832	0,8168	0,0601	0,0063	0,0003	0,0066
6,00	4,4460	1,5540	0,1143	0,0066	0,0009	0,0075
7,00	4,7087	2,2913	0,1685	0,0072	0,0020	0,0092
8,00	4,9714	3,0286	0,2227	0,0078	0,0035	0,0113
9,00	5,2341	3,7659	0,2769	0,0087	0,0054	0,0141
10,00	5,4969	4,5031	0,3311	0,0097	0,0077	0,0174
10,0986	5,5228	4,5758	0,3364	0,0097	0,0080	0,0177
11,00	5,4330	5,5670	0,4093	0,0110	0,0118	0,0228
12,00	5,3182	6,6818	0,4913	0,0126	0,0171	0,0297
13,00	5,2181	7,7819	0,5722	0,0146	0,0231	0,0377

Continuación de Cuadro B.7.

α_F [°]	$C'_{D_{Par}}$ [-]						$1,05C'_{D_{Par}}$ [-]
	C'_{L_h} [-]	C'_{D_h} [-]	C'_{D_v} [-]	$C'_{D_{NG}}$ [-]	$C'_{D_{MG}}$ [-]	C'_{D_F} [-]	
-8,00	-0,0967	0,0068	0,0005	0,0097	0,0199	0,0699	0,1049
-7,00	-0,0886	0,0060	0,0005	0,0097	0,0199	0,0667	0,1016
-6,00	-0,0804	0,0051	0,0005	0,0097	0,0199	0,0636	0,0983
-5,00	-0,0723	0,0043	0,0005	0,0097	0,0199	0,0600	0,0946
-4,00	-0,0642	0,0037	0,0005	0,0097	0,0199	0,0575	0,0919
-3,00	-0,0560	0,0030	0,0005	0,0097	0,0199	0,0566	0,0910
-2,00	-0,0479	0,0025	0,0005	0,0097	0,0199	0,0557	0,0900
-1,00	-0,0398	0,0020	0,0005	0,0097	0,0199	0,0563	0,0907
0,00	-0,0316	0,0016	0,0005	0,0097	0,0199	0,0580	0,0925
1,00	-0,0235	0,0013	0,0005	0,0097	0,0199	0,0613	0,0959
2,00	-0,0154	0,0011	0,0005	0,0097	0,0199	0,0646	0,0994
3,00	-0,0073	0,0010	0,0005	0,0097	0,0199	0,0695	0,1045
4,00	0,0009	0,0009	0,0005	0,0097	0,0199	0,0754	0,1108
5,00	0,0090	0,0010	0,0005	0,0097	0,0199	0,0830	0,1187
6,00	0,0171	0,0011	0,0005	0,0097	0,0199	0,0905	0,1265
7,00	0,0253	0,0014	0,0005	0,0097	0,0199	0,0996	0,1361
8,00	0,0334	0,0017	0,0005	0,0097	0,0199	0,1097	0,1468
9,00	0,0415	0,0021	0,0005	0,0097	0,0199	0,1215	0,1591
10,00	0,0497	0,0026	0,0005	0,0097	0,0199	0,1332	0,1714
10,0986	0,0505	0,0027	0,0005	0,0097	0,0199	0,1333	0,1716
11,00	0,0614	0,0034	0,0005	0,0097	0,0199	0,1426	0,1812
12,00	0,0737	0,0044	0,0005	0,0097	0,0199	0,1616	0,2012
13,00	0,0858	0,0057	0,0005	0,0097	0,0199	0,1824	0,2231

Continuación de Cuadro B.7.

α_F [°]	C_{L_T} [-]	C_{D_T} [-]	β_T [-]
-8,00	0,1566	0,1288	1,2157
-7,00	0,2514	0,1255	2,0035
-6,00	0,3462	0,1238	2,7951
-5,00	0,4410	0,1228	3,5902
-4,00	0,5358	0,1241	4,3157
-3,00	0,6306	0,1279	4,9287
-2,00	0,7254	0,1327	5,4650
-1,00	0,8202	0,1404	5,8417
0,00	0,9149	0,1496	6,1164
1,00	1,0097	0,1614	6,2578
2,00	1,1045	0,1739	6,3533
3,00	1,1993	0,1904	6,2976
4,00	1,2941	0,2089	6,1959
5,00	1,3889	0,2303	6,0309
6,00	1,4837	0,2529	5,8680
7,00	1,5785	0,2792	5,6536
8,00	1,6733	0,3102	5,3949
9,00	1,7681	0,3530	5,0083
10,00	1,8629	0,3999	4,6582
10,0986	1,8723	0,4066	4,6045
11,00	1,8536	0,4368	4,2432
12,00	1,8280	0,5006	3,6516
13,00	1,8071	0,5733	3,1523

Apéndice C

Plano de Diseño

A continuación se presenta como producto final el plano de diseño genérico del prototipo de UAV, llamado VIR-01.

1

2

3

4

5

6

7

8

A

A

B

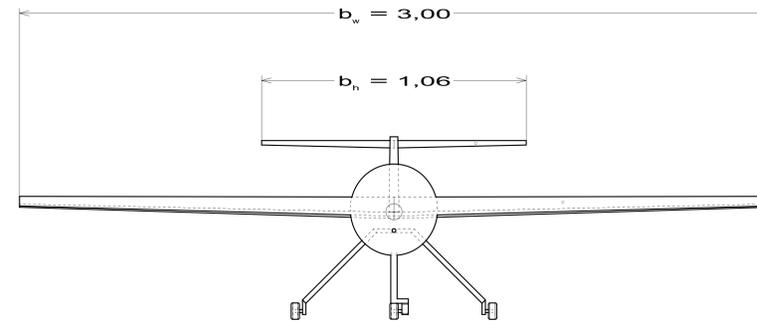
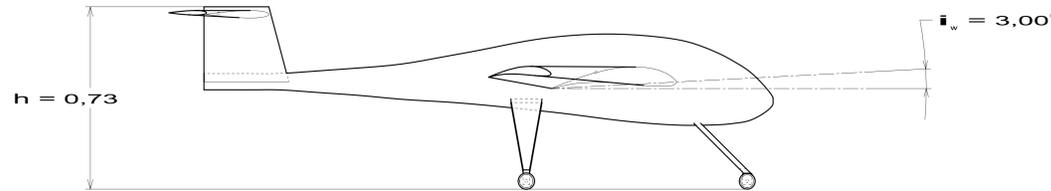
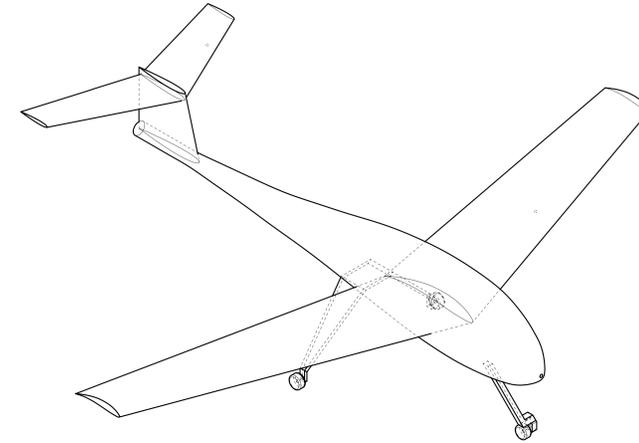
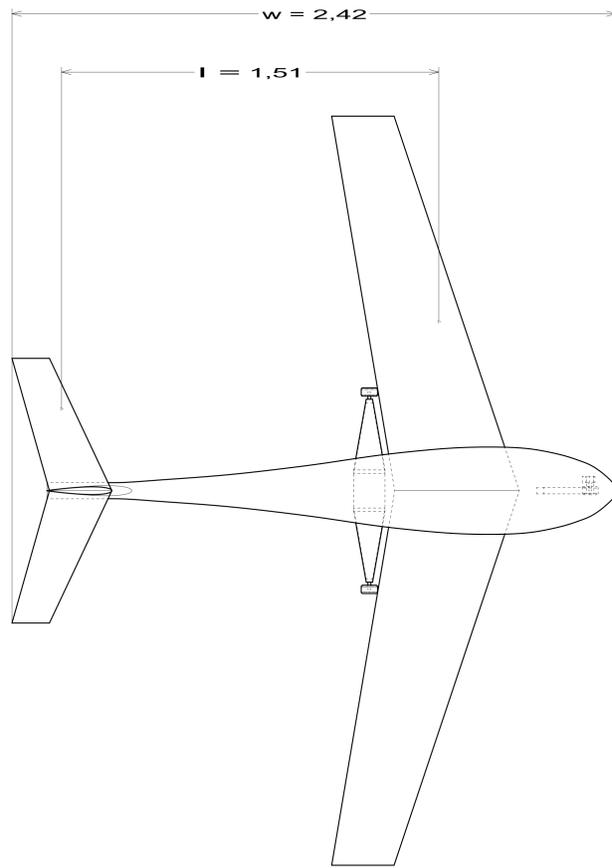
B

C

C

D

D



INSTITUTO
POLITECNICO
NACIONAL
ESIME-UA

Elaborado por:
Ing. Victor Manuel Delgado Romero
Ing. Ruben Olvera Oliva

Revisa por:
Dr. Jose de Jesus Rubio Avila

Aprobado por:
Dr. Jaime Pacheco Martinez

Plano Generico
Proyecto: UAV VIR-01



Escala: 1:10

Formato de Hoja: A0

Acotacion: m

Fecha: Mayo 2011

1

2

3

4

5

6

7

8