
Diseño conceptual y preliminar de
un UAV (*Unmanned Aerial
Vehicle*) tipo MINI para vuelo
FPV (*First Person View*)

Marcela Alexandra Mera Trujillo

Universidad Del Cauca
Facultad de Ciencias Naturales Exactas y de la
Educación
Ingeniería Física
Popayán
2012

Diseño conceptual y preliminar de un UAV
(*Unmanned Aerial Vehicle*) tipo MINI para
vuelo FPV (*First Person View*)

Marcela Alexandra Mera Trujillo

Trabajo de investigación

Director

Ing. Mario Andrés Cordoba

Universidad Del Cauca
Facultad de Ciencias Naturales Exactas y de la Educación
Ingeniería Física
Popayán
2012

Nota de aceptación

DIRECTOR: _____
Ing. Mario Andrés Cordoba

JURADO: _____
M. Sc. Luis Fernando Echeverri

JURADO: _____
M. Sc. Jorge W. Coronel

Fecha de Sustentación: Popayán 28 de Junio de 2012

*A mi madre y mi padre
por brindarme sus
enseñanzas,
a la vida por darme
la oportunidad de vivir,
a mi familia por brindarme
su amor,
a Sergio por compartir parte
de su vida conmigo, y
a la ciencia por darme el
conocimiento para hacer de
este mundo un mejor
lugar para vivir.*

Agradecimientos

*Lo último que se sabe cuando se realiza
un trabajo es por donde empezar.*

Blaise Pascal

Demasiada gente a quien agradecer y muy poco espacio.

Gracias especiales a mis abuelos: Tin, Lala, Oscar y Lola, que aunque no entendieran nada siempre me escucharon atentamente. A mi madre y a mi padre por no dejar que nunca me rinda, a ustedes les debo *TODO*, sin ustedes nada de esto habría pasado. En general a toda mi familia porque estoy hecha de una pequeña parte de cada uno de ustedes.

A Mario Cordoba por su ayuda, gracias por la confianza depositada; a mis profesores de toda mi vida gracias por las enseñanzas.

A Laura Alvares y Francia Naranjo, por su colaboración, ayuda y regañadas, por los trasnochos de estudio, y cafes de madrugada; sin ustedes mi carrera habría sido distinta. A Marie por tu apoyo y confianza en mí, por cada conversación tan profunda y atípicas que mantuvimos. Gracias por todas las Carcajadas!

Por siempre mostrarme el camino, a Dios y a la Santísima Virgen, que desde que nací han guiado mi vida.

A Sergio por las búsquedas que me salvaron la vida, por todo el tiempo y aventuras juntos; por soportarme todas. Gracias por las palabras de apoyo y la paciencia que has tenido conmigo.

A todo aquellas personas que han publicado sus conocimientos en línea en especial a Nathan L., Hever Santoyo, Manuel Verdugo, Marco y Pedro Gomez; que me ayudaron a solucionar varias dudas.

Sin duda he dejado de nombrar a muchas personas que han aportado mucho a mi vida, les pido me perdonen, gracias a ustedes.

Marcela A. Mera

Resumen

El presente trabajo presenta el desarrollo de un proyecto de diseño conceptual y preliminar de MINI *UAV* para ser volado en tiempo real (vuelo *FPV*). Este tipo de vuelo presenta ciertas ventajas para el piloto del avión, generando mayor distancia de vuelo y sensaciones de pilotaje real.

En la realización de este proyecto se hace uso de las herramientas de software ANSYS, AVL, DriveCalc, Profili y SolidEdge, y de las metodologías de diseño para establecer los requerimientos y metas de diseño del *UAV*.

Se sabe que los aviones usados actualmente para practicar vuelo *FPV* son aviones transformados para esta disciplina y, por lo tanto no tienen la capacidad de llevar la carga útil requerida para el desarrollo del vuelo, la meta principal de este diseño es considerar el peso de carga útil necesario, utilizar un perfil aerodinámico cuyo coeficiente de sustentación sea alto y presente alta estabilidad, para desarrollar un boceto de MINI *UAV* para vuelo *FPV*.

Índice

Agradecimientos	v
Resumen	vi
Nomenclatura	xiii
1. Introducción	1
1.1. Motivación y aspectos importantes del trabajo de grado	1
1.2. Tema e importancia del trabajo de grado	1
1.3. Objetivos del trabajo de grado	1
2. Estado del arte	3
2.1. Vehículos aéreos no tripulados	3
2.1.1. Definición	3
2.1.2. Clasificación	3
2.1.3. Antecedentes históricos	3
2.1.4. Mini UAV	6
2.2. Vuelo FPV	6
2.3. Plataformas utilizadas en vehículos aéreos no tripulados	8
2.3.1. Aviones	8
2.3.2. Dirigible	8
2.3.3. Helicóptero	8
2.3.4. Quadrotor	8
2.3.5. Vehículo de diseño específico	8
2.4. Aplicaciones de los vehículos aéreos no tripulados	9
2.4.1. Aplicaciones militares	9
2.4.2. Aplicaciones civiles	9
3. Aeronave	11
3.1. Estructura básica del avión	11
3.1.1. Fuselaje	11
3.1.2. Superficies sustentadoras	11
3.1.3. Superficies estabilizadoras	12
3.1.4. Superficies de control	12
3.1.5. Grupo motopropulsor	13
3.1.6. Tren de aterrizaje	13
3.2. Fuerzas que actúan en vuelo	13

3.2.1. Perfiles aerodinámicos	14
3.2.2. Superficie de sustentación principal (ALA)	15
3.3. Ejes de estabilidad del avión	16
4. Aerodinámica	18
4.1. Fluido	18
4.2. Coeficientes aerodinámicos	19
4.3. Curva de sustentación	20
4.4. Curva Polar	20
5. Requerimientos del MINI UAV	22
5.1. Misión y requisitos de rendimiento del MINI <i>UAV</i>	22
5.2. Especificaciones de diseño iniciales	22
5.3. Perfil de misión	23
6. Diseño del MINI UAV	24
6.1. Introducción al diseño del MINI UAV	24
6.2. Diseño conceptual	25
6.2.1. Ala	26
6.2.2. Fuselaje	26
6.2.3. Empenaje	26
6.2.4. Propulsión	26
6.2.5. Selección de la configuración	27
6.2.6. Configuración final	27
6.3. Diseño preliminar	27
6.3.1. Estimación inicial del peso en despegue	28
6.3.2. Estimación inicial de la carga alar, área alar, envergadura y cuerda del ala	28
6.3.3. Diseño del ala principal	29
6.3.4. Análisis en FLUENT (ANSYS) del perfil	34
6.3.5. Análisis en FLUENT (ANSYS) del ala	37
6.3.6. Diseño del estabilizador horizontal	40
6.3.7. Diseño del estabilizador vertical	41
6.3.8. Diseño de las superficies de control	41
6.3.9. Diseño del fuselaje	43
6.3.10. Análisis el MINI UAV en <i>AVL</i>	44
6.3.11. Planos del MINI <i>UAV</i>	44
6.3.12. Polar del avión	44
6.3.13. Sistema de propulsión	47
6.3.14. Elección de otros componentes	49
6.3.15. Centro de Gravedad	51
6.3.16. Desempeño	52

6.3.17. Vistas en 3D del MINI <i>UAV</i>	56
7. Conclusiones	58
A. Polares a $Re=330000$	59
B. Run case <i>AVL</i>	60
C. Planos MINI <i>UAV</i>	61
D. Gráficas en <i>ANSYS</i> del perfil	62
E. Gráficas de la ala en <i>ANSYS</i>	67
Bibliografía	70

Índice de figuras

2.1. Aviones históricos	5
2.2. Mini UAV	7
2.3. Plataformas utilizadas en UAV	9
3.1. Dispositivos en el ala	11
3.2. Estructura básica del avión	12
3.3. Fuerzas que actúan en vuelo	13
3.4. Características de un perfil alar	14
3.5. Representación gráfica de algunas definiciones del ala	15
3.6. Ejes de estabilidad del avion	16
4.1. Curva de sustentación y polar	21
5.1. Perfil de misión del MINI UAV	23
6.1. Las tres fases de diseño	24
6.2. Prototipo de aviones existentes	25
6.3. Bosquejos del MINI UAV	26
6.4. Bosquejo final del MINI UAV	27
6.5. Peso de objetos voladores vs. Número de Reynolds	31
6.6. Gráficas Polares de los dos perfiles	33
6.7. Gráficas a ángulo de ataque 0° del perfil CLARK Y	35
6.8. Gráficas a ángulo de ataque 5° del perfil CLARK Y	36
6.9. Gráficas a ángulo de ataque 12° del perfil CLARK Y	37
6.10. Gráficas a ángulo de ataque 0° del ala	38
6.11. Gráficas a ángulo de ataque 5° del ala	39
6.12. Gráficas a ángulo de ataque 12° del ala	39
6.13. Perfil NACA 0012	41
6.14. Gráficas Polares del perfil NACA 0012	42
6.15. Geometrías de superficies de control típicas	43
6.16. Geometría del MINI UAV presentadas por AVL	45
6.17. Gráfica polar del avión con datos de AVL	45
6.18. Captura de pantalla parámetros de entrada	48
6.19. Captura de pantalla coincidencia motor- Hélice	49
6.20. Captura de pantalla combinación hélice, motor y batería	50
6.21. AXI4120/14	50
6.22. Fuerzas actuando en el avión en vuelo de descenso	53

6.23. Rata de descenso del MINI <i>UAV</i>	54
6.24. Diagrama $V - n$	55
6.25. Representaciones 3D del MINI <i>UAV</i>	56
D.1. Gráficas a ángulo de ataque 0° del perfil CLARK Y	62
D.2. Gráficas a ángulo de ataque 5° del perfil CLARK Y	63
D.3. Gráficas a ángulo de ataque 12° del perfil CLARK Y	65
D.4. Gráfica de los vectores de velocidad en la zona del borde de salida	66
E.1. Gráficas a ángulo de ataque 0° del ala	67
E.2. Gráficas a ángulo de ataque 5° del ala	68
E.3. Gráficas a ángulo de ataque 12° del ala	69

Índice de Tablas

2.1. Clasificación <i>UAV</i>	4
6.1. Cuadro comparativo de los tres bosquejos	27
6.2. Fracciones de carga útil de los aviones existentes	28
6.3. Posibles configuraciones alares	29
6.4. Perfiles a ser evaluados	31
6.5. Perfiles seleccionados	32
6.6. Eficiencia aerodinámica, $C_{l_{max}}$, Coeficiente de arrastre y C_{Lo}	34
6.7. Resumen parámetros evaluados	34
6.8. Características geométricas del ala	34
6.9. Características geométricas del estabilizador horizontal	40
6.10. Características geométricas del estabilizador vertical	41
6.11. Comparación del fuselaje vs. la envergadura	44
6.12. Comparación de <i>Drag</i> polar	47
6.13. Densidad de los materiales de manufactura	51
6.14. Elementos utilizados en el MINI <i>UAV</i>	51
6.15. Rata de ascenso del MIN <i>UAV</i>	52
6.16. Calculo de la características del desempeño del MINI <i>UAV</i>	53

Nomenclatura

ANSYS: software de simulación de ingeniería

AVL: Athena Vortex Lattice. Software.

CA: Centro aerodinámico.

CAD: Computer-aided design: Diseño asistido por ordenador

CFD: Computational fluid dynamics: Dinámica de fluido computacional.

CG: Centro de gravedad.

EH: Estabilizador horizontal.

EUROUVS: European Association of Unmanned Vehicles Systems: Asociación Europea de sistemas de vehículos no tripulados.

EV: Estabilizador vertical.

FPV: First Person View: Vista en primera persona.

MINI: Categoría de clasificación para UAV.

RC: Rate-of-climb: rata de ascenso.

RD: Rate-of-descent: rata de deceso.

UAS: Unmanned Aircraft System: Sistema aéreo no tripulado.

UAV: Unmanned Aerial Vehicle: Vehículo aéreo no tripulado.

1 Introducción

1.1. Motivación y aspectos importantes del trabajo de grado

En la actualidad los aviones no tripulados (*UAV*, por sus siglas en inglés Unmanned Aerial Vehicle) están siendo usados con mayor facilidad, a pesar de haber sido desarrollados inicialmente para aplicaciones militares. Los *UAV* tienen un campo de aplicación importante a nivel civil, ya que podrían usarse como aparatos para darle seguimiento a incendios forestales o catástrofes de diversos tipos sean o no de origen natural, tareas de rescate, fotografía aérea, etc.

1.2. Tema e importancia del trabajo de grado

La idea, surgida dentro del grupo de investigación en Ingeniería Aeroespacial de la Universidad del Cauca, se centra en desarrollar una propuesta de *MINI UAV* para vuelo *FPV*, de aplicación económica y empleando los conocimientos en Ingeniería Física aprendidos dentro de la carrera. De esta manera, el presente proyecto podría servir de guía o referente a todas aquellas personas dispuestas a iniciarse en la creación de aeronaves no tripuladas para vuelo *FPV* o para diversos propósitos como monitoreo meteorológico, búsqueda y reconocimientos de objetivos, etc., dado el bajo costo de construcción y operación, y el bajo riesgo de vidas humanas.

1.3. Objetivos del trabajo de grado

Para el desarrollo del objetivo general, realizar el diseño conceptual y preliminar de una aeronave para vuelo *FPV* tipo mini *UAV*, de la propuesta de trabajo de grado presentada, se esbozan otros objetivos de menor carácter. A continuación se presenta cada uno de los objetivos específicos:

- * Calcular la configuración física del mini *UAV*, teniendo en cuenta aeronaves existentes.
- * Seleccionar la planta motriz.
- * Analizar la misión de vuelo del mini *UAV* propuesto en vuelo *FPV*.
- * Analizar la dinámica del vuelo *FPV* del mini *UAV* propuesto.

- * Proponer un boceto de construcción de la aeronave mini *UAV*.
- * Verificar los resultados obtenidos mediante herramienta de software libre (*AVL*).
- * Realizar un análisis de la aerodinámica del modelo propuesto por medio de la herramienta de software *ANSYS*.

2 Estado del arte

2.1. Vehículos aéreos no tripulados

2.1.1. Definición

La definición de un sistema UAV, según el Departamento de Defensa Estadounidense¹, es un vehículo aéreo, propulsado, que no transporte ningún operador humano, que usa las fuerzas aerodinámicas para elevar el vehículo, pueda volar de forma autónoma o ser pilotado remotamente, pueda ser desechable o recuperable, y pueda llevar a bordo una carga útil letal o no letal. Los vehículos balísticos o semi balísticos, misiles de crucero y proyectiles de artillería no son considerados vehículos aéreos no tripulados.

Tomando la clasificación de la Asociación Europea de Sistemas de Vehículos no Tripulados: EUROUVS² (European Association of Unmanned Vehicles Systems), un UAV puede definirse como un vehículo aéreo motorizado, el cual puede ser:

- Reutilizable o desechable
- Remotamente controlado, semi-autónomo, autónomo o cualquier combinación de estas tres características
- Capaz de sobrevolar un objeto o
- Capaz de transportar diferentes tipos de cargas, haciéndoles capaces de realizar tareas útiles en la atmósfera terrestre o más allá de la misma, y con una duración de vuelo acorde a la tarea a realizar.

2.1.2. Clasificación

En la actualidad se puede clasificar a los UAV según sus características de vuelo como se observa en la tabla 2.1. Esta abarca tanto aplicaciones civiles como militares (Cosme Huertas, 2009).

2.1.3. Antecedentes históricos

La iniciativa de un avión no tripulado, se remonta a la idea de un avión radio controlado a finales de la segunda guerra mundial, pero solo fueron los conflictos árabes israelíes

¹Cambone, S.A., Krieg, K.J., Pace, P., Wells II, L. "Unmanned Aircraft Systems (UAS) Roadmap, 2005-2030". Department of Defense, United States of America, 2005

²<http://www.euro-uvs.org/>

Tabla 2.1: Clasificación UAV

Categoría	Acrónimo	Alcance (km)	Altitud de vuelo (m)	Autonomía (h)	Carga máxima (Kg)
Micro <250gr	Micro	<10	250	1	<5
Mini <25 Kg	Mini	<10	150 y 300	<2	<30
Alcance cercano	CR	10 a 30	3000	2 a 4	150
Alcance corto	SR	30 a 70	3000	3 a 6	200
Alcance medio	MR	70 a 200	5000	6 a 10	1250
Altitud baja	LADP	>250	50 a 9000	0.5 a 1	350
Altitud media	MRE	>500	8000	10 a 18	1250
Autonomía alta Altitud baja	LALE	>500	3000	>24	<30
Autonomía alta Altitud media	MALE	>500	14000	24 a 48	1500
Autonomía alta Altitud alta	HALE	>2000	20000	24 a 48	12000
Combate	UCAV	1500	10000	2	10000
Ofensivo	LETH	300	4000	3 a 4	250
Señuelo	DEC	500	5000	<4	250
Estratosférico	STRATO	>2000	20000 y 30000	>48	ND
EXO-estratosférico	EXO	ND	>30000	ND	ND
ND: No Definido					

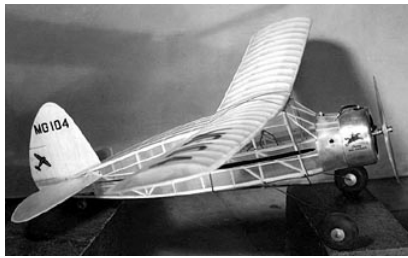
los que motivaron a la creación de aeronaves no tripuladas, para operaciones de vigilancia y observación del campo de batalla.

El primer prototipo de avión a radio control, *Dennyplane Jr.* (ver figura 2.1(a))³, creado por Reginald Denny, vendido por diez dólares en 1935, no se inspiraba en ningún avión conocido pero tenía un aspecto propio de las aeronaves de los años veinte. Estos Aviones radio controlados vendidos al Ejército de EEUU fueron utilizados para que los artilleros los empleasen en sus prácticas de tiro. Reginald Denny murió en 1967 y en la industria de la guerra es considerado **el padre del primer avión no tripulado fabricado en masa** (Zin, Aviones no tripulados a).

³Fuente: HARGRAVE, the Pioneer. Reginald Denny (1891-1967) [en línea]. <http://www.ctie.monash.edu.au/hargrave/dennyplane_jr.html> [Citado en Febrero 10 de 2012]

Después de la segunda guerra mundial, Ryan Aeronautical Company empezó a producir aviones no tripulados como el *Ryan Firebee*), que fue usado como blanco. Sin embargo, en 1960 Norman Sakamoto tuvo la idea de montar cámaras en las aeronaves para realizar labores de reconocimiento y espionaje, lo que comenzó a transformar el uso de estos dispositivos aéreos manejados a control remoto (Zin, Aviones no tripulados c).

Figura 2.1: Aviones históricos



(a) Denny Jr.



(b) RQ-2 Pioneer

En 1962, la Fuerza Aérea de los Estados Unidos dio un millón de dólares, dentro del marco del programa Big Safari, para que el *Ryan Firebee* fuese **convertido en un avión no tripulado espía**. Más de mil unidades, bajo el nombre en clave de Lightning Bug, volaron por los cielos de Vietnam sacando fotografías de los objetivos enemigos y bloqueando radares durante el enfrentamiento armado contra los vietnamitas (Zin, Aviones no tripulados b).

El final del conflicto de Vietnam llevó a la Fuerza Aérea de Estados Unidos a dejar en tierra a los *Ryan Firebee*. Israel, donde los enfrentamientos bélicos se sucedían con regularidad, fue entonces quien tomó el dominio del desarrollo de los aviones no tripulados.

Luego de la guerra en 1973, Alvin Ellis comenzó el trabajo de investigación de un avión pequeño, no tripulado, que pudiera llevar cámaras para transmitir en tiempo real las operaciones que realizaba el enemigo (Álvaro Mora Prado, Aviones sin piloto UAV y UCAV). Luego de varios tropiezos de algunos prototipos Ellis consiguió en 1975 su primer acierto, el *Mastiff*. Israel Aircraft Industries, la empresa que había rechazado la propuesta inicial de Alvin Ellis, ya había sacado al mercado un modelo casi idéntico al que bautizó como *Scout*. La invasión del Líbano de 1982 sería el escenario en el que se pondrían a prueba estos aviones no tripulados. Sin embargo, el verdadero triunfo de los *drones* israelíes llegaría en el valle de la Bekaa, donde permitiría las imágenes que captaron posible la destrucción de 28 misiles tierra aire pertenecientes a Siria en junio de 1982.

Los Estados Unidos fueron entonces testigos de la forma en que las Fuerzas Aéreas israelíes usaban los aviones no tripulados *Mastiff* y *Scout*, no sólo para detectar las baterías enemigas, sino para provocar que descargasen sus municiones antes de que fueran atacadas por aviones convencionales y para obstruir sus radares y sistemas de comunicación.

En 1985 la Marina estadounidense sacó a licitación el pedido de aviones no tripulados. Israel Aircraft Industries y la empresa Tadiran se unieron a un socio norteamericano, la empresa AAI, con base en Maryland, presentaron una propuesta. Y después de ganar el concurso público, empezaron a fabricar la versión estadounidense del *Scout* y el *Mastiff*, a la que llamaría *RQ2-Pioneer* (ver figura 2.1(b))⁴.

Los Pioneer se estrenarían en 1991, durante la Guerra del Golfo. Los aviones servían para que los artilleros recibiesen órdenes precisas de los sitios a los que debían disparar.

En la década de los 90, con la guerra de los Balcanes o las guerras del Golfo, demostraron las enormes posibilidades de los *UAS (UAV)* en misiones de vigilancia y reconocimiento, provocando un mayor interés de las administraciones militares en estos sistemas. En consecuencia, desde 2001 se observa un crecimiento espectacular de las inversiones gubernamentales en los *UAS*, en paralelo al desarrollo de nuevos conflictos en Israel, Líbano, Afganistán e Irak.

Actualmente existen más de 700 diseños de todas las categorías (de los cuales más de 500 son de uso exclusivamente militar), en diferentes estados de desarrollo o implementación. En el ámbito de la OTAN, los países que la componen tiene actualmente en sus arsenales unos 51 *UAS* de categoría *HALE*, 195 *MALE* y unos 3.300 tácticos o Minis (ver tabla 2.1) y el Departamento de Defensa de los Estados Unidos tiene declarados más de 5.300 *UAS* en sus inventarios (Sistema de Observación y Prospectiva Tecnológica (SOPT), 2006).

2.1.4. Mini UAV

Los *mini UAVs* pertenecen a la categoría de las aeronaves más pequeñas, su máximo techo de vuelo es sobre los 300 metros de altitud sobre suelo. Estos pueden operar sitios urbanos o dentro de edificaciones, volando a lo largo de pasillos y llevar dispositivos de grabación, transmisión o cámaras de video miniaturas (Ver figura 2.2).

La categoría de *Mini UAVs* descrita en la tabla 2.1, se define como cualquier *UAV* que pese por debajo de los 30 Kilogramos, vuele a altitudes entre 150 y 300 metros, con un rendimiento de cerca de dos horas de operación. La mayoría de *mini UAVs* son predominantemente de ala giratoria con despegue y aterrizaje vertical.

2.2. Vuelo FPV

FPV es la abreviatura del inglés “*First Person View*” lo que traducido sería “*Vista en Primera Persona*”, el nombre proviene de cómo el modelo vuela. En este tipo de vuelo los sentidos del piloto son engañados dando como resultado una sensación de estar inmersos

⁴Fuente: MILITARY.COM ENTERTAINMENT. rq-2 pioneer uav [en línea]. <<http://tech.military.com/equipment/view/89670/rq-2-pioneer-uav.html>> [Citado en Febrero 10 de 2012]

Figura 2.2: Mini UAV

Fuente: JONES, Hank, MLB Company . Mini-UAVs for Convoy Protection. En: Unmanned System magazine, May/ June 2004. [Citado en Diciembre 16 de 2010]

dentro del aeromodelo, tal como si se piloteara desde la cabina de un avión real, de ahí el término “*primera persona*”.

La característica principal del vuelo *FPV* es que los aviones tienen montada una cámara que transmite video en tiempo real, y el piloto en tierra ve el avión viendo las imágenes que este le envía. Por esto se pueden grabar videos y tomar fotos desde el mismo.

El equipo de FPV: El equipo de transmisión de video para el FPV, consta básicamente de una cámara y un transmisor de video instalados en el avión, y de un receptor más un equipo para visión, situados en tierra al lado del piloto. El conjunto sirve para transmitir la imagen y el sonido en tiempo real al piloto del avión.

- * **La cámara:** Las cámaras utilizadas en FPV son las denominadas mini - cámaras. Poseen un sensor ccd de 1/4 o 1/3 de pulgada, una resolución que oscila entre 380 y 520 líneas y una óptica reducida, pero que debe de tener una apertura de al menos 60-70 grados.
- * **El transmisor de video:** La transmisión de la señal captada por la lente se realiza en dos frecuencias básicas: 2.4GHz y 900MHz. Existen transmisores de distintas potencias de emisión, pero en general los más utilizados oscilan entre 500mW y 1000mW. Con menos potencia el alcance es escaso y con más potencia aparecen interferencias entre el equipo de transmisión y el receptor del radiomodelo.
- * **Los receptores:** Vienen conjuntamente con el transmisor. Se debe tener en cuenta que no haya cambio de las frecuencias de los aparatos o se reduzca o elimine el número de frecuencias compatibles.
- * **Los servos de cámara:** Estos se conectan a dos receptores libres del transmisor y se montan para el manejo direccional de la cámara. Estos son opcionales.

2.3. Plataformas utilizadas en vehículos aéreos no tripulados

2.3.1. Aviones

El avión es un tipo de aeronave cuyas características físicas más sobresaliente son las alas que tiene dispuestas a sus costados y la propulsión ejercida por un solo motor, o varios, que le permite volar.

Entre los UAV más conocidos están los aviones militares como el Predator, utilizados en la mayoría de los casos como aviones de observación y en algún caso como aviones de combate.

2.3.2. Dirigible

Un dirigible es un aeróstato autopropulsado y con capacidad de maniobra para ser manejado como una aeronave. Fue el primer artefacto volador capaz de ser controlado en un vuelo largo. Actualmente se los utiliza en una serie de aplicaciones secundarias, especialmente publicidad.

2.3.3. Helicóptero

Un helicóptero es una maquina voladora que utiliza alas rotativas (rotor) para poder elevarse, como propulsión y fuerzas de control, que le permiten mantenerse en vuelo estacionario con respecto al suelo.

2.3.4. Quadrotor

Un quadrotor (ver figura 2.3(a))⁵ se puede definir como una aeronave que se eleva y se desplaza por el movimiento de cuatro motores colocados en los extremos de una estructura en forma de cruz (configuración de cuatro rotores coplanarios). Normalmente se utiliza el nombre inglés quadrotor aunque también existe la traducción cuadricóptero.

2.3.5. Vehículo de diseño específico

Son aeronaves de carácter innovador y desarrolladas para tareas específicas de campo. Esta gama de aeronaves son los que presenta mayor dificultad de diseño, por ejemplo la posibilidad de convertir un helicóptero en avión durante el vuelo es una de las características que despierta mayor interés (ver figura 2.3(b))⁶.

⁵Fuente: TEChEBLOG, Drone [en línea]. <<http://www.techeblog.com/index.php/tech-gadget/drone-the-5-coolest-videos>> [Citado en Febrero 10 de 2012]

⁶Fuente: FAM Fuerzas militares del mundo, Microfalcon UAV [en línea]. <<http://fuerzasmilitaresdelmundo.blogspot.com/2012/02/microfalcon-uav-completa-vuelos->

Figura 2.3: Plataformas utilizadas en UAV

(a) Quadrotor



(b) Vehículo de diseño específico

2.4. Aplicaciones de los vehículos aéreos no tripulados

Los *UAV* son idóneos para aplicaciones donde sea necesario el censado de parámetros y adquisición de datos.

2.4.1. Aplicaciones militares

En acciones militares los *UAV* son bastante utilizados, desde los más pequeños (difícil de detectar por los radares) hasta los más grandes. Una de las grandes características a destacar a la hora de utilizar los *UAV* en misiones militares es que no arriesgamos vidas humanas y lo único que podemos perder es todo el sistema *UAV*.

2.4.2. Aplicaciones civiles

Inspección: una de las capacidades más valoradas es la gran maniobrabilidad que presentan algunos sistemas *UAV*. Esto puede ser utilizado para la inspección de obras civiles como edificios o estructuras de gran envergadura. Estos vehículos pueden ir dotados de cámaras de video y ayudar a la supervisión de la obra desde diferentes ángulos sin poner en riesgo las vidas humanas y reduciendo el tiempo de ejecución.

Fotografía aérea: o adquisición de datos aéreos es un área importante ya que se puede extraer bastante información del terreno. En este aspecto se utilizan tanto los vehículos más pequeños hasta los más grandes, ya que según la altitud en la que se quiera hacer las fotografías se elegirá uno u otro.

Vigilancia: los equipos de seguridad tanto privados como los policiales pueden utilizar estos sistemas para la vigilancia de una zona en concreto o de soporte en alguna tarea específica.

Reconocimiento de desastres: al ser vehículos no tripulados, puede servir para el reconocimiento inicial de desastres tales como explosiones nucleares o en situaciones en las que se pondría en peligro la integridad de los pilotos.

3 Aeronave

3.1. Estructura básica del avión

3.1.1. Fuselaje

Cuerpo central del avión. Alberga y protege la carga de pago, cabina de tripulación y diversos sistemas y equipos. Actúa como estructura central del avión, a la que se le acoplan las demás. (Ver figura 3.2)

3.1.2. Superficies sustentadoras

a. **Ala:** Elemento que genera la mayor contribución a la fuerza de sustentación. Puede contener los depósitos de combustible, el tren de aterrizaje y el grupo motopropulsor (Ver figura 3.2). Dispositivos que alberga: (Ver figura 3.1)

- *Winglets* (1): su misión es reducir la resistencia inducida del ala ya que evita la conexión entre intradós y extradós.

- Alerones: se encargan de controlar el movimiento del avión de balance.

. Alerón de baja velocidad (2).

. Alerón de alta velocidad (3).

- Dispositivos hipersustentadores

. *Flaps* de borde de salida (7,8).

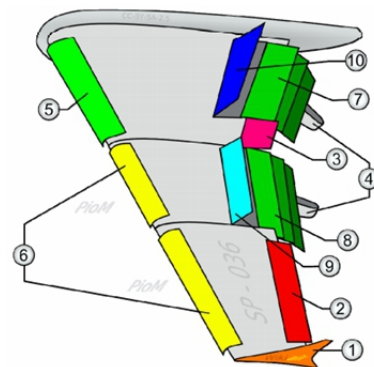
. *Flap* de borde de ataque (5).

. *Slats* (6).

- *Spoilers* (frenos) (9 y 10).

b. Dispositivos hipersustentadores (*flaps*, *slats*): Proporcionan la sustentación suficiente en maniobras a baja velocidad, donde la sustentación del ala limpia es insuficiente (Ver figura 3.2). Se usan durante despegue, aproximación y aterrizaje.

Figura 3.1: Dispositivos en el ala



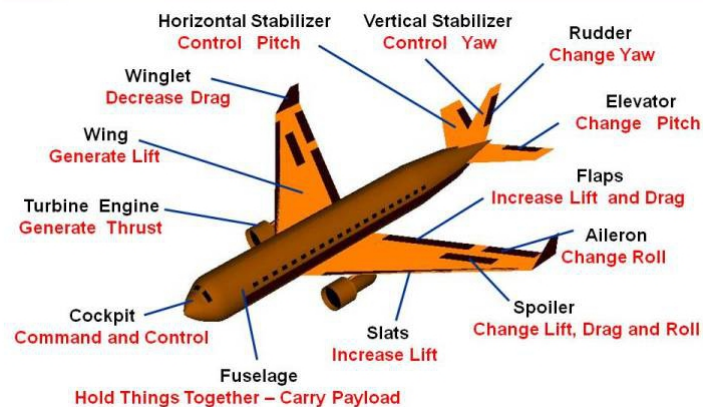
Fuente: GAVILÁN, Francisco; ROCERO, Sergio. Aeronaves y vehículos espaciales. Tema 2: Descripción general de las aeronaves, pag 14 [en línea] <<http://aero.us.es/AVE/archivos/Y0910/Tema2.pdf>> [Citado en Febrero 17 de 2012]

3.1.3. Superficies estabilizadoras

La ubicación del ala y de los motores tiene gran influencia en el diseño de los estabilizadores. (Ver figura 3.2) (Jiménez y Roncero, 2009a)

- Estabilizador horizontal: Proporciona estabilidad en cabeceo. Puede adoptar distintas configuraciones; en general se sitúa detrás del ala (en la cola), aunque a veces esté delante (en este caso recibe el nombre de canard) e incluso puede formar parte de la propia ala (en el caso de alas delta). Es necesario para equilibrar el avión y contribuye a la fuerza de sustentación total.
- Estabilizador vertical (*deriva*): Proporciona estabilidad en guiñada. Se ubica detrás del ala, pudiendo estar formado por un sólo plano o por dos, y en este caso, rectos o en forma de V.

Figura 3.2: Estructura básica del avión



Fuente: NATIONAL AERONAUTICS AND SPACE ADMINISTRATION. Airplane parts and function [en línea]. <<http://www.grc.nasa.gov/WWW/k-12/airplane/airplane.html>> [Citado en Febrero 17 de 2012]

3.1.4. Superficies de control

(Ver figura 3.2)

- Timón de profundidad (*elevator*): Superficie móvil ubicada en el estabilizador horizontal. Controla el movimiento de cabeceo del avión.
- Timón de dirección (*rudder*): Superficie móvil ubicada en estabilizador vertical. Controla el movimiento de guiñada del avión.
- Alerones (*aileron*): Se ubican en los extremos del ala. Controlan el movimiento de balance del avión. Se operan de forma antisimétrica (cuando uno sube el otro baja y viceversa)
- Spoilers*: Son destructores de sustentación. Se usan en el aterrizaje para prevenir el "rebote" y frenar el avión. Durante el crucero, aceleran el descenso en caso de emergencia. Ayudan a controlar virajes. (Jiménez y Roncero, 2009a)

3.1.5. Grupo motopropulsor

Proporciona el empuje necesario para el vuelo, así como la potencia que requieren los sistemas de a bordo. Pueden situarse en las alas o en el fuselaje (Ver figura 3.2). Tipos de plantas propulsoras:

Motores alternativos, turbofans, turbohélices, turborreactores.

3.1.6. Tren de aterrizaje

Es el conjunto de ruedas, soportes, amortiguadores y otros equipos que una aeronave utiliza para aterrizar o maniobrar sobre una superficie.

Tipos de configuración:

- Rueda de cola.
- Triciclo.
- Tándem.

3.2. Fuerzas que actúan en vuelo

Un aeroplano, como cualquier otro objeto, se mantiene estático en el suelo debido a la acción de dos fuerzas: su peso, debido a la gravedad, que lo mantiene en el suelo, y la inercia o resistencia al avance que lo mantiene parado. Para que este aeroplano vuele será necesario contrarrestar el efecto de estas dos fuerzas negativas, **peso y resistencia**, mediante otras dos fuerzas positivas de sentido contrario, **sustentación y empuje** respectivamente. Así, el empuje ha de superar la resistencia que opone el avión a avanzar, y la sustentación superar el peso del avión manteniéndolo en el aire.

Figura 3.3: Fuerzas que actúan en vuelo



Fuente: MUÑOZ, Miguel Angel. Nociones básicas de vuelo [en línea]
<<http://www.manualvuelo.com/PBV/PBV13.html>> [Citado en Febrero 17 de 2012]

La **sustentación** (*lift*): Es la fuerza desarrollada por un perfil aerodinámico moviéndose en el aire, ejercida de abajo arriba, y cuya dirección es perpendicular al viento relativo y a la envergadura del avión (no necesariamente perpendiculares al horizonte). Se suele representar con la letra L del inglés Lift = Sustentación.

El **peso** es la fuerza de atracción gravitatoria sobre un cuerpo, siendo su dirección perpendicular a la superficie de la tierra, su sentido hacia abajo, y su intensidad proporcional a la masa de dicho cuerpo. Esta fuerza es la que atrae al avión hacia la tierra y ha de ser

contrarrestada por la fuerza de sustentación para mantener al avión en el aire.

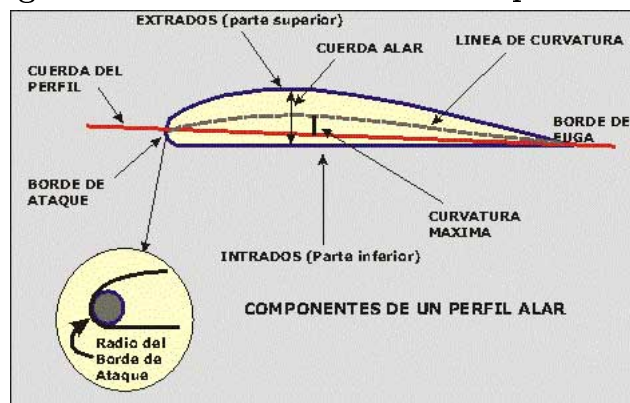
La **resistencia** (*Drag*) es la fuerza que impide o retarda el movimiento de un aeroplano. La resistencia actúa de forma paralela y en la misma dirección que el viento relativo, aunque también podríamos afirmar que la resistencia es paralela y de dirección opuesta a la trayectoria.

Empuje o tracción (*Trust*): Para vencer la inercia del avión parado, acelerarlo en la carrera de despegue o en vuelo, mantener una tasa de ascenso adecuada, vencer la resistencia al avance, etc... se necesita una fuerza: el empuje o tracción. Esta fuerza se obtiene acelerando una masa de aire a una velocidad mayor que la del aeroplano. La reacción, de igual intensidad pero de sentido opuesto mueve el avión hacia adelante. En aviones de hélice, la fuerza de propulsión la genera la rotación de la hélice, movida por el motor (convencional o turbina); en reactores, la propulsión se logra por la expulsión violenta de los gases quemados por la turbina. Esta fuerza se ejerce en la misma dirección a la que apunta el eje del sistema propulsor, que suele ser más o menos paralela al eje longitudinal del avión. (Ángel Muñoz, 2004)

3.2.1. Perfiles aerodinámicos

Un perfil aerodinámico es una superficie sustentadora muy eficiente capaz de generar la fuerza de sustentación necesaria y al mismo tiempo una resistencia aerodinámica pequeña $L \gg D$.

Figura 3.4: Características de un perfil alar



Fuente: A.P.U.C.A. Asociación de pilotos U-Control Argentinos. Curso básico de aeromodelismo [en línea] <http://www.apuca.com.ar/Curso_Pagina_3.htm> [Citado en Febrero 17 de 2012]

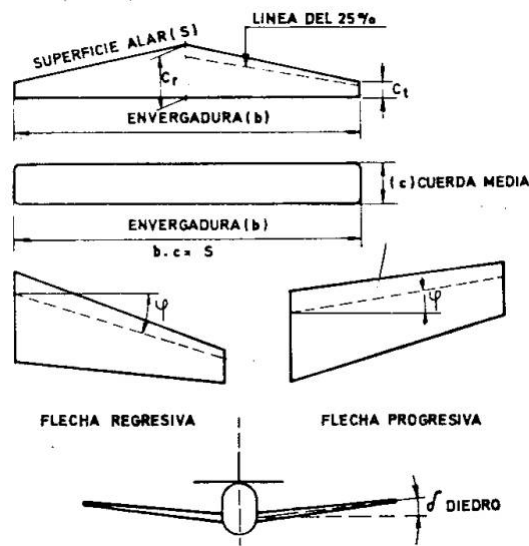
Características generales: (ver figura 3.4)

- **Borde de ataque** y **borde de salida**: puntos más adelantado y más atrasado, respectivamente, del perfil.
- **Extradós** e **intradós**: superficies superior e inferior, respectivamente, comprendidas entre el borde de ataque y el de salida.

- **Cuerda:** línea recta que une los bordes de ataque y de salida, así como la longitud del segmento formado por ambos puntos.
- **Línea de curvatura:** lugar geométrico de los puntos que equidistan del extradós y del intradós en sentido perpendicular a la cuerda. (Un perfil que no tiene curvatura se dice que es simétrico).

3.2.2. Superficie de sustentación principal (ALA)

Figura 3.5: Representación gráfica de algunas definiciones del ala



Fuente: OLIMPIADAS NACIONALES DE CONTENIDOS EDUCATIVOS EN INTERNET. Alas: Terminología de ala [en línea] <http://www.oni.escuelas.edu.ar/2003/buenos_aires/62/tecnolog/alas.htm> [Citado en Febrero 17 de 2012]

- *Envergadura* (b) (wing span): Corresponde a la mayor distancia entre las puntas del ala. (Mera, 2011)
- *Cuerda media geométrica* (c) (mean geometric chord): Se define como como la superficie alar (S) dividida por la envergadura del ala.

$$\bar{c} = \frac{c_r + c_t}{2} = \frac{S}{b} \quad (3.1)$$

- *Alargamiento* (AR) (Aspect Ratio): Relación entre la envergadura (b) y la cuerda media (c)

$$AR = \frac{b^2}{S} \quad (3.2)$$

- *Estrechamiento* (λ) (Taper ratio): Corresponde a la relación entre la cuerda del perfil en la punta (c_t) y la cuerda del perfil en el encastre (c_r).

$$\lambda = \frac{c_t}{c_r} \quad (3.3)$$

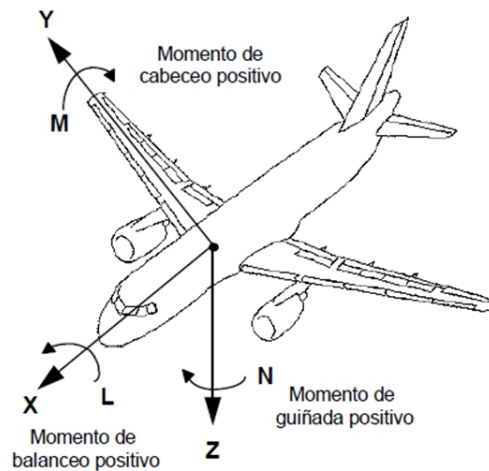
(Taper ratio=Tip chord / Root chord)

- *Superficie alar* (S) (wing area): Corresponde a la proyección vertical de la superficie del contorno del ala. Esta superficie se encuentra limitada por sus bordes anterior y posterior y las puntas de ala.
- *Línea de 1/4 de la cuerda* (c/4) (sweep c/4 line): A partir del borde de ataque, línea trazada uniendo, a lo largo de la envergadura, los puntos situados a 1/4 de la cuerda.
- *Flecha* ($L_{1/4}$) (sweepback angle): Es el ángulo que forma la línea de 1/4 de la cuerda y la perpendicular al eje longitudinal de la aeronave.
- *Diedro* (Dihedral): Un ala puede encontrarse por encima, por debajo o en el plano horizontal de la aeronave. El diedro corresponde al ángulo del ala con la citada horizontal. Si el ala se encuentra por encima del plano horizontal el diedro es positivo; diedro negativo si el ángulo se encuentra por debajo y diedro cero cuando el ala se encuentra en el plano horizontal de la aeronave.

3.3. Ejes de estabilidad del avión

El avión tiene tres ejes:(de aviación ultraligera, 2010)

Figura 3.6: Ejes de estabilidad del avión



Fuente: PORTAL DE AVIACIÓN ULTRALIGERA. Modulo 2: La aeronave, unidad 2: mecánica de vuelo. pag 5 [en línea] <http://www.ultraligero.net/Cursos/mecanica/mecanica_de_vuelo.pdf> [Citado en Febrero 17 de 2012]

- * **Longitudinal:** El origen está en el centro de gravedad y está situado en el plano de simetría del avión y hacia el morro. Se le define como eje OX. Alrededor de este eje se produce un movimiento de balanceo o alabeo (*roll*).
- * **Lateral:** El origen está en el centro de gravedad y es perpendicular al plano de simetría del avión, siendo su sentido positivo hacia el ala derecha. Se le define como OY. Alrededor de este eje se produce un movimiento de cabeceo (*pitch*).

- * **Vertical:** El origen está en el centro de gravedad, está situado en el plano de simetría del avión y su sentido positivo es hacia abajo. Este eje se define por OZ. Alrededor de este eje se produce un movimiento de guiñada (*yaw*).

Alrededor de estos ejes se generan tres momentos posibles a los que se asignan tres letras para su identificación.

- El momento **L** positivo alrededor del eje longitudinal, produciría un movimiento de balance.
- El momento **N** positivo alrededor del eje vertical, produciría un movimiento de guiñada positivo haciendo girar el avión hacia la derecha.
- Un momento **M** positivo alrededor del eje lateral, produciría un movimiento de cabeceo que tendería a encabritar el avión.

4 Aerodinámica

Es la rama de la mecánica de fluidos que se ocupa del movimiento del aire y otros fluidos gaseosos, y de las fuerzas que actúan sobre los cuerpos que se mueven en dichos fluidos. (Zitnik, 2011)

4.1. Fluido

Fluido es una sustancia que se deforma continuamente, cuando está sometido a un esfuerzo de corte o tangencial. De esta forma lo que define al fluido es su comportamiento y no su composición. Los fluidos se clasifican en líquidos y gases. (Soriano, 2009)

- **Propiedades de los fluidos:** Los fluidos, como todos los materiales, tienen propiedades físicas que permiten caracterizar y cuantificar su comportamiento así como distinguirlos de otros.
 1. **Densidad:** Se denomina densidad de un cuerpo a la cantidad de materia por unidad de volumen de una sustancia. Cuando se presentan variaciones de la densidad a través de un campo de fluido se determina que se está analizando un fluido compresible, de lo contrario el fluido se considera incompresible. (Jhon D. Anderson, 1999)
 2. **Presión:** La presión, se define como la relación que existe entre la fuerza normal y el área de la superficie en la que actúa la fuerza. La fuerza que produce presión, es aquella que actúa perpendicular al área de la superficie. (Soriano, 2009)
 3. **Viscosidad:** La viscosidad es una propiedad distintiva de los fluidos. Está ligada a la resistencia que opone un fluido a deformarse continuamente cuando se le somete a un esfuerzo de corte. (Soriano, 2009)
 4. **Temperatura:** la temperatura de un gas es directamente proporcional al promedio de energía cinética de las moléculas de un fluido; como resultado de esto, un incremento en la temperatura, elevará la energía cinética de las moléculas y por ende la energía interna del sistema será más alta. (Jhon D. Anderson, 1999)

El **Número de Reynolds** es un número adimensional utilizado en mecánica de fluidos, para comparar la importancia relativa entre las fuerzas de inercia y la viscosidad de un determinado flujo. Por ejemplo, un flujo con un número de Reynolds alrededor de 100.000 (típico en el movimiento de una aeronave pequeña) expresa que las fuerzas viscosas son 100.000 veces menores que las fuerzas inerciales, y por lo tanto aquellas pueden ser ignoradas (Jiménez y Roncero, 2009b). La ecuación 1 presenta la fórmula para esta variable.

$$Re = \frac{\rho * \nu * l}{\mu} \quad (4.1)$$

ρ : Densidad absoluta
 ν : Velocidad media
 μ : Viscosidad dinámica
 l : Longitud característica

El **Número Mach** es una constante adimensional que relaciona la velocidad de flujo y la velocidad del sonido. Por tanto, los flujos supersónicos tienen un número de Mach superior a 1.

$$M = \frac{V}{V_s} \quad (4.2)$$

V : Velocidad del objeto
 V_s : Velocidad del sonido

La utilidad del *número Mach* reside en que permite expresar la velocidad de un objeto no de forma absoluta en (*km/h o m/s*), sino tomando como referencia la velocidad del sonido, de esta manera no es necesario conocer la velocidad del sonido para saber si un avión que vuela a una velocidad dada, la ha superado; basta con determinar su número Mach. El régimen de vuelo del avión se clasifica de acuerdo con el valor del número de Mach en: (Jiménez y Roncero, 2009c)

Subsónico $M < 0,8$
Transónico $0,8 < M < 1,2$
Supersónico $1,2 < M < 5$
Hipersónico $M > 5$

4.2. Coeficientes aerodinámicos

Para el cálculo de las fuerzas en una aeronave se utiliza un método que se basa en las formas adimensionales denominadas números o coeficientes, generalmente resultado de la razón de dos fuerzas y, por tanto, independientes de las unidades de medida. (Mera, 2011)

- *Coefficiente de sustentación* C_L (Lift coefficient): Es la relación entre la fuerza de sustentación y la fuerza dinámica, descrita por la formula:

$$C_L = \frac{L}{\frac{1}{2}\rho V^2 S} \quad (4.3)$$

- *Coefficiente de arrastre* C_D (Drag coefficient): Es definido similarmente a el coeficiente de sustentación: relación entre la fuerza de resistencia y la fuerza dinámica, descrita por la formula:

$$C_D = \frac{D}{\frac{1}{2}\rho V^2 S} \quad (4.4)$$

- *Coefficiente de momento de cabeceo* C_M (Pitching moment coefficient): Es un poco diferente de la definición del C_L y C_D , este es dividido por una longitud de referencia, la cuerda del perfil alar (C) y está descrita por la formula:

$$C_M = \frac{M}{\frac{1}{2}\rho V^2 S C} \quad (4.5)$$

- *Coefficiente de presión C_P* (Pressure coefficient): Es la relación entre la presión estática y la presión dinámica, está descrita por la siguiente formula:

$$C_M = \frac{P - P_0}{\frac{1}{2}\rho V^2} \quad (4.6)$$

Donde la presión dinámica Q , descrita por la relación: $Q = 1/2\rho V^2$ encontradas en las formulas anteriores

4.3. Curva de sustentación

Propiedades de la curva de sustentación:

- Cl aumenta con α .
- La variación es aproximadamente lineal para ángulos de ataque moderados.
- Perfiles con curvatura $Cl > 0$ para $\alpha = 0$.
- Perfiles simétricos $Cl = 0$ para $\alpha = 0$.
- Existe un valor de α con el que se obtiene el **máximo coeficiente de sustentación** (Cl_{max}). A partir del Cl_{max} el coeficiente de sustentación disminuye, es lo que se conoce como **entrada en pérdida**.

Como se ve en la figura 4.1(a) ⁷ el coeficiente de sustentación (Cl) aumenta con el ángulo de ataque hasta llegar al Cl máximo o "*stall*", a partir del cual la sustentación disminuye con el ángulo de ataque.

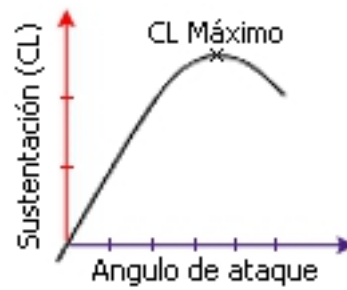
4.4. Curva Polar

Función que relaciona el coeficiente de resistencia (Cd) con el de sustentación (Cl). Su comportamiento indica que ambas variables son proporcionales y un aumento en una, se refleja como un aumento en la otra. La polar del avión es fundamental para estimar correctamente las actuaciones del avión. La curva ofrece una lectura directa del arrastre, indeseable, en función de la sustentación, lo cual resulta útil en el análisis del comportamiento de un perfil aerodinámico, ya que permite inferir puntos óptimos de trabajo. La construcción de la polar se construye contabilizando las distintas partes por separado y sumándolas luego con factores de corrección (ver figura 4.1)(b) ⁸. (Jiménez y Roncero, 2009d)

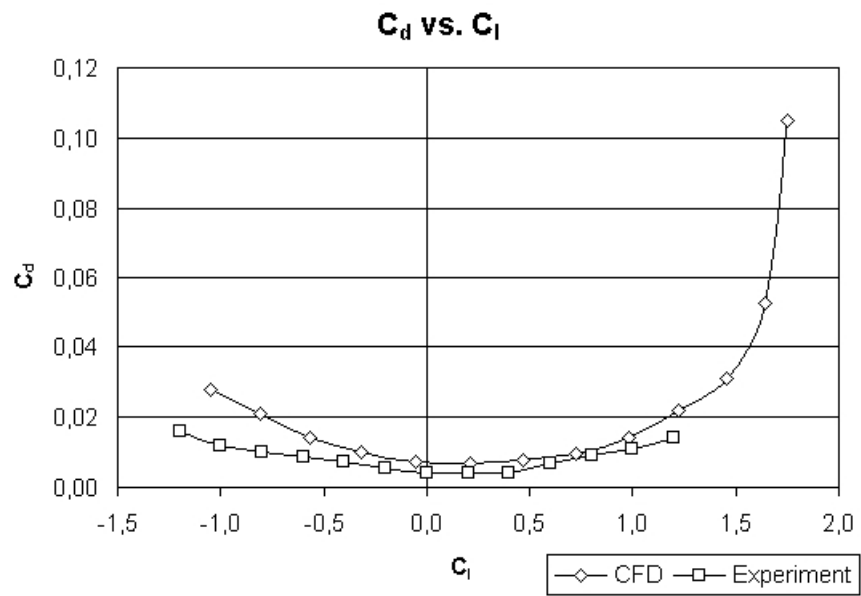
⁷Fuente: MUÑOZ, Migel Angel. Nociones básicas de vuelo

⁸Fuente: AEROSPACE ENGINEERING. Appendix B: NACA 65₃-218 Airfoil RESULTS

Figura 4.1: Curva de sustentación y polar



(a) Curva de sustentación



(b) Curva polar

5 Requerimientos del MINI UAV

5.1. Misión y requisitos de rendimiento del MINI UAV

Teniendo en cuenta los objetivos del proyecto, varios parámetros de diseño fueron identificados para el MINI UAV. Características importantes de misión que se va a llevar a cabo son consideradas de alta prioridad y se establecieron como metas. La plataforma a de tener que cumplir con los siguientes criterios para todas las misiones:

Funcionalidad: el MINI UAV será capaz de ser pilotado bajo vuelo *FPV*.

Portabilidad: la plataforma ha de ser de fácil transporte hacia y desde las áreas de vuelo. Todo el *Hardware* de la plataforma debe ser de tamaño compacto. La modularización del sistema facilitará el ensamblaje y el desensamblaje.

Simplicidad: el sistema tiene que ser muy simple de operar y mantener. El MINI UAV debe tener un alto grado de estabilidad y controlabilidad. El armazón del avión debe ser construido de materiales y componentes que sean fácilmente reparables o reemplazables.

Costo: el total del costo del MINI UAV y costo de operación debe ser muy bajo.

5.2. Especificaciones de diseño iniciales

Dados los parámetros de diseño del sistema, la plataforma necesita cumplir las siguientes especificaciones de desempeño para completar con éxito la captura de imágenes en la misión:

* **Rendimiento:** Para vuelo *FPV* el tiempo característico para las operaciones básicamente está limitado por la energía necesaria para el motor, servos, receptor y el video. Por lo tanto es conveniente que estén separadas la parte de energía para el motor y la del video, para evitar interferencias provenientes del motor y por otro lado, por seguridad. Para obtener un vuelo satisfactorio, el tiempo de vuelo es mínimo de 10 minutos.

* **Rango de misión:** el rango de misión es la máxima distancia permitida entre el MINI UAV y el operador. Este parámetro es dado por el equipo de control (radio) y el de transmisión de datos.

* **Máxima altitud:** la máxima altitud es definida por las limitaciones del operador (reconocimiento de terreno aéreo). Como la altitud operativa aumenta, para el operador llega ser mas difícil de distinguir a que altitud se encuentra volando o si este esta ganando

o perdiendo altura. La máxima altura de operación para un MINI *UAV* debe ser de 300 metros.

* **Carga útil:** el MINI *UAV* tiene que ser capaz de tener una carga útil para el equipameto de vuelo *FPV* de masa de aproximadamente 700 gramos.

* **Velocidad de vuelo:** una baja velocidad de crucero es requerida para obtener imágenes definidas y hacer aterrizajes fácilmente. La velocidad de crucero máxima debe ser 20 *m/s*.

* **Condiciones de operación:** El viento es la condición restrictiva principal para la operación del MINI *UAV*. La plataforma espera ser operable en condiciones de bajo viento. También esta puede ser operable sobre cielos nublados o con precipitaciones bajas (condiciones dependientes de la transmisión de video).

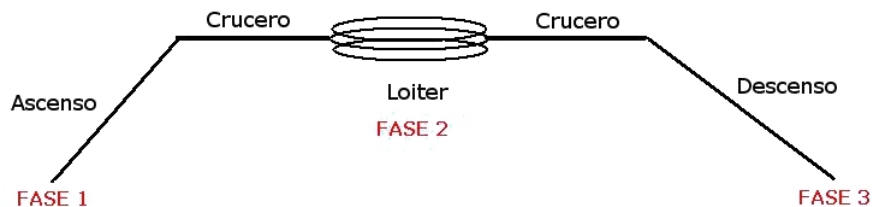
* **Lanzamiento y recuperación:** El sistema requiere de lanzamiento a mano o con un sistema de lanzamiento mecánico. El sistema también espera ser lo suficientemente fuerte para hacer los aterrizajes de panza en superficies sin preparar o terrenos con vegetación.

5.3. Perfil de misión

Para el diseño del MINI *UAV*, el perfil de la misión se muestra en la Figura 5.1. Los detalles de cada fase de la misión son como sigue:

- > **Fase 1:** el MINI *UAV* será lanzado a mano y comenzará a subir de forma continua hasta alcanzar la altitud de crucero máxima, si es necesario.
- > **Fase 2:** el MINI *UAV* navegará a la altitud de crucero máxima, dando círculos o *loiter*, para la toma de datos visuales.
- > **Fase 3:** el MINI *UAV* iniciará el descenso de regreso a la tierra.

Figura 5.1: Perfil de misión del MINI *UAV*

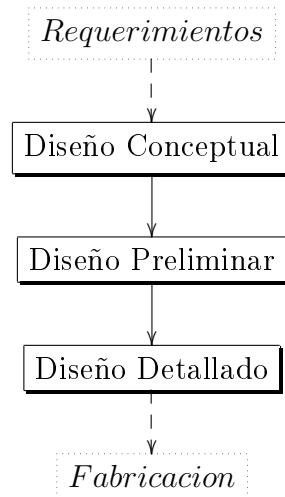


6 Diseño del MINI UAV

6.1. Introducción al diseño del MINI UAV

Un nuevo modelo de aeronave empieza con la identificación de las necesidades en-vueltas dentro de un set de requerimientos específicos. Para generar el primer prototipo es necesario definir el proceso de diseño. El diseño es tradicionalmente implementado en tres fases (figura 6.1). Cada fase es caracterizada por diferentes niveles de decisiones para ser tomadas, análisis de desempeño e implementación de herramientas de diseño.

Figura 6.1: Las tres fases de diseño



El diseño conceptual es la primera etapa de decisiones en el diseño. Principalmente, las características de la configuración básica se encuentran en esta etapa. Se hace uso de estudios para el desarrollo inicial de estimación de pesos, tamaño y parámetros de desempeño.

El diseño preliminar es concerniente a la configuración que el diseño conceptual detalle. Pocos cambios a la configuración final son hechos y se empieza el análisis del diseño. El nivel de detalle es incrementado en esta etapa.

El diseño detallado es la fase terminal del diseño. En esta etapa es completamente desarrollado el prototipo. Se hacen los ensayos de los elementos y subsistemas, y las simulaciones proveen una correcta estimación de desempeño.

En este proyecto se desarrolló las dos primeras etapas del diseño y se hizo un boceto del MINI UAV.

6.2. Diseño conceptual

La primera etapa en la elección de un concepto de aeronave se inicio con el estudio de los aviones radio controlados modificados utilizados para vuelo *FPV*. La figura 6.2⁹ muestra los prototipos de aeronaves existentes. Las características de los aviones no tripulados fueron estudiadas para desarrollar un bosquejo para el proyecto. La primera fase fue la selección de posibles configuraciones de aeronaves: tipo de ala, el fuselaje, tren de aterrizaje y la propulsión. La figura 6.3 muestra las posibles configuraciones de diseño del MINI *UAV* para su posterior análisis.

Figura 6.2: Prototipo de aviones existentes



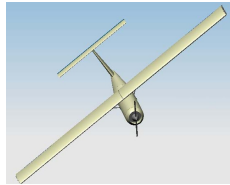
(a) Sonic 185 Glider



(b) Hawk Sky



(c) Eagle Wing



(d) Mantis



(e) Easy Glider



(f) Phoenix



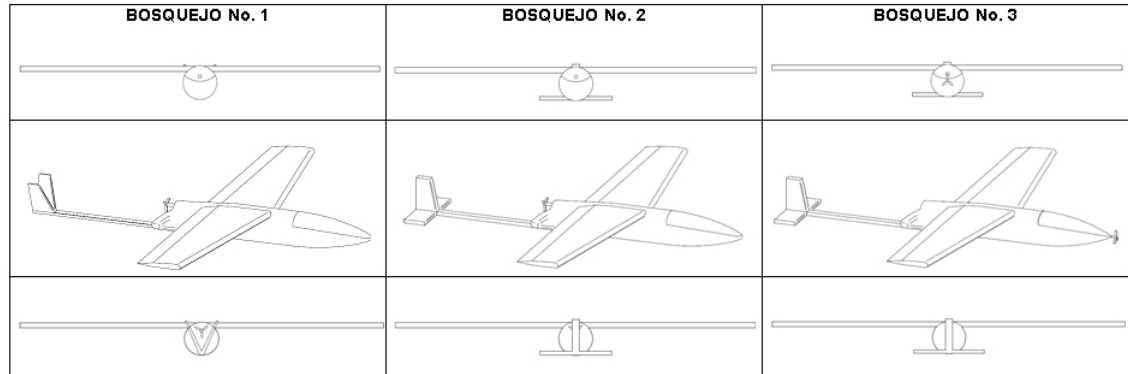
(g) Easy Star



(h) Sky Walker

⁹Fuente: [Citado en Marzo 12 de 2012] [en línea] (a) <<http://cach.cl/foroSMF/index.php?topic=11169.0>> (b) <http://www.helimax.es/b2c/index.php?page=pp_productos.php&tbusq=1&codf=113&md=1&idioma=1> (c) <http://www.tormodel.com/catalog/product_info.php?products_id=662> (d) y (f) (e) <<http://www.fpv-rc.com/es/aviones-fpv-uav/28-rr-easy-glider-pro.html>> (g) <<http://www.rcjuampa.com.ar/index.php?cPath=91&osCsId=c15d501438d5d58190c6f65e49bbae57>> (h) <<http://www.heliplane.es/aviones-rc-iniciacion/699-avion-skywalker-fpv-v3.html>>

Figura 6.3: Bosquejos del MINI UAV

*Esquemas sin escala*

6.2.1. Ala

Los tres bosquejos presentan un ala tipo monoplano la cual presenta sencillez y rendimiento por unidad de peso. Tomado los requerimientos de la aeronave, si el vuelo que se desea en misión es estable, la posición del ala con respecto al fuselaje que entrega mejor estabilidad es una ala alta.

6.2.2. Fuselaje

Para vuelo *FPV* el *MINI UAV* requiere tener un fuselaje robusto pero liviano, con gran espacio para permitir introducir el equipamiento *FPV*. Como el aterrizaje va a ser de panza el fuselaje debe llevar un refuerzo en la parte inferior de este.

6.2.3. Empenaje

Haciendo el análisis desde el punto de vista de la parte final del diseño del avión, la construcción de la cola tipo V no es la más aconsejable porque presenta mayor complejidad en la fabricación que una cola tipo convencional o de tipo T. Por lo tanto, una cola tipo convencional nos genera un ahorro en el peso del sistema.

6.2.4. Propulsión

En los bosquejos se utilizan motores de tipo pusher (impulsor) y tractor (tractor). Por el tipo de vuelo que la aeronave va a realizar el motor pusher generaría una vista limpia del espacio de vuelo, con la otra configuración de motor la vista del paisaje se vería interrumpida por el paso continuo de las aspas de la hélice. En cuanto a la aerodinámica el motor pusher proporciona una opción eficiente ya que se logra que los estabilizadores de cola reciban aire limpio directo del motor, pero un diseño como el N° 1 y N° 2 presenta una desventaja en cuanto a la estabilidad del sistema, pues al acelerar a tope si el motor no es bien colocado hará picar al avión. El motor tipo tractor presentado en el bosquejo

N° 3 permite la compensación de pesos con respecto al peso de la cola.

Los motores son tipo eléctricos por las ventajas que presenta ante los glow o nafteros, estos casi no producen vibraciones (vibraciones en cámara producen imágenes borrosas). Por otro lado, no esparcen ningún tipo de residuo: aceite o resto de combustible, que podrían ensuciar el lente de la cámara entorpeciendo la visibilidad.

6.2.5. Selección de la configuración

En el proceso de evaluación del diseño conceptual se determinó que la opción más acorde con las ventajas que su diseño presenta es la opción N°3. Aunque se prefiera una imagen limpia, sin la hélice interponiéndose, la hélice delante del MINI UAV da una sensación más cercana a la de estar en un avión. El cuadro comparativo de las ventajas de los tres bosquejos se presenta en la tabla 6.1

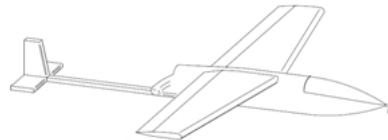
Tabla 6.1: Cuadro comparativo de los tres bosquejos

Bosquejo N°	Estabilidad	Vuelo FPV	Aerodinámica	Construcción	Peso
1	*	*			
2	*	*		*	
3	*		*	*	*

6.2.6. Configuración final

El bosquejo para el diseño conceptual seleccionado se muestra en la figura 6.4. El diseño utiliza un motor tipo tractor sin escobillas con un único paquete de baterías para su funcionamiento, este es independiente del paquete para el equipo FPV. Sin tren de aterrizaje y en lugar de un fuselaje convencional (completo) la aeronave utiliza un armazón principal en la parte delantera y una barrilla rígida para unir la parte posterior, cola.

Figura 6.4: Bosquejo final del MINI UAV



6.3. Diseño preliminar

El proceso de diseño preliminar del MINI UAV está basado primordialmente en las restricciones que el vuelo FPV demande, las cuales se toman en cuenta procurando una adecuada distribución geométrica. Se calcula primeramente el peso en despegue de la aeronave de acuerdo a los requerimientos y metas del diseño.

6.3.1. Estimación inicial del peso en despegue

Con el fin de tener una estimación del peso en despegue del MINI UAV se tienen en cuenta los valores históricos (ver figura 6.2) de las fracciones de peso de carga útil.

Tabla 6.2: Fracciones de carga útil de los aviones existentes

	Phoenix	Mantis	Easy Star	Easy Glider	Sonic	Sky	Eagle	Hawk
Peso W_{TO} [kg]	4.5	5	1.5	1.7	1.9	1.6	1.6	1.5
Peso W_{PL} [kg]	0.25	0.4	0.4	0.5	0.4	0.5	0.4	0.5
W_{PL}/W_{TO}	0.05	0.08	0.26	0.29	0.21	0.31	0.25	0.33

El valor promedio de los resultados de fracción de carga útil es:

$$\frac{W_{PL}}{W_{TO}} = 0,22 \quad (6.1)$$

Con el fin de asegurar el éxito de la misión, fue imperativo que la carga seleccionada cumpla con los requisitos de misión. Después de una investigación, con el fin de encontrar el equipo FPV que cumpliera con las expectativas (cámara de bajo peso, equipo de transmisión de video), el peso de carga útil inicial se estima para todo el equipo FPV incluido los cables en: $W_{PL} = 0,7Kg$.

Por tanto, utilizando los valores referenciados, es posible estimar un valor inicial del peso en despegue del MINI UAV.

$$W_{TO} = \frac{W_{PL}}{0,22} = 3,1Kg \quad (6.2)$$

6.3.2. Estimación inicial de la carga alar, área alar, envergadura y cuerda del ala

- **Carga alar WL :**

La carga alar es el cociente que resulta al dividir el peso de la aeronave por la superficie alar. Este afecta en el campo estructural y de propulsión. Es decir, afecta a la velocidad de pérdida, la tasa de ascenso, las distancias de despegue y aterrizaje y las actuaciones a su vez. Ésta también afecta el peso de despegue del avión. Una carga alar baja generalmente significa un ala más grande, lo que puede mejorar el rendimiento, pero se tendría el arrastre adicional debido a la mayor área mojada y peso en vacío adicional debido a la estructura más grande del ala, y se aumenta de peso de despegue para realizar la misión requerida.

$$WL = \frac{W_{TO}}{S} \quad (6.3)$$

W_{TO} : Peso en despegue.

- **Área alar S :**

Es la superficie de las alas, incluyendo la parte del ala que pueda estar cubierta por el fuselaje o góndolas de los motores.

$$S = \frac{W_{TO}}{WL} = \frac{b^2}{AR} \quad (6.4)$$

- **Relación de aspecto AR :**

Relaciona la envergadura del ala con la superficie en contacto con el fluido. Un ala con una alta relación de aspecto tiene puntas más separadas que el ala de un área equivalente a una relación de aspecto baja. Por lo tanto, la cantidad del ala afectada por el vórtice de punta, debido a los efectos 3D que tienden a disminuir la diferencia de presión entre la superficie superior e inferior, es menor para un ala de alta relación de aspecto que para un ala a una baja relación de aspecto. En otras palabras, un ala de alta relación de aspecto no experimenta tanto una pérdida de sustentación y el aumento de la resistencia debido a los efectos de punta como un ala de baja relación de aspecto de igual área. Por otro lado una relación de aspecto superior generalmente aumentará el peso estructural del ala y por tanto del avión debido al aumento de tensiones que el ala sufre. Los planos de cola poseen un bajo valor de AR , lo cual retrasa la pérdida en el plano de cola, asegurando el adecuado control aerodinámico.

$$AR = \frac{b^2}{S} \quad (6.5)$$

- **Envergadura b :**

Corresponde a la mayor distancia entre las puntas del ala.

$$b = \sqrt{S * AR} \quad (6.6)$$

Teniendo en cuenta los requisitos de la misión para el MINI *UAV* y las ecuaciones anteriores, es posible obtener diferentes configuraciones alares, la combinación (*opción 4*) de valores ver tabla 6.3, parece ser un buen compromiso que respeta las limitaciones.

Tabla 6.3: Posibles configuraciones alares

Opción	AR	WL [Kg/m]	S [m ²]	b [m]	c [m]
1	4.5	6.2	0.5	1.50	0.33
2	5	6	0.52	1.61	0.32
3	5.5	6	0.52	1.69	0.31
4	6	6.4	0.48	1.70	0.28
5	6.5	6.2	0.5	1.80	0.28

6.3.3. Diseño del ala principal

El diseño del ala comenzó con la selección del perfil aerodinámico, la elección esta dada por las facilidades de manufactura y las condiciones aerodinámicas adecuadas, ya que para el MINI *UAV* una geometría alar que ofrezca bajo arrastre y alta estabilidad es la adecuada.

- **Elección del perfil:** De acuerdo con los requerimientos, se consideran algunos factores significativos del perfil aerodinámico, tales como: geometría del perfil, bajo número de Reynolds e información teórica.

Se aclara que el vuelo se supone es en Popayán 1737 msnm, por lo tanto los valores de viscosidad y densidad del aire son correspondientes a esta altura. Con lo establecido hasta el momento se calcula el coeficiente de sustentación para el ala.

$$C_{Lo} = \frac{2W_{TO}}{\rho * V^2 * S} = 0,316 \quad (6.7)$$

A continuación se calcula el número de Reynolds

$$Re = \frac{Velocidad * cuerda * Densidad_{absoluta}}{viscosidad_{dinamica}} = 328687 \quad (6.8)$$

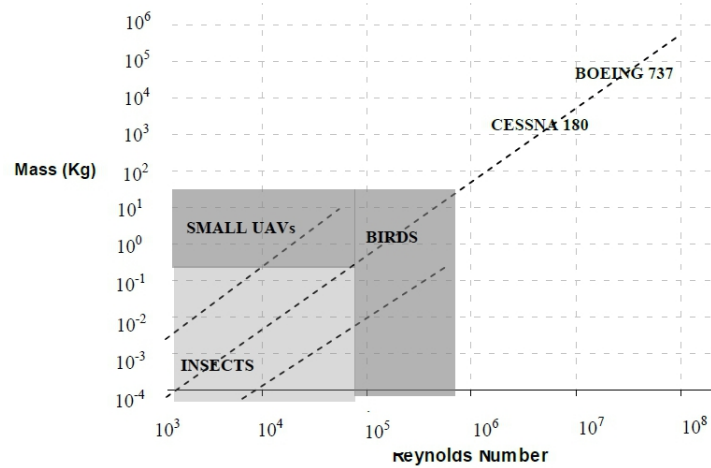
Con la anterior ecuación se determina el número de Reynolds para hacer el posterior análisis del perfil alar. El valor calculado se encuentra en el rango de valores de bajo número de Reynolds.

La misión del MINI UAV exige que este tenga un buen coeficiente de sustentación, se busca un perfil con C_{Lo} mayor a cero grado. Así, se requiere un C_{Dmin} pequeño para disminuir el consumo de batería debido a la resistencia al arrastre generado. Para el coeficiente de momento (C_m) se quiere una gráfica cercana a cero, para que el avión sea lo más estable posible. Y también la relación C_L/C_D se precisa lo más alta posible.

El filtro inicial para la selección del perfil se fundamenta en lo siguiente:

- Bajo número de Reynolds: el número de Reynolds, aproximado entre 100000 y 1000000 (ver figura 6.5), indica la categoría de vuelo de la aeronave y limita el número de perfiles disponibles (www.ae.illinois.edu/m-selig/ads.html).
- Información teórica: el perfil seleccionado debe tener características aerodinámicas existentes, que permitan ser consultados en registros experimentales.
- Geometría del perfil: la complejidad en la geometría del perfil de ser de tal modo que la construcción del perfil no se dificulte hasta tal punto que no se garanticen las coordenadas geométricas que definen las superficies. Parámetros analizados en cada perfil:
 - Borde de fuga (BF): no agudo.
 - Borde de ataque (BA): no agudo.
 - Curvas suaves.

Se seleccionan cuatro perfiles, de los criterios anteriores, para la evaluación (Ver tabla 6.4).

Figura 6.5: Peso de objetos voladores vs. Número de Reynolds

Fuente: LANDOLFO, Giuseppe. Aerodynamic and structural design of a small nonplanar wing UAV. Dayton, Ohio, 2008. pag 25. Trabajo de grado (Master en ciencia en Ingeniería aeroespacial). Universidad de Dayton. Escuela de ingeniería: <<http://etd.ohiolink.edu/send-pdf.cgi/Landolfo%20Giuseppe.pdf?dayton1262089704>> [Citado en Marzo 16 de 2012]

Tabla 6.4: Perfiles a ser evaluados

Perfil	Esquema	Geometría del perfil
DAE - 21		+
NACA 4415		-
CLARK Y		-
S4062		+

+ BA o BF agudo, NO curvas suaves, - BA y BF no ángulos agudos, curvas suaves

Estos dos perfiles cumplen con los requerimientos de construcción y cubren un rango bueno de curvatura, espesor y radio de ataque como se puede ver en la tabla 6.5

En la etapa final de selección del perfil alar, un análisis de las características aerodinámicas conlleva a la determinación del perfil a usar. Las variables aerodinámicas son obtenidas en la comparación de los dos perfiles por medio del software Profili 2.16, el cual arroja los valores del coeficiente de arrastre, sustentación y el momento para cada ángulo de ataque entre -10° y 15° y para diferentes números de Reynolds.

Tabla 6.5: Perfiles seleccionadosCLARK Y
NACA 4415

Parámetro	Clark Y	NACA 4415
Espesor Máximo	11.7 % de la cuerda	15 % de la cuerda
Concavidad máxima	3.4 % de la cuerda	4 % de la cuerda
Radio del borde de ataque	1.2 % de la cuerda	2.6 % de la cuerda
Ángulo del borde de fuga	15.3°	25.6°

Para análisis del comportamiento del perfil se determinan una variación del ángulo de ataque de -4° a 13° para los perfiles seleccionados (ver Apéndice A) a número de Reynolds 330000. Para ángulos mayores de 13° las características aerodinámicas pueden generar resultados inadmisibles, dado los fenómenos de separación y turbulencia presentados en la etapa de pérdida de sustentación.

La figura 6.6 ¹⁰ presenta las gráficas obtenidas con Profili 2.16, para las variables a analizar.

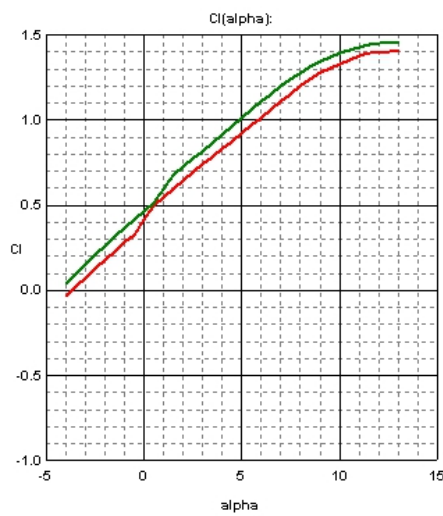
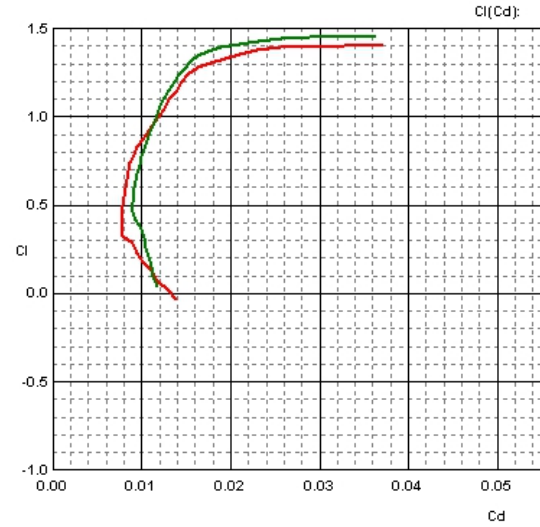
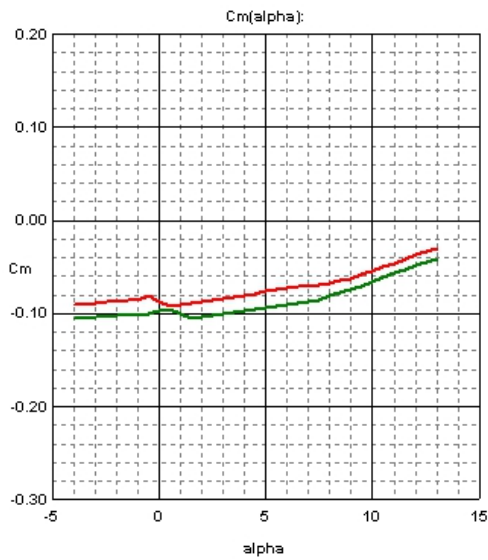
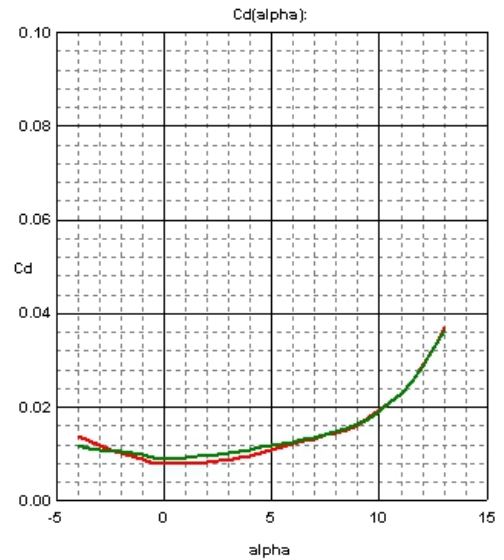
Por medio de la gráfica C_l vs. C_d (ver gráfica 6.6 (b)) se halla la eficiencia aerodinámica, el trazo de una línea tangente a la curva es designado como el mejor C_l/C_d (ver Tabla 6.6).

Al analizar la gráfica C_l vs ángulo de ataque (AOA) se observa el punto conocido como $C_{l_{max}}$ (ver gráfica 6.6 (a)), el cual determinará a partir de que ángulo, el fluido se desprende del perfil. Como la aeronave se requiere estable a cambios bruscos de ángulos, por lo tanto, se seleccionaron el mayor valor de α en el $C_{l_{max}}$ (ver Tabla 6.6).

El siguiente parámetro de análisis es el coeficiente de arrastre. En la gráfica (ver gráfica 6.6 (d)) C_d vs AOA se busca que a $\alpha=0^\circ$, el valor de C_d sea lo más bajo posible (ver Tabla 6.6).

¹⁰Clark Y: Rojo; NACA 4415: Verde

Figura 6.6: Gráficas Polares de los dos perfiles

(a) C_l vs AOA(b) C_l vs C_d (c) C_m vs AOA(d) C_d vs AOA

El último parámetro de análisis es el coeficiente de momento C_m . En la curva C_m vs AOA (ver gráfica 6.6 (c)), se busca que sea lo más plana posible y más cercana a 0. Esto determinará que la aeronave mantenga un vuelo sin movimientos bruscos sobre el eje lateral (ver Tabla 6.6).

La figura 6.6 (c) muestra que el perfil Clark Y presenta la curva más cercana a 0 y su curva es aproximadamente plana y similar al otro perfil (NACA 4415).

Tabla 6.6: Eficiencia aerodinámica, $C_{l_{max}}$, Coeficiente de arrastre y C_{Lo}

Perfil	C_l/C_d	Ángulo	$C_d (\alpha = 0)$	C_{Lo}
NACA 4415	88.066	12	0.0090	> 0.31
CLARK Y	87.547	12	0.0078	> 0.31

En la tabla 6.7, se realiza un resumen de cada parámetro evaluado para determinar la escogencia del perfil para la planta alar. Como se muestra en la tabla 6.7 de acuerdo a los criterios anteriores, se determina que el perfil aerodinámico más apropiado para cumplir la misión de vuelo es el CLARK Y.

Tabla 6.7: Resumen parámetros evaluados

Perfil	C_l vs α	C_d vs α	C_m vs α	C_l/C_d	C_{Lo}
NACA 4415	–	–	–	–	–
CLARK Y	–	–	–	–	–

- **Configuración alar:** Para el desarrollo de diseño del ala se toman en cuenta los datos preliminares establecidos anteriormente (ver Tabla 6.3).

Para el MINI UAV se elige un ala rectangular dado a que es más fácil su fabricación y a los bajos momentos de flexión que este tipo de ala presenta.

Tabla 6.8: Características geométricas del ala

Concepto	Dimensión
c	0.28 m
b	1.70 m
S	0.48 m ²
AR	6
Perfil	Clark Y

6.3.4. Análisis en FLUENT (ANSYS) del perfil

Con la herramienta de software ANSYS y principalmente con el componente de software FLUENT se realizó la predicción de las características aerodinámicas más importantes del perfil Clark Y, mediante técnicas de dinámica de Fluidos Computacional (CFD).

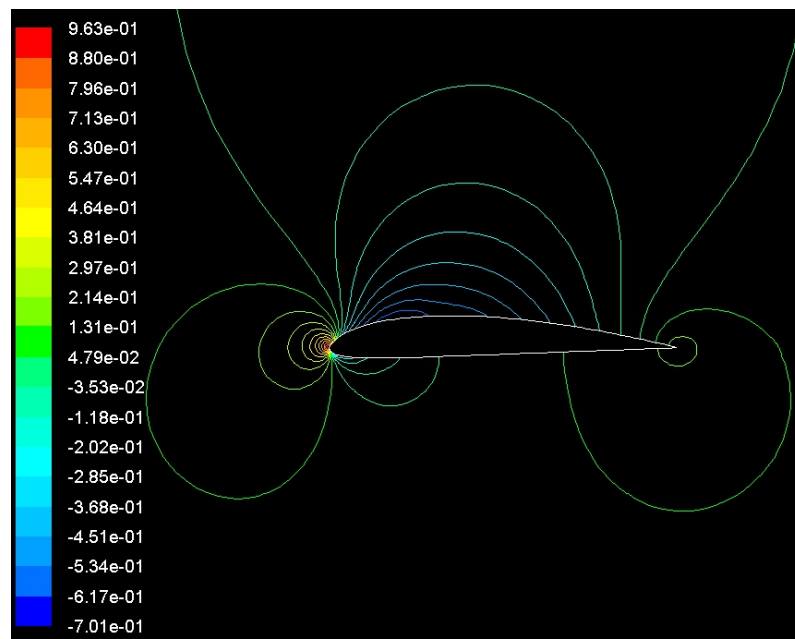
Se obtuvieron los coeficientes de presión (C_p), sustentación (C_L) y arrastre (C_D) con diferentes ángulos de ataque, en concreto con 0°, 5° y 12°, en el caso del número de Reynolds del flujo se tomó el calculado para condiciones de vuelo en crucero en la subsección 6.3.3 de $Re=328687$. Para esto se realizó la simulación del flujo de una corriente de aire libre sobre el perfil.

Ángulo de ataque 0°:

Monitorizando los coeficientes de sustentación y arrastre se obtienen los valores de $C_L=0.35131$ y $C_D=0.012019$.

Observando el campo de presiones alrededor del perfil, se identifican claramente la zona de depresión más grande en la cara superior del perfil que en la cara inferior, lo cual deriva la aparición de una fuerza de sustentación neta (ver figura 6.7 (a)).

Figura 6.7: Gráficas a ángulo de ataque 0° del perfil CLARK Y



(a) Presión al contorno del perfil

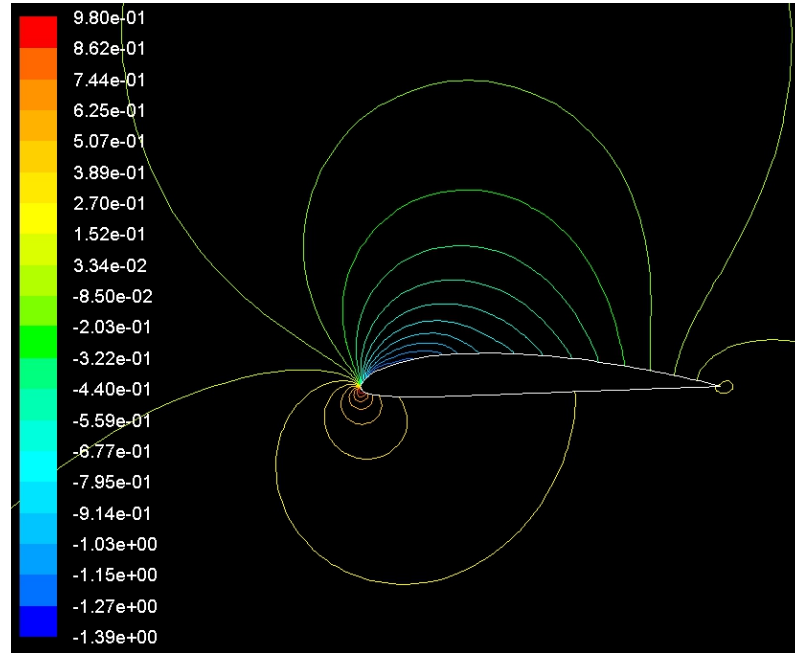
Presentando la presión total en el perfil, ver figura D.1 (a), se ve claramente la zona de estela del perfil (ver figura D.1(b)). Para la zona de capa límite está muy controlada en este caso (es muy fina), completamente pegada al perfil.

Para ver la distribución de presión en las caras del perfil aerodinámico ver figura D.1(c).

Ángulo de ataque 5°:

Para el desarrollo de la simulación se siguieron los mismos pasos que para el primer caso (ángulo 0°). Observando la monitorización del C_L y del C_D obtenemos unos valores de 0.86144 y 0.015212 respectivamente.

Ver figura 6.8 (a), para observar el campo de presiones alrededor del perfil. Las pre-

Figura 6.8: Gráficas a ángulo de ataque 5° del perfil CLARK Y

(a) Presión al contorno del perfil

siones del perfil cambian notablemente con respecto al caso anterior. La zona de mayor presión en el punto de estancamiento queda claramente compensada por la zona de depresión de la cara superior del perfil. Por tanto, la sustentación para el perfil Clark Y es notablemente mayor que para un ángulo de ataque más bajo.

Viendo las pérdidas (ver figura D.2(a)), el flujo está más separado en la cola que antes (aumento C_D) pero aún así el flujo está claramente pegado a las superficies: no hay desprendimiento y la capa límite sigue controlada (ver figura D.2(b)).

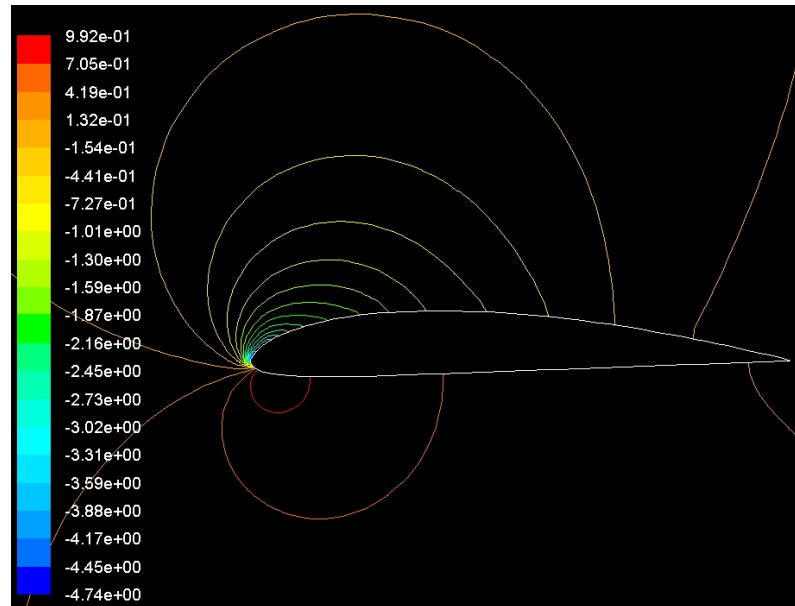
Finalmente, ver figura D.2(c) para la distribución de presión sobre el perfil.

Ángulo de ataque 12° :

Monitorizando los coeficientes de sustentación y arrastre se obtienen los valores de $C_L=1.3663$ y $C_D=0.02882$.

En las presiones alrededor del perfil, se nota que la zona de depresión se mueve hacia el borde de entrada (ver figura 6.9). En la subsección 6.3.3, se determinó a este ángulo (12°) empieza la zona de desprendimiento o es el ángulo de pérdida.

En la presión total (ver figura D.3(a)) en el perfil Clark Y se observa como la estela ha crecido en la zona de salida ver figura D.3(b). Se tiene flujo desprendido a la

Figura 6.9: Gráficas a ángulo de ataque 12° del perfil CLARK Y

(a) Presión al contorno del perfil

salida del perfil, para ver mejor esta zona, se muestra en la figura D.4, los vectores de velocidad en la zona del borde de salida (zona de remolino).

Por último, se representa el coeficiente de presión para este caso en la figura D.3(c).

6.3.5. Análisis en FLUENT (ANSYS) del ala

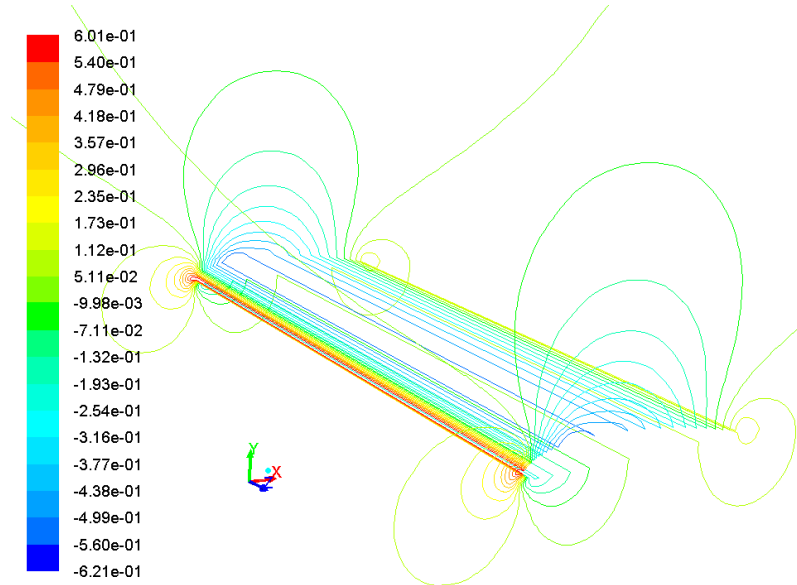
En la etapa del pre-procesamiento del ala se utiliza el programa de Gambit para el desarrollo del enmallado y para procesamiento de esta se toma el software fluent.

Se analiza el ala a los mismos valores de ángulo de ataque que los analizado en el perfil, se determinan los valores de C_l y C_d para cada uno de estos y se presentan las gráficas del comportamiento del ala a los mismos ángulos.

1. Ángulo de ataque 0°:

Para los coeficientes de sustentación y arrastre del ala se obtienen los valores de $C_L=0.30$ y $C_D=0.01944$.

En el campo de presiones alrededor del ala ver figura 6.10, se definen claramente la zona de depresión más grande en la cara superior que en la cara inferior, lo cual deriva la aparición de una fuerza de sustentación neta. La presión total en el ala, ver

Figura 6.10: Gráficas a ángulo de ataque 0° del ala

(a) Presión al contorno del ala

figura E.1(a), se ve claramente la zona de estela. Para la zona de capa límite está muy controlada en este caso (es muy fina), completamente pegada al ala.

Para ver la distribución de presión en las caras del ala ver figura E.1(b).

2. Ángulo de ataque 5°:

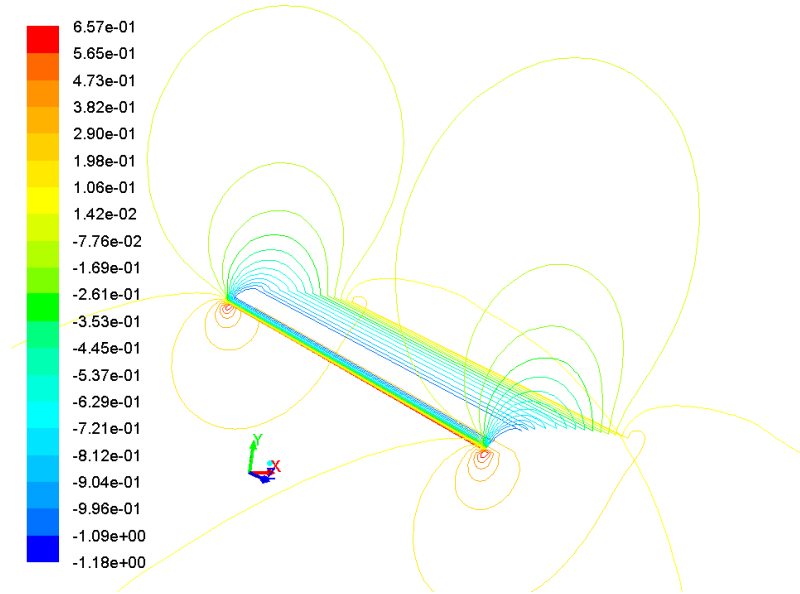
Monitorizando los coeficientes de sustentación y arrastre del ala se obtienen los valores de $C_L=0.824$ y $C_D=0.0236$.

Para observar el campo de presiones alrededor del ala ver figura 6.11. Las presiones al rededor del ala cambian notablemente con respecto al caso anterior. Viendo la presión total en el ala (ver figura E.2(a)), el flujo está más separado en el borde de fuga que antes, pero aún así el flujo está claramente pegado a las superficies: no hay desprendimiento y la capa límite sigue controlada.

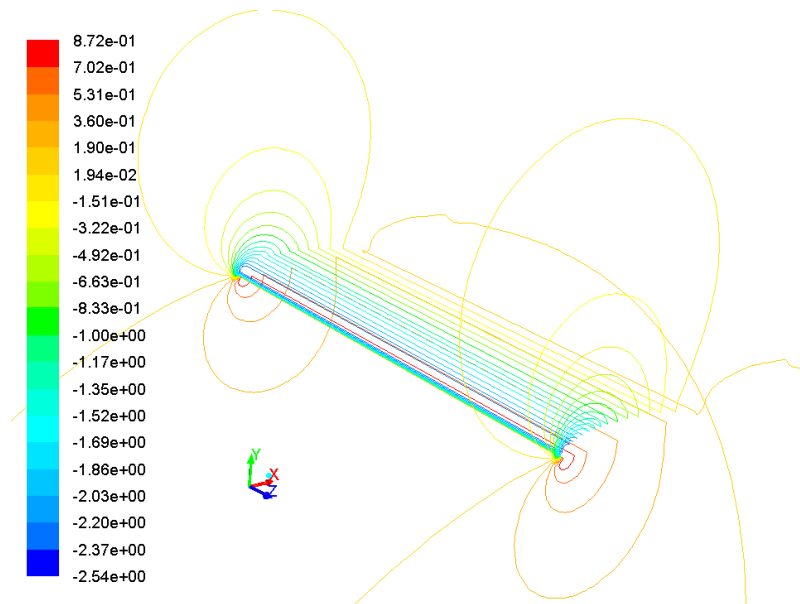
Ver figura E.2(b) para la distribución de presión sobre el ala.

3. Ángulo de ataque 12°:

Se determinaron los coeficientes de sustentación y arrastre del ala y se obtienen los valores de $C_L=1.2557$ y $C_D=0.05917$.

Figura 6.11: Gráficas a ángulo de ataque 5° del ala

(a) Presión al contorno del ala

Figura 6.12: Gráficas a ángulo de ataque 12° del ala

(a) Presión al contorno del ala

En la zona de presiones alrededor del ala se nota que la zona de depresión se mueve hacia el borde de entrada (ver figura 6.12(a)) y el punto de estancamiento cambia respecto a los casos anteriores. En la subsección 6.3.3, se determinó que el ángulo de pérdida es de 12° .

En la presión total (ver figura E.3(a)) en el ala se observa que la estela ha crecido en el borde de fuga. Se empieza el desprendimiento del flujo y los remolinos en el borde de salida se presentan.

Finalmente, se representa el coeficiente de presión para este caso en la figura E.3(b).

6.3.6. Diseño del estabilizador horizontal

Para diseñar el estabilizador horizontal del MINI UAV se consideró el coeficiente de volumen del estabilizador horizontal y se determinó el brazo de momento de esta. Para obtener los valores de diseño del estabilizador se hace uso de la siguiente ecuación.

$$S_H = C_{HT} \frac{C_{wing} S_{wing}}{L_{HT}} \quad (6.9)$$

Donde,

S_H : Área del estabilizador horizontal.

C_{HT} : Coeficiente de volumen del estabilizador horizontal.

C_{wing} : cuerda del ala.

S_{wing} : superficie del ala.

L_{HT} : Longitud de posicionamiento del estabilizador horizontal, medido desde la cuerda media aerodinámica del ala hasta la cuerda media aerodinámica del estabilizador horizontal.

La ubicación del estabilizador horizontal se calcula utilizando las formulas anteriores propuestas por Raymer (Raymer, 1992) y se hace uso de la sugerencia del mismo autor, entonces el coeficiente de volumen del estabilizador horizontal $C_{HT} = 0,5$, valor típico para un planeador.

Tabla 6.9: Características geométricas del estabilizador horizontal

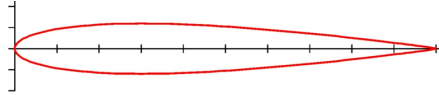
Concepto	Dimensión
c	0.15 m
b	0.512 m
S	0.0768 m ²
L_{HT}	0.875 m
c_{HT}	0.5

■ **Perfil del estabilizador horizontal:**

Para el estabilizador horizontal del MINI UAV, se utiliza un perfil simétrico, debido a la facilidad de construcción y se elige uno de la serie NACA.

Se elige el perfil NACA 0012 (ver figura 6.13) porque su curva de sustentación se aproxima a una línea recta a bajo número de Reynolds. Además, en el análisis de las gráficas C_d vs. α y C_m vs. α , se determinó que el perfil presenta características de bajo arrastre y un momento cercano a cero (ver figura 6.14).

Figura 6.13: Perfil NACA 0012



6.3.7. Diseño del estabilizador vertical

Para el estabilizador vertical se selecciona el mismo perfil que para el estabilizador horizontal (NACA 0012) (ver figura 6.13). Para su dimensionamiento se utilizan las fórmulas presentadas por Raymer (Raymer, 1992) y Lennon (Lennon, 1996).

$$S_{VT} = \frac{b_{VT}}{2} * (C_r + C_t) \quad (6.10)$$

$$C_t = \lambda * C_r \quad (6.11)$$

$$B_{VT} = \sqrt{\frac{S_{VT} * AR_{VT}}{1,55}} \quad (6.12)$$

Donde,

S_{VT} : Área del estabilizador vertical.

C_r : Cuerda de la raíz del ala.

C_t : Cuerda de la punta del ala.

B_{VT} : Altura del estabilizador vertical.

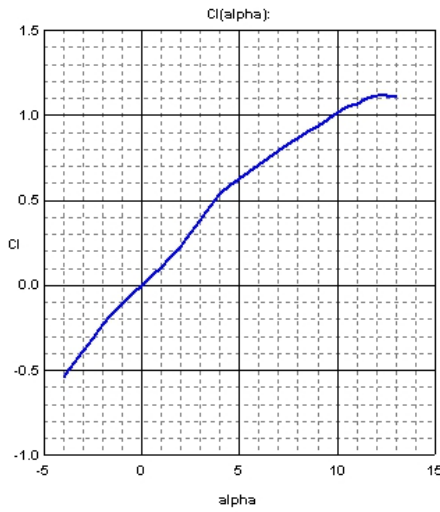
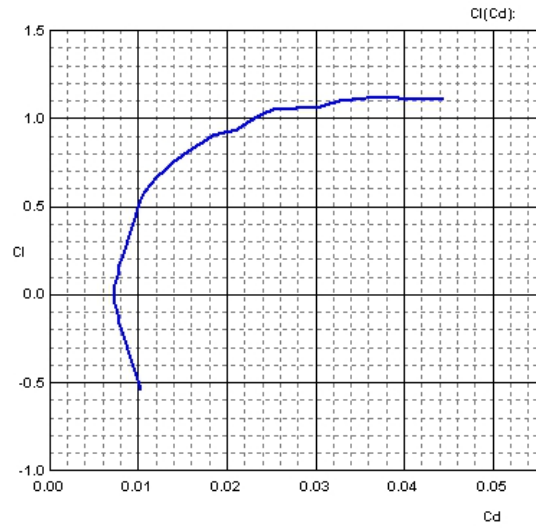
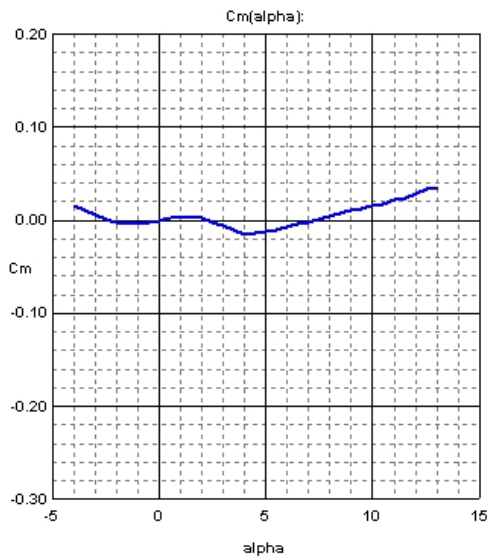
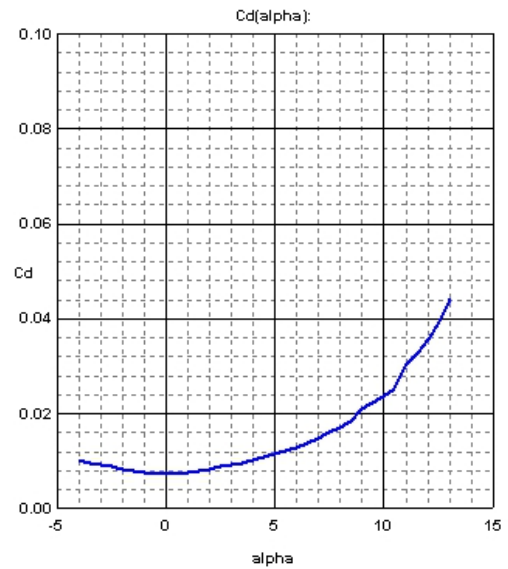
Tabla 6.10: Características geométricas del estabilizador vertical

Concepto	Dimensión
c_r	0.22 m
c_t	0.13 m
B_{VT}	0.19 m
S	0.02112 m ²
AR	2.5

6.3.8. Diseño de las superficies de control

- (a) **Alerones:** Para el cálculo de la superficie de control del movimiento de balanceo del avión (ver sección 3.3), se toma el reporte N° 605 de NACA donde sugiere las geometrías para alerones y *spoilers*, se hallan los valores de cuerda y envergadura del alerón (ver figura 6.15).

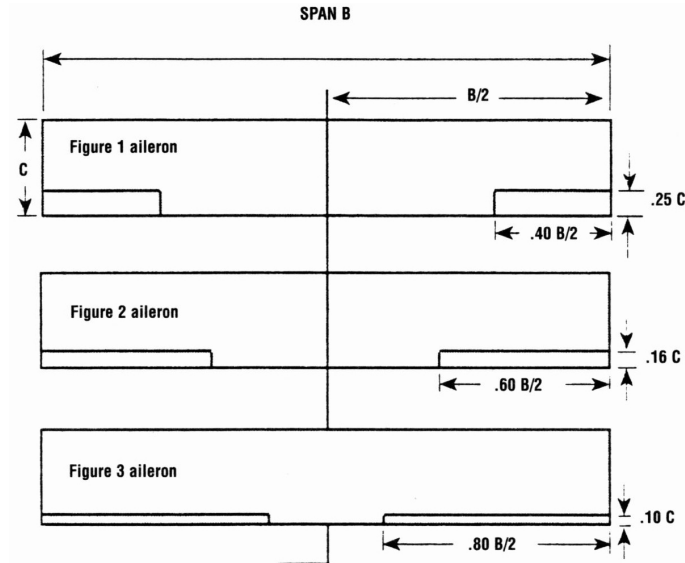
Figura 6.14: Gráficas Polares del perfil NACA 0012

(a) C_l vs AOA(b) C_l vs C_d (c) C_m vs AOA(d) C_d vs AOA

Tomando la segunda opción, por ser la configuración más apropiada para las velocidades que el MINI UAV, de la figura 6.16 se tienen:

$$b_{aleron} = 0,16 * C = 0,51m \quad (6.13)$$

Figura 6.15: Geometrías de superficies de control típicas



Fuente: Sugerencias de las geometrías de los alerones y los spoilers para los modelos de aeronaves, el reporte de NACA N° 605, Resume and Analysis of NACA Lateral Control research, Weick and Jones, 1937

$$c_{aleron} = 0,6 * (B/2) = 0,045m \quad (6.14)$$

- (b) **Elevador:** Para el cálculo de la superficie de control del movimiento de cabeceo del avión (ver sección 3.3), se usa lo establecido en el reporte 506 de NACA, el área del elevador estará entre 30 % a 40 % de la superficie total del estabilizador horizontal. Tomando La superficie como el 40 % de la superficie del estabilizador horizontal, entonces:

$$S_{elevador} = 0,03072m^2 \quad (6.15)$$

- (c) **Timón:** Para el cálculo de la superficie de control del movimiento de giñada del avión (ver sección 3.3), haciendo uso de lo establecido en el reporte 506 de NACA, el área del timón estará entre 30 % y 50 % de la superficie total del estabilizador horizontal. Tomando La superficie como el 35 %, sugerencia de Lennon (Lennon, 1996), de la superficie del estabilizador vertical, entonces:

$$S_{Timon} = 0,0074m^2 \quad (6.16)$$

6.3.9. Diseño del fuselaje

El diseño del fuselaje para el MINI UAV es relativamente simple ya que no se necesita combustible o pasajeros en el avion. Los componentes primarios que van a ir dentro del fuselaje van a ser la carga útil, baterías y el motor. Para determinar el tamaño del fuselaje, se uso una comparación de aeronaves existentes similares a las del proyecto. Los diseños más aplicables para este análisis fueron el Easy Glider, Sonic Glider, Eagle Wing y Sky

Walker. Fue hecha una comparación de el tamaño del fuselaje versus la envergadura ver tabla 6.11 para las cuatro aeronaves y la relación encontrada fue la siguiente:

$$F_L = b^{0,6405} \quad (6.17)$$

Tabla 6.11: Comparación del fuselaje vs. la envergadura

Avión	Easy Glider	Sonic Glider	Eagle Wing	Sky Walker
b [m]	1.778	1.850	1.50	1.68
$f_{fuselaje}$ [m]	1.100	1.090	0.98	1.180
f/b	0.618	0.589	0.653	0.702

Usado la envergadura calculada en la subsección 6.3.2, el tamaño del fuselaje de MINI UAV es de 1,41m.

Hay dos partes principales del fuselaje: en la primera se incluyen la carga útil, la electrónica y la propulsión; la cual tendrá la forma cilíndrica por la facilidad de construcción. Esta sección se extenderá desde la punta del fuselaje hasta el punto medio de este a 0,705m. El diámetro de esta sección fue elegido para minimizar la resistencia según Raymer, con un valor de 0,235m. La otra sección del fuselaje se hace de un tubo de aluminio para conseguir simplicidad y disminuir peso. El diámetro de este será de 2,5cm.

6.3.10. Análisis el MINI UAV en AVL

Para la estimación del desempeño de la configuración 3D del MINI UAV, el modelo del ala y de las superficies de cola fue creado en Athena Vortex Lattice (AVL) de Mark Drela como se muestra en la figura 6.16. Este modelado permitió la estimación de los coeficientes de sustentación, resistencia y momento para el modelo.

Para los coeficientes de sustentación y resistencia del MINI UAV, se gráfcaron para determinar la polar del avión y ser comparada con la teórica figura 6.17.

Por medio de la gráfica C_l vs. C_d figura 6.17, se halla la eficiencia aerodinámica, el trazo de una línea tangente a la curva es $L/D = 7,24$.

6.3.11. Planos del MINI UAV

El fuselaje, el ala, y el empenaje fueron construidos usando Solid Edge y se crearon con las dimensiones de las configuraciones de las secciones 6.3.3, 6.3.6, 6.3.7, 6.3.8, 6.3.9 Las diferentes vistas del MINI UAV son mostradas en el apéndice C.

6.3.12. Polar del avión

a. Coeficiente de resistencia al avance del avión cero sustentación:

Para calcular el arrastre de avión a cero sustentación se basa en los métodos de estimación de arrastre de la *Parte II* de Roskam (Roskam, 1997). El total de área

Figura 6.16: Geometría del MINI UAV presentadas por AVL

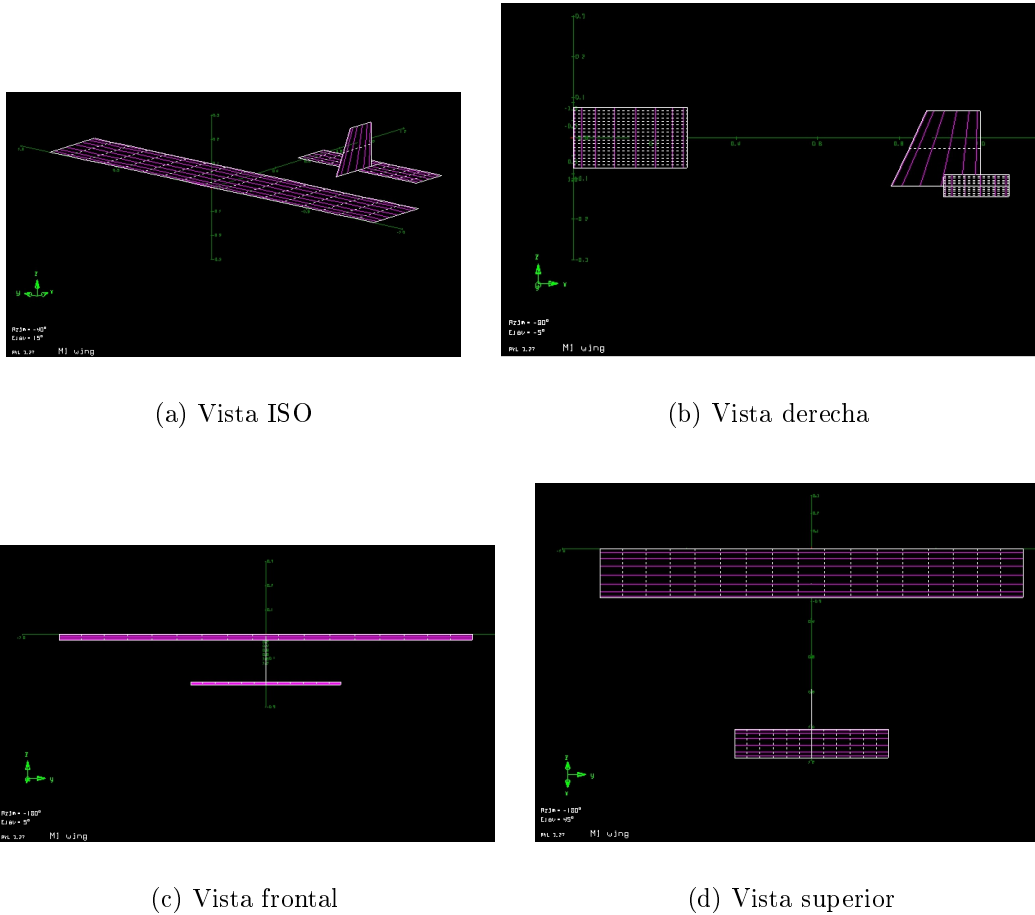
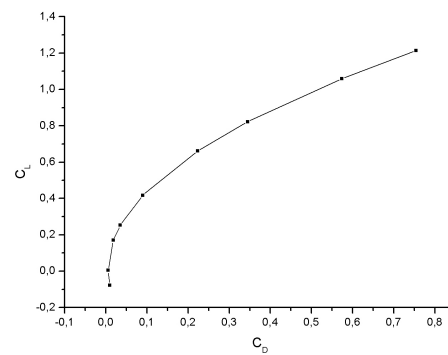


Figura 6.17: Gráfica polar del avión con datos de AVL



mojada del avión es calculada usando (6.20), la cual es simplificada de la ecuación de Roskam específica para este avión.

$$S_{wet_{ala}} = 2 * S_{ala} [1 + 0,25(t/c)] \quad (6.18)$$

Conociendo el máximo espesor del perfil Clark Y (11.71 %) y el área total del ala convertida en ft^2 es $5,167ft^2$, el área mojada total del ala es $10,64ft^2$.

Para el empenaje se usa la ecuación (6.20), para calcular el área mojada. El área total del empenaje en ft^2 es $1,26ft^2$. Como el perfil usado es un NACA 0012 para todo el empenaje, el espesor para el perfil es 12 %, el área mojada se calculó.

$$S_{wetemp} = 2,5956ft^2$$

El área mojada del fuselaje fue calculada con la siguiente formula.

$$S_{wetfu} = \pi D_f l_f [0,5 + 0,135(l_n/l_f)]^{2/3} [1,015 + (0,3/\lambda_f^{1,5})] \quad (6.19)$$

$$S_{wetfus} = 3,14 * 0,77 * 4,63 [0,5 + 0,135(0,2499)]^{2/3} (1,015 + 0,0204) = 7,628ft^2$$

Como no hay flaps o slats, o cualquier otra área que se necesite tener en cuenta, la área mojada del avión entero se puede determinar así:

$$S_{wettotal} = S_{wetala} + S_{wetemp} + S_{wetfus} = 10,64 + 2,596 + 7,628 = 20,86ft^2 \quad (6.20)$$

Para calcular el área de arrastre equivalente, se utilizaron los métodos de Roskam (Roskam, 1997). Usando el coeficiente de fricción de la piel de 0.01, el área equivalente usada para el área mojada es $0,2086ft^2$. El coeficiente de arrastre a cero sustentación puede ser determinado por:

$$C_{D_0} = \frac{f}{S_{wettotal}} = 0,048 \quad (6.21)$$

b. Coeficiente de resistencia al avance total del avión:

El coeficiente de arrastre del avión se puede calcular usando el coeficiente de arrastre calculado a cero sustentación. En general, se coeficiente de arrastre total de la aeronave se calcula con (6.21).

$$C_D = C_{D_0} + \frac{C_L^2}{\pi e AR} \quad (6.22)$$

donde e es un factor de eficiencia (Factor de Oswald) cuyos valores típicos están entre 0.65 y 0.9. Este es un coeficiente experimental comprendido entre 0 y 1 que tiene en cuenta la variación de la resistencia inducida en función del ángulo de ataque y la forma de planta alar.

Asumiendo el coeficiente de sustentación de 0.316 de la subsección 6.3.3, y el factor de Oswald de 0.7, el coeficiente total de arrastre del avión se pudo calcular.

$$C_D = 0,048 + \frac{0,316^2}{\pi 0,7^2 \cdot 6} = 0,0556$$

Asumiendo que los coeficientes permanecen constantes, la relación sustentación - arrastre del avión se calculó.

$$\frac{L}{D} = \frac{C_L}{C_D} = \frac{0,316}{0,0556} = 5,686 \quad (6.23)$$

■ **Discusión:**

Los resultados de la relación sustentación-arrastre, ver la Tabla 6.12, el análisis *AVL* muestra que existe un coeficiente de sustentación inferior en comparación con el valor teórico, pero también hay un menor coeficiente de arrastre. Es difícil determinar cuál de estos análisis es el más preciso, ya que el prototipo no se ha construido todavía. Sin embargo, el análisis en *AVL* no incluye el coeficiente de arrastre aerodinámico del fuselaje y el teórico sí. Si dentro de la capacidad del software *AVL* se pudiera definir mejor la aeronave, entonces sería el más exacto.

Tabla 6.12: Comparación de *Drag* polar

	Análisis teórico	Análisis <i>AVL</i>
Coefficiente de sustentación	0.316	0.2526
Coefficiente de arrastre	0.0556	0.0349
Relación Sustentación - Arrastre	5.686	7.24

6.3.13. Sistema de propulsión

Desde los requerimientos del sistema se tomó la decisión de elegir la propulsión eléctrica a la de un motor a combustión interna. Esta decisión tiene la ventaja porque un motor eléctrico es más fiable y no plantea las dificultades de un centro de gravedad en movimiento causado por el consumo de combustible. El sistema de propulsión consta de tres secciones, que son el motor eléctrico, la hélice y la batería.

- (a) *Motor*: Habrá un solo motor y una hélice situado en la punta del fuselaje, porque el MINI *UAV* es lo suficiente liviano para ser arrastrado o empujado por una sola hélice.

Hay dos tipos de motores eléctricos que pueden ser usados. El primer tipo es el motor *brush* (con escobillas) que tiene un contacto interno entre las escobillas y el inducido. Durante la conmutación de alta frecuencia, este contacto puede causar chispas y calentamiento especialmente en corrientes altas. Este problema contribuye a un obstáculo importante en su enfriamiento.

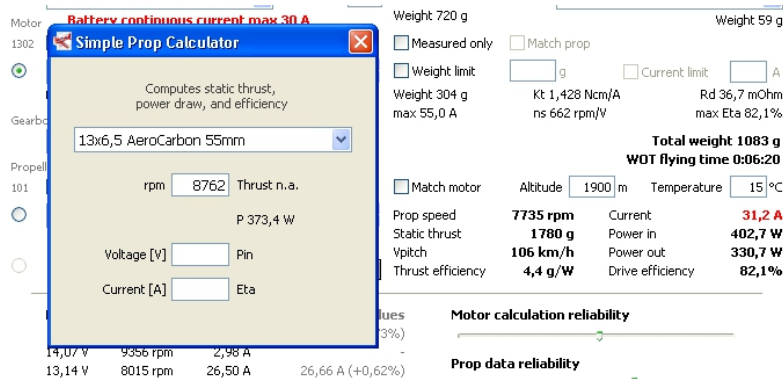
El segundo tipo es *brushless* (sin escobillas), que genera un torque mayor con menor calor debido a que la resistencia efectiva de las escobillas es mucho mayor. Debido a la ventaja potenciales en el rendimiento y el peso la elección de un motor sin escobillas se prefiere para la aeronave propuesta.

- (b) *Baterías*: Para este proyecto se tomo la decision de utilizar las baterías de células de iones de Litio-polimero (LiPo), que ofrecen tanto la alta energía y poder. Son recargables y ofrecen 5 a 10 veces la energía específica de las otras baterías níquel-cadmio (NiCd) y de níquel-metal hidruro (NiMH). El voltaje medio por célula abierta es de unos 4.1V, disminuyendo a un promedio de alrededor de 3.5V bajo carga normal, en comparación con el 1.2V por célula típica de NiCd o NiMH.

Fue utilizado para la selección del sistema de propulsión, el programa de Drive Calculator 3.4 (<http://www.drivecalc.de/>) de distribución gratuita, con este se seleccionaron los componentes y los tamaños de estos. Este programa prevé el funcionamiento del sistema de propulsión con los datos pertinentes a los componentes del sistema. El usuario introduce la información relativa a los parámetros de vuelo, la batería y el motor.

La figura 6.18 muestra captura de pantalla de parámetros de entrada y los resultados obtenidos a partir de DriveCalc. Se manipularon los datos de RPM y el valor de altura para el cual el vuelo esta planeado. Inicialmente se introdujeron los datos de hélice en el programa, para la obtención de la mejor configuración de motor ver figura 6.19.

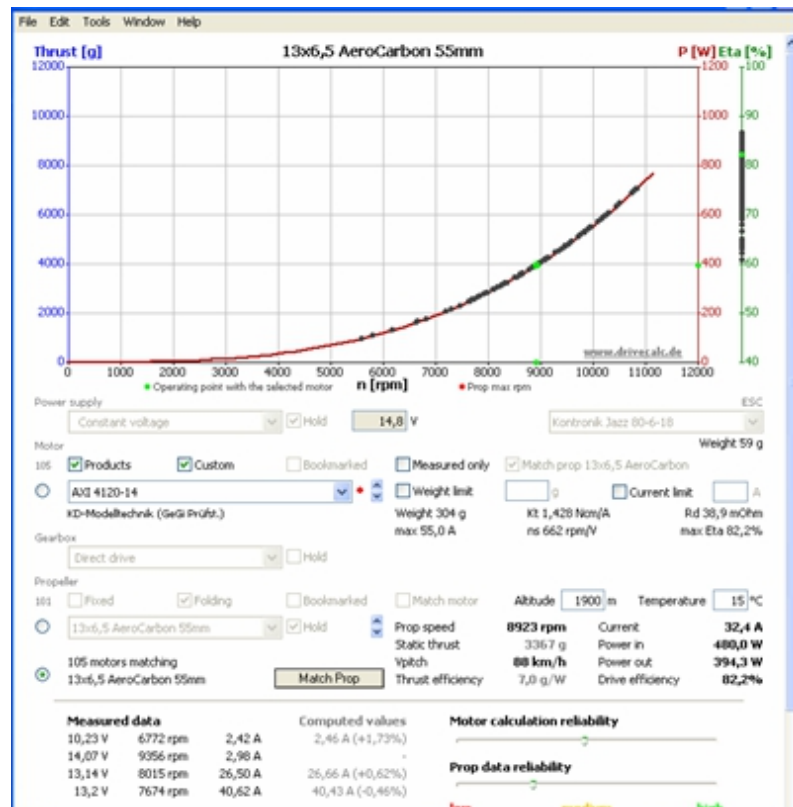
Figura 6.18: Captura de pantalla parámetros de entrada



La mayoría de manipulación de datos se da en el motor y el tamaño de la hélice. Los aeromodelistas de vuelo eléctricos utilizan una regla general de 40 a 80 vatios por libra de aeronave. El tamaño del motor y la hélice dependen en gran medida del tamaño de la aeronave y el rendimiento requerido del sistema. Los datos del motor se seleccionaron a partir de una base de datos de los motores disponibles comercialmente. El programa calcula las mejores combinaciones de tamaño de la hélice, la batería y las combinaciones de motor. Esto se determinó a través de una serie de salidas gráficas (figura 6.19). DriveCalc era más beneficioso desde el principio del proyecto, para determinar los valores de los componentes. Este proceso fue iterativo y mejora la estimación de tamaño de los componentes se obtuvieron a través del uso repetido y ensayo y error. La selección del motor se basa en la disponibilidad de los distribuidores, rendimiento y coste. Los parámetros de salida para el diseño final MINI UAV puede verse en la Figura 6.20, donde se calcula la eficiencia total del sistema a ser del 82 % a plena potencia. Esto le da un tiempo estimado de vuelo de 5,1 minutos a potencia máxima.

El motor seleccionado es adecuado para aviones a partir de 2000 a 4000 gramos de peso, a plena potencia tiene una potencia de 314W, ver figura 6.21.

Figura 6.19: Captura de pantalla coincidencia motor- Hélice



6.3.14. Elección de otros componentes

(a) **Configuración de la cámara:**

La selección de la cámara fue basada en el peso y tamaño de esta, además de la resolución de la imagen. Fue seleccionada la configuración de cámara SONY CD 1/3 inch. La resolución de la cámara es de 420 líneas TV y un lente de 3,6mm. El tamaño de esta es de 38 × 38mm aproximadamente. la masa total del sistema es de aproximadamente 20 gramos.

(b) **Transmisor:**

Se selecciona un transmisor de alta potencia (1000mW) de 2,4Ghz para transmitir la señal de video. El transmisor de vídeo es operativo en 8 – 12V y su tamaño es 41 × 28 × 16mm.

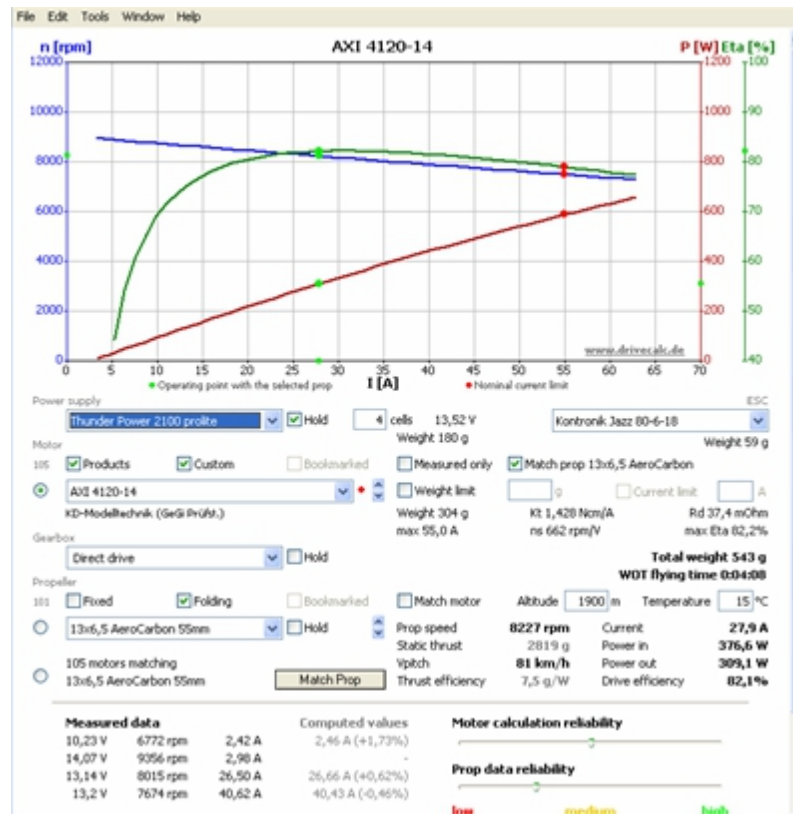
(c) **Telemetría:**

La telemetría seleccionada nos muestra la posición del avión, el estado de las baterías, la señal emisor (RSSI), coordenadas GPS y la velocidad. El CYCLORS easy OSD tiene un tamaño de 43 × 30 × 8mm.

(d) **Batería para equipo (carga útil):**

Se toma una batería tipo LiPo por su voltaje y bajo peso de 3 células con un voltaje funcional de 11,1V. Las dimensiones son 43 × 31 × 137mm y un peso aprox. de 383

Figura 6.20: Captura de pantalla combinación hélice, motor y batería



gramos.

Características motor seleccionado

Especificaciones AXI4120/14

N° of Cells: 4-5 Li-Poly 12-16 Ni-xx

RPM per Volt: 660 RPM/V

Max. Efficiency: 85 %

Voltage: 18.5V

Power output: 314W

Power input: 373W

No load current/8V: 2A

Max. Loading: 55A

Internal resistance: 41 ohm

Dimensions: 49x55 mm

Shaft Diameter: 6 mm

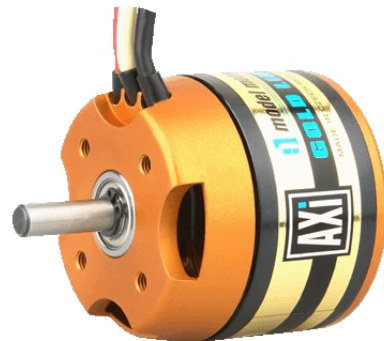
Weight with power wires: 320 g

Recommended model weight: 3000-4500 g

Propeller range. Direct drive.: 12-15x6-8

in

Figura 6.21: AXI4120/14



Fuente: Model motors. AXI [en línea]
 <<http://www.modelmotors.cz/index.php?page=1>>
 [Citado en Mayo 30 de 2012]

6.3.15. Centro de Gravedad

Para determinar el volumen de cada componente del MINI UAV se recurre al uso de programas de diseño mecánico asistido por computadora. El modelado del MINI UAV se realizó con el programa Solid Edge. El peso de cada componente de la aeronave se obtiene multiplicando su volumen (obtenido por el programa de diseño) por la densidad del material usado, como se muestra en la siguiente ecuación.

$$m = \rho * V \quad (6.24)$$

- *Densidad de los materiales utilizados:*

La densidad de los materiales utilizados para la construcción del MINI UAV se muestran en la tabla 6.13.

Tabla 6.13: Densidad de los materiales de manufactura

MATERIAL	DENSIDAD [kg/m ³]
Madera Balsa	160
Aluminio	2700
Monokote	75.3

- *Determinación del centro de gravedad:*

Para la localización del centro de gravedad se tiene en cuenta la disposición de los elementos a usar en la aeronave, la tabla 6.14 esboza los elementos su peso y la distancia de posicionamiento en el MINI UAV. Con la ecuación siguiente se calcula el punto de gravedad de la aeronave.

$$X_{CG} = \frac{\sum W_i X_{CGi}}{\sum W_i} \quad (6.25)$$

Tabla 6.14: Elementos utilizados en el MINI UAV

Elemento	Distancia [m]	Peso [kg]
Batería equipo FPV	0.492	0.383
Receptor	0.6325	0.16
Batería motor	0.422	0.178
Servomotor 1	0.423	0.037
Servomotor 2	0.423	0.037
Servomotor 3	0.423	0.037
Ala	0.423	0.086
Estabilizador horizontal	1.297	0.011
Estabilizador vertical	1.269	0.007
Cámara	0.176	0.02
Transmisor	0.633	0.03
Telemetría	0.0423	0.04
Motor	0.055	0.32

Centro de gravedad con Carga útil:

$$\begin{aligned} X_{CG} &= (W_{motor}X_{motor} + W_{ala}X_{ala} + W_{EH}X_{EH} + W_{EV}X_{EV} \\ &+ W_{servos}X_{servos} + W_{baterias}X_{baterias} + W_{equipoFPV}X_{EquipoFPV}) \\ &/ (W_{motor} + W_{ala} + W_{EH} + W_{EV} + W_{servos} + W_{baterias} + W_{equipoFPV}) \\ &= 0,371m \end{aligned} \quad (6.26)$$

Centro de gravedad sin Carga útil:

$$\begin{aligned} X_{CG} &= (W_{motor}X_{motor} + W_{ala}X_{ala} + W_{EH}X_{EH} + \\ &W_{EV}X_{EV} + W_{servos}X_{servos} + W_{bateria}X_{bateria}) \\ &/ (W_{motor} + W_{ala} + W_{EH} + W_{EV} + W_{servos} + W_{bateria}) \\ &= 0,287m \end{aligned} \quad (6.27)$$

Analizando los valores del C.G y comparándolos con el C.A, en ambos casos el MINI UAV tendrá un C.G por delante del C.A. Esto es ideal porque esto permite que la aeronave ser estáticamente estable.

6.3.16. Desempeño

Ascenso

- Rata de ascenso (RC):

Para determinar la rata de ascenso de la aeronave se hace uso de la siguiente ecuación (Roskam y Chuan-Tau, 1997).

$$R.C = \frac{(P_{av}) - P_{erq}}{W} \quad (6.28)$$

donde P_{av} es la potencia disponible y P_{erq} es la potencia requerida para superar la fuerza de arrastre (Shiau et al., 2010).

$$P_{erq} = \sqrt{\frac{2W^3C_D^2}{\rho S_{ref}C_L^3}} \quad (6.29)$$

Tabla 6.15: Rata de ascenso del MIN UAV

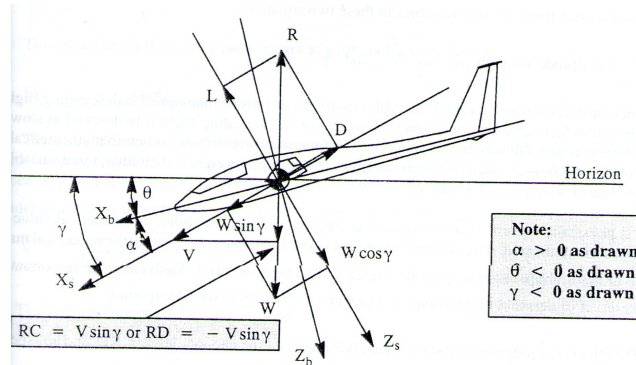
Velocidad ascensional del MIN UAV, $W = 3,1[kg]$								
Altura [m]	1700	1750	1800	1850	1900	1950	2000	2050
R.C [m/s]	4,44	4,42	4,39	4,36	4,33	4,30	4,28	4,25

Descenso

- Rata de descenso:

En base de la figura 6.22 se procede a determinar la rata de descenso del MINI UAV.

Figura 6.22: Fuerzas actuando en el avión en vuelo de descenso



Fuente: ROSKAM, Jan; LAN, Edward y TAU, Chuan. Airplane Aerodynamics and Performance. Kansas: DARcorporation, 1997. Pag 335. [Citado en Abril 20 de 2012]

A partir de los valores conocidos de C_L y C_D , se determinan los valores de γ para los diferentes ángulos de ataque. Con la siguiente ecuación (Roskam y Chuan-Tau, 1997) y el valor de γ , se calcula la rata de descenso para los distintos ángulos. Los resultados son graficados en la figura 6.23.

$$RD = V \sin \bar{\gamma} = \sqrt{\frac{W 2 C_D^2}{S \rho C_L^3} \cos^3 \bar{\gamma}} \quad (6.30)$$

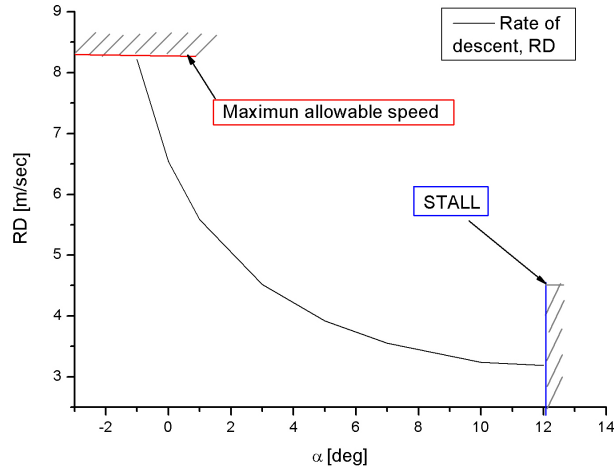
Tabla 6.16: Calculo de la características del desempeño del MINI UAV

α [deg]	C_L	C_D	C_L/C_D	$\tan \bar{\gamma}$	$\bar{\gamma}$ [deg]	RD [m/s]
12	1,226	0,059	20,710	0,048	2,77	3,19
10	1,192	0,045	26,603	0,038	2,18	3,24
7	0,999	0,030	33,820	0,030	1,72	3,55
5	0,824	0,024	34,906	0,029	1,66	3,92
3	0,623	0,020	30,751	0,033	1,89	4,52
1	0,409	0,019	21,348	0,047	2,69	5,59
0	0,300	0,018	16,269	0,061	3,49	6,54
-1	0,191	0,017	10,972	0,091	5,20	8,22

Velocidades

- Velocidad mínima:

La mínima velocidad de vuelo puede ser calculada con la ecuación 6.31, esta es

Figura 6.23: Rata de descenso del MINI UAV

la misma velocidad de pérdida.

$$V_{min} = V_{stall} = \sqrt{\frac{2W}{\rho S C_{L_{max}}}} = 3,08 m/s \quad (6.31)$$

Se sabe que la altitud de vuelo de crucero llegará a ser de 2050m, a la cual le corresponde una densidad de $1.001439 Kg/m^3$. Otras variables que son incluidas son el área alar, el máximo coeficiente de sustentación y la masa total del avión. Estas fueron previamente calculadas y sus valores son $0.48m^2$, 1.395, 3.1Kg respectivamente.

- Velocidad máxima:

La velocidad en la cual es máximo el rendimiento del MINI UAV puede ser determinada con la siguiente ecuación. Este punto puede ser visto en la figura 6.23.

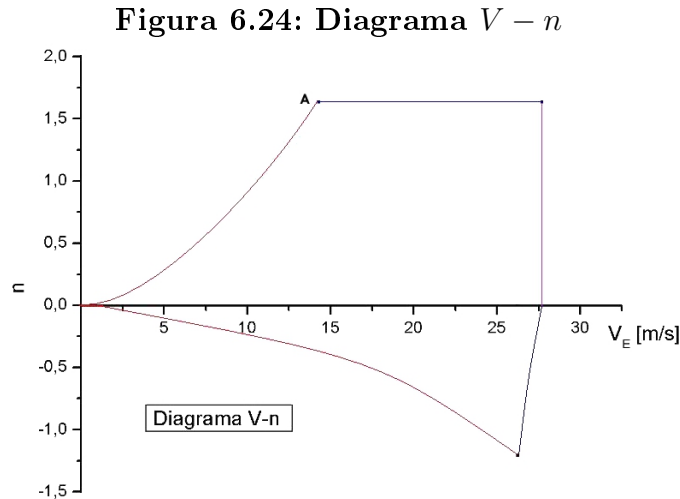
$$V_{max} = \sqrt{\frac{2W}{\rho S \sqrt{\pi A e C_{D_0}}}} = 8,45 m/s \quad (6.32)$$

Donde A representa el punto de máxima relación entre sustentación y resistencia, C_L/C_D .

- Velocidad de nunca exceder:

Para determinar la velocidad que el MINI UAV no debe exceder se realiza el diagrama V-n del avión.

El diagrama V-n particular a cada avión debe ser diseñado dependiendo a la certificación seleccionada por el fabricante y/o el cliente. Hay diagrams para FAR 23, FAR 25 y aeronaves militares. Dentro del diseño del MINI UAV se toma el diagrama V-n para FAR 23.



El diagrama fue preparado usando los siguientes valores: $C_{L_{max}} = 1.2$, $C_{L_{min}} = 0.02$, una carga alar de 6.4 Kg/m y un factor de carga máximo de 1.6 y -1.2 , y un factor de seguridad de 1.5 .

El límite inferior del diagrama V-n está dada por la línea de sustentación o del límite $C_{L_{max}}$, el cual es calculado tomando en cuenta que en cualquier maniobra de elevación la sustentación máxima puede ser generada $L_{max} = n_{max}W$, lo que significa que:

$$n_{max} = \frac{C_{L_{max}} \rho}{2(W/S)} V_E^2 \quad (6.33)$$

Entonces la línea de sustentación representa la velocidad de pérdida para cualquier factor de carga. En un vuelo convencional de la aeronave en la parte izquierda de la línea no es posible porque el ala entraría en pérdida. Por tanto el punto A del diagrama ver figura 6.24 corresponde a la velocidad más baja a la cual el máximo factor de carga puede ser alcanzado sin que se entre en pérdida.

El otro extremo del diagrama es la velocidad máxima permitida, si nos referimos a la FAR 23, la velocidad de dive requiere ser:

$$V_D \geq 1.25V_c \quad (6.34)$$

Como una primera aproximación, se asume que la velocidad de giro será el 70 % de la velocidad de crucero. Sin embargo, la velocidad de giro de esta aeronave es una variable controlada porque las imágenes se hacen borrosas a velocidades muy rápidas. Por lo tanto, en orden de tener un desenfoque aceptable a una distancia aproximada de 100 m , la velocidad de giro se supone de 14 m/s .

En este caso la velocidad de crucero es 20 m/s , entonces:

$$V_D \geq 1,25V_c \geq 25m/s \quad (6.35)$$

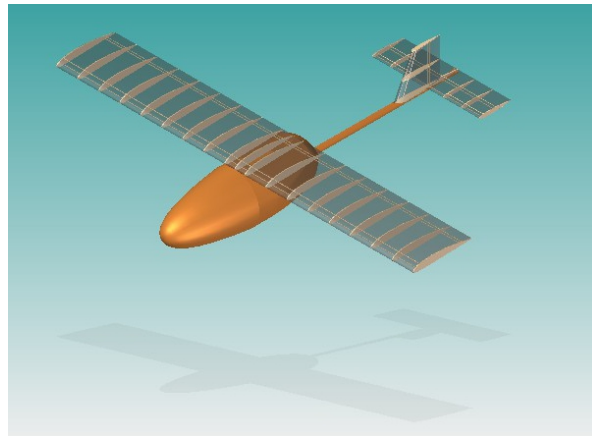
En concordancia de obtener un margen de seguridad, la velocidad de dive es asumida en 28m/s. Usando la velocidad de dive, además de los límites estructurales y la ecuación para la línea de sustentación el diagrama V-n para el MINI UAV se representa en la figura 6.24.

Este diagrama describe que para factores de carga superiores a 3 o a velocidades más altas a 28m/s, una falla estructural podría ocurrir. A velocidades de vuelo fuera de las curvas en la parte izquierda no son posibles porque el avión entraría en pérdida.

6.3.17. Vistas en 3D del MINI UAV

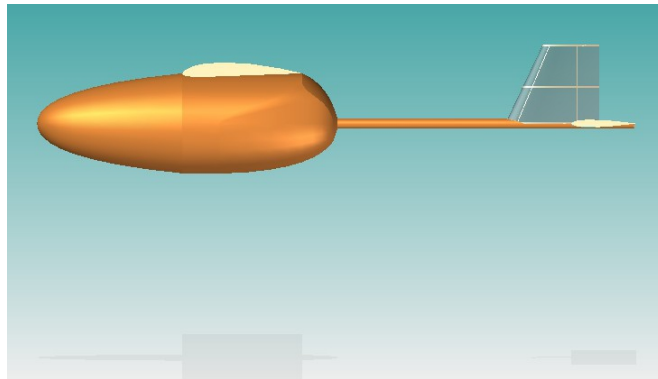
A continuación se muestran los bocetos en 3D ¹¹ del Mini UAV diseñado en el proyecto de grado, para las medidas ver apéndice .

Figura 6.25: Representaciones 3D del MINI UAV

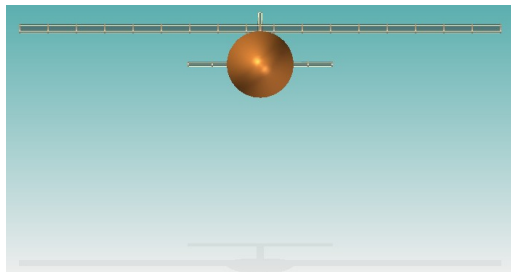


(a) Vista ISO

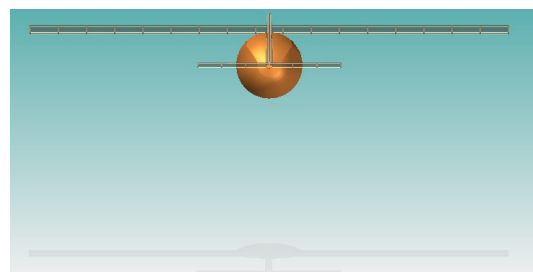
¹¹Dibujados en Solid Edge



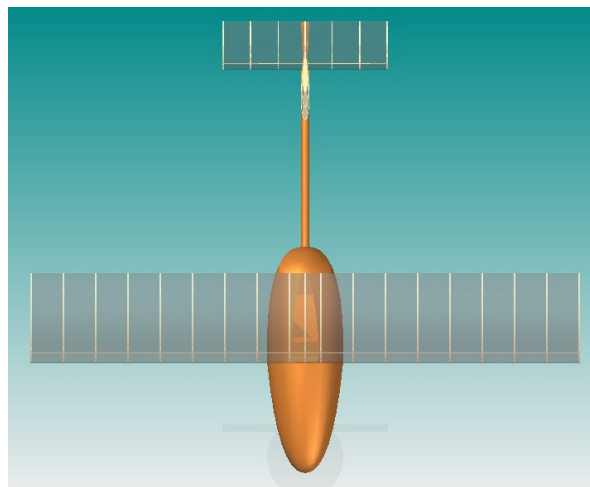
(b) Vista derecha



(c) Vista frontal



(d) Vista atrás



(e) Vista superior

7 Conclusiones

- Se estableció la descripción física del MINI *UAV* partiendo de aeronaves usadas para la práctica de vuelo *FPV*, la configuración final generada esboza un MINI *UAV* con un motor tipo tractor, sin tren de aterrizaje, fuselaje seccionado y ala alta; porque genera alta estabilidad, es de fácil fabricación y cumple con los requisitos para el vuelo *FPV*.
- Para el sistema de propulsión del MINI *UAV* se selecciono un motor eléctrico sin escobillas (*AXI 4120/14*) por las ventajas que presenta tanto para el desarrollo del vuelo *FPV* como para el diseño de la aeronave.
- Se determino las fases de misión de vuelo del MINI *UAV* que comprende el ascenso con una *RC* proporcional a la altura de vuelo, la etapa de vuelo en crucero en la que se una velocidad entre los 8.5 m/s y 14 m/s para una captura de optima de imagen y el descenso con una *RD* dependiente del ángulo de ataque.
- Se estableció que el MINI *UAV* es operable entre las velocidades de 3.08 m/s (velocidad mínima) y 28 m/s (Velocidad máxima permitida), siendo el rango de 8.5 m/s a 14 m/s como las velocidades óptimas de vuelo. El ángulo de ataque de la aeronave podrá ser variado entre -4° y 12° , rango en el cual se garantiza que la aeronave no entrará en perdida.
- Se desarrollo un boceto de la aeronave con los valores calculados dentro del proyecto, se generaron los planos de la aeronave y las vistas en 3D del MINI *UAV*.

Se comparo el valor determinado por la herramienta de software *AVL* con el valor teórico y se determino que el valor de la relación sustentación - arrastre (L/D) fue mayor al teórico y que esto puede ser debido a la no inclusión del coeficiente de arrastre aerodinámico del fuselaje.

- Se generaron las gráficas del comportamiento del perfil y del ala por medio del software *FLUENT* de *ANSYS*, visualizando que se genera la sustentación necesaria para el vuelo del avión y se comprobó que a ángulos de ataque de 12° o mayores empiezan los efectos de desprendimiento del fluido.
- Se diseño el modelo de MINI *UAV* con las siguientes especificaciones: peso de 3.1kg, una envergadura de 1.7 m, y con capacidad para 0.7 kg de carga útil, lo cual es suficiente para cualquier equipo *FPV*.

A Polares a Re=330000

Clark Y - Re=330000				
Alfa	C_l	C_d	C_l/C_d	C_m
-4.0	-0.0324	0.0138	-2.3478	-0.0908
-3.5	0.0212	0.0128	1.6563	-0.0898
-3.0	0.0731	0.0118	6.1949	-0.0886
-2.5	0.1268	0.0110	11.5273	-0.0876
-2.0	0.1774	0.0101	17.5644	-0.0865
-1.5	0.2308	0.0095	24.2947	-0.0859
-1.0	0.2812	0.0089	31.5955	-0.0848
-0.5	0.3222	0.0078	41.3077	-0.0811
0.0	0.4110	0.0078	52.6923	-0.0865
0.5	0.4932	0.0078	63.2308	-0.0921
1.0	0.5433	0.0080	67.9125	-0.0909
1.5	0.5930	0.0081	73.2099	-0.0895
2.0	0.6420	0.0083	77.3494	-0.0879
2.5	0.6905	0.0085	81.2353	-0.0863
3.0	0.7386	0.0087	84.8966	-0.0846
3.5	0.7859	0.0091	86.3626	-0.0827
4.0	0.8317	0.0095	87.5474	-0.0806
4.5	0.8754	0.0101	86.6733	-0.0783
5.0	0.9201	0.0108	85.1944	-0.0762
5.5	0.9661	0.0114	84.7456	-0.0745
6.0	1.0126	0.0121	83.6860	-0.0730
6.5	1.0592	0.0127	83.4016	-0.0715
7.0	1.1077	0.0132	83.9167	-0.0703
7.5	1.1516	0.0140	82.2571	-0.0685
8.0	1.1973	0.0145	82.5724	-0.0670
8.5	1.2401	0.0152	81.5855	-0.0650
9.0	1.2773	0.0162	78.8457	-0.0623
9.5	1.3027	0.0178	73.1854	-0.0579
10.0	1.3281	0.0194	68.4588	-0.0538
10.5	1.3536	0.0210	64.4571	-0.0500
11.0	1.3766	0.0229	60.1135	-0.0462
11.5	1.3907	0.0256	54.3242	-0.0419
12.0	1.3951	0.0291	47.9416	-0.0373
12.5	1.4035	0.0327	42.9205	-0.0339
13.0	1.4046	0.0371	37.8598	-0.0308

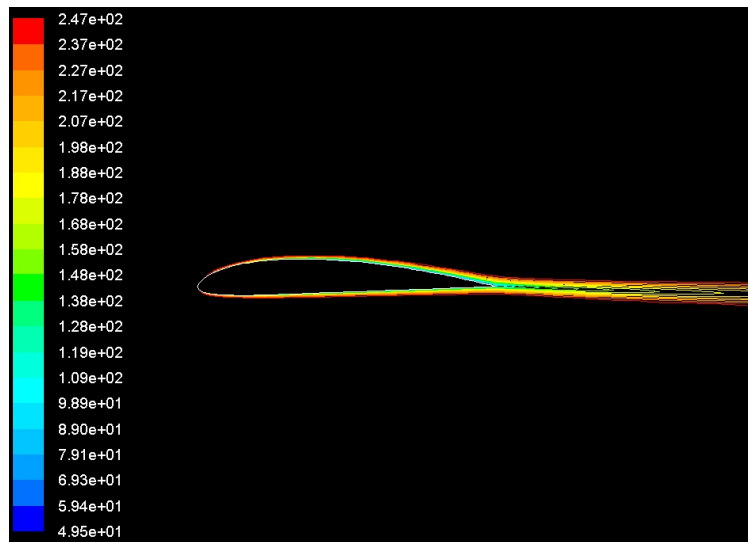
NACA 4415 - Re=330000				
Alfa	C_l	C_d	C_l/C_d	C_m
-4.0	0.0396	0.0117	3.3846	-0.1044
-3.5	0.0984	0.0113	8.7080	-0.1045
-3.0	0.1516	0.0110	13.7818	-0.1036
-2.5	0.2071	0.0107	19.3551	-0.1032
-2.0	0.2618	0.0104	25.1731	-0.1027
-1.5	0.3157	0.0102	30.9510	-0.1021
-1.0	0.3694	0.0099	37.3131	-0.1015
-0.5	0.4184	0.0093	44.9892	-0.1000
0.0	0.4665	0.0090	51.8333	-0.0978
0.5	0.5162	0.0090	57.3556	-0.0953
1.0	0.5977	0.0092	64.9674	-0.1002
1.5	0.6803	0.0095	71.6105	-0.1058
2.0	0.7259	0.0097	74.8351	-0.1039
2.5	0.7719	0.0100	77.1900	-0.1019
3.0	0.8185	0.0102	80.2451	-0.0999
3.5	0.8672	0.0106	81.8113	-0.0985
4.0	0.9157	0.0109	84.0092	-0.0970
4.5	0.9644	0.0114	84.5965	-0.0956
5.0	1.0129	0.0117	86.5726	-0.0942
5.5	1.0596	0.0121	87.5702	-0.0925
6.0	1.1066	0.0126	87.8254	-0.0909
6.5	1.1534	0.0131	88.0458	-0.0894
7.0	1.1977	0.0136	88.0662	-0.0874
7.5	1.2406	0.0141	87.9858	-0.0851
8.0	1.2754	0.0148	86.1757	-0.0815
8.5	1.3097	0.0155	84.4968	-0.0779
9.0	1.3440	0.0163	82.4540	-0.0745
9.5	1.3727	0.0174	78.8908	-0.0705
10.0	1.3955	0.0189	73.8360	-0.0659
10.5	1.4123	0.0209	67.5742	-0.0611
11.0	1.4291	0.0231	61.8658	-0.0567
11.5	1.4420	0.0257	56.1089	-0.0525
12.0	1.4518	0.0288	50.4097	-0.0486
12.5	1.4536	0.0327	44.4526	-0.0447
13.0	1.4639	0.0363	40.3278	-0.0421

B Run case *AVL*

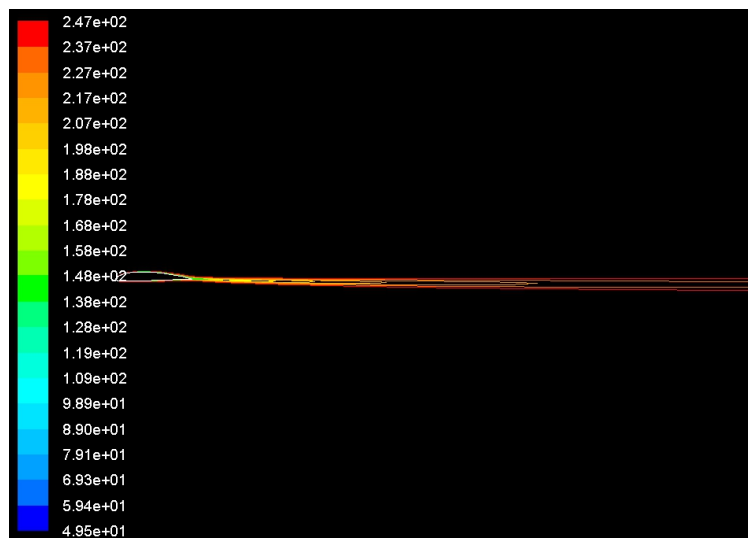
Run case 1: Default	velocity = 20.0000
alpha -> alpha = 0.00000	density = 1.00114387
beta -> beta = 0.00000	grav.acc. = 9.81000
pb/2V -> pb/2V = 0.00000	turn_rad. = 0.00000
qc/2V -> qc/2V = 0.00000	load_fac. = 0.00000
rb/2V -> rb/2V = 0.00000	X_cg = 0.371
aileron -> aileron = 0.00000	Y_cg = 0.00000
elevator -> elevator = 0.00000	Z_cg = 0.00000
alpha = 0.00000	mass = 3.10000
beta = 0.00000	Ixx = 1.00000
pb/2V = 0.00000	Iyy = 1.00000
qc/2V = 0.00000	Izz = 1.00000
rb/2V = 0.00000	Ixy = 0.00000
CL = 0.00000	Iyz = 0.00000
CDo = 0.048	Izx = 0.00000
bank = 0.00000	visc CL_a = 0.00000
elevation = 0.00000	visc CL_u = 0.00000
heading = 0.00000	visc CM_a = 0.00000
Mach = 0.00000	visc CM_u = 0.00000

D Gráficas en *ANSYS* del perfil

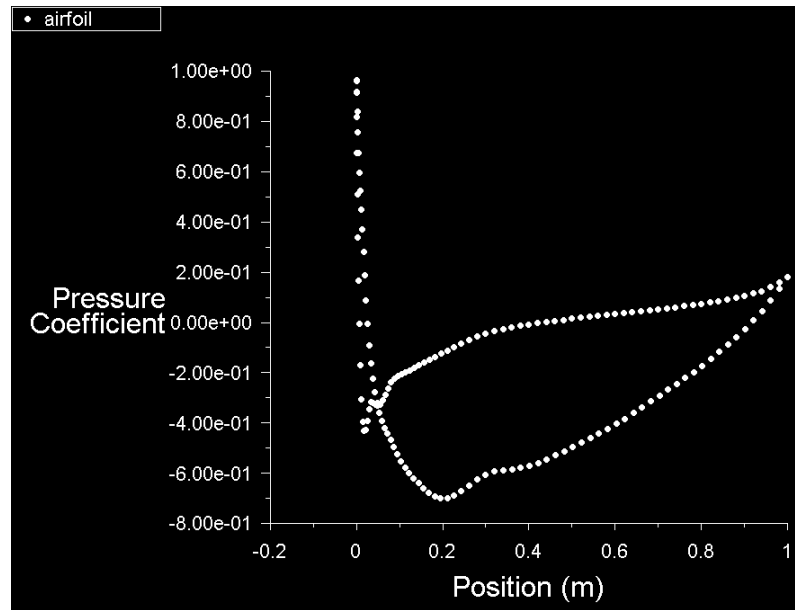
Figura D.1: Gráficas a ángulo de ataque 0° del perfil CLARK Y



(a) Presión total en el perfil

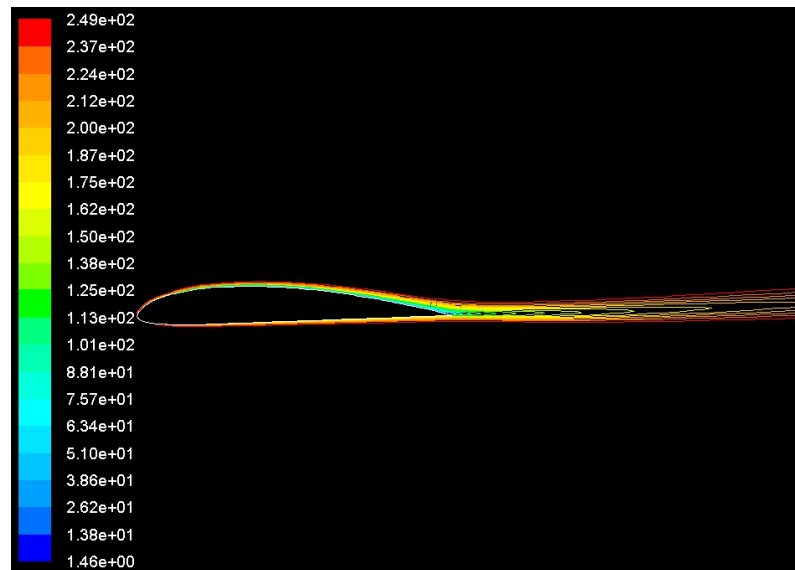


(b) Zona de estela del perfil

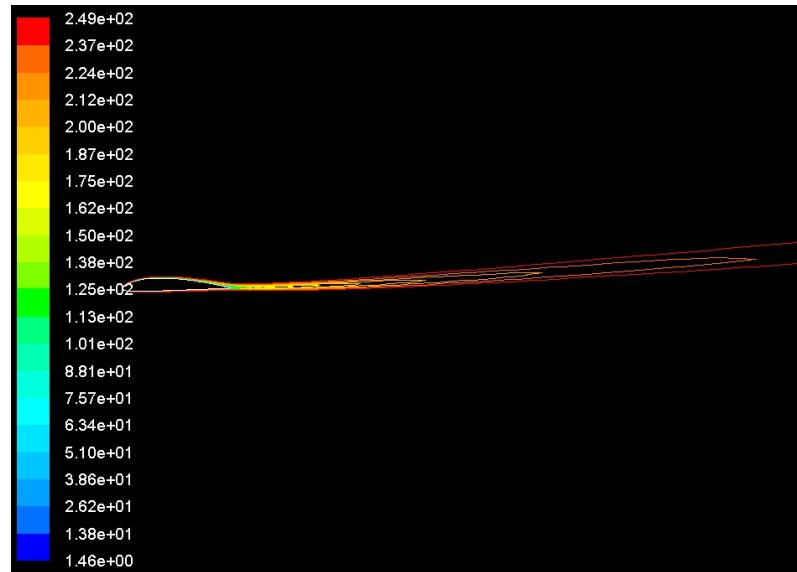


(c) Distribución del coeficiente de presión en el perfil

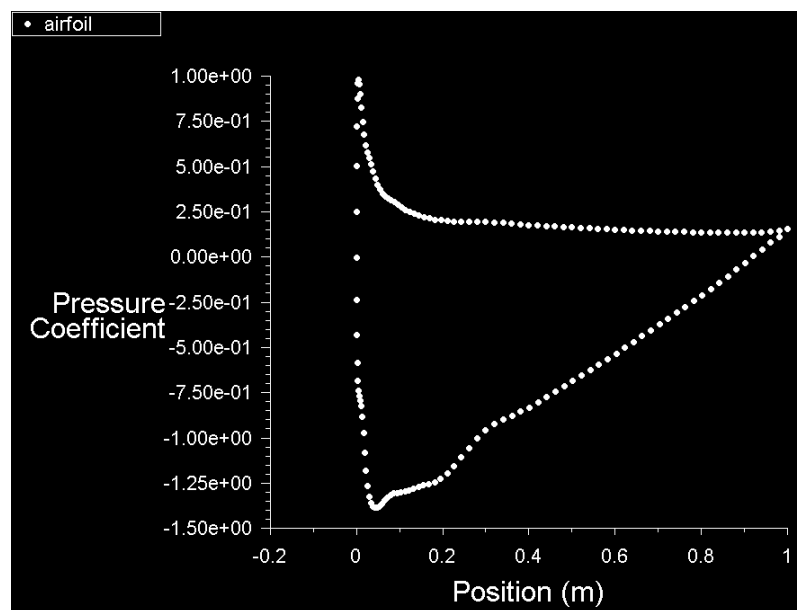
Figura D.2: Gráficas a ángulo de ataque 5° del perfil CLARK Y



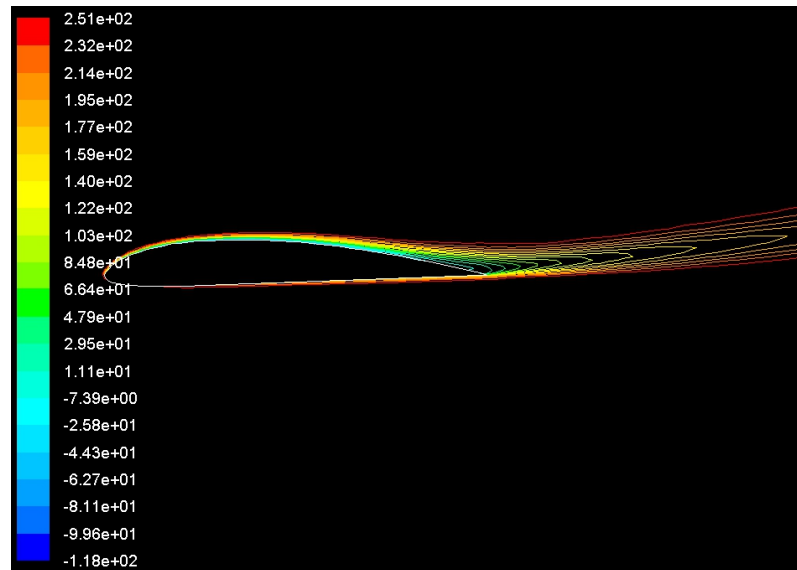
(a) Presión total en el perfil



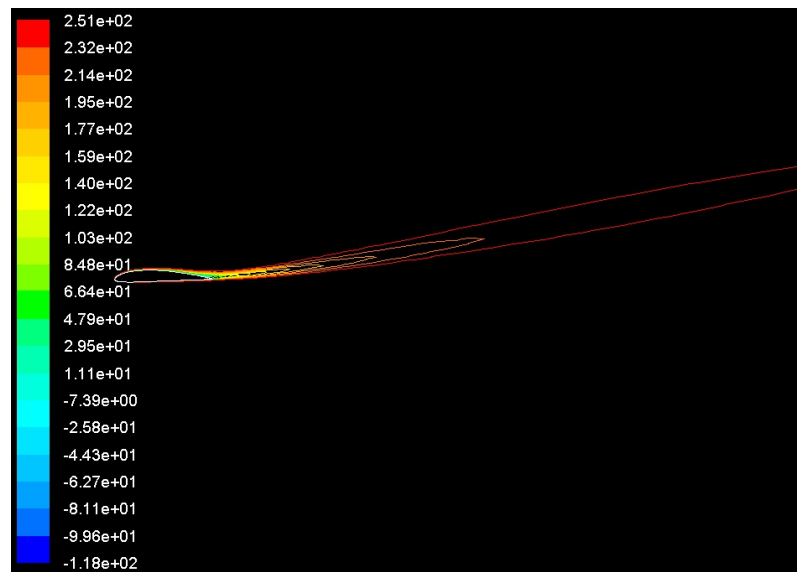
(b) Zona de estela del perfil



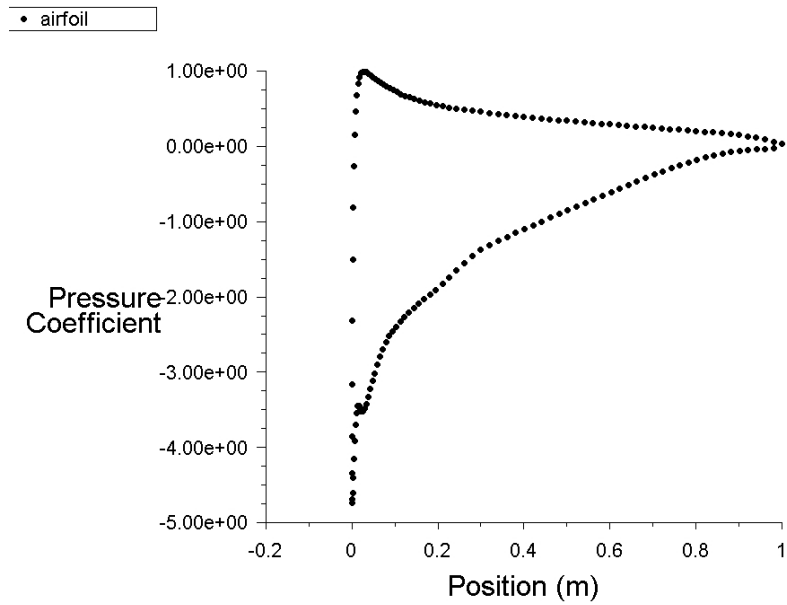
(c) Distribución del coeficiente de presión en el perfil

Figura D.3: Gráficas a ángulo de ataque 12° del perfil CLARK Y

(a) Presión total en el perfil

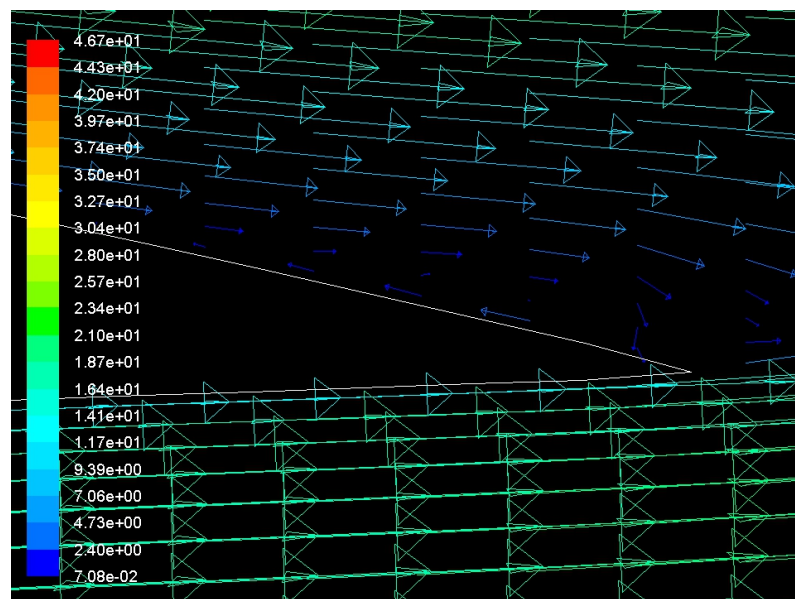


(b) Zona de estela del perfil



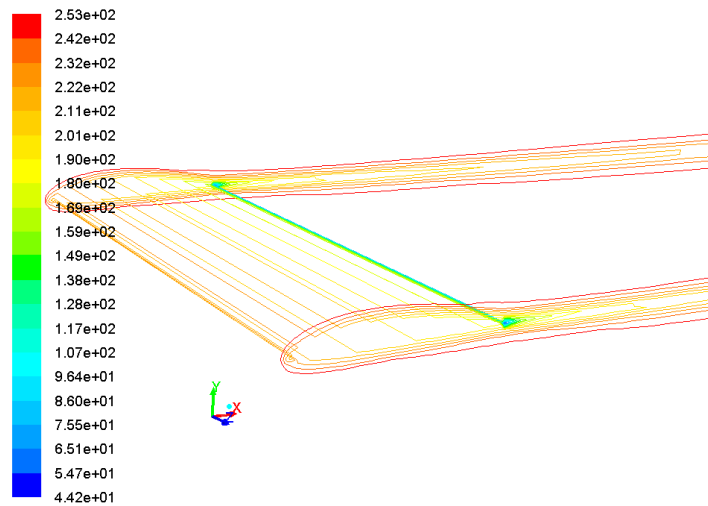
(c) Distribución del coeficiente de presión en el perfil

Figura D.4: Gráfica de los vectores de velocidad en la zona del borde de salida

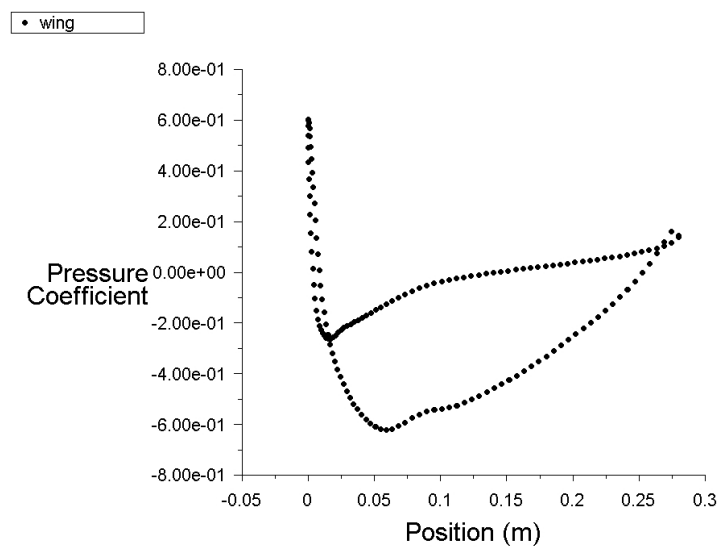


E Gráficas de la ala en ANSYS

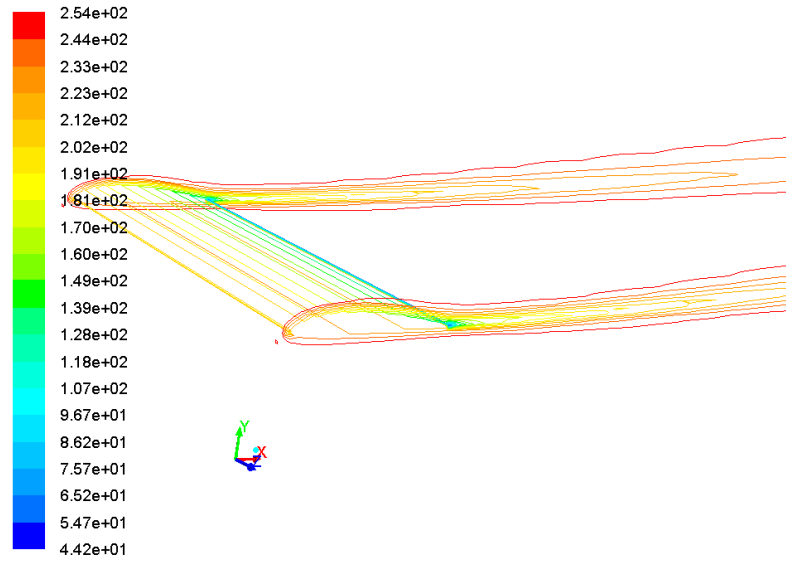
Figura E.1: Gráficas a ángulo de ataque 0° del ala



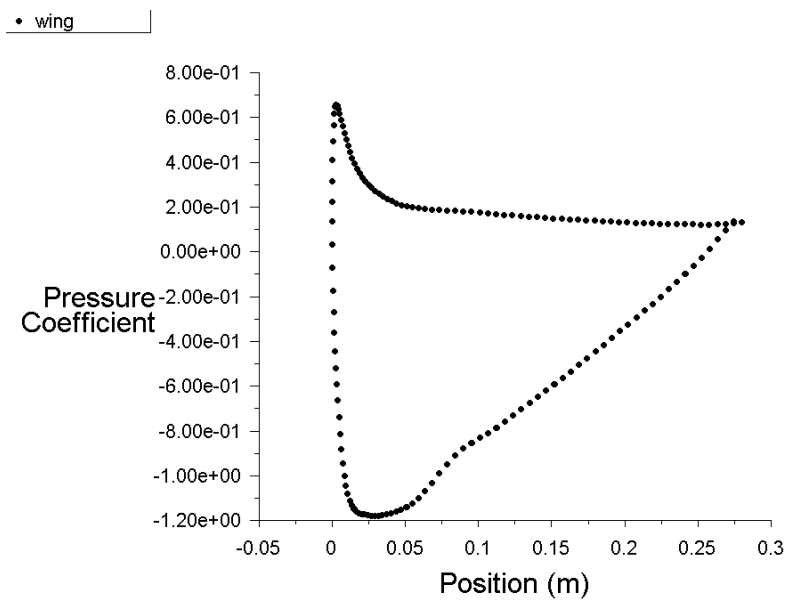
(a) Presión total en el ala



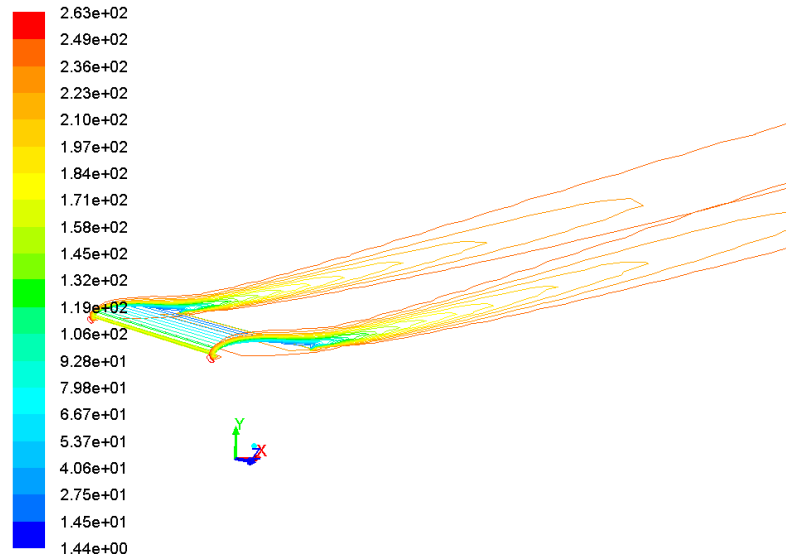
(b) Distribución del coeficiente de presión en el ala

Figura E.2: Gráficas a ángulo de ataque 5° del ala

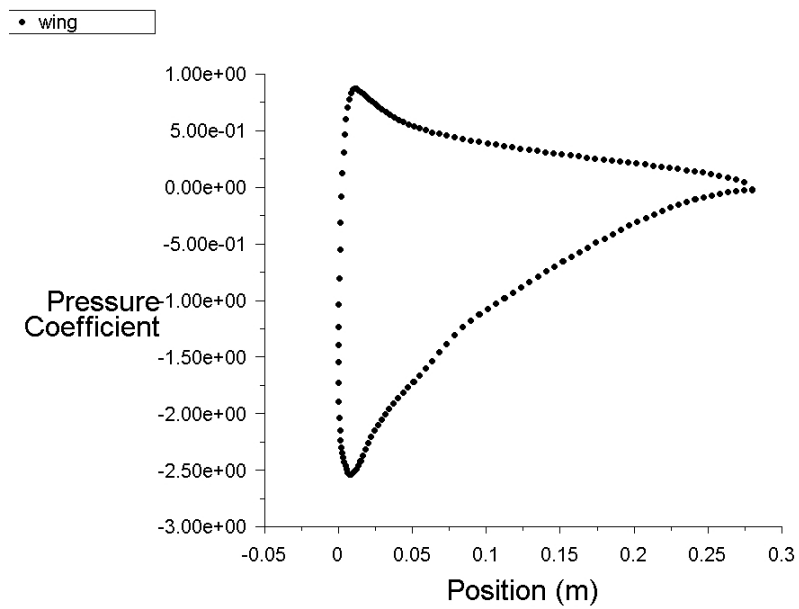
(a) Presión total en el ala



(b) Distribución del coeficiente de presión en el ala

Figura E.3: Gráficas a ángulo de ataque 12° del ala

(a) Presión total en el ala



(b) Distribución del coeficiente de presión en el ala

Bibliografía

- COSME HUERTAS, M. L. Informe estratégico - Tecnologías para UAS,. 2009.
- JHON D. ANDERSON, J. *Aircraft performance and design*. McGraw - Hill, 1999.
- JIMÉNEZ, F. G. y RONCERO, S. E. Aeronaves y vehículos espaciales - tema 2: Descripción general de las aeronaves. 2009a.
- JIMÉNEZ, F. G. y RONCERO, S. E. Aeronaves y vehículos espaciales - tema 3: El campo fluido. 2009b.
- JIMÉNEZ, F. G. y RONCERO, S. E. Aeronaves y vehículos espaciales - tema 4: Aerodinámica del avión (parte iii). 2009c.
- JIMÉNEZ, F. G. y RONCERO, S. E. Mecánica del vuelo del avión (parte i). 2009d.
- LENNON, A. *R/C Model - Aircraft Desing*. Model Airplane News, 1996.
- MERA, M. A. Anteproyecto: Diseño conceptual y preliminar de un UAV (unmanned aerial vehicle) tipo MINI para vuelo FPV (first person view). 2011.
- ÁLVARO MORA PRADO (Aviones sin piloto UAV y UCAV). Entrada: "Aeronaves de combate no tripuladas". Disponible en <http://www.militar.org.ua/militar/aviacion/avion-Unmanned-Combat-Air-Vehicle.html> (último acceso, Febrero, 2012).
- ÁNGEL MUÑOZ, M. Nociones basicas de vuelo. 2004. Disponible en <http://www.manualvuelo.com/PBV/PBV13.html> (último acceso, Febrero, 2012).
- SISTEMA DE OBSERVACIÓN Y PROSPECTIVA TECNOLÓGICA (SOPT), M. UAS - Unmanned Aircraft System. Sobre su integración en el espacio aéreo no segregado. 2006.
- RAYMER, D. P. *Aircraft Desing: A Conceptual Approach*. AIAA, 1992.
- ROSKAM, J. *Airplane Desing Part I- VIII*. DARcorporation, 1997.
- ROSKAM, J. y CHUAN-TAU. *Airplane Aerodynamics and Performance*. DARcorporation, 1997.
- SHIAU, J.-K., MA, D.-M., y CHIU, C.-W. Optimal sizing and cruise speed determination for a solar-powered airplane. Informe técnico, Universidad de Tamkang, 2010.
- SORIANO, T. Definición de fluido. 2009. Disponible en http://sitiosescolares.miportal.edu.sv/14869/bb/paes/ciencias_naturales/fisica/hidrodinamica/fluidos.pdf (último acceso, Febrero, 2012).

- DE AVIACIÓN ULTRALIGERA, P. Módulo 2: La aeronave - unidad 2: Mecánica de vuelo. 2010. Disponible en http://www.ultraligero.net/Cursos/mecanica/mecanica_de_vuelo.pdf (último acceso, Febrero, 2012).
- ZIN, H. (Aviones no tripulados a). Entrada: “La historia de los aviones no tripulados (1)”. Disponible en <http://blogs.20minutos.es/enguerra/2009/04/26/hollywood-marilyn-y-primeros-aviones-tripulados/> (último acceso, Febrero, 2012).
- ZIN, H. (Aviones no tripulados b). Entrada: “La historia de los aviones no tripulados (2)”. Disponible en <http://blogs.20minutos.es/enguerra/2009/05/08/la-historia-los-aviones-tripulados-2/> (último acceso, Febrero, 2012).
- ZIN, H. (Aviones no tripulados c). Entrada: “La historia de los aviones no tripulados: Israel entra en escena”. Disponible en <http://blogs.20minutos.es/enguerra/2009/05/24/la-historia-los-aviones-tripulados-israel-entra-escena/> (último acceso, Febrero, 2012).
- ZITNIK, J. Manual de vuelo del PIPER PA-11 - aerodinámica. 2011. Disponible en http://juanzitnik1.tripod.com/sitebuildercontent/sitebuilderfiles/4_aerodinamica.pdf (último acceso, Febrero, 2012).