



ESPE

**UNIVERSIDAD DE LAS FUERZAS ARMADAS
INNOVACIÓN PARA LA EXCELENCIA**

**DEPARTAMENTO DE CIENCIAS DE LA ENERGÍA Y
MECÁNICA**

CARRERA DE INGENIERÍA AUTOMOTRIZ

**PROYECTO DE TITULACIÓN PREVIO A LA OBTENCIÓN
DEL TÍTULO DE INGENIERO AUTOMOTRIZ**

**TEMA: DISEÑO Y SIMULACIÓN AERODINÁMICA Y
ESTRUCTURAL DE UN VEHÍCULO AÉREO NO TRIPULADO.**

AUTOR:

JONATHAN SAMUEL VÉLEZ SALAZAR

DIRECTOR: ING. FÉLIX MANJARRÉS

CODIRECTOR: ING. OSCAR ARTEAGA

LATACUNGA

2015

UNIVERSIDAD DE LAS FUERZAS ARMADAS - ESPE**DEPARTAMENTO DE CIENCIAS DE LA ENERGÍA Y MECÁNICA****CARRERA DE INGENIERÍA AUTOMOTRIZ****CERTIFICADO**

ING. FÉLIX J. MANJARRÉS A. (DIRECTOR)

ING. OSCAR B. ARTEAGA L. (CODIRECTOR)

CERTIFICAN:

Que el trabajo titulado **“DISEÑO Y SIMULACIÓN AERODINÁMICA Y ESTRUCTURAL DE UN VEHÍCULO AÉREO NO TRIPULADO”** realizado por Jonathan Samuel Vélez Salazar, ha sido guiado y revisado periódicamente y cumple normas estatutarias establecidas por la ESPE, en el Reglamento de Estudiantes de la Universidad de las Fuerzas Armadas-ESPE.

Siendo un proyecto con un excelente contenido científico y de calidad que contribuirá a la enseñanza y aplicación de conocimientos para el desarrollo profesional, por lo que se recomienda su publicación.

El mencionado trabajo consta de un documento empastado y un disco compacto el cual contiene los archivos en formato portátil de Acrobat (pdf). Autorizan a JONATHAN SAMUEL VÉLEZ SALAZAR que lo entregue al ING. DANILO ZAMBRANO, en su calidad de Director de la Carrera.

Latacunga, Julio 2015

Félix J. Manjarrés
DIRECTOR

Oscar Arteaga
CODIRECTOR

UNIVERSIDAD DE LAS FUERZAS ARMADAS - ESPE

DEPARTAMENTO DE CIENCIAS DE LA ENERGÍA Y MECÁNICA

CARRERA DE INGENIERÍA AUTOMOTRIZ

DECLARACIÓN DE RESPONSABILIDAD

JONATHAN SAMUEL VÉLEZ SALAZAR

DECLARO QUE:

El proyecto de grado denominado **“DISEÑO Y SIMULACIÓN AERODINÁMICA Y ESTRUCTURAL DE UN VEHÍCULO AÉREO NO TRIPULADO”**, ha sido desarrollado en base a una investigación exhaustiva, respetando derechos intelectuales de terceros, conforme las citas que constan el pie de las páginas correspondiente, cuyas fuentes se incorporan en la bibliografía.

Consecuentemente este trabajo es de mi autoría.

En virtud de esta declaración, me responsabilizo del contenido, veracidad y alcance científico del proyecto de grado en mención.

Latacunga, Julio 2015

Jonathan Samuel Vélez Salazar
C.C.: 0502159551

UNIVERSIDAD DE LAS FUERZAS ARMADAS - ESPE

DEPARTAMENTO DE CIENCIAS DE LA ENERGÍA Y MECÁNICA

CARRERA DE INGENIERÍA AUTOMOTRIZ

AUTORIZACIÓN

Yo, Jonathan Samuel Vélez Salazar

Autorizo a la Universidad de las Fuerzas Armadas la publicación, en la biblioteca virtual de la Institución del trabajo **“DISEÑO Y SIMULACIÓN AERODINÁMICA Y ESTRUCTURAL DE UN VEHÍCULO AÉREO NO TRIPULADO”**, cuyo contenido, ideas y criterios son de mi exclusiva responsabilidad y autoría.

Latacunga, Julio 2015

Jonathan Samuel Vélez Salazar
C.C.: 0502159551

DEDICATORIA

A Dios

Por darme la vida, la salud y las fuerzas para poder llegar a este momento tan importante en mi vida y en mi formación académica.

A mis Padres

Por su apoyo incondicional, su comprensión y amor brindado hacia mi persona, además por ayudarme a ir por el camino del bien y siempre estar presentes cuando lo he necesitado.

A mi Hermano

Por compartir grandes momentos a mi lado y sobre todo por estar presente brindándome su apoyo durante todo mi periodo de estudio.

A Johana Troya

Por estar a mi lado durante estos años y sobre todo por brindarme su confianza y darme sustento en todo momento para continuar y nunca darme por vencido.

A mi Abuelito

Que a pesar de no estar a mi lado siempre sentí su presencia dándome aliento en los momento más difíciles.

Jonathan Vélez S.

AGRADECIMIENTOS

En primer lugar agradezco a Dios por darme la vida y las fuerzas para poder llegar a este momento.

A mis padres Samuel Vélez Barrera y Sylvia Susana Salazar Escobar por haberme dado la educación, el apoyo, la paciencia y el amor incondicional durante toda mi vida.

A mi hermano Brian Daniel Vélez Salazar por ser ese amigo que supo escucharme en todos los momentos que lo necesitaba y por darme fuerzas para seguir siempre adelante.

A Johana Troya por el amor que me ha brindado durante el tiempo que hemos estado juntos y por saberme comprender en los momentos de dificultad.

A mi abuelito José Vicente Salazar Tapia que a pesar de su partida siempre me colmo de bendiciones y fuerzas para no decaer ante los tiempos de mayor dificultad.

Al Ing. Félix Manjarrés y Oscar Arteaga por el apoyo, consejos y opiniones que me supieron brindar, además por guiarme por el buen camino en cada una de las etapas del proceso de realización de este proyecto.

Y por último agradezco a mis amigos Alfredo y Ramiro que estuvieron presentes durante todo mi periodo de estudios universitarios y me ayudaron cuando lo he necesitado.

Jonathan Vélez S.

ÍNDICE DE CONTENIDOS

CARATULA	i
CERTIFICADO	ii
DECLARACIÓN DE RESPONSABILIDAD	iii
AUTORIZACIÓN	iv
DEDICATORIA	v
AGRADECIMIENTOS	vi
ÍNDICE DE CONTENIDOS	vii
ÍNDICE DE FIGURAS	x
ÍNDICE DE TABLAS	xi
RESUMEN	xv
ABSTRACT	xvi
CAPÍTULO I	1
1. INTRODUCCIÓN	1
1.1. Antecedentes	1
1.2. Planteamiento del problema	1
1.3. Justificación	2
1.4. Objetivos	2
1.4.1. Objetivo general.....	2
1.4.2. Objetivos específicos.....	2
1.5. Generalidades	3
1.5.1. Aerodinámica	3
1.5.2. Perfil aerodinámico	3
1.5.3. Ala principal.....	7
1.5.4. Estabilizador horizontal.....	8
1.5.5. Estabilizador vertical	8
1.5.6. Fuselaje.....	9
1.5.7. Flujo laminar y turbulento	9
1.5.8. Capa límite.....	10
1.5.9. Número de reynolds.....	11
1.5.10. Fuerza de sustentación	12
1.5.11. Fuerza de arrastre	12

1.5.12. Análisis CFD	13
1.6. Historia de los UAV.....	14
1.7. Aplicaciones de los UAV	16
1.7.1. Aplicaciones militares.....	16
1.7.2. Aplicaciones civiles.....	17
1.8. Ventajas y desventajas de los UAV's.....	18
1.8.1. Ventajas.....	18
1.8.2. Desventajas	19
CAPÍTULO II	20
2. DESPLIEGUE DE LA FUNCIÓN DE LA CALIDAD EN EL DISEÑO	20
2.1. Clasificación de los uav.....	20
2.1.1. Por su peso	20
2.1.2. Por su carga alar	21
2.1.3. Por su resistencia y rango de vuelo.....	21
2.2. Especificaciones de los sistemas	22
2.3. La casa de la calidad	23
2.3.1. Análisis del ala principal	24
2.4. Resultados y conclusiones de la casa de la calidad.....	27
2.4.1. Resultados de la casa de la calidad	27
2.4.2. Conclusiones de la casa de la calidad.....	27
2.5. Hoja de especificaciones técnica QFD.....	29
2.6. Definición y diseño conceptual	30
2.6.1. Análisis funcional.....	30
2.6.2. Definición de las funciones	31
2.7. Definición modular.....	32
2.8. Soluciones para el módulo	34
2.8.1. Solución para el perfil aerodinámico del ala principal.....	34
2.8.2. Solución para el perfil aerodinámico del estabilizador horizontal	38
2.8.3. Solución para el perfil aerodinámico del estabilizador vertical.....	40
2.8.4. Solución para el fuselaje	40
2.9. Número de reynolds.....	41
2.9.1. Número de reynolds para el ala principal.....	41

2.9.2. Número de reynolds para el estabilizador horizontal	42
2.10. Curvas características de los perfiles aerodinámicos	43
2.10.1. WORTMANN FX67K170.....	43
2.10.2. RA163C3	49
CAPÍTULO III	53
3. CÁLCULO Y SELECCIÓN DE PERFILES ESTRUCTURALES.....	53
3.1. Determinación de las cargas sobre el ala.....	53
3.1.1. Estructura del ala	53
3.1.2. Determinación de las cargas aerodinámicas	54
3.1.3. Diagrama vectorial	56
3.1.4. Análisis estructural.....	60
3.1.5. Determinación de esfuerzos normales	64
3.1.6. Determinación de esfuerzos cortantes	65
3.1.7. Cálculo de esfuerzos principales máximos y esfuerzo cortante máximo	66
3.1.8. Factor de seguridad.....	68
3.2. Determinación de las cargas sobre el estabilizador horizontal	69
3.2.1. Estructura del estabilizador	69
3.2.2. Determinación de las cargas aerodinámicas	69
3.2.3. Diagrama vectorial	70
3.2.4. Análisis estructural.....	74
3.2.5. Determinación de esfuerzos normales	75
3.2.6. Determinación de esfuerzos cortantes	76
3.2.7. Cálculo de esfuerzos principales y esfuerzo cortante máximo.....	76
3.2.8. Factor de seguridad.....	77
CAPÍTULO IV	78
4. SIMULACIÓN AERODINÁMICA Y ESTRUCTURAL DEL UAV	78
4.1. Consideraciones previas al análisis por elementos finitos	78
4.2. Pre procesamiento	78
4.2.1. Geometría	78
4.2.2. Dominio	79
4.2.3. Tipos de mallas.....	79

4.2.4. Creación del mallado.....	80
4.2.5. Refinamiento.....	81
4.2.6. Calidad de elemento de la malla.....	81
4.3. Post procesamiento	82
4.3.1. Simulación estática.....	82
4.3.2. Simulación aerodinámica	92
CAPÍTULO V	123
Conclusiones	123
Recomendaciones	125
BIBLIOGRAFÍA.....	126
LINKOGRAFÍA	127
ANEXOS	128

ÍNDICE DE FIGURAS

Figura 1.1	Componentes de un perfil alar.	3
Figura 1.2	Terminología de un perfil alar.	4
Figura 1.3	NACA de 4 dígitos.	5
Figura 1.4	NACA de 5 dígitos.	6
Figura 1.5	NACA de 6 dígitos.	7
Figura 1.6	Ala de avión	7
Figura 1.7	Estabilizador horizontal	8
Figura 1.8	Estabilizador vertical	8
Figura 1.9	Fuselaje	9
Figura 1.10	Flujo laminar y turbulento.	9
Figura 1.11	Capa limite	10
Figura 1.12	Transición de la turbulencia	11
Figura 1.13	Fuerza de Sustentación	12
Figura 1.14	Fuerza de Arrastre	13
Figura 1.15	AQM-34 Ryan Firebee	16
Figura 1.16	Ikhana	16
Figura 2.1	Resultados de la Casa de la Calidad	26
Figura 2.2	Función del Ala de un UAV	31
Figura 2.3	Función del Estabilizador Horizontal de un UAV	31
Figura 2.4	Función del Estabilizador Vertical de un UAV	32
Figura 2.5	Función del Fuselaje	32
Figura 2.6	Definición de Módulos	33
Figura 2.7	Ala principal	37
Figura 2.8	Estabilizador horizontal	39
Figura 2.9	Estabilizador vertical	40
Figura 2.10	Fuselaje	41
Figura 2.11	Interfaz gráfica del programa XFLR5	43
Figura 2.12	Curva polar para un $Re= 2400000$	43
Figura 2.13	Curva polar para un $Re= 3100000$	44
Figura 2.14	Curva de sustentación para un $Re= 2400000$	44
Figura 2.15	Curva de sustentación para un $Re= 3100000$	44
Figura 2.16	Curva de arrastre para un $Re= 2400000$	45
Figura 2.17	Curva de arrastre para un $Re= 3100000$	46
Figura 2.18	Coefficiente de Momento	46
Figura 2.19	Curva de momento para un $Re= 2400000$	47
Figura 2.20	Curva de momento para un $Re= 3100000$	47
Figura 2.21	Eficiencia aerodinámica (L/D) del ala en la zona de crucero	48
Figura 2.22	Posición del ala con respecto a la horizontal	48
Figura 2.23	Curva polar para un $Re= 1200000$	49
Figura 2.24	Curva polar para un $Re= 1570000$	49
Figura 2.25	Curva de sustentación para un $Re= 1200000$	50
Figura 2.26	Curva de sustentación para un $Re= 1570000$	50

Figura 2.27 Curva de arrastre para un $Re= 1200000$	50
Figura 2.28 Curva de arrastre para un $Re= 1570000$	51
Figura 2.29 Curva de momento para un $Re= 1200000$	51
Figura 2.30 Curva de momento para un $Re= 1570000$	51
Figura 2.31 Eficiencia aerodinámica (L/D) del estabilizador en la zona de crucero	52
Figura 2.32 Posición del ala con respecto a la horizontal	52
Figura 3.1 Configuración estructural del ala	53
Figura 3.2 Dimensiones geométricas de la estructura en el perfil.	54
Figura 3.3 Diagrama de fuerzas que actúan sobre el ala (Lateral –Eje X)	57
Figura 3.4 Diagrama de fuerzas que actúan sobre el ala (Frontal – Eje X)	57
Figura 3.5 Diagrama de cuerpo libre. Eje X	57
Figura 3.6 Diagrama de Fuerzas y Momentos. Eje X.	58
Figura 3.7 Diagrama de fuerzas que actúan sobre el ala (Lateral –Eje Y)	59
Figura 3.8 Diagrama de fuerzas que actúan sobre el ala (Frontal – Eje Y)	59
Figura 3.9 Diagrama de cuerpo libre. Eje Y	59
Figura 3.10 Diagrama de Fuerzas y Momentos. Eje Y.	60
Figura 3.11 Puntos de análisis de las estructura.	61
Figura 3.12 Dimensiones de la viga principal y distancias	61
Figura 3.13 Dimensiones de la viga secundaria y distancias	63
Figura 3.14 C_x y C_y	64
Figura 3.15 Círculo de Mohr	67
Figura 3.16 Propiedades de la fibra de carbono.	68
Figura 3.17 Configuración estructural del estabilizador horizontal	69
Figura 3.18 Diagrama de fuerzas que actúan sobre el ala	70
Figura 3.19 Diagrama de fuerzas que actúan sobre el ala	71
Figura 3.20 Diagrama de cuerpo libre. Eje X	71
Figura 3.21 Diagrama de Fuerzas y Momentos. Eje X.	72
Figura 3.22 Diagrama de fuerzas que actúan sobre el ala	73
Figura 3.23 Diagrama de fuerzas que actúan sobre el ala	73
Figura 3.24 Diagrama de cuerpo libre. Eje Y	73
Figura 3.25 Diagrama de Fuerzas y Momentos. Eje Y	74
Figura 3.26 Puntos de análisis de las estructura.	75
Figura 3.27 Círculo de Mohr	77
Figura 4.1 Perfil y estructura alar.	78
Figura 4.2 Dominio	79
Figura 4.3 Refinamiento del perfil alar.	81
Figura 4.4 Calidad del mallado	81
Figura 4.5 Ala principal	82
Figura 4.6 Aplicación de cargas y sujeciones sobre el ala	83
Figura 4.7 Mallado y calidad del elemento sobre el ala principal	84
Figura 4.8 Resultados de la simulación del ala	85
Figura 4.9 Estabilizador horizontal	86
Figura 4.10 Aplicación de cargas y sujeciones sobre el estabilizador	86
Figura 4.11 Mallado y calidad del elemento sobre el estabilizador horizontal	87

Figura 4.12 Resultados de la simulación del Estabilizador Horizontal	88
Figura 4.13 Fuselaje	89
Figura 4.14 Aplicación de cargas y sujeciones sobre el fuselaje	90
Figura 4.15 Mallado y calidad del elemento sobre el fuselaje	90
Figura 4.16 Resultados de la simulación del Fuselaje	91
Figura 4.17 Programa de MATLAB	101
Figura 4.18 Estabilizador en la parte superior	110
Figura 4.19 Estabilizador en el centro	111
Figura 4.20 Estabilizador en la parte inferior	112
Figura 4.21 Estabilizador vertical a los costados del ala	113
Figura 4.22 Ángulo de ataque de 5°	115
Figura 4.23 Presión sobre el ala y estabilizador a 5° de ataque	115
Figura 4.24 Ángulo de ataque de 10°	116
Figura 4.25 Presión sobre el ala y estabilizador a 10° de ataque	117
Figura 4.26 Ángulo de ataque de 15°	118
Figura 4.27 Presión sobre el ala y estabilizador a 15° de ataque	118
Figura 4.28 Ángulo de ataque de 0°	119
Figura 4.29 Presión sobre el ala y estabilizador a 0° de ataque	120
Figura 4.30 Ángulo de ataque de -5°	121
Figura 4.31 Presión sobre el ala y estabilizador a -5° de ataque	121
Figura 4.32 Ángulo de ataque de -10°	122
Figura 4.33 Presión sobre el ala y estabilizador a -10° de ataque	122

ÍNDICE DE TABLAS

Tabla 2.1	Clasificación de los UAV por sus capacidades de vuelo.....	22
Tabla 2.2	Características de la aeronave ANKA KAWAK.....	23
Tabla 2.3	Hoja de especificaciones técnica QFD	29
Tabla 2.4	Perfiles alares utilizados en el ala principal.....	34
Tabla 2.5	Valores de C_L , C_D y C_M para distintos tipo de perfiles alares usados en el ala principal	36
Tabla 2.6	Matriz de selección del perfil aerodinámico del ala principal	37
Tabla 2.7	Perfiles alares utilizados en UAV's.....	38
Tabla 2.8	Valores de C_L , C_D y C_M para distintos tipo de perfiles alares usados en el estabilizador horizontal.....	38
Tabla 2.9	Matriz de selección del perfil aerodinámico del estabilizador horizontal.....	39
Tabla 2.10	Valores para el cálculo del número de Reynolds del ala principal.....	42
Tabla 2.11	Valores para el cálculo del número de Reynolds del estabilizador horizontal.....	42
Tabla 3.1	Listado de dimensiones de la estructura en el perfil.....	54
Tabla 3.2	Determinación de la Fuerza de Sustentación.....	55
Tabla 3.3	Determinación de la Fuerza de Arrastre	56
Tabla 3.4	Áreas y centroides (X y Y) de cada sección de la viga principal.....	62
Tabla 3.5	Áreas y centroides (X y Y) de cada sección de la viga secundaria.....	63
Tabla 3.6	Esfuerzos normales en la estructura.....	65
Tabla 3.7	Esfuerzos cortantes en la estructura.....	66
Tabla 3.8	Esfuerzos principales y cortantes.....	66
Tabla 3.9	Determinación de la Fuerza de Sustentación.....	69
Tabla 3.10	Determinación de la Fuerza de Arrastre	70
Tabla 3.11	Esfuerzos normales en la estructura.....	75
Tabla 3.12	Esfuerzos cortantes en la estructura.....	76
Tabla 3.13	Esfuerzos principales y cortantes.....	77
Tabla 4.1	Tipos de mallados en un análisis por elementos finitos.....	79
Tabla 4.2	Parámetros de simulación para el ala principal.....	83
Tabla 4.3	Parámetros de simulación para el estabilizador horizontal.....	86
Tabla 4.4	Parámetros de simulación para el fuselaje.....	89
Tabla 4.5	Velocidad del aire sobre los perfiles.....	93
Tabla 4.6	Presión del aire sobre los perfiles	96
Tabla 4.7	Fuerza de sustentación de los perfiles.....	102
Tabla 4.8	Velocidades, presiones y fuerza de sustentación de los perfiles.....	103
Tabla 4.9	Velocidad y presión sobre el perfil RA163C3.....	104
Tabla 4.10	Velocidad y presión sobre el perfil RA163C3.....	106

RESUMEN

El presente proyecto propone la simulación del comportamiento del perfil aerodinámico y el análisis estructural del ala principal y estabilizadores verticales y horizontales de un vehículo aéreo no tripulado, así como estudiar las interacciones entre ellos, que cumpla parámetros principales de simulación, con la asistencia de una herramienta de diseño por computador (CAD) y un programa de simulación de dinámica de fluidos (CFD). El proyecto contempla el respectivo análisis estructural y la simulación aerodinámica de la aeronave utilizando software de simulación mencionados anteriormente. Una vez elaborado el proyecto la información recopilada y la investigación realizada será facilitada para futuras construcciones del vehículo aéreo, poniéndoles al tanto del funcionamiento y las normas que se emplean para la construcción del mismo.

PALABRAS CLAVES:

- **VEHÍCULO AÉREO NO TRIPULADO**
- **AERODINÁMICA**
- **SIMULACIÓN DE FLUIDOS POR COMPUTADOR**

ABSTRACT

This project involve the simulation of the behavior of the airfoil and structural analysis of the main wing and vertical and horizontal stabilizers of an unmanned aerial vehicle and study the interactions between them, which meets main simulation parameters with the assistance of tool design (CAD) and a simulation program fluid dynamics (CFD). The project includes the respective structural analysis and simulation of aerodynamics of the aircraft using simulation software mentioned above. Once the project developed information collected and the investigation will be provided for future development of air vehicle, putting to both the operation and the rules that are used for construction.

KEYWORDS:

- **DRONE**
- **AERODYNAMICS**
- **COMPUTER FLUID SIMULATION**

CAPÍTULO I

1. INTRODUCCIÓN

1.1. ANTECEDENTES

Los vehículos aéreos no tripulados UAV, que viene de sus siglas en inglés de Unmanned Aerial Vehicle, o sistema aéreo no tripulado UAS de Unmanned Aerial System y conocido en castellano por sus siglas como VANT de Vehículo Aéreo No Tripulado, son aeronaves capaces de volar autónomamente, es decir sin la necesidad de un humano como piloto, son mayormente utilizados en aplicaciones militares, aunque también en aplicaciones del ámbito civil, tales como misiones de reconocimiento en desastres naturales, monitoreo en eventos públicos, entre otros.

Hay una amplia variedad de formas, tamaños, configuraciones y características en el diseño de los VANT. Históricamente los VANT eran simplemente aviones pilotados remotamente, pero cada vez más se está empleando el control autónomo de los VANT. En este sentido se han creado dos variantes: algunos son controlados desde una ubicación remota, y otros vuelan de forma autónoma sobre la base de planes de vuelo pre programados usando sistemas más complejos de automatización dinámica.

1.2. PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA

El problema se genera a partir de que en nuestro país y sobre todo en la Universidad de las Fuerzas Armadas no existe una metodología definida para el diseño de este tipo de aeronaves, por lo que mediante este proyecto se logrará establecer un precedente en la Universidad sobre el estudio aerodinámico de Vehículos Aéreos No Tripulados y así llegar a ser una de las Instituciones ecuatorianas que contribuya con información de ingeniería de UAV's para aplicarla en campos de vinculación con la sociedad de la ESPE.

1.3. JUSTIFICACIÓN

La simulación aerodinámica y estructural de aeronaves permite obtener un diagnóstico acerca de la resistencia de la estructura y el desempeño aerodinámico de una aeronave, lo cual permitirá realizar trabajos posteriores de mejora estructural y aerodinámica.

A su vez, en la actualidad se requieren vehículos que sean capaces de desempeñar tareas cada vez más complejas, lo cual se puede llevar a cabo, al incorporar cámaras y distintas clases de sensores para ejecutar misiones de reconocimiento o vigilancia, lo cual nos indica que se debe realizar un estudio responsable para que las aeronaves muestren la mayor eficacia para realizar estos trabajos.

1.4. OBJETIVOS

1.4.1. Objetivo general

Diseñar y simular el comportamiento aerodinámico y estructural de un vehículo aéreo no tripulado.

1.4.2. Objetivos específicos

- Seleccionar el perfil alar, y realizar el diseño y la simulación aerodinámica del ala principal y estabilizador horizontal de un vehículo aéreo no tripulado considerando los principales principios aerodinámicos.
- Diseñar y simular la estructura del ala principal y estabilizador horizontal del vehículo aéreo no tripulado, seleccionando correctamente el perfil estructural que sea capaz de soportar las fuerzas que se generan sobre los mismos.
- Determinar la posición idónea del estabilizador horizontal y vertical dentro de la estructura del UAV, para que la turbulencia generada en los mismos no afecte el desempeño final de la aeronave.

- Simular el comportamiento aerodinámico que tendrá el UAV en un vuelo virtual mediante un programa de simulación (CFD), tomando en cuenta las condiciones de despegue, vuelo crucero y aterrizaje de la aeronave.

1.5. GENERALIDADES

1.5.1. Aerodinámica

Aerodinámica es la parte de la mecánica de fluidos que estudia los gases en movimiento y las fuerzas o reacciones a las que están sometidos los cuerpos que se hallan en su seno. A la importancia propia de la aerodinámica hay que añadir el valor de su aportación a la aeronáutica. De acuerdo con el *número de Mach* o velocidad relativa de un móvil con respecto al aire, la aerodinámica se divide en *subsónica* y *supersónica* según que dicho número sea inferior o superior a la unidad. Hay ciertas leyes de la aerodinámica, aplicables a cualquier objeto moviéndose a través del aire, que explican el vuelo de objetos más pesados que el aire. Para el estudio del vuelo, es lo mismo considerar que es el objeto el que se mueve a través del aire, como que este objeto esté inmóvil y es el aire el que se mueve (de esta última forma se prueban en los túneles de viento prototipos de aviones). (Muñoz)

1.5.2. Perfil aerodinámico

“Un perfil aerodinámico es un cuerpo con un diseño determinado, el cual aprovechara al máximo las fuerzas que se originan por la variación de velocidad y presión cuando este se sitúa dentro de una corriente de aire.” (García M., 2013, p. 1)

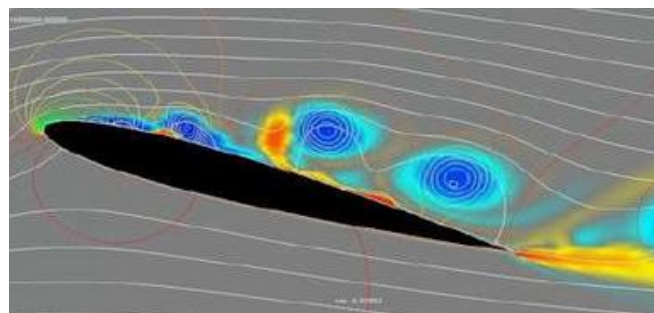


Figura 1.1 Componentes de un perfil alar.
Fuente: (Galindo, 2006)

1.5.2.1 Características de un perfil alar

Un perfil alar está compuesto de las siguientes partes:



Figura 1.2 Terminología de un perfil alar.

Fuente: (García, 2013)

1. **Borde de ataque:** Es el punto más delantero del perfil
2. **Borde de salida:** Es el punto más trasero del perfil
3. **Línea de la cuerda:** Es la línea recta que pasa por el borde de ataque y por el borde de salida.
4. **Cuerda:** Es la línea recta que une el borde de ataque con el borde de salida.
5. **Línea de curvatura media:** Línea equidistante entre el extradós y el intradós. Si la línea de curvatura media queda sobre la cuerda se dice que la curvatura es positiva, si queda por debajo, es negativa.
6. **Ordenada máxima de la línea de curvatura media:** Es la máxima distancia entre la línea de curvatura media y la cuerda del perfil. El valor suele darse en porcentaje de cuerda.
7. **Posición de la curvatura máxima:** Es la distancia medida a partir del borde de ataque, en porcentaje de la cuerda, donde se encuentra la ordenada máxima de la línea de curvatura media.
8. **Espesor máximo:** Es la distancia máxima entre el extradós e intradós, medida perpendicularmente a la cuerda. Es una característica importante, que se expresa en porcentaje de la cuerda.
9. **Posición de espesor máximo:** Es la distancia paralela a la cuerda, medida desde el borde de ataque hasta la ordenada donde existe el espesor máximo del perfil.

- 10. Radio de curvatura del borde de ataque:** Define la forma del borde de ataque y es el radio de un círculo tangente al extradós e intradós, y con su centro situado en la línea tangente a la línea de curvatura media y que pasa por el borde de ataque. (Galindo, 2006, p. 10-11)

1.5.2.2 Clasificación de perfiles aerodinámicos.

a. Serie NACA de 4 dígitos

NACA decidió generar la nomenclatura para la primera familia de perfiles alares a principios de 1930. La primera familia de los NACA airfoils se conoce como la familia de perfiles de 4 dígitos. De acuerdo a la definición NACA, el primer dígito da el camber máximo en porcentaje de cuerda. Esto significa que el camber máximo del perfil 2412 es 2% de la longitud de cuerda. El segundo dígito representa la localización del camber máximo en la décima de cuerda. En este caso, para el perfil 2412 el máximo camber está localizado en el 40% de la longitud de la cuerda medido desde el borde de ataque. Los últimos dos dígitos otorgan el máximo espesor en porcentaje de la cuerda. Cabe anotar, que el máximo espesor de un perfil alar de cuatro dígitos se ubica por defecto al 30% de la cuerda medido desde el borde de ataque. Por ejemplo, el perfil NACA 2412 tiene un máximo grosor de 12% de longitud de cuerda. (Paz, 2013)



Figura 1.3 NACA de 4 dígitos.
Fuente: (Paz, 2013)

b. Serie NACA de 5 dígitos

A mediados de 1930 nació la segunda familia de los perfiles alares NACA. Esta familia se denominó NACA de 5 dígitos. Este tipo de perfil alar surgió de experimentos y estudios empíricos con el objetivo de incrementar el coeficiente de sustentación máximo. Los resultados demostraron que si acercaban el punto de camber máximo en dirección al borde de ataque se obtenía incremento en el coeficiente del primer dígito cuando se multiplica por $3/2$ otorga el sustentación local. Por tal motivo, se crea el perfil alar NACA de 5 dígitos como por ejemplo el NACA 23012. El primer dígito cuando se multiplica por $3/2$ otorga el coeficiente de sustentación de diseño en décimas. El coeficiente de sustentación de diseño es un índice del incremento en camber y por ende, si el camber del perfil incrementa, el coeficiente de sustentación de diseño se incrementa. En este caso, el coeficiente de sustentación de diseño para el perfil NACA 23012 es de 0,3. (Paz, 2013)



Figura 1.4 NACA de 5 dígitos.

Fuente: (Paz, 2013)

c. Serie NACA de 6 dígitos

A finales de 1930 y principios de 1940 la NACA empieza con los estudios de perfiles alares con el propósito de fomentar el flujo laminar sobre su superficie minimizando el coeficiente de resistencia. Este nuevo alcance de la NACA se le llama "Laminar Flow Airfoil" o perfil alar de flujo laminar. Este estudio involucra a una nueva familia de perfiles denominada serie 6 o NACA 6-series airfoil. A diferencia de los objetivos del perfil alar de 1 dígito, El NACA serie 6, tiene como objetivo minimizar la resistencia asegurando el flujo laminar y reduciendo

la gradiente de presión adversa, obtener un Mach number crítico deseado para la reducción de resistencia en régimen transónico y por último aumentar las características de máxima sustentación. (Paz, 2013)

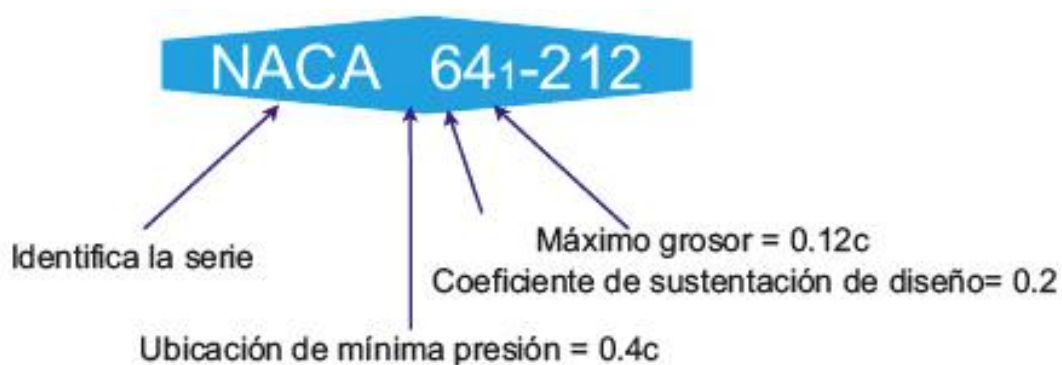


Figura 1.5 NACA de 6 dígitos.

Fuente: (Paz, 2013)

1.5.3. Ala Principal

En aeronáutica se denomina ala a un cuerpo aerodinámico formado por una estructura muy fuerte estructuralmente, compuesta por un perfil aerodinámico o perfil alar envolviendo a uno o más largueros y que es capaz de generar una diferencia de presiones entre su cara superior (extradós) y su cara inferior (intradós) al desplazarse por el aire lo que produce la fuerza ascendente de sustentación que mantiene al avión en vuelo. El ala típica también utiliza el principio de acción y reacción generando una fuerza cuya componente vertical contrarresta al peso. En el caso particular de las alas para aviones supersónicos, el diseño está orientado a usar sólo este efecto de la "reacción" y se evita la sustentación aerodinámica. (Nuñez, 2010, pág. 8)

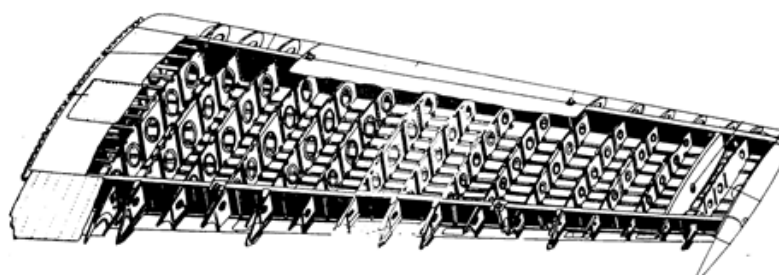


Figura 1.6 Ala de avión

Fuente: (Núñez, 2010)

1.5.4. Estabilizador horizontal

Bautista (2011) enuncia que: El estabilizador horizontal es semejante a un ala pequeña que se sitúa en la cola del avión. Existen casos, especialmente en aviones militares y rara vez en los civiles, en los que la superficie horizontal se halla situada por delante del ala; en estos casos se dice que está en disposición canard. (p.22)



Figura 1.7 Estabilizador horizontal
Fuente: (Bautista, 2011)

1.5.5. Estabilizador vertical

Un estabilizador vertical se encuentra sobre el ala principal del avión en el caso de una configuración canard y está destinado a reducir el deslizamiento lateral aerodinámico.

En aeronaves, los estabilizadores verticales normalmente apuntan hacia arriba. Estos también son conocidos como cola vertical, como parte de la cola de un avión. El extremo final del estabilizador normalmente es móvil, se llama timón y permite que el piloto del avión controle la guiñada o movimiento del avión en el eje vertical.

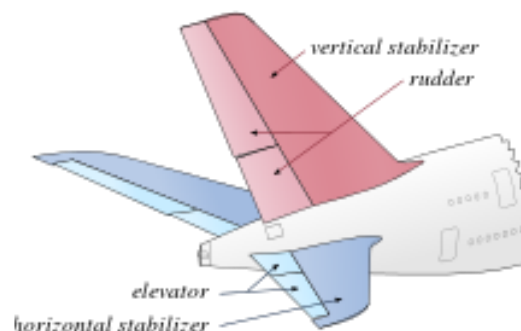


Figura 1.8 Estabilizador vertical
Fuente: (Bautista, 2011)

1.5.6. Fuselaje

(Nuñez, 2010) afirma que: Su función principal es servir de soporte principal al resto de los componentes del aeroplano. La forma del fuselaje se determina normalmente por la misión de la aeronave. Los fuselajes que ofrecen una menor resistencia aerodinámica son los de sector circular, elíptica u oval, y de forma alargada.

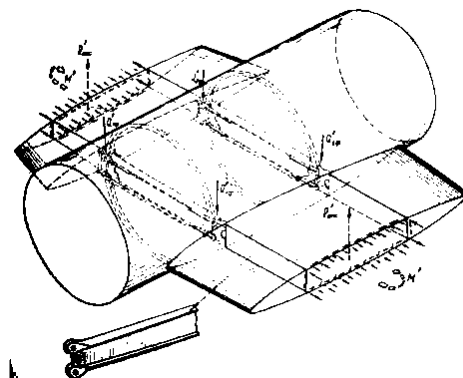


Figura 1.9 Fuselaje
Fuente: (Nuñez, 2010)

1.5.7. Flujo laminar y turbulento

Según Caiza & Vilaña (2015) el flujo laminar es cuando las líneas de corriente se mantienen paralelas y manteniendo la dirección y velocidad promedio, además el movimiento del fluido debe mantenerse organizado, mientras que en el flujo turbulento se tiene la misma velocidad promedio en el flujo, pero adicionalmente a esta velocidad las partículas del fluido estarían moviéndose en otra dirección.

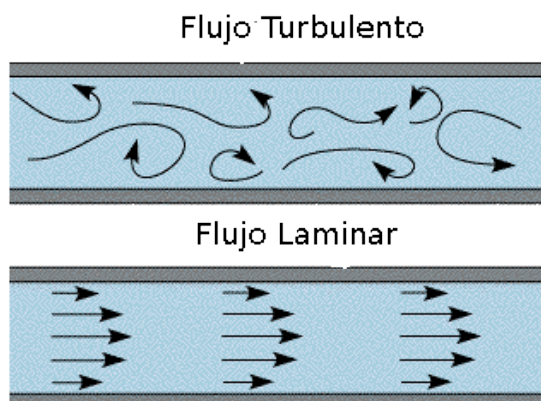


Figura 1.10 Flujo laminar y turbulento.
Fuente: (González, 2001)

1.5.8. Capa límite

La capa límite es la zona del flujo de aire que se muestra en el dibujo más cercana a la superficie del ala y donde las moléculas de aire se mueven a una velocidad inferior que el resto de la masa de aire.

Por debajo de la capa límite sigue habiendo aire. Pero éste está afectado por su viscosidad. Y por ser un fluido viscoso sus moléculas se desplazan más lentamente según nos acercamos a la superficie del ala, hasta llegar a cero. De hecho si pudiésemos medir la velocidad de las moléculas que tocan el metal de un ala que se mueve a gran velocidad veríamos que su velocidad es cero. (Cruz, s.f., p.9)

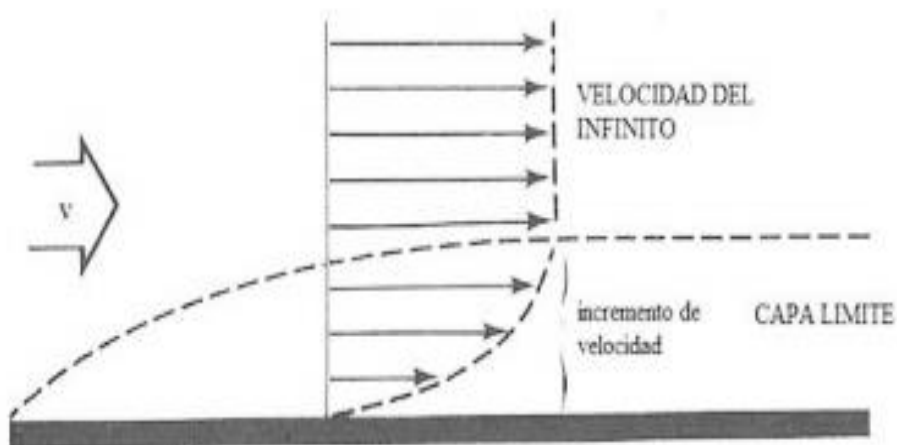


Figura 1.11 Capa limite

Fuente: (Cruz, s.f.)

Según Cruz (s.f.): La capa límite es bastante delgada apenas 1 cm de espesor para el ala de un 747. En aviones más pequeños es menor. Las partículas de aire que a duras penas se desplazan por la capa límite lo hacen inicialmente de manera laminar. Paralelamente unas a otras. Pero conforme estas se van desplazando su trayectoria empieza a volverse más errática convirtiéndose en turbulenta y aumentando el espesor de la capa límite. (p.10)

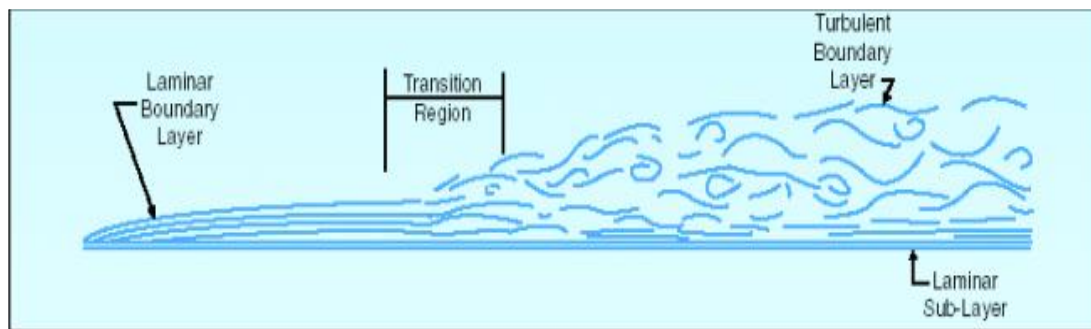


Figura 1.12 Transición de la turbulencia

Fuente: (Cruz, s.f.)

1.5.9. Número de Reynolds

El comportamiento de un fluido, en particular en lo que se refiere a las pérdidas de energía, depende de que el flujo sea laminar o turbulento. Por esta razón, se necesita un medio para predecir el tipo de flujo sin tener que observarlo en realidad. Más aún, la observación directa. Se demuestra en forma experimental y se verifica de modo analítico, que el carácter del flujo en un tubo redondo depende de cuatro variables: la densidad del fluido ρ , su viscosidad η , el diámetro del tubo D y la velocidad promedio del flujo. Osborne Reynolds fue el primero en demostrar que es posible pronosticar el flujo laminar o turbulento si se conoce la magnitud de un número adimensional, al que hoy se le denomina número de Reynolds (N_R). (Mott, 2006, pág. 230)

Para el cálculo del número de Reynolds utilizaremos la siguiente fórmula:

$$R_e = \frac{\rho v l}{\mu} = \frac{v l}{\nu} \quad \text{Ecuación 1.1}$$

Dónde:

- v = Velocidad del fluido
- l = Longitud de la cuerda del ala
- ρ = Densidad del fluido
- μ = Viscosidad dinámica del fluido
- ν = Viscosidad cinemática del fluido

1.5.10. Fuerza de sustentación

Es la fuerza que genera un perfil aerodinámico moviéndose en el aire, ejercida de abajo hacia 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).



Figura 1.13 Fuerza de Sustentación

Fuente: (Aviación, 2011)

Para calcular esta fuerza se debe utilizar la Ecuación 4.1:

$$F_L = \frac{S \cdot \rho \cdot v^2}{2 \cdot (\text{Cosa})} \cdot C_L \quad \text{Ecuación 1.2}$$

Dónde:

F_L = Fuerza de sustentación (N)
 S = Superficie alar (m²)
 C_L = Coeficiente de sustentación
 ρ = Densidad de flujo (Kg/m³)
 v = Velocidad del flujo (m/s)
 α = Ángulo de ataque (rad)

1.5.11. Fuerza de arrastre

El arrastre es la fuerza ejercida por el fluido en dirección contraria a la fuerza que ejerce el cuerpo en movimiento. Es decir, es una fuerza que el fluido opone, contrarrestando el movimiento de un cuerpo. La fuerza de arrastre debe contrarrestarse con una fuerza de propulsión que vaya en dirección opuesta al

arrastre. Para obtener esta fuerza, se requiere el empleo de cierta energía, por lo que siempre se busca disminuir el arrastre. (Fuentes, s.f.)

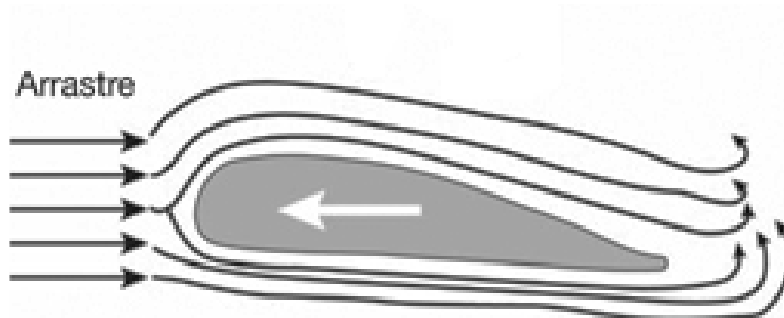


Figura 1.14 Fuerza de Arrastre
Fuente: (Aviación, 2011)

Para calcular esta fuerza utilizaremos la siguiente formula:

$$F_D = \frac{S \cdot \rho \cdot v^2}{2 \cdot (\text{Cosa})} \cdot C_D \quad \text{Ecuación 1.3}$$

Dónde:

F_D = Fuerza de arrastre (N)

S = Superficie alar (m²)

C_D = Coeficiente de arrastre

ρ = Densidad de flujo (Kg/m³)

v = Velocidad del flujo (m/s)

a = Ángulo de ataque (rad)

1.5.12. Análisis CFD

La simulación CFD (Computational Fluid Dynamics) es un método fiable para obtener predicciones de flujos internos como en un motor o tuberías y para flujos externos como son alas de aviones, vehículos.

Otra ventaja de este tipo de análisis es la utilidad de los datos que se obtiene. Los cálculos obtenidos mediante las ecuaciones introducidas, la obtención de distribución de presión, desarrollo de flujo o la obtención de fuerzas se obtienen con rapidez y solo se necesita una interpretación exacta de los datos que presenta.

Como todo método de análisis, ninguna herramienta es fiable y tiene sus limitaciones establecidas. En el caso de CFD, está limitada a la capacidad computacional de microprocesadores empleados. Aunque permite desarrollar mallas con millones de celdas para analizar y tener datos más exactos se vería afectado en la rapidez de procesamiento, es por eso que para el mallado se utiliza un aproximado a la realidad, que genere márgenes de error aceptables y emplee menor tiempo. La comparación entre resultados experimentales y mediante CFD, se ha probado que pueden llegar a ser realmente similares mediante un buen control de los errores numéricos que se puedan producir, así como de la correcta definición de las condiciones de contorno. (Caiza & Vilaña, 2015, p.24)

1.6. HISTORIA DE LOS UAV

Los hermanos Wright hicieron el primer vuelo controlado el 17 de diciembre de 1903. Años antes del primer vuelo la tecnología UAV primitiva se utilizó para el combate y vigilancia en al menos dos guerras.

“En febrero de 1863, un inventor de la ciudad de Nueva York llamado Charles Perley patentó un bombardero no tripulado. Este bombardero era un globo aerostático de aire caliente que podía cargar con explosivos y tenía un temporizador.” (Rovira, 2011, pág. 5)

Cerca del año 1910 durante la Primera Guerra Mundial, los primeros vehículos aéreos no tripulados dieron a la fuga en los EE.UU. Aunque el éxito de los UAV en vuelos de prueba fue errático, el ejército reconoció su potencial en el combate. (Rovira, 2011) dice que:

En 1918, Charles F. Kettering, de General Motors, diseñó un pequeño avión llamado Kettering Bug. Hecho de madera y lienzo, por 400\$ la unidad, este pequeño avioncito fue diseñado para cargar una bomba de equivalente su propio peso, 300 libras. Estaba diseñado para salir desde un vehículo con ruedas, desplegar las alas y dirigirse hacia un objetivo pre programado. El ejército de estados unidos encargó una gran cantidad de estos aviones durante los últimos

meses de la primera guerra mundial, pero acabó la guerra y los pedidos fueron cancelados. (p.6)

La primera producción a gran escala de UAV fueron realizados con el diseño que realizo Reginald Denny quien sirvió para la "Royal Flying Corps" durante la Primera Guerra Mundial, y después de la guerra, en 1919, emigró a Estados Unidos en busca de su fortuna en Hollywood como actor. Él y sus socios de negocios formada "Reginald Denny Industrias" abrieron una tienda de exhibición para los modelos de avión en 1934 conocida como "Compañía Radioplane". Denny creía que los aviones de su tienda serian de bajo costo y ayudarían para la formación de los artilleros antiaéreos, y en 1935 demostró su primer prototipo de avión no tripulado, el RP-1, al Ejército de Estados Unidos. Posteriormente Denny compró un diseño que era propiedad de Walter Righter en 1938 y comenzó a comercializar a los aficionados como la "Dennymite", y lo demostró al Ejército como el RP-2, y después de modificaciones lo denominó como el RP-3 y RP-4 en 1939. En 1940, Denny y sus socios ganaron un contrato del Ejército por su RP-4 controlado por radio, lo que se convirtió en el Radioplane OQ-2.

En el año 1960, la fuerza aérea de Estados Unidos de América inicia su primer programa para diseñar un avión invisible y modificar los UAV de combate para misiones de reconocimiento. Los ingenieros redujeron la marca que dejaba el avión Q-2C Firebee en el radar usando una pantalla especialmente diseñada en la frontal de los motores, poniendo unas capas de un material que absorbía las señales de radar en los lados de los fuselajes y cubriendo la aeronave con una nueva pintura antirradar. El resultado fue la aeronave AQM-34 Ryan Firebee, que fue lanzada y controlada desde la aeronave DC-130. Una vez realizada la misión, el UAV era dirigido a un sitio seguro dónde recogerlo, se activaba el paracaídas y era recogido por un helicóptero. (Rovira, 2011)



Figura 1.15 AQM-34 Ryan Firebee

Fuente: (Wikipedia, 2010)

En 1978, “Israel Aircraft Industries” construyó un vehículo aéreo no tripulado con motor de pistones y una envergadura de 13 pies construida de fibra de vidrio, esta aeronave se denominaba Scout

El último UAV que tiene a su disposición Estados Unidos es el Ikhana. Su nombre proviene de un idioma nativo americano, Choctaw, que significa “Inteligente, consciente o precavido”.



Figura 1.16 Ikhana

Fuente: (UAS, 2012)

“El uso de este UAV es de pruebas sobre la tecnología UAV de la NASA. Validar sensores electrónicos, observación de larga duración en Tierra, desarrollar tecnologías que mejoren las prestaciones, seguridad y fiabilidad tanto de aeronaves tripuladas como no tripuladas.” (Rovira, 2011)

1.7. APLICACIONES DE LOS UAV

1.7.1. Aplicaciones Militares

“La utilización de este tipo de aeronaves está proyectada para zonas de conflicto, para la destrucción completa de la red de defensa aérea del enemigo, después, los

UAVs están capacitados para la vigilancia constante de zonas específicas de territorio enemigo.” (Baños, 2008)

- Lucha y monitoreo contra incendios forestales
- Búsqueda y rescate, situaciones de rehenes y para ayudar a las amenazas de bomba, seguimiento a un criminal que huye.
- Misiones de control de narcotráfico, fronteras y terrorismo, misiones de búsqueda policial.
- Misiones de reconocimiento, observación y vigilancia: mediante cámaras de espectro visible e infrarrojas
- Bombarderos de precisión e iluminación de blancos en misiones de alto riesgo.
- Soporte de artillería, relé de comunicaciones y guerra electrónica.
- Misiones ofensivas.
- Supresión de defensa aérea enemiga.
- Apoyo aéreo cercano.

1.7.2. Aplicaciones civiles

Si bien fue en el sector militar donde surgieron los UAV y el que ha impulsado su desarrollo, desde hace 15 años han surgido diferentes aplicaciones civiles, que han incrementado el interés, la investigación y el desarrollo de estas aeronaves, a la vez que han originado nuevas aplicaciones en su operatividad, y generando un mayor espectro del sistemas. Así mientras que en aplicaciones militares la mayor parte de los UAV existentes son del tipo aeroplano y responden a las categorías mini en adelante, para aplicaciones civiles, la maniobrabilidad y capacidad de vuelo estacionario de los helicópteros ha hecho que sea este tipo de aeronaves el más frecuente. (Barrientos A., p.7)

A continuación se enumera algunas de las aplicaciones a las cuales pueden ser sometidas los UAV:

- Estudio del clima, la vigilancia de tormenta, los glaciares de mapeo, monitoreo de tráfico la recopilación de datos en general.
- Seguridad, vigilancia, supervisión y control de multitudes.

- Salud, incluyendo la entrega de suministros médicos. Por ejemplo, las vacunas, los desfibriladores a personas en situaciones de emergencia, u otros suministros, especialmente en áreas remotas.
- Agricultura y la vigilancia del ganado.
- La fotografía aérea, incluyendo la fotografía de arquitectura, fotografía de festivales de música.
- Toma de películas, programas de televisión, comerciales de televisión.
- Termografía incluyendo la inspección de los sistemas solares, aerogeneradores y líneas eléctricas mediante cámaras termográficas.
- Inspección de la tierra y la topografía.
- Inspección de la plataforma petrolera con el uso de cámaras infrarrojas.
- Manejo del cultivo, incluyendo la pulverización y riego.
- Monitoreo de la vida marina, incluyendo la observación de ballenas.

1.8. VENTAJAS Y DESVENTAJAS DE LOS UAV's

1.8.1. Ventajas

Algunos de las principales y más importantes ventajas que poseen los vehículos aéreos no tripulados se enuncian a continuación:

- Debido a que son aeronaves controladas por radiocontrol, no es necesario de una persona en el interior del vehículo para maniobrarlo, evitando así que se puedan arriesgar vidas humanas, sin importar cuál sea el uso que se le dé al UAV
- Por el mismo hecho de no necesitar personas para su maniobrabilidad, un UAV es el equipo idóneo para trabajos en donde se tengan tiempos de misión demasiado extensos y en los cuales la aeronave este sometida a fuerzas g's que una persona no podría soportar.
- No necesitan un espacio para la cabina del piloto, ayudando de esta manera a mejorar la aerodinámica.
- Tiene una buena conducción y al ser más pequeños que un vehículo tripulado son precisos para misiones en espacios que sean reducidos.

- Tiene un menor peso que cualquier otra aeronave, ayudando de esta manera a reducir el consumo de combustible y colaborando con la reducción de CO₂.
- Otra ventaja de tener un peso reducido es que pueden ser utilizados con motores eléctricos para impulsar su vuelo, convirtiéndolo en un vehículo muy sigiloso; ventaja muy importante a la hora de realizar reconocimiento territorial de algún enemigo para el caso de la milicia.
- Tienen un menor costo para la realización del mantenimiento.

1.8.2. Desventajas

Las principales desventajas son:

- Dependen básicamente de la comunicación que tengan a tierra, por eso se hace imprescindible tener un buen sistema de control, debido a que si este falla la aeronave podría llegar a desplomarse.
- Al ser de un tamaño reducido, es complicado proveer al UAV con equipo muy pesado.
- Dificultad de integración en el espacio aéreo: Debe asegurarse la total conformidad con la normativa de la aviación civil a fin de posibilitar la participación flexible en el tráfico aéreo general: el despegue y aterrizaje mediante técnicas y desde aeródromos normalizados, instalación de sistemas de TCAS “traffic alert and avoidance system”, sistemas de destrucción de vuelo, luces de posición, grabador de comunicaciones en vuelo, sistemas de comunicaciones con los controladores aéreos civiles, sistemas a bordo que permitan diversos modos de operación autónoma y comunicaciones, modo de regreso automático en caso de pérdida del enlace. (Baños, 2008, pág. 4)

CAPÍTULO II

2. DESPLIEGUE DE LA FUNCIÓN DE LA CALIDAD EN EL DISEÑO

El desarrollo de la función de calidad o QFD (Quality Function Deployment), es un método globalizador cuyo objetivo principal es asegurar que en la definición de un producto o servicio se han considerado las necesidades y requerimientos de los usuarios o, la voz del usuario, a la vez que también constituye una herramienta para la planificación de la calidad durante el ciclo de vida. Consiste en un proceso estructurado que permite traducir los requerimientos y deseos de los usuarios en requerimientos técnicos de ingeniería en cada fase del diseño y de la fabricación. (Riba. C. 2002. pp.177)

2.1. CLASIFICACIÓN DE LOS UAV

2.1.1. Por su peso

Según García J. M. (2010) “Los UAV cubren una amplia gama de pesos, desde micro vehículos aéreos no tripulados que pesan sólo unas pocas libras, hasta el “Global Hawk masiva” (Nivel III), que pesa más de 11 toneladas.” (p.32)

Por su peso los UAV se clasifican de la siguiente manera.

- En primer lugar UAVs “súper pesados”, que son los que tienen pesos de despegue de más de 2 toneladas. Esta clasificación incluye el X-45, Darkstar, Predator B y Global Hawk.
- La próxima clasificación sería el UAV “pesados” que sería UAVs que pesan entre 200 y 2000 kg. Esta clasificación incluiría todos los UAVs entre el Outrider y la FireScout.
- La tercera clasificación sería el UAV de peso medio que incluye pesos desde los 50 kg hasta 200 kg. Esto incluye el Cuervo hasta thePhoenix.
- Finalmente, hay un micro UAV (MAV) de clasificación para UAVs menores de 5 kg. Esto incluye el ojo del dragón, FPASS, Puntero y SilentEyes.

2.1.2. Por su carga alar

Otra forma útil de clasificar los vehículos aéreos no tripulados está utilizando su capacidad de carga alar. Para calcular la carga del ala de un UAV el peso total de la UAV se dividió por el área del ala.

Los vehículos aéreos no tripulados que tienen una carga alar encima de 100 kg/m² se clasifican como de alta carga. Para los vehículos aéreos no tripulados que tienen una carga alar de menos de 100 kg/m² pero mayor que 50 kg/m², éstas se clasifican como de carga medio. Mientras que los vehículos aéreos no tripulados restantes con una carga alar de menos de 50 kg/m² se clasifican como de baja carga. (Arjomandi, s.f., p.20)

2.1.3. Por su resistencia y rango de vuelo

Otro método de clasificación útil para los UAV es categorizarlos por la resistencia y la gama. Es importante tener en cuenta rango y resistencia, ya que permite al diseñador del UAV determinar el tipo de configuración necesite dependiendo de qué tan grande es la misión.

Los vehículos aéreos no tripulados de resistencia largos son los que pueden permanecer en el aire durante 24 horas o más. La gama de estos vehículos aéreos no tripulados también son altos, a partir de 1500 kilómetros hasta 22.000 kilómetros para el Global Hawk.

Los de resistencia media son los que tienen la resistencia entre 5 y 24 horas. Este es el tipo más común de UAV.

La tercera clase es la baja resistencia UAV que tienen menos de 5 horas de resistencia. Estos se utilizan para misiones cortas, como "ver en la próxima colina", que es un método más seguro de reconocimiento que el envío de tropas a territorio desconocido. (Abdullah, 2014)

Tabla 2.1.
Clasificación de los UAV por sus capacidades de vuelo.

Categoría	Acrónimo	Alcance (km)	Altitud de vuelo (m)	Autonomía (horas)	Carga máxima en despegue (kg)	Tipo de aeronave
Micro	μ(Micro)	< 10	250	1	< 5	H,A,otros
Mini	Mini	< 10	150 a 300	< 2	< 30	H,A, P, Otros
Alcance cercano	CR	10 a 30	3.000	2 a 4	150	H,A,P,Otros
Alcance corto	SR	30 a 70	3.000	3 a 6	200	A,Otros
Alcance medio	MR	70 a 200	5.000	6 a 10	1.250	A, Otros
Altitud baja Penetración profunda	LADP	> 250	50 a 9.000	0,5 a 1	350	A
Autonomía media	MRE	> 500	8.000	10 a 18	1.250	A,H
Autonomía alta Altitud baja	LALE	> 500	3.000	> 24	< 30	A
Autonomía alta Altitud media	MALE	> 500	14.000	24 a 48	1.500	A,H
Autonomía alta Altitud alta	HALE	> 2000	20.000	24 a 48	12.000	A
Combate	UCAV	aprox. 1500	10.000	aprox. 2	10.000	H,A
Ofensivo	LETH	300	4.000	3 a 4	250	A
Señuelo	DEC	0 a 500	5.000	< 4	250	A,H
Estratosférico	STRATO	> 2000	Entre 20.000 y 30.000	> 48	ND (no disponible)	A
Exo-estratosférico	EXO	ND	> 30.000	ND	ND	A

Fuente: (Barrientos, s.f.)

2.2. ESPECIFICACIONES DE LOS SISTEMAS

El nombre que recibirá el UAV diseñado en el presente documento será ANKA KAWAK, que en español quiere decir Cóndor que vuela.

El diseño puesto a consideración en éste documento tiene la finalidad de cumplir algunos requerimientos necesarios para que un vehículo aéreo no tripulado tenga la capacidad de realizar vuelos de reconocimiento sobre toda la Costa Ecuatorial, la misma que tiene una distancia de 600 Km si contamos una trayectoria en línea recta desde el norte hasta el sur del País.

Para realizar estos vuelos es necesario que la aeronave tenga una autonomía de 6 horas aproximadamente, por lo que tiene que ser resistente y liviano para poder tener un ahorro de combustible y que se logre esa autonomía.

El UAV debe estar elaborado de un material compuesto que sea resistente a las implacables condiciones climáticas a las que estará expuesta la aeronave, debido a que volará a una altura de entre los 3000 y los 5000 msnm, y a esa altitud ya existen temperaturas que alcanzan los varios grados bajo cero.

La aeronave debe poseer las siguientes características:

Tabla 2.2
Características de la aeronave ANKA KAWAK

ANKA KAWAK	
Envergadura	8 m
Cuerda	0,9 m
Superficie ala	3,24 m ²
Alargamiento (Esbeltez)	9
Relación de aspecto (AR)	19,75
Angulo de flechamiento	45°
Relación de Taper	1
Altura máxima de vuelo	3000 m
Velocidad crucero	120 Km/h
Velocidad de despegue	180 Km/h
Autonomía	6 horas

2.3. LA CASA DE LA CALIDAD

Según Gonzales (2001) la casa de la calidad es: “Una metodología que traduce la Voz del Cliente en parámetros de diseño para que estos puedan desplegarse, de forma horizontal, dentro de los departamentos de planeación, ingeniería, manufactura, ensamblaje y servicio.” (p.17)

En este proyecto para la realización de la casa de la calidad se tomó en cuenta la opinión del Dr. Faisal Zeidan, ex docente de la ESPE Latacunga, que en este caso se desempeñó en el papel de cliente y de quien obtuvimos las necesidades para que posteriormente esas consideraciones sean plasmadas en el UAV de una manera técnica.

2.3.1. ANÁLISIS DEL ALA PRINCIPAL

2.3.1.1 Voz del usuario

De acuerdo a las consideraciones propuestas por el usuario, el sistema debe contar con las siguientes características:

- Debe ser de bajo peso
- Resistente a las cargas aerodinámicas
- Alta seguridad a las cargas estáticas
- Estéticamente agradable a la vista
- Aerodinámico
- Componentes fiables
- Fiabilidad al vuelo
- Soporte bajas temperaturas generadas a 3000 msnm.
- Capaz de soportar el peso total del UAV

2.3.1.2 Voz del ingeniero

Con la necesidad que tiene el usuario sobre el vehículo, el ingeniero convierte las peticiones en características netamente técnicas.

- Geometría estructural
- Geometría aerodinámica
- Características de los componentes que se utilizara para el análisis estructural y aerodinámico
- Obtener valores de resistencia a la fluencia que garanticen el correcto funcionamiento.
- Obtener valores de resistencia a la compresión que garanticen el correcto funcionamiento.
- Resistencia al impacto que garantice que el Ala siga funcionando bajo cualquier impacto que se le palique
- Soportar el peso total del UAV
- Utilizar materiales livianos, si es posible hacer el uso de materiales compuestos

- Obtener un Factor de Seguridad alto que garantice el correcto funcionamiento del ala.
- El perfil aerodinámico debe tener un alto coeficiente de sustentación especialmente para ángulos de ataques elevados y así asegurar que el UAV pueda realizar un vuelo.
- El perfil aerodinámico debe tener un bajo coeficiente de arrastre especialmente para ángulos de ataques elevados.

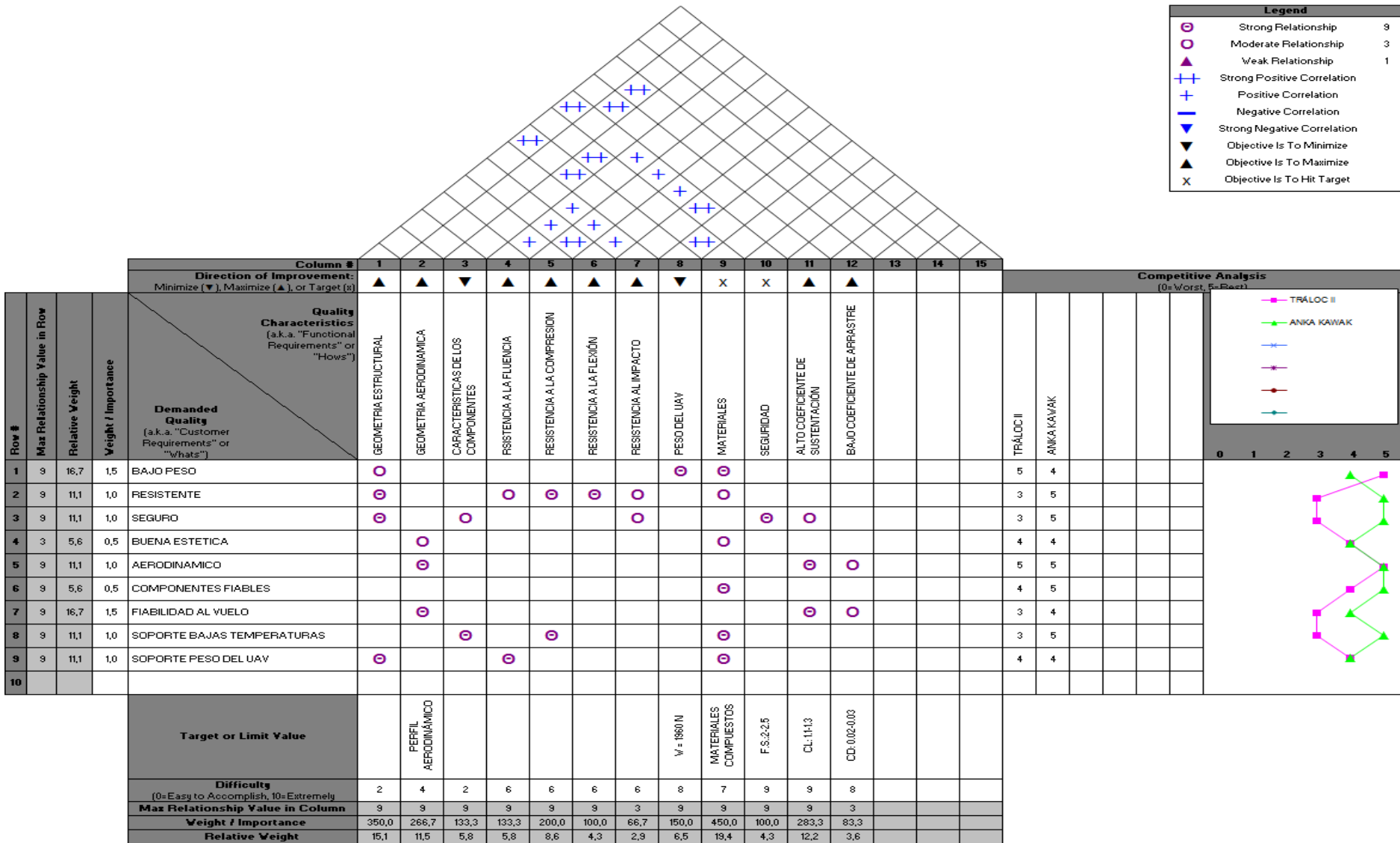


Figura 2.1 Resultados de la Casa de la Calidad

2.4. RESULTADOS Y CONCLUSIONES DE LA CASA DE LA CALIDAD

2.4.1. Resultados de la Casa de la Calidad

Mediante la casa de la calidad podemos obtener información primordial de la funcionalidad que debe tener un sistema o componente y así poder plasmar esta información en el diseño a desarrollarse.

Los parámetros de diseño son analizados bajo los siguientes factores:

- La geometría del ala brinda la sustentación necesaria para realizar un vuelo sin importar el peso de la aeronave.
- La geometría del estabilizador determina la maniobrabilidad y precisión del vehículo al realizar una curva.
- La resistencia a la fatiga en los elementos que conforman los sistemas determinara la durabilidad y confiabilidad de los mismos.
- Los materiales a utilizar permitirán un desempeño en los ensayos computacionales de tensión, compresión y flexión, además la capacidad de tener un peso ligero.
- El dimensionamiento de los componentes está en función de un análisis estático y aerodinámico del UAV

2.4.2. Conclusiones de la Casa de la Calidad

El análisis de la casa de la calidad ha aportado con información valiosa para proceder al diseño del vehículo Aéreo No Tripulado.

- **Materiales:** Los materiales que sean empleados en una hipotética construcción del UAV deben ser de tipo compuestos, ya que estos tiene la capacidad de resistir a las bajas temperaturas, además deben tener la calidad de ser inoxidable ya que la aeronave puede crear condensación debido a que no solo trabajará en áreas frías sino que también lo hará en climas cálidos y esa variación de temperatura es la que producirá el cambio de estado del agua.

Una ventaja adicional de tener una aeronave liviana es el poder reducir el trabajo realizado por los motores que darán el movimiento al vehículo y de esta manera tener un consumo de combustible bajo, que es algo que se debe tomar muy en cuenta debido a la limitación que se tendrá para los tanques de gasolina.

Por conclusión se determinó que el material más óptimo a utilizarse debe ser una fibra de carbono.

- Geometría estructural: Depende directamente entre la relación peso –dimensiones; el diseño es fundamental para la aeronave debido a que la forma aerodinámica que posean las alas serán las que den la sustentabilidad al UAV, si el perfil alar está mal escogido puede ocasionar una pérdida de la fuerza de sustentación sobre el ala ya sea en el despegue, en el aterrizaje o en una simple maniobra y que el vehículo se llegue a desplomar.
- Seguridad: Un punto importante ya que estos vehículos tripulados por radiocontrol son utilizados en misiones de reconocimiento y rescate por lo que la seguridad de vuelo debe ser primordial, en este punto se debe tomar en consideración las cargas sobre la estructura para determinar la resistencia a flexión, la fatiga y sobre todo resistencia al impacto, ya que si por algún motivo la aeronave llega a desplomarse, la misma debe tener a capacidad de recibir el menor daño posible del resultado de la colisión, facilitando así su reparación. Un factor de seguridad óptimo para el ala y el estabilizador debe estar entre 2 y 2.5, ya que con este factor garantizará la seguridad del vuelo.
- Peso del UAV: El peso de la aeronave no debe ser superior a los 250 Kg, por lo que el ala y estabilizador deben ser el 40% del peso total, es decir, deben pesar 100 Kg aproximadamente.

Como sabemos todas las condiciones mencionadas anteriormente están estrechamente relacionadas, sin embargo, es necesario tener una pauta inicial para poder empezar con el proceso de diseño y que mejor pauta que las que nos puede brindar la casa de la calidad.

2.5. HOJA DE ESPECIFICACIONES TÉCNICA QFD

Las especificaciones técnicas determinan los parámetros esenciales del diseño, mediante un proceso sistemático se realiza la descripción de cada especificación detallada en la Tabla 2.3 donde:

- Propone:
 - ✓ C = Cliente
 - ✓ I = Ingeniería

- R/D:
 - ✓ R = Requerimiento
 - ✓ MR = Modificación de requerimiento
 - ✓ NR = Nuevo requerimiento
 - ✓ D = Deseo

Tabla 2.3
Hoja de especificaciones técnica QFD

VEHÍCULO AÉREO NO TRIPULADO (ANKA KAWAK)			
CONCEPTO	PROPONE	R/D	DESCRIPCIÓN
FUNCIÓN	C+I	R	Ala con alto coeficiente de sustentación para poder realizar el vuelo
	C	R	El ala debe resistir bajas temperaturas
	I	R	El estabilizador debe ser capaz de brindar estabilidad horizontal al UAV
	C	D	El estabilizador de direccionar el aire que llega al ala en el despegue y aterrizaje
DIMENSIONES	C	R	La envergadura del ala debe ser de 8m
	C	R	La cuerda del ala debe ser de 0.9 m

CONTINÚA

	C	R	La envergadura del estabilizador debe ser de 3m
	C	R	La cuerda del estabilizador será de 0.46 m
	I	R	El peso total del ala y estabilizador debe ser de 100 Kg.
FUERZAS	I	R	Debe soportar una fuerza de sustentación de 8000 N y un arrastre de 3000 N, fuerzas que generará el viento al chocar sobre la estructura.
MATERIALES	C	R	Material liviano.
	I	R	Material que resista las cargas aplicadas.
GEOMETRÍA ESTRUCTURAL	I	D	Su forma debe ser aerodinámica, para disminuir la fuerza de arrastre y a su vez aumentar la fuerza de sustentación.
	C	D	Debe ser agradable a la vista
RENDIMIENTO	C	D	Buena capacidad de transporte, capaz de llevar consigo cualquier trabajo que sea asignado.

2.6. DEFINICIÓN Y DISEÑO CONCEPTUAL

2.6.1. Análisis funcional

Es indispensable realizar el análisis de funcionalidad de cada sistema que interviene en el diseño, ya que de esta manera podemos describir las maneras de brindar soluciones a cada sistema.

2.6.2. Definición de las funciones

2.6.2.1 Diagrama 1: Ala

La función del ala es brindar la fuerza de sustentación necesaria para que la aeronave pueda realizar su vuelo, también soportar el peso total del UAV y de los componentes que este lleve consigo y almacena el combustible. Además el ala es la encargada de asegurar el despegue y aterrizaje, cosa que suele realizar ayudándose de alerones.

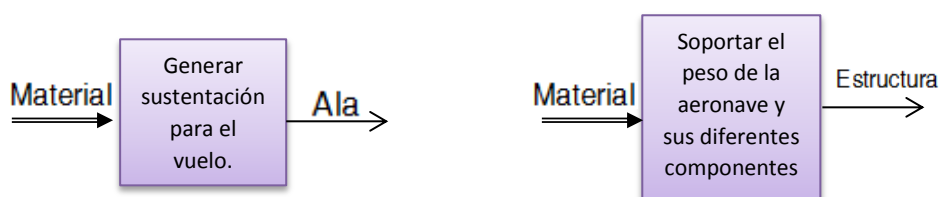


Figura 2.2 Función del Ala de un UAV

2.6.2.2 Diagrama 2: Estabilizador horizontal

Tiene como función principal el brindar una estabilidad lateral (evitar cabeceo) a cualquier aeronave en este caso, estos componentes contrarrestan el torque generado por el fuselaje. Por otra parte este estabilizador ayudará a direccionar de una mejor manera el aire que llega al ala en el momento del despegue y aterrizaje, evitando que la aeronave entre en pérdida. El UAV diseñado en este proyecto tendrá una composición canard, es decir, que el estabilizador horizontal estará ubicado en la parte frontal y el ala se ubicará en la parte posterior del fuselaje.

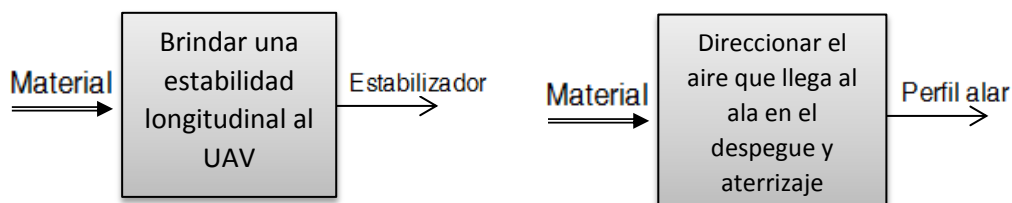


Figura 2.3 Función del Estabilizador Horizontal de un UAV

2.6.2.3 Diagrama 3: Estabilizador vertical

Su función primordial es la de evitar el guiñeo (movimiento vertical) de una aeronave, además de ser utilizado como un timón que cambia la dirección en la que está viajando el UAV.

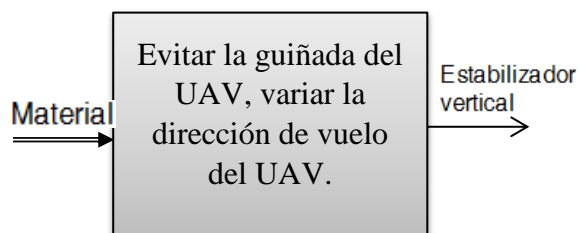


Figura 2.4 Función del Estabilizador Vertical de un UAV

2.6.2.4 Diagrama 4: Fuselaje

El fuselaje es el encargado de llevar consigo toda la carga como son: equipos de radiocontrol, cámaras de reconocimiento y el tren de aterrizaje, además de ser el punto de anclaje de otros componentes como es el ala y los estabilizadores.

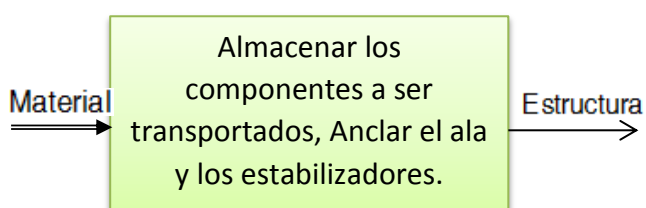


Figura 2.5 Función del Fuselaje

2.7. DEFINICIÓN MODULAR

(Riviera G., 2013) enuncia que: Para definir cada módulo se tiene presente las funciones principales que realiza el UAV, además se estiman las actividades que estos implican y de esta manera poder analizar el cumplimiento de los subprocesos es conveniente dividir al producto en módulos o bloques funcionales

para tomar en cuenta aspectos tan importantes como la reducción de costos, la facilidad de mantenimiento, y la facilidad de producción. (p.50).

Dentro de un vuelo existen sistemas que deben estar estrechamente conectados con el fin de brindar la mayor fiabilidad posible a la misión que se esté llevando a cabo, pero a su vez cada sistema tiene un trabajo independiente que debe realizar y que al ser analizados minuciosamente generan un módulo único que otorga el correcto trabajo del UAV.

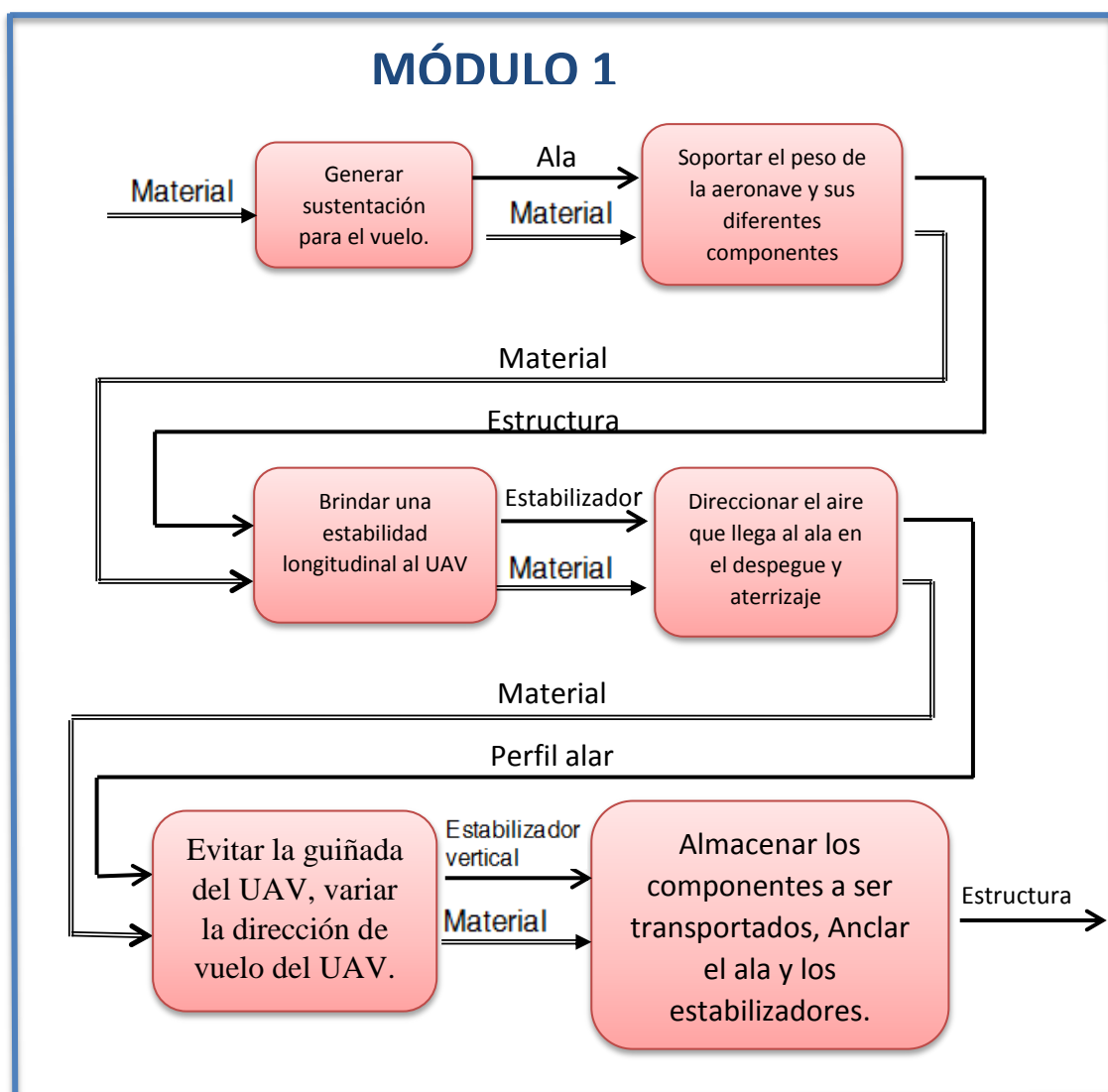


Figura 2.6 Definición de Módulos

2.8. SOLUCIONES PARA EL MÓDULO

Para poder determinar el mejor diseño es necesario realizar un análisis lógico y concreto para poder determinar la mejor alternativa que cumpla con las necesidades que se ha planteado en el módulo de la Figura 3.5, para lo cual se brindarán varias alternativas de diseño y de estas alternativas realizar un análisis de factores que son de vital importancia para el vuelo del UAV para poder escoger la opción más óptima para cada función.

A continuación se enumeran las alternativas de perfil aerodinámico para el ala, y para el estabilizador principal y vertical.

2.8.1. Solución para el perfil aerodinámico del ala principal.

Con el fin de reducir la búsqueda del perfil alar que esté acorde con el diseño del proyecto, se ha determinado una lista de perfiles más utilizados en UAV, como podemos ver en la siguiente Tabla.

Tabla 2.4

Perfiles alares utilizados en el ala principal

DESIGNACIÓN DEL PERFIL	DESCRIPCIÓN DEL PERFIL	AVIÓN
e169	Eppler E169 low Reynolds number airfoil	RECOMENDADO PARA UAV
e205	Eppler E205 low Reynolds number airfoil	RECOMENDADO PARA UAV
e222	Eppler E222 low Reynolds number airfoil	RECOMENDADO PARA UAV
e387	Eppler E387 (Dicke 9.06%) low Reynolds number airfoil	RECOMENDADO PARA UAV
s2091	Selig S2091 low Reynolds number airfoil	RECOMENDADO PARA UAV
fx67k170	Wortmann FX 67-K-170/17 airfoil	Hollmann Condor

Tenemos una lista conformada por 6 diferentes tipos de perfiles alares de los cuales obtendremos el que se va utilizar en el diseño del ANKA KAWAK.

De los perfiles preseleccionados en el apartado anterior se realizará una tabla de datos en donde se podrá apreciar el coeficiente de sustentación (C_L), arrastre (C_D) y el momento (C_M) que se ejerce sobre el cada uno de los perfiles alares, esta tabla se la va a realizar en función del ángulo de ataque y del número de Reynolds.

Para esto nos basaremos en los valores ya obtenidos por (Engineering, 2015), en donde encontraremos los datos necesarios para realizar la siguiente tabla de datos.

Tabla 2.5

Valores de C_L , C_D y C_M para distintos tipo de perfiles alares usados en el ala principal

Re	α	Eppler E169			Eppler E205			Eppler E222			Eppler E387			Selig S2091			Wortmann FX 67K170		
		C_L	C_D	C_M	C_L	C_D	C_M	C_L	C_D	C_M	C_L	C_D	C_M	C_L	C_D	C_M	C_L	C_D	C_M
Re = 200000	-5	-0,5411	0,01250	-0,0065	-0,2460	0,01696	-0,0567	-0,2654	0,01589	-0,0726	-0,1462	0,02324	-0,0836	-0,1339	0,01660	-0,0847	-0,0042	0,02104	-0,1052
	0	0	0,01174	0	0,3287	0,00970	-0,0589	0,3523	0,00903	-0,0847	0,3922	0,00922	-0,0792	0,3994	0,00960	-0,0778	0,4461	0,01622	-0,0896
	5	0,5411	0,01250	0,0065	0,8377	0,01204	-0,0497	0,8683	0,01225	-0,0743	0,9322	0,01170	-0,0760	0,9458	0,01245	-0,0741	0,8926	0,02192	-0,0787
	10	1,0276	0,02166	0,0127	1,1615	0,02522	-0,0176	1,2201	0,02854	-0,0459	1,2392	0,03050	-0,0467	1,3728	0,02263	-0,0581	1,1974	0,03145	-0,0614
	12	1,0782	0,03186	0,0263	1,1814	0,04001	-0,0061	1,2515	0,04319	-0,0305	1,2728	0,04738	-0,0375	1,4337	0,03272	-0,0440	1,2099	0,04541	-0,0466
	14	1,0628	0,05572	0,0208	1,1720	0,06386	-0,0067	1,2240	0,07165	-0,0311	1,2800	0,07277	-0,0361	1,4424	0,05228	-0,0392	1,1962	0,06717	-0,0386
	15	1,0376	0,07186	0,0144	1,1616	0,07858	-0,0100	1,1755	0,09613	-0,0427	1,2390	0,09408	-0,0433	1,4273	0,06695	-0,0416	1,2145	0,07683	-0,0377

Re	α	Eppler E169			Eppler E205			Eppler E222			Eppler E387			Selig S2091			Wortmann FX 67K170		
		C_L	C_D	C_M	C_L	C_D	C_M	C_L	C_D	C_M	C_L	C_D	C_M	C_L	C_D	C_M	C_L	C_D	C_M
Re = 500000	-5	-0,5530	0,00972	-0,0031	-0,2861	0,01393	-0,0530	-0,1919	0,01099	-0,0864	-0,1549	0,01694	-0,0802	-0,1502	0,01140	-0,0799	-0,0002	0,01323	-0,1037
	0	0	0,00894	0	0,2542	0,00731	-0,0441	0,3764	0,00679	-0,0893	0,3886	0,00733	-0,0788	0,4102	0,00802	-0,0791	0,522	0,00876	-0,1037
	5	0,5529	0,00972	0,0031	0,8489	0,00868	-0,0521	0,8810	0,01013	-0,0782	0,9365	0,00875	-0,0770	0,9548	0,00960	-0,0760	1,0627	0,01000	-0,1073
	10	1,0606	0,01702	0,0086	1,2092	0,02030	-0,0232	1,2871	0,02264	-0,0561	1,2997	0,02424	-0,0529	1,4147	0,01831	-0,0644	1,1579	0,03142	-0,0572
	12	1,1778	0,02261	0,0214	1,2491	0,02491	-0,0073	1,3445	0,03267	-0,0374	1,3427	0,03755	-0,0406	1,5081	0,02502	-0,0498	1,1696	0,04774	-0,0452
	14	1,2051	0,03711	0,0266	1,2526	0,05166	-0,0055	1,3298	0,05484	-0,0308	1,3563	0,05895	-0,0381	1,5564	0,03801	-0,0406	1,2417	0,06121	-0,0412
	15	1,1911	0,05052	0,0225	1,2398	0,06562	-0,0081	1,2916	0,07464	-0,0371	1,3425	0,07441	-0,0413	1,5621	0,04817	-0,0396	1,2656	0,06984	-0,0397

2.8.1.1 Matriz de selección del perfil aerodinámico del ala principal.

De la Tabla 2.5 y para un ángulo de ataque de 0° se realizará la selección teniendo en consideración las condiciones de los coeficientes más importantes a ser tomados en cuenta:

Coefficiente de sustentación (C_L): En este caso se debe tener el mayor valor posible sin importar el ángulo al que se encuentre el UAV.

Coefficiente de arrastre (C_D): Se tomará el que tenga menor valor, debido a que este coeficiente representa la resistencia al avance.

Coefficiente de momento (C_M): Se tomará el que tenga menor valor.

Bajo estas condiciones podemos realizar una tabla de selección.

Tabla 2.6

Matriz de selección del perfil aerodinámico del ala principal

Formato de selección	FP	Eppler E169	Eppler E205	Eppler E222	Eppler E387	Selig S2091	Wortmann FX 67K170
C_L	0.50	-	-	-	-	-	X
C_D	0.30	-	-	X	-	-	-
C_M	0.20	-	-	-	-	-	X
	Σ	0	0	0.30	0	0	0.70

Con ayuda de la Tabla 2.6 es posible determinar que la alternativa óptima para el ala principal es realizarla con un perfil alar tipo WORTMANN FX 67K170.



Figura 2.7 Ala principal

2.8.2. Solución para el perfil aerodinámico del estabilizador horizontal

Se utilizará la misma metodología utilizada en el apartado 2.8.1, pero en este caso se lo realizará para el estabilizador horizontal.

Tabla 2.7
Perfiles alares utilizados en UAV's.

DESIGNACIÓN DEL PERFIL
NACA 0009
NACA 0012
RA163C3

Tabla 2.8
Valores de C_L , C_D y C_M para distintos tipo de perfiles alares usados en el estabilizador horizontal

Re	α	NACA 0009			NACA 0012			RA163C3		
		C_L	C_D	C_M	C_L	C_D	C_M	C_L	C_D	C_M
Re = 200000	-5	-0.5963	0.01486	0.0078	-0.6195	0.01306	0.0099	-0.268	0.022	-0.093
	0	0	0.01018	0	0	0.01020	0	0.249	0.014	-0.08
	5	0.5962	0.01486	-0.0077	0.6195	0.01306	-0.0099	0.72	0.015	-0.058
	10	1.9059	0.04314	0.0278	1.0067	0.02966	0.0168	1.052	0.031	-0.024
	12	-	-	-	1.1068	0.04366	0.0286	1.171	0.042	-0.015
	14	-	-	-	0.9632	0.07976	0.0275	1.1962	0.058	-0.005
	15	-	-	-	-	-	-	1.145	0.075	-0.004

Re	α	NACA 0009			NACA 0012			RA163C3		
		C_L	C_D	C_M	C_L	C_D	C_M	C_L	C_D	C_M
Re = 500000	-5	-0.6239	0.01121	0.0144	-0.6274	0.01936	0.0125	-0.284	0.013	-0.084
	0	0	0.00536	0	0	0.00618	0.0008	0.248	0.01	-0.077
	5	0.6238	0.01121	-0.0143	0.6275	0.01036	-0.0125	0.718	0.016	-0.058
	10	1.0138	0.02213	0.0152	1.0417	0.01951	0.0113	1.08	0.028	-0.028
	12	1.0573	0.03426	0.0368	1.1753	0.02586	0.0224	1.154	0.037	-0.018
	14	0.9304	0.08038	0.0154	1.2302	0.03761	0.0341	1.04	0.088	-0.028
	15	-	-	-	1.2327	0.04811	0.0336	0.99	0.117	-0.04

2.8.2.1 Matriz de selección del perfil aerodinámico del estabilizador horizontal.

De la Tabla 2.8 y para un ángulo de ataque de 0° se realizar la selección teniendo en cuenta las condiciones establecidas en el apartado 2.8.1.1.

Coefficiente de sustentación: El mayor valor.

Coefficiente de arrastre: El menor valor

Coefficiente de momento: El menor valor

Tabla 2.9

Matriz de selección del perfil aerodinámico del estabilizador horizontal.

Formato de selección	FP	NACA 0009	NACA 0012	RA163C3
C_L	0.50	-	-	X
C_D	0.30	X	-	-
C_M	0.20	-	-	X
	Σ	0.3	0	0.7

Se determinó que la alternativa óptima para el estabilizador horizontal es realizarla con un perfil alar tipo RA163C3 según la Tabla 2.9.



Figura 2.8 Estabilizador horizontal

2.8.3. Solución para el perfil aerodinámico del estabilizador vertical

Para el estabilizador vertical se utilizará directamente el perfil NACA 0009, ya que este es un perfil muy fino lo que ayudará a que el mismo no genere mucha fuerza de arrastre, en este caso el coeficiente de sustentación no es tomado en cuenta ya que el estabilizador actuará más como un timón de dirección mas no se lo aplicará como apoyo para hacer volar el UAV.



Figura 2.9 Estabilizador vertical

2.8.4. Solución para el fuselaje

Para el fuselaje se utilizará una estructura de tipo Monocasco ya que está según Scribd (2012) este tipo de fuselaje es:

Una estructura a recubrimiento resistente, y colabora con el resto para proporcionar resistencia al conjunto. Consiste en un casco hueco delgado sin órganos transversales ni longitudinales. También se llama así al fuselaje formado por anillos distanciados entre sí.

Por la mayor estabilidad lograda con la inclusión del recubrimiento resistente, este tipo de estructura ha desplazado a la reticulada. Actualmente su empleo se limita a aquellos casos en que no deben practicarse aberturas, o si se las debe incluir, éstas son pequeñas y pocas, de manera tal que la distribución de esfuerzos sea más

uniforme. Cuando se la emplea se recurre al uso de aleaciones livianas con la ventaja de poder aumentar su sección a igualdad de peso, con lo que se aumenta la estabilidad del conjunto frente a las cargas que obran sobre el fuselaje.



Figura 2.10 Fuselaje

2.9. NÚMERO DE REYNOLDS

Se debe obtener el número de Reynolds generado sobre el ala principal y el estabilizador horizontal tanto en vuelo como en el despegue para determinar las curvas que generan cada uno de los perfiles.

2.9.1. Número de Reynolds para el ala principal

En la Tabla 2.5 tenemos los valores para los coeficientes de sustentación, arrastre y momento, pero estos valores han sido obtenidos experimentalmente con unos tamaños de ala diferentes a los que vamos a utilizar en este proyecto, por lo que es necesario realizar el cálculo del número de Reynolds máximo y mínimo a los que el UAV será expuesto.

El cálculo del número de Reynolds se lo realizará bajo los siguientes parámetros:

Tabla 2.10**Valores para el cálculo del número de Reynolds del ala principal.**

	En tierra (0 msnm)	En vuelo (3000 msnm)
Cuerda del ala (l)	0,9 m	0,9 m
Velocidad de vuelo	50 m/s (Despegue)	33 m/s (Crucero)
Temperatura	15°C	-10°C
Densidad (ρ)	1,225 Kg/m ³	1,341 Kg/m ³
Viscosidad Dinámica (μ)	1,789 x 10 ⁻⁵ Pa.s	1,67 x 10 ⁻⁵ Pa.s
Viscosidad Cinemática (ν)	1,46 x 10 ⁻⁵ m ² /s	1,24 x 10 ⁻⁵ m ² /s

Con los datos de la tabla 2.10 se obtuvieron los valores de N_R para el despegue/aterrizaje y para el vuelo crucero.

Para el despegue y aterrizaje el valor del número de Reynolds es de 3082191, mientras que para el vuelo crucero el valor es de 2395161; con estos valores se podrán obtener las curvas características del perfil aerodinámico seleccionado anteriormente.

2.9.2. Número de Reynolds para el estabilizador horizontal

El cálculo del número de Reynolds se lo realizará bajo los siguientes parámetros:

Tabla 2.11**Valores para el cálculo del número de Reynolds del estabilizador horizontal**

	En tierra (0 msnm)	En vuelo (3000 msnm)
Cuerda del ala (l)	0,46 m	0,46 m
Velocidad de vuelo	50 m/s (Despegue)	33 m/s (Crucero)
Temperatura	15°C	-10°C
Densidad (ρ)	1,225 Kg/m ³	1,341 Kg/m ³
Viscosidad Dinámica (μ)	1,789 x 10 ⁻⁵ Pa.s	1,67 x 10 ⁻⁵ Pa.s
Viscosidad Cinemática (ν)	1,46 x 10 ⁻⁵ m ² /s	1,24 x 10 ⁻⁵ m ² /s

Realizando los cálculos correspondientes obtenemos que para el despegue y aterrizaje el valor del número de Reynolds es de 1575300, mientras que para el vuelo crucero el valor es de 1224000; con estos valores se podrán obtener las curvas características del perfil aerodinámico seleccionado anteriormente.

2.10. CURVAS CARACTERÍSTICAS DE LOS PERFILES AERODINÁMICOS

Para determinar estas curvas se utilizará el programa XFLR5.

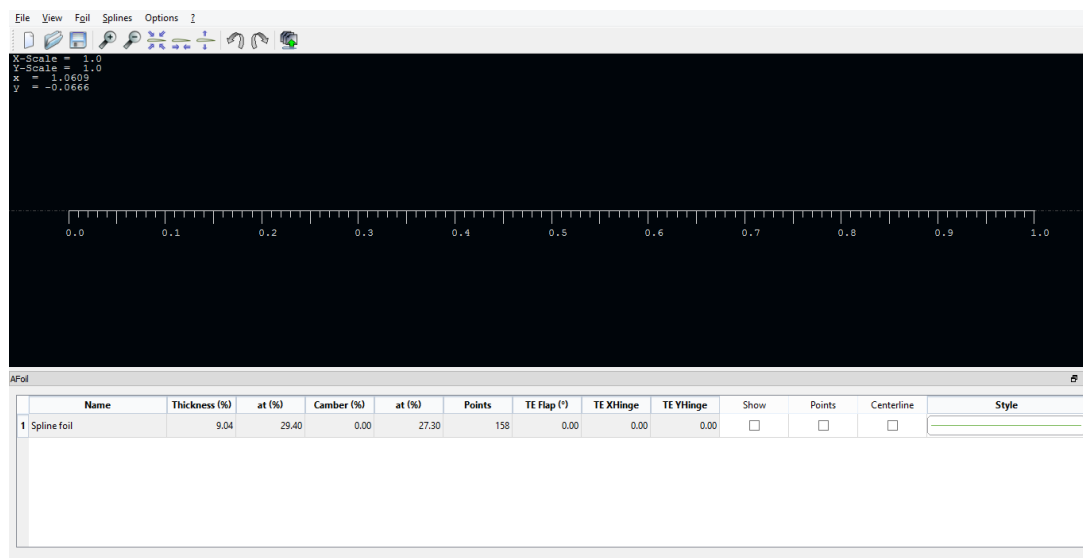


Figura 2.11 Interfaz gráfica del programa XFLR5

2.10.1. Wortmann FX67K170

2.10.1.1 Curva Polar

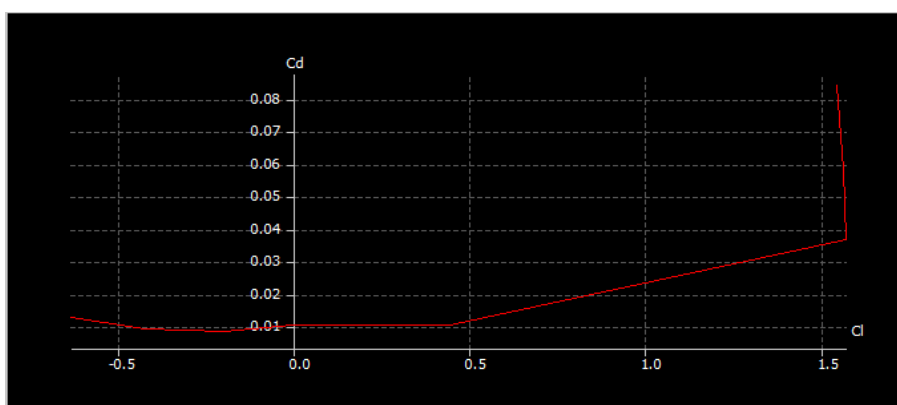


Figura 2.12 Curva polar para un $Re= 2400000$

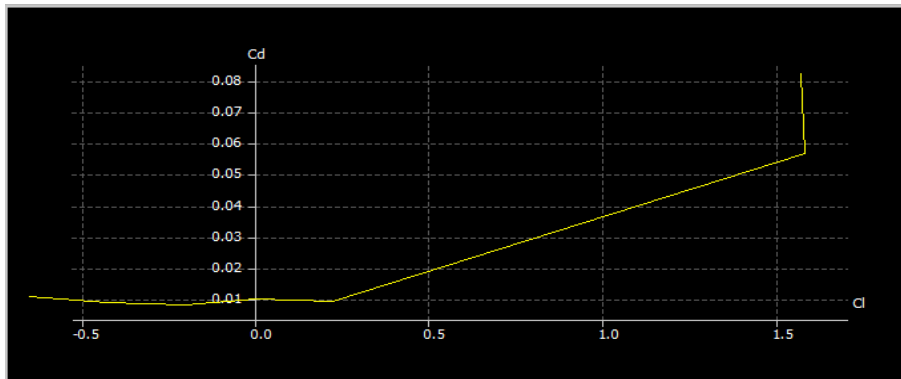


Figura 2.13 Curva polar para un $Re= 3100000$

La curva polar de las Figuras 2.12 y 2.13 muestra como el comportamiento de las variables (C_D y C_L) actúan proporcionalmente. La curva ofrece una lectura directa del arrastre indeseable en función de la sustentación, y además permite inferir puntos óptimos de trabajo. (Ortiz Bernal & Bustamante Orrego, 2007, pág. 40)

2.10.1.2 Curva del Coeficiente de Sustentación

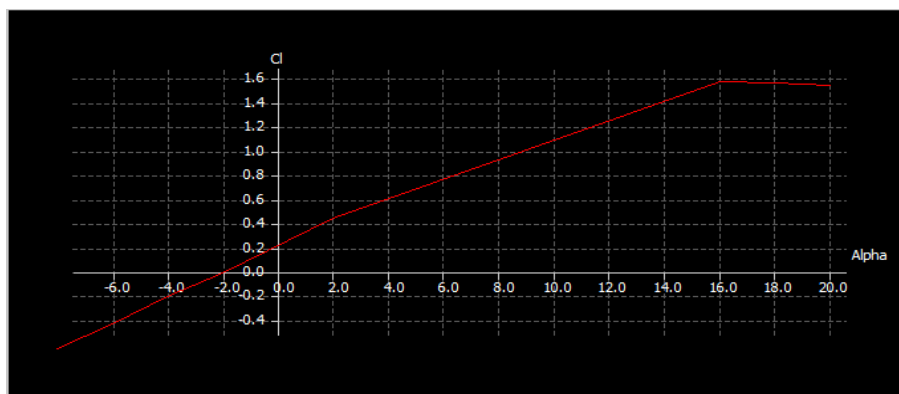


Figura 2.14 Curva de sustentación para un $Re= 2400000$

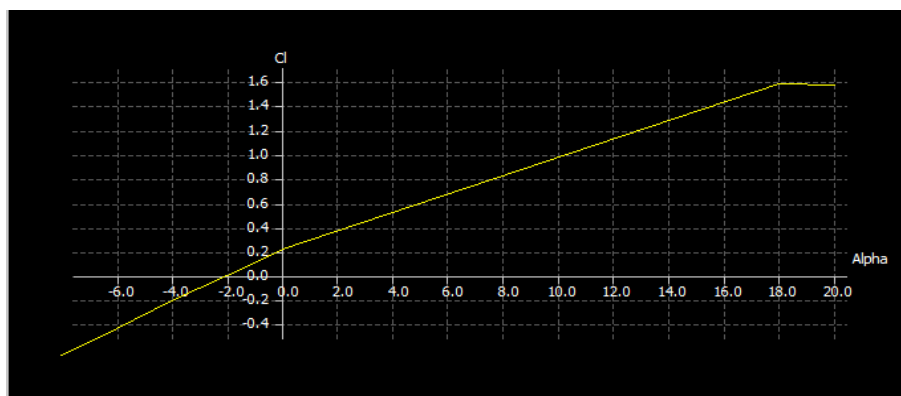


Figura 2.15 Curva de sustentación para un $Re= 3100000$

El ángulo de ataque tiene incidencia directa en el coeficiente de sustentación según lo mostrado en las Figuras 2.14 y 2.15. En la gráfica se observa que a medida que aumenta el ángulo de ataque también lo hace la sustentación del perfil, hasta un ángulo máximo donde existe pérdida de sustentación o “*stall*” por la falta de adherencia del fluido a las paredes del cuerpo. Esta característica está directamente relacionada con el tipo de perfil y las características geométricas seleccionadas. (Anderson, 2001, 282).

Como se aprecia en la Figura 2.14 que corresponde a un Reynolds de 2400000 equivalente a volar sobre el nivel del mar aproximadamente, el ángulo máximo y mínimo de ataque a la que puede ser sometida la aeronave antes de entrar en pérdidas es de 16° y -2° respectivamente, lo que resulta de mucha ayuda sobre todo al momento del despegue y aterrizaje ya que estos son los puntos en donde el UAV tomara esos grados de ataque.

Por otro lado la Figura 3.15 se obtuvo con un valor de Reynolds de 3100000, este valor representa que el UAV está en vuelo y en este punto lo que se debe fijar es que exista sustentación para valores de α que estén entre los -2° hasta los 2° , ya que en vuelo crucero estos son los ángulos que adoptará el UAV.

2.10.1.3 Curva del Coeficiente de Arrastre

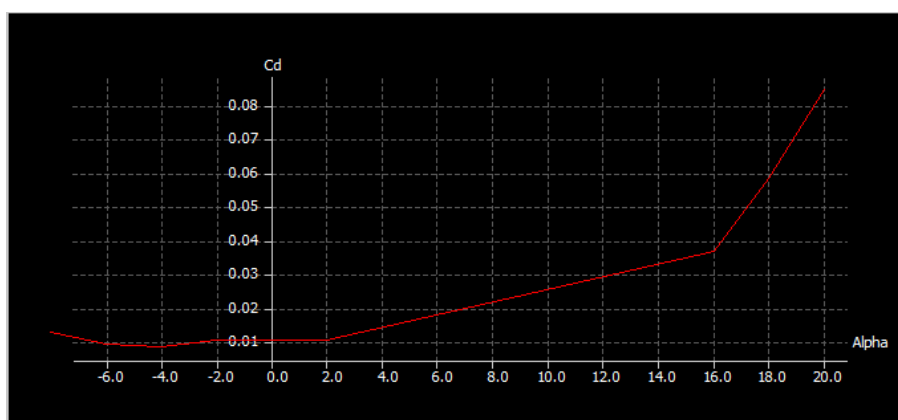


Figura 2.16 Curva de arrastre para un $Re= 2400000$

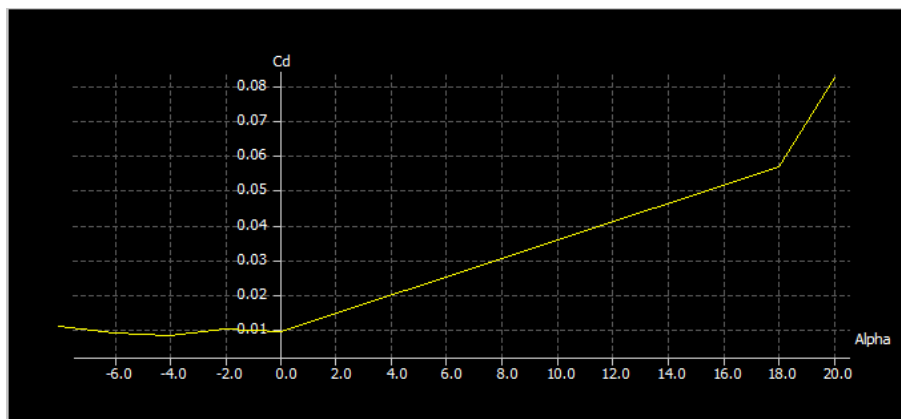


Figura 2.17 Curva de arrastre para un $Re= 3100000$

La curva del coeficiente de arrastre ayuda a determinar los ángulos de ataque en los que el perfil alar sufrirá la mayor resistencia al avance generada por el aire. Mientras menor sea este coeficiente menor será el arrastre aerodinámico. Como podemos ver en las Figuras 2.16 y 2.17 el menor coeficiente de arrastre se genera en un ángulo de ataque de 0° a 2° , lo que nos da una pauta adicional para poder determinar la inclinación necesaria que deberá tener el ala en el momento del diseño.

2.10.1.4 Curva del Coeficiente de Momento

Según Bolivariana, s.f. “El momento “p” creado por un perfil o un ala se determina respecto a un eje de referencia paralelo al eje “y”, que puede pasar por el borde de ataque, a un cuarto de la cuerda o en el centro aerodinámico.” (p.12)

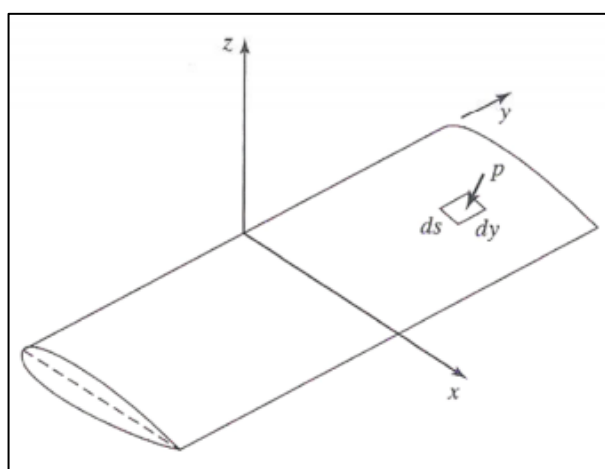


Figura 2.18 Coeficiente de Momento

Fuente: (Bolivariana, s.f.)

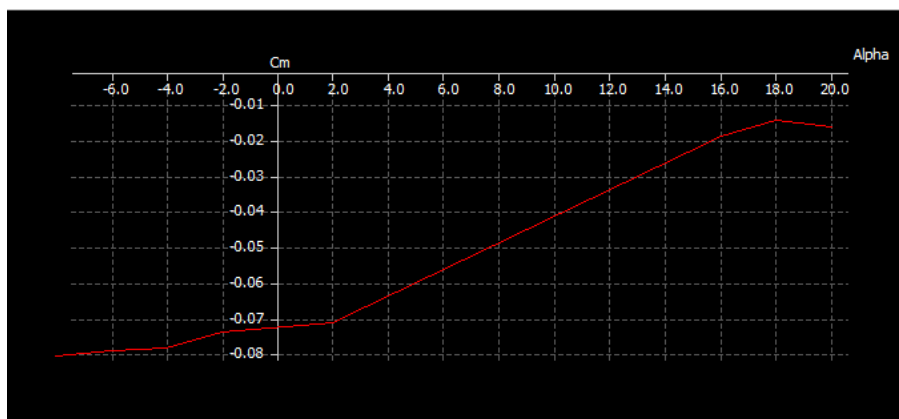


Figura 2.19 Curva de momento para un $Re= 2400000$

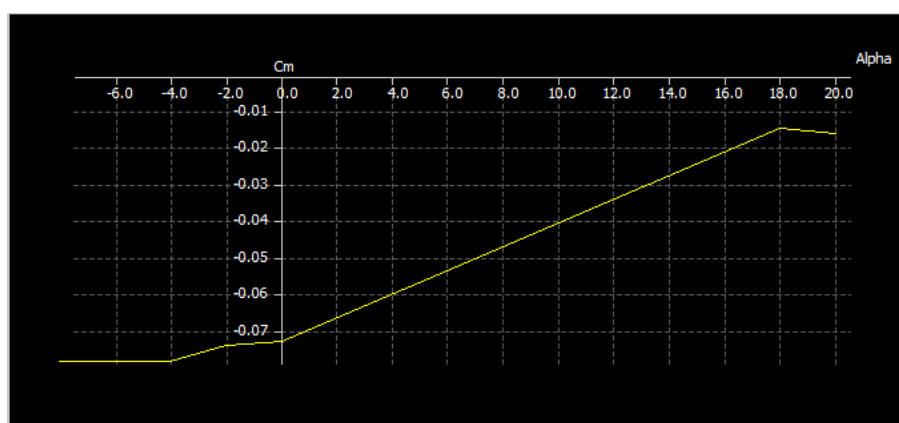


Figura 2.20 Curva de momento para un $Re= 3100000$

A medida que aumenta el ángulo de ataque también lo hace el coeficiente de momento, esto se debe a que la fuerza de sustentación también se incrementa y al ser esta fuerza cada vez más grande, el momento también tiende a incrementarse, tal y como se observa en las Figuras 2.19 y 2.20.

2.10.1.5 Determinación de la posición del ala principal.

A pesar de que en apartados anteriores se ha mencionado que la posición del UAV para el vuelo crucero será de 0° , esto no quiere decir que el ángulo de ataque del ala necesariamente deberá ser de los mismo grados, para lo cual será indispensable una posición de ala en donde se consiga el mayor valor de sustentación en combinación con el menor arrastre.

Con el fin de determinar la mejor combinación de estos dos criterios, la comunidad aeronáutica definió una relación que cuantifica la eficiencia del perfil para cada ángulo de ataque.

Esta relación se conoce como eficiencia aerodinámica o la relación L/D y se define como el cociente entre la sustentación y el arrastre para un ángulo de ataque dado. Su valor puede ser obtenido de la curva polar trazando la tangente a la curva desde el origen.

El valor máximo de L/D se obtiene en la zona de crucero ya que es en esta fase de vuelo donde se debe presentar el menor arrastre y la mayor sustentación.

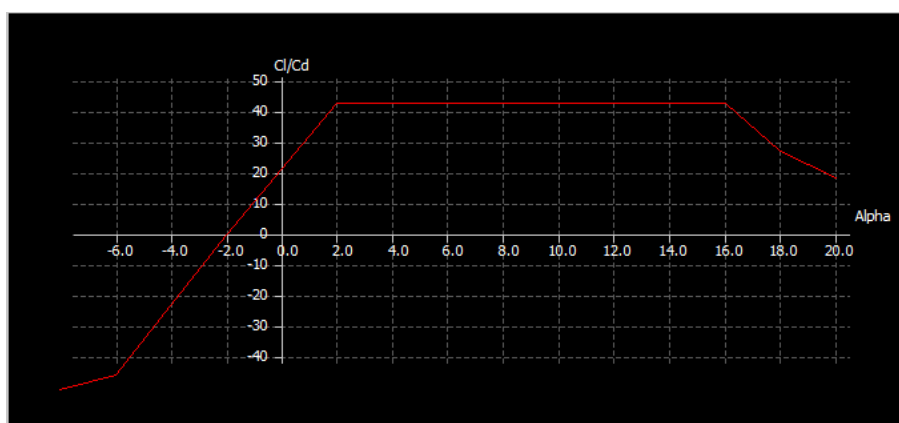


Figura 2.21 Eficiencia aerodinámica (L/D) del ala en la zona de crucero.

Como se observa en la Figura 2.21 la mayor eficiencia aerodinámica la tenemos en ángulos de ataque comprendidos entre los 2° y los 16° , para lo cual en este proyecto se ha decidido trabajar con el menor ángulo posible (2°) para posicionar el ala y que a su vez no se vea afectado el despegue y el aterrizaje.

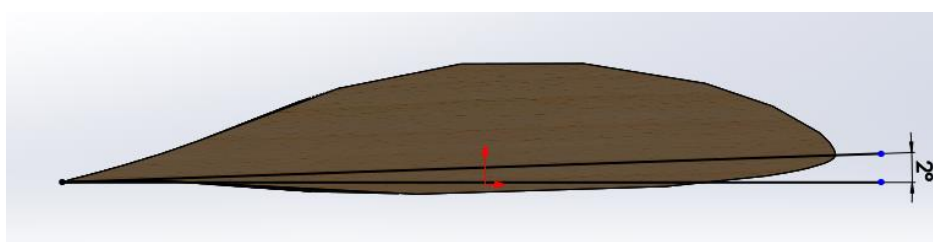


Figura 2.22 Posición del ala con respecto a la horizontal

2.10.2. RA163C3

2.10.2.1 Curva Polar

La curva polar de las Figuras 2.23 y 2.24 nos muestra como el comportamiento de las variables (C_D y C_L) actúan proporcionalmente.

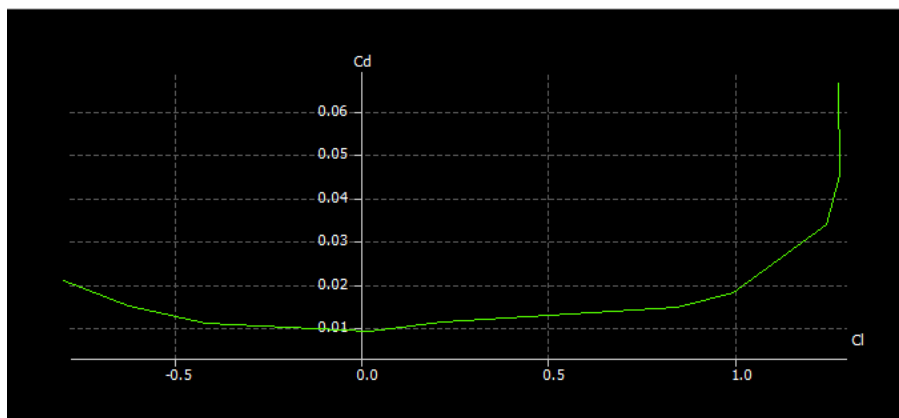


Figura 2.23 Curva polar para un Re= 1200000

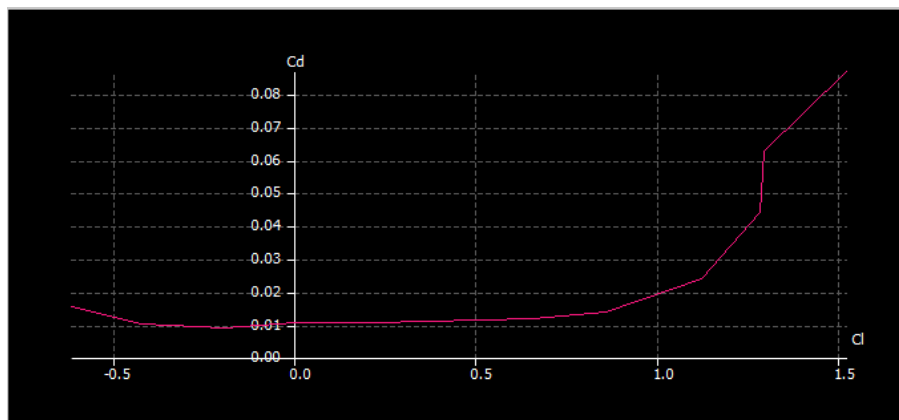


Figura 2.24 Curva polar para un Re= 1570000

2.10.2.2 Curva del Coeficiente de Sustentación

El coeficiente de sustentación para el perfil del estabilizador es de 1.3 y se genera a un ángulo de ataque de 16° para el caso de la Figura 2.25, mientras que para la otra condición (Figura 2.26) el coeficiente máximo es de 1.5 para un ángulo de ataque de 20° , con estos datos podemos asegurar la fiabilidad al momento de realizar un despegue con el UAV.

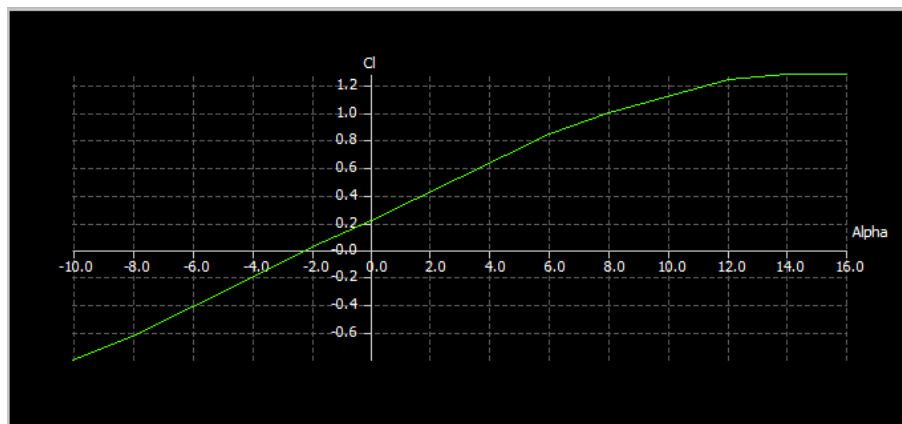


Figura 2.25 Curva de sustentación para un $Re= 1200000$

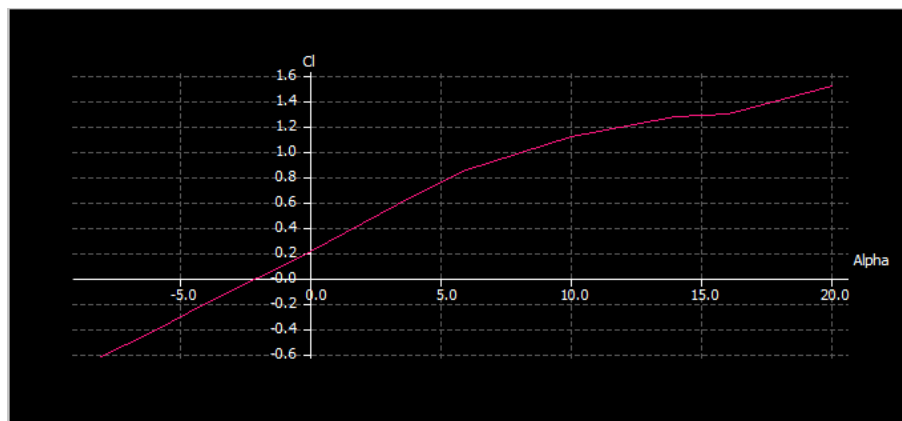


Figura 2.26 Curva de sustentación para un $Re= 1570000$

2.10.2.3 Curva del Coeficiente de Arrastre

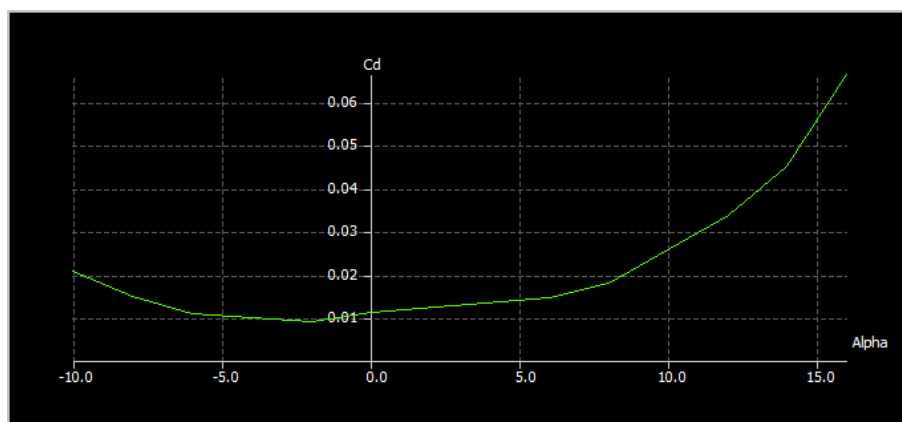


Figura 2.27 Curva de arrastre para un $Re= 1200000$

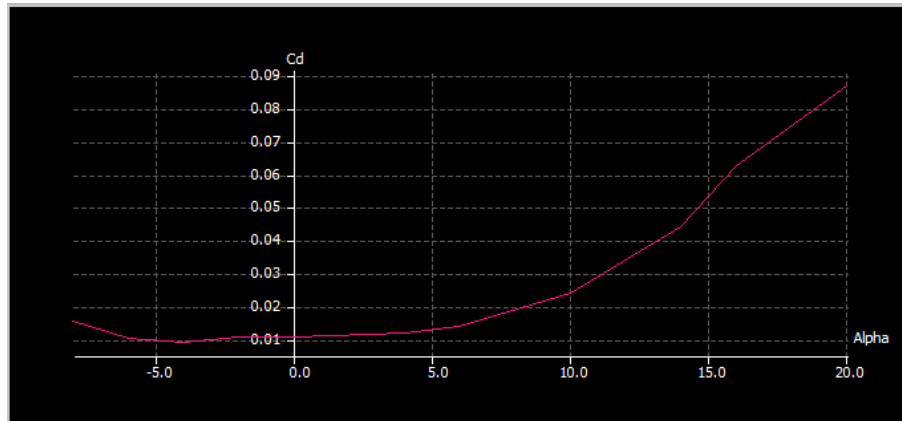


Figura 2.28 Curva de arrastre para un $Re= 1570000$

Como nos muestran las Figuras 2.27 y 2.28, el menor coeficiente de arrastre se genera en un ángulo de ataque de -3° , lo que nos da una pauta adicional para poder determinar la inclinación necesaria que deberá tener el ala en el momento del diseño.

2.10.2.4 Curva del Coeficiente de Momento

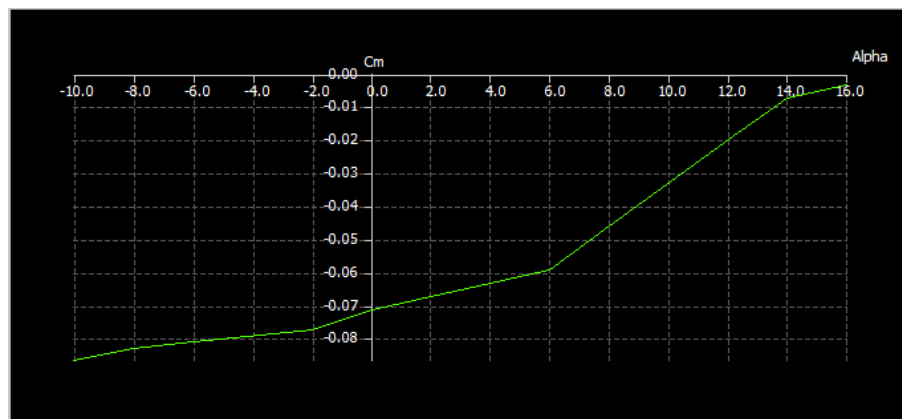


Figura 2.29 Curva de momento para un $Re= 1200000$

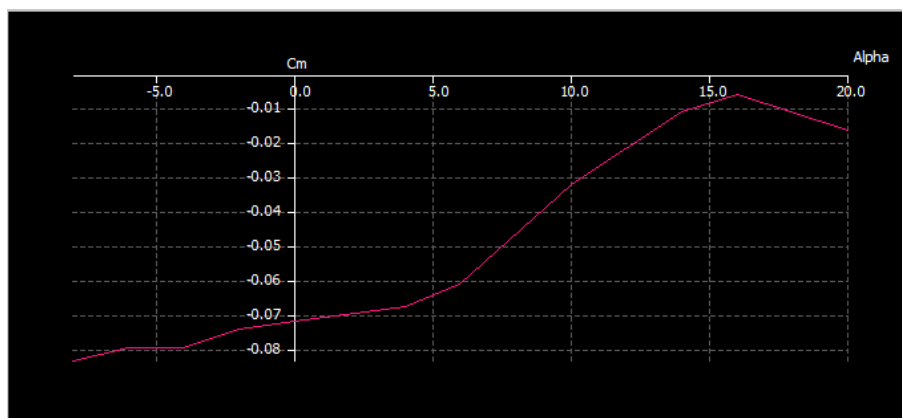


Figura 2.30 Curva de momento para un $Re= 1570000$

A medida que aumenta el ángulo de ataque también lo hace el coeficiente de momento, esto se debe a que la fuerza de sustentación también se incrementa y al ser esta fuerza cada vez más grande, el momento también tiende a incrementarse, tal y como se ilustra en las Figuras 2.29 y 2.30.

2.10.2.5 Determinación de la posición del estabilizador horizontal.

Con la finalidad de determinar la posición del estabilizador horizontal con respecto a la horizontal nos validaremos de la curva característica de L/D , cuyo valor máximo se ha obtenido en la condición de vuelo crucero ya que es en esta fase de vuelo donde se debe presentar el menor arrastre y la mayor sustentación.

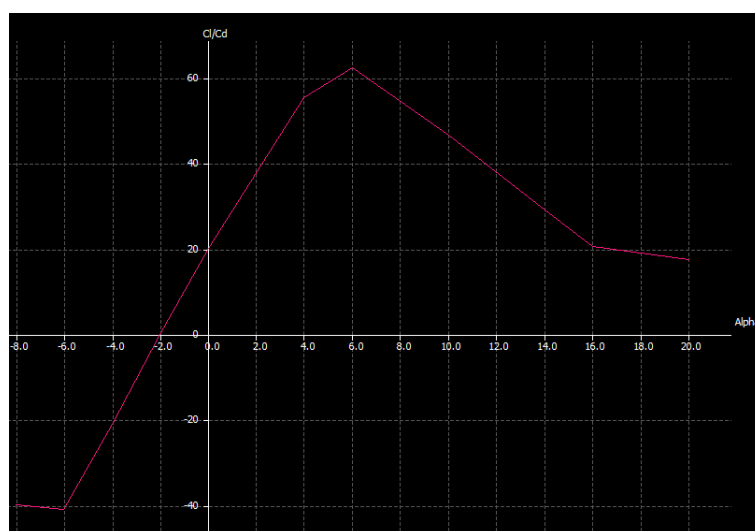


Figura 2.31 Eficiencia aerodinámica (L/D) del estabilizador en la zona de crucero.

Como se observa en la Figura 2.31 la mayor eficiencia aerodinámica la tenemos para un ángulo de ataque de 6° , para lo cual en este proyecto se ha decidido trabajar con el menor ángulo posible (5°) para posicionar el estabilizador y que a su vez este ángulo no tenga incidencia con el despegue y el aterrizaje.

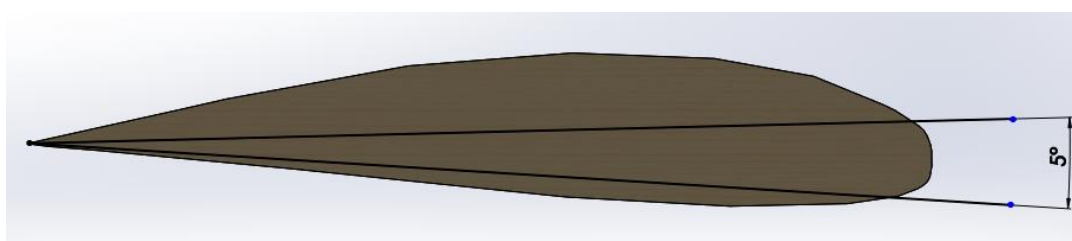


Figura 2.32 Posición del ala con respecto a la horizontal

CAPÍTULO III

3. CÁLCULO Y SELECCIÓN DE PERFILES ESTRUCTURALES

3.1. DETERMINACIÓN DE LAS CARGAS SOBRE EL ALA

3.1.1. Estructura del ala

Con la finalidad de poder determinar las cargas que actuarán sobre el ala lo que se debe hacer es realizar una estructura alar con la geometría necesaria para que la misma sea capaz de soportar dichas cargas.

La aeronave constará en su estructura con dos vigas una principal y una secundaria, las cuales serán las que soportarán las cargas aerodinámicas, adicional a esto se añadirán dos caps a cada viga para tener una configuración en C, como se muestra en la Figura 3.1.



Figura 3.1 Configuración estructural del ala

La posición de las vigas a lo largo de la cuerda está determinado por un análisis en el cual se establece que para la mejor resistencia estructural de las mismas se debe buscar la ubicación del mayor espesor del perfil. Además de ello según Roskam la posición típica de la viga principal es entre el 15 y 30 por ciento de la cuerda del perfil y para la viga secundaria está entre el 65 y 75 por ciento de la cuerda del perfil. Además de determinar la posición de las vigas es indispensable determinar la longitud de los caps, la cual se establece como un tercio de la longitud de la viga asociada. (ARÉVALO, Pablo & RODRÍGUEZ, 2011, p.84)

En la Figura 3.2 y Tabla 3.1 se observan los valores de las vigas y las dimensiones de la estructura utilizada.

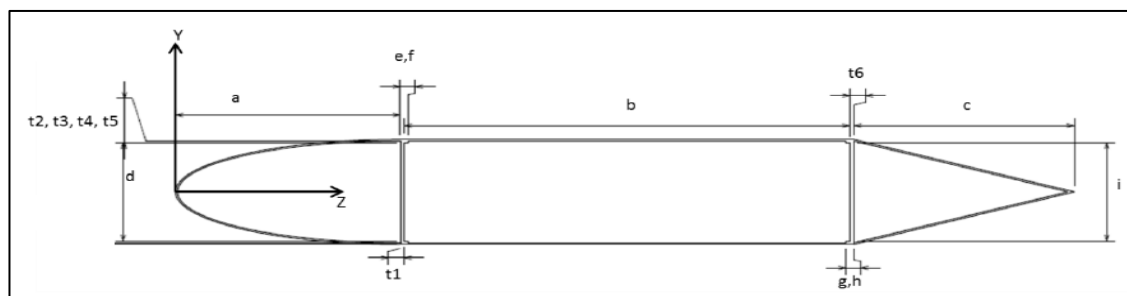


Figura 3.2 Dimensiones geométricas de la estructura en el perfil.

Fuente: ARÉVALO (2011)

Tabla 3.1

Listado de dimensiones de la estructura en el perfil.

SECCIÓN	COTA	DIMENSIÓN (M)
Distancia del borde de ataque a la viga principal.	a	0,265
Distancia entre vigas	b	0,296
Distancia entre la viga secundaria y el borde de salida	c	0,329
Altura de la viga principal	d	0,140
Longitud del cap superior de la viga principal.	e	0,04
Longitud del cap inferior de la viga principal.	f	0,04
Longitud del cap superior de la viga secundaria	g	0,031
Longitud del cap inferior de la viga secundaria	h	0,031
Altura de la viga secundaria	i	0,108
Espesor de la viga principal	t1	0,005
Espesores de los caps	t2, t3, t4, t5	0,005
Espesor de la viga secundaria	t6	0,005

3.1.2. Determinación de las cargas aerodinámicas

Una vez determinada la estructura alar, es indispensable establecer el comportamiento de las cargas aerodinámicas que actúan sobre el ala. Estas cargas están determinadas por la distribución de sustentación a lo largo de la envergadura de la aeronave y a partir de ésta la distribución de arrastre sobre el ala. (ARÉVALO, Pablo & RODRÍGUEZ, 2011, pág. 69)

Los datos de C_D y C_L serán los obtenidos por (Engineering, 2015)

3.1.2.1 Fuerza de sustentación

Con la Ecuación 1.2, calcularemos la fuerza de sustentación para varios grados de ataque del ala; el cálculo lo realizaremos para el peor escenario, el cual es en el momento del despegue, ya que aquí tendremos la mayor velocidad y densidad del flujo y por ende una mayor fuerza de sustentación.

Las propiedades del aire al nivel del mar son:

Temperatura = 15°C

Densidad = 1,225 Kg/m³

Presión = 101325 Pa

Tabla 3.2

Determinación de la Fuerza de Sustentación

α	Superficie alar (S)	Densidad del aire (ρ)	Velocidad	CL	FL
	(m ²)	(Kg/m ³)	(m/s)		(N)
-8	3,24	1,225	50	-0,6322	-3167,325
-6	3,24	1,225	50	-0,4222	-2106,177
-4	3,24	1,225	50	-0,1998	-993,678
-2	3,24	1,225	50	-0,0003	-1,489
0	3,24	1,225	50	0,2224	1103,382
2	3,24	1,225	50	0,4451	2209,598
10	3,24	1,225	50	1,1713	5900,753
16	3,24	1,225	50	1,5689	8097,365
18	3,24	1,225	50	1,5630	8153,470
20	3,24	1,225	50	1,5433	8148,056

Como podemos apreciar en la Tabla 3.2, la mayor fuerza de sustentación es de 8153,47 N y se produce para un ángulo de ataque de 16°, este dato nos será útil al momento de calcular los esfuerzos generados sobre el ala.

3.1.2.2 Fuerza de arrastre

Con la Ecuación 1.3 calcularemos la fuerza de arrastre para varios grados de ataque del ala; el cálculo lo realizaremos en el momento del despegue, se lo hará así por las mismas razones ya expuestas en la fuerza de sustentación.

Tabla 3.3
Determinación de la Fuerza de Arrastre

α	Superficie alar (S)	Densidad del aire (ρ)	Velocidad	CD	FD
	(m ²)	(Kg/m ³)	(m/s)		(N)
-8	3,24	1,225	50	0,01264	63,326
-6	3,24	1,225	50	0,00928	46,294
-4	3,24	1,225	50	0,00861	42,821
-2	3,24	1,225	50	0,01052	52,224
0	3,24	1,225	50	0,01048	51,994
2	3,24	1,225	50	0,01043	51,777
10	3,24	1,225	50	0,0299	150,630
16	3,24	1,225	50	0,03686	190,241
18	3,24	1,225	50	0,05815	303,342

Como podremos apreciar en la Tabla 3.3, la mayor fuerza de arrastre es de 303,342 N y se produce para un ángulo de ataque de 18°, este dato también nos es muy útil al momento de calcular los esfuerzos generados sobre el ala.

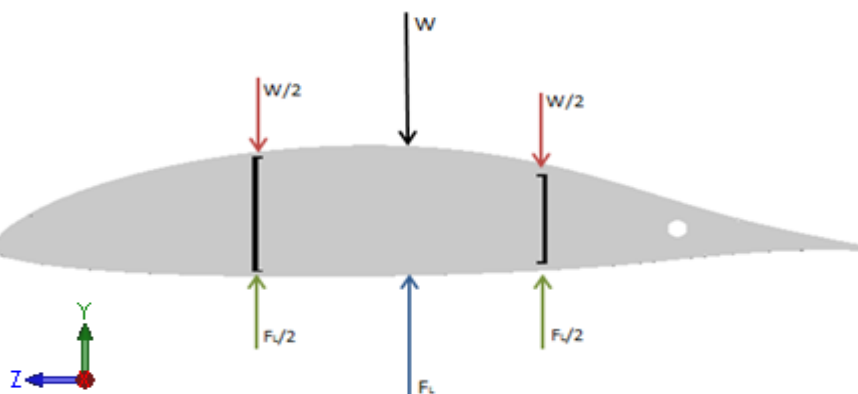
3.1.3. Diagrama vectorial

Para poder realizar un análisis de los esfuerzos que se generan sobre las vigas del ala primero se debe determinar las cargas que actúan sobre las mismas, para lo cual realizaremos un diagrama de cuerpo libre con la finalidad de obtener una sumatoria de fuerzas y de momentos tanto en el eje X como en el eje Y, y de esta manera hallar el valor de las fuerzas actuantes sobre las vigas.

Los cálculos se deben realizar en la mitad del ala donde los momentos flectores por sustentación y resistencia son máximos.

3.1.3.1 Fuerzas sobre el eje X

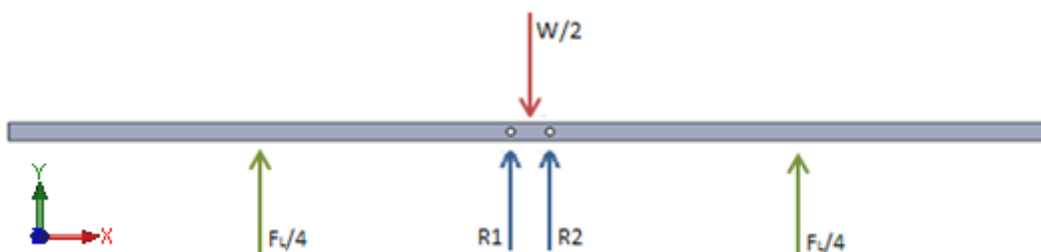
En la Figura 3.3 muestra las fuerzas que actúan sobre el ala, visualizada desde una vista lateral de la misma.



**Figura 3.3 Diagrama de fuerzas que actúan sobre el ala
(Vista lateral – Eje X)**

En la Figura 3.4 tenemos la viga del ala representada en una vista frontal, en donde tenemos que la F_L está dividido para 4 ya que la fuerza de sustentación total que soporta cada una de las vigas es $F_L/2$, pero como queremos determinar la fuerza para una mitad del ala entonces $F_L/2$ la dividiremos para 2 obteniendo de esta manera $F_L/4$.

Además R_1 y R_2 representan las reacciones que producen los puntos de anclaje entre el ala y el fuselaje sobre el eje X.



**Figura 3.4 Diagrama de fuerzas que actúan sobre el ala
(Vista frontal – Eje X)**

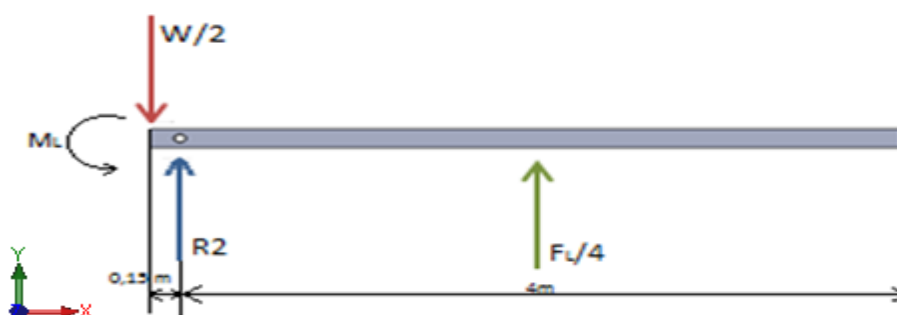


Figura 3.5 Diagrama de cuerpo libre. Eje X

Mediante la Figura 3.5 se realizará la sumatoria de fuerzas y momentos.

Dónde:

$$F_L = 8153,47 \text{ N}$$

$$W = 1960 \text{ N}$$

$$\sum F_y = 0$$

$$-\frac{W}{2} + R_2 + \frac{F_L}{4} = 0$$

$$R_2 = \frac{W}{2} - \frac{F_L}{4}$$

$$R_2 = -1058,37 \text{ N}$$

$$\sum M_{R_2} = 0$$

$$M_L + \frac{W}{2}(0,15\text{m}) + \frac{F_L}{4}(2\text{m} - 0,15\text{m}) = 0$$

$$M_L = -\frac{W}{2}(0,15\text{m}) - \frac{F_L}{4}(2\text{m} - 0,15\text{m})$$

$$M_L = -3917,98 \text{ Nm}$$

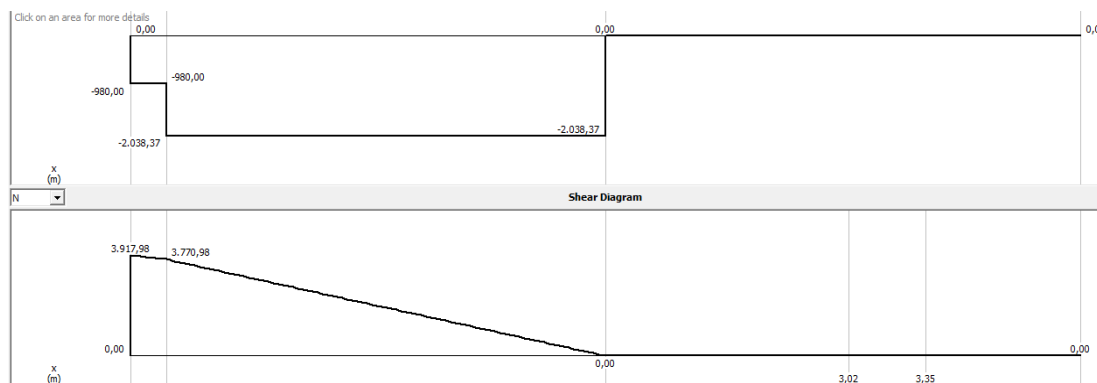


Figura 3.6 Diagrama de Fuerzas y Momentos. Eje X.

En la Figura 3.6 se representa los valores máximos para el momento flector y fuerza cortante ejercidos en la viga sobre el eje X.

3.1.3.2 Fuerzas sobre el eje Y

La Figura 3.7 nos muestra las fuerzas que actúan sobre el ala, visualizada desde una vista lateral de la misma.



**Figura 3.7 Diagrama de fuerzas que actúan sobre el ala
(Vista lateral – Eje Y)**

En la Figura 3.8 tenemos la viga del ala representada en una vista frontal, en donde tenemos que la F_D está dividido para 4 ya que la fuerza de arrastre total que soporta cada una de las vigas es $F_D/2$, pero como queremos determinar la fuerza para una mitad del ala entonces $F_D/2$ la dividiremos para 2 obteniendo de esta manera $F_D/4$.

Además R_3 y R_4 representan las reacciones que producen los puntos de anclaje entre el ala y el fuselaje sobre el eje Y.



**Figura 3.8 Diagrama de fuerzas que actúan sobre el ala
(Vista frontal – Eje Y)**

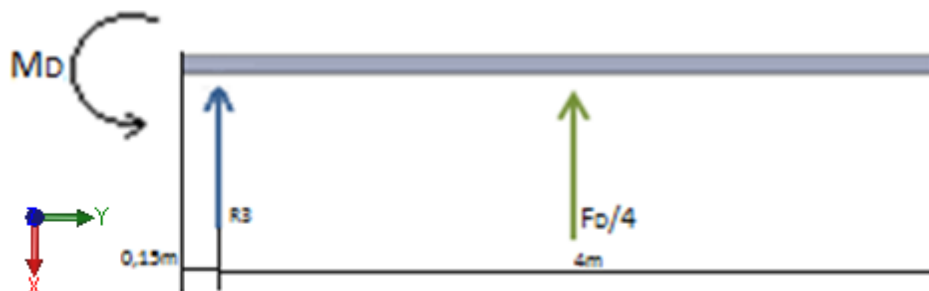


Figura 3.9 Diagrama de cuerpo libre. Eje Y

Mediante la Figura 3.9 se realizará la sumatoria de fuerzas y momentos.

Dónde:

$$F_D = 303,342 \text{ N}$$

$$\sum F_y = 0$$

$$-R_3 - \frac{F_D}{4} = 0$$

$$R_3 = -\frac{F_D}{4}$$

$$R_2 = -75,84 \text{ N}$$

$$\sum M_{R2} = 0$$

$$M_D + \frac{F_D}{4}(2m - 0,15m) = 0$$

$$M_D = -\frac{F_D}{4}(2m - 0,15m)$$

$$M_D = -140,3 \text{ Nm}$$

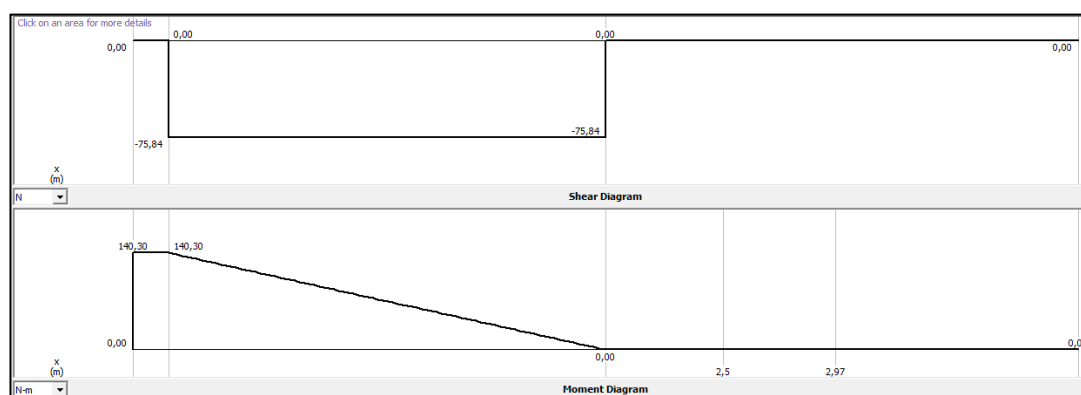


Figura 3.10 Diagrama de Fuerzas y Momentos. Eje Y.

A través de la Figura 3.10 podemos determinar los valores máximos para el momento flector y fuerza cortante ejercidos en la viga sobre el eje Y.

3.1.4. Análisis estructural

En este apartado se realizará el estudio de los esfuerzos máximos que se generan en la estructura debido a las cargas (fuerzas de sustentación, arrastre, reacciones y momentos calculados anteriormente) aplicadas sobre las vigas. Para este cálculo tomaremos 4 puntos críticos como se indica en la Figura 3.11, en donde se ha determinado que existirán los esfuerzos flectores y cortantes máximos.



Figura 3.11 Puntos de análisis de las estructura.

3.1.4.1 Cálculo del momento de inercia de las vigas Principal y Secundaria

Para el cálculo del esfuerzo flector es indispensable obtener los momentos de inercia de cada una de las vigas.

a. Momento de inercia de la viga principal

Para realizar el cálculo de los momentos de inercia se realizará una tabla en donde constará el cálculo del área de cada una de las secciones de la viga que se muestran en la Figura 3.12. A continuación se debe determinar centroide tanto en el eje X como en el eje Y de cada una de las secciones.

Para calcular el centroide de cada sección se debe hallar el centroide de su geometría y luego se le suma la distancia entre el inicio de la geometría y el eje de referencia. (X, Y) (ARÉVALO, Pablo & RODRÍGUEZ, 2011)

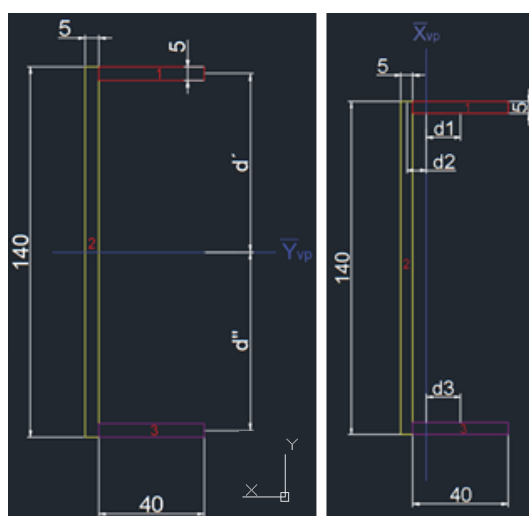


Figura 3.12 Dimensiones de la viga principal y distancias de los centroides con respecto al eje Y y X.

Una vez obtenidas las áreas y centroides (\bar{y} y \bar{x}) de cada una de las secciones, es necesario realizar un producto entre las mismas como se observa en la Tabla 3.4.

Tabla 3.4

Áreas y centroides (X y Y) de cada sección de la viga principal.

Figura	Área (mm ²)	\bar{y} (mm)	$A\bar{y}$ (mm ³)	\bar{x} (mm)	$A\bar{x}$ (mm ³)
1	200	137,5	27500	20	4000
2	700	70	49000	42,5	29750
3	200	2,5	500	20	4000
	$\sum A = 1100$		$\sum A\bar{y} = 77000$		$\sum A\bar{x} = 37750$

Con los valores obtenidos en la tabla anterior ya es posible obtener los centroides Y_{vp} y X_{vp} de toda la sección, mediante las Ecuaciones 4.1.

$$\bar{Y}_{vp} = \frac{\sum A\bar{y}}{\sum A} = 70 \text{ mm} \quad \text{Ecuación 3.1}$$

$$\bar{X}_{vp} = \frac{\sum A\bar{x}}{\sum A} = 34,3 \text{ mm}$$

Ahora es posible determinar los momentos de inercia sobre los ejes X y Y se producen en la viga principal, para esto utilizaremos las Ecuaciones 4.2 y 4.3.

Ecuación 3.2

$$I_{x_{vp}} = \left[\frac{1}{12} \cdot b_1 \cdot (h_1)^3 + (A_1 \cdot (d')^2) \right] + \left[\frac{1}{12} \cdot b_2 \cdot (h_2)^3 \right] + \left[\frac{1}{12} \cdot b_3 \cdot (h_3)^3 + (A_3 \cdot (d'')^2) \right]$$

$$I_{x_{vp}} = 2966666,67 \text{ mm}^4$$

$$I_{x_{vp}} = 2,967 \times 10^{-6} \text{ m}^4$$

Ecuación 3.3

$$I_{y_{vp}} = \left[\frac{1}{12} \cdot b_1 \cdot (h_1)^3 + (A_1 \cdot (d_1)^2) \right] + \left[\frac{1}{12} \cdot b_2 \cdot (h_2)^3 + (A_2 \cdot (d_2)^2) \right] + \left[\frac{1}{12} \cdot b_3 \cdot (h_3)^3 + (A_3 \cdot (d_3)^2) \right]$$

$$I_{y_{vp}} = 1273030,3 \text{ mm}^4$$

$$I_{y_{vp}} = 1,273 \times 10^{-6} \text{ m}^4$$

b. Momento de inercia de la viga secundaria

Para el cálculo del momento de inercia de la viga secundaria se deben seguir los mismos pasos que en el apartado 3.1.4.1 (a), pero se debe tomar en cuenta las dimensiones de la viga secundaria, las cuales son mostradas en la Figura 3.13.

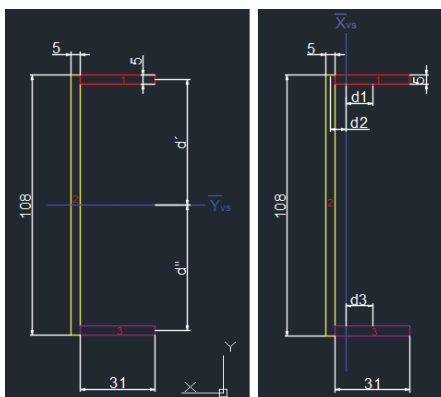


Figura 3.13 Dimensiones de la viga secundaria y distancias de los centroides con respecto al eje Y y X.

Se realiza el producto entre áreas y centroides (\bar{y} y \bar{x}) de cada una de las secciones, los valores se pueden ver en la Tabla 3.5.

Tabla 3.5

Áreas y centroides (X y Y) de cada sección de la viga secundaria.

Figura	Área (mm ²)	\bar{y} (mm)	$A\bar{y}$ (mm ³)	\bar{x} (mm)	$A\bar{x}$ (mm ³)
1	155	105,5	16352,5	20,5	3177,5
2	540	54	29160	2,5	1350
3	155	2,5	387,5	20,5	3177,5
	$\sum A = 850$		$\sum A\bar{y} = 45900$		$\sum A\bar{x} = 7705$

Obtención de los centroides Y_{vs} y X_{vs} de toda la sección.

$$\bar{Y}_{vs} = \frac{\sum A\bar{y}}{\sum A} = 54 \text{ mm}$$

$$\bar{X}_{vs} = \frac{\sum A\bar{x}}{\sum A} = 9,06 \text{ mm}$$

Momentos de inercia producidos sobre los ejes X y Y de la viga secundaria.

$$I_{x_{vs}} = \left[\frac{1}{12} \cdot b_1 \cdot (h_1)^3 + (A_1 \cdot (d')^2) \right] + \left[\frac{1}{12} \cdot b_2 \cdot (h_2)^3 \right] + \left[\frac{1}{12} \cdot b_3 \cdot (h_3)^3 + (A_3 \cdot (d'')^2) \right]$$

$$I_{x_{vs}} = 1347723,34 \text{ mm}^4$$

$$I_{x_{vs}} = 1,347 \times 10^{-5} \text{ m}^4$$

$$I_{y_{vs}} = \left[\frac{1}{12} \cdot b_1 \cdot (h_1)^3 + (A_1 \cdot (d_1)^2) \right] + \left[\frac{1}{12} \cdot b_2 \cdot (h_2)^3 + (A_2 \cdot (d_2)^2) \right] + \left[\frac{1}{12} \cdot b_3 \cdot (h_3)^3 + (A_3 \cdot (d_3)^2) \right]$$

$$I_{y_{vs}} = 589334,8 \text{ mm}^4$$

$$I_{y_{vs}} = 5,893 \times 10^{-7} \text{ m}^4$$

3.1.5. Determinación de esfuerzos Normales

El cálculo de los esfuerzos normales se lo realizará para cada uno de los 4 puntos de análisis establecidos en la Figura 3.11, y nos apoyaremos mediante las Ecuación 4.4.

$$\sigma_{xx} = \frac{M_L \cdot C_y}{I_{x_{vp}}} + \frac{M_D \cdot C_x}{I_{y_{vp}}} \quad \text{Ecuación 3.4}$$

Dónde:

M_L = Momento flector con respecto a la sustentación

M_D = Momento flector con respecto al arrastre

C_y = Distancia sobre el eje Y, desde el centroide \bar{Y} hasta el punto de análisis. (Figura 4.16)

C_x = Distancia sobre el eje X, desde el centroide \bar{X} hasta el punto de análisis. (Figura 4.16)

$I_{x_{vp}}$ = Momento de inercia sobre el eje X

$I_{y_{vp}}$ = Momento de inercia sobre el eje Y

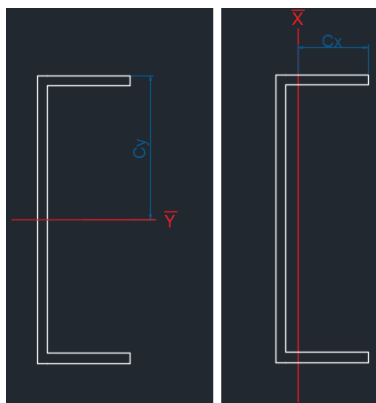


Figura 3.14 C_x y C_y

En la Tabla 3.6 se enlistan los valores para los esfuerzos normales de cada uno de los 4 puntos de análisis, teniendo en cuenta que los valores con signo negativo corresponden a tensión y los de signo positivo a compresión.

Teniendo un valor máximo de esfuerzo normal en el punto 1 de 96,22 MPa a tensión.

Tabla 3.6
Esfuerzos normales en la estructura.

Puntos	Esfuerzos Normales (MPa)
1	-96,22
2	93,61
3	-17,86
4	22,12

3.1.6. Determinación de esfuerzos Cortantes

Al igual que en los esfuerzos normales, utilizaremos 4 puntos de referencia para realizar el cálculo de los esfuerzos cortantes, y lo realizaremos mediante la Ecuación 4.5.

$$\tau_{xy} = \frac{F_L + F_D}{4 \cdot A} \quad \text{Ecuación 3.5}$$

Dónde:

F = Fuerzas máximas que se aplican sobre la viga. (F_L y F_D)

A = Area de la viga principal y secundaria respectivamente. ($\sum A$, Tabla 4.4 y 4.5)

Cabe recordar que el análisis se está efectuando para la mitad de una viga ya sea la principal o secundaria, es por esta razón que a la fuerza de sustentación o de arrastre se la dividirá para 4 como se muestra en la Figura 3.5 y como ya se explicó en el apartado 3.1.3.1.

La Tabla 3.7 nos muestra los valores para los esfuerzos cortantes de cada uno de los 4 puntos de análisis.

Teniendo un valor máximo de esfuerzo cortantes en los puntos 1 y 2 de 1,92 MPa.

Tabla 3.7
Esfuerzos cortantes en la estructura.

Puntos	Esfuerzos Cortantes (MPa)
Centro de la viga principal	1,92
Centro de la viga secundaria	2,49

3.1.7. Cálculo de esfuerzos principales máximos y esfuerzo cortante máximo

Para calcular tanto los esfuerzos principales como los cortantes máximos nos apoyaremos en las Ecuaciones 3.6 y 3.7 respectivamente.

$$\sigma_{p1}, \sigma_{p2} = \frac{\sigma_{xx}}{2} \pm \sqrt{\left(\frac{\sigma_{xx}}{2}\right)^2 + \tau_{xy}^2} \quad \text{Ecuación 3.6}$$

$$\tau_{m\acute{a}x} = \frac{\sigma_{p1} - \sigma_{p2}}{2} \quad \text{Ecuación 3.7}$$

τ_{xy} tendrá un valor de 0 en la Ecuación 3.5, debido a que en los puntos donde existe esfuerzos máximos por flexión no existirán esfuerzos cortantes.

En la Tabla 3.8 podemos observar que el valor máximo de esfuerzo principal y cortante lo tenemos en el punto 1, con un valor máximo de 96,258 MPa y 48,11 MPa respectivamente, y por ende este será el punto en donde es necesario prestar más atención a la hora de la simulación estructural y sobre todo, es en donde se realizará el análisis del factor de seguridad.

Tabla 3.8
Esfuerzos principales y cortantes

Punto	σ_{p1}	σ_{p2}	$\tau_{m\acute{a}x}$
1	96,220	0,000	48,110
2	93,610	0,000	46,805
3	17,860	0,000	8,930
4	22,120	0,000	11,060

Además este valor también se obtiene además mediante el círculo de Mohr como se observa en la Figura 3.15.

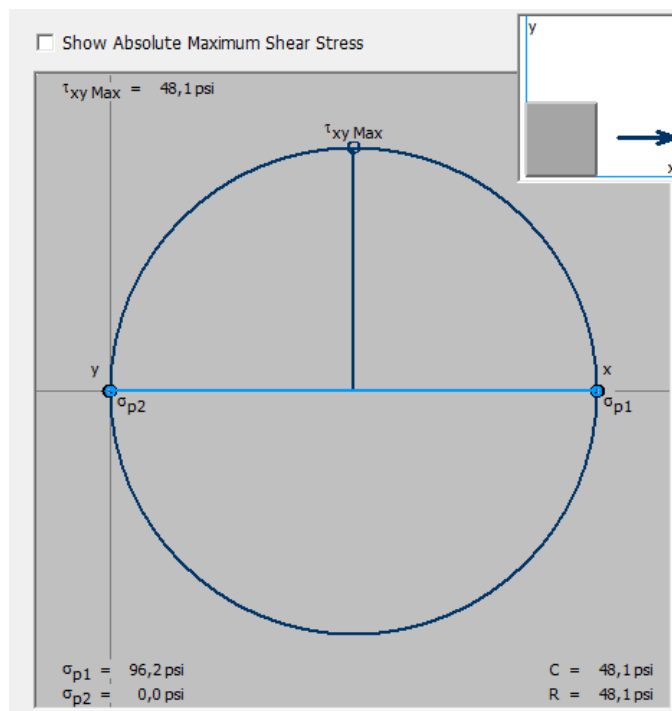


Figura 3.15 Círculo de Mohr

Una vez obtenido el esfuerzo principal máximo y mínimo podemos determinar el factor de seguridad mediante el criterio de Mohr-Coulomb modificado (utilizaremos este método ya que la fibra de carbono a utilizarse es un material frágil), el cual nos indica que la falla suele ocurrir cuando uno de los dos esfuerzos principales, σ_{P1} y σ_{P2} , es igual a la resistencia del material, que puede ser S_{ut} o S_{uc} , dependiendo de si el esfuerzo normal considerado es de tracción o de compresión. Para lo cual existen 3 consideraciones que se enuncian a continuación:

- 1) $n = \frac{S_{ut}}{\sigma_{P1}}$ si: $\sigma_{P1} \geq 0 \geq \sigma_{P2}$ y $\left| \frac{\sigma_{P2}}{\sigma_{P1}} \right| \leq 1$ Ecuación 3.8
- 2) $\frac{1}{n} = \frac{(S_{uc} - S_{ut}) \cdot \sigma_{P1}}{S_{uc} \cdot S_{ut}} - \frac{\sigma_{P2}}{S_{uc}}$ si: $\sigma_{P1} \geq 0 \geq \sigma_{P2}$ y $\left| \frac{\sigma_{P2}}{\sigma_{P1}} \right| > 1$
- 3) $n = -\frac{S_{uc}}{\sigma_{P2}}$ si: $0 \geq \sigma_{P1} \geq \sigma_{P2}$

Cabe recordar que el cálculo del esfuerzo principal máximo se realizara para el punto 1 en donde los esfuerzos principales y cortantes son los de mayor valor.

3.1.8. Factor de seguridad

Para el cálculo del factor de seguridad se ha optado por la consideración 1 de las Ecuaciones 3.8, ya que esta cumple con las condiciones de esfuerzo impuestas por la teoría de Mohr-Coulomb Modificado que se muestran en la Tabla 3.8.

$$n = \frac{S_{ut}}{\sigma_{P1}} \quad \text{Ecuación 3.9}$$

Dónde:

S_y = Resistencia a la fluencia del material a utilizarse.

σ_{P1} = Esfuerzo máximo aplicado sobre la viga

Para realizar nuestro cálculo se tomará en cuenta que el material que se va a utilizar para la estructura del UAV es fibra de carbono que tiene una resistencia a la tracción mínima y máxima de 190 a 228 MPa. Las características del material se muestran en la Figura 3.16.

General properties			
Designation			
Polyetheretherketone (30% Carbon Fiber)			
Density	1.42e3	- 1.44e3	kg/m ³
Price	* 90.7	- 99.8	USD/kg
Tradenames			
Edgetek; Gatone; HiMod; Ketron; Larpeek; Luvocom; Murpec; Sustatec; Tecapeek; Victrex			
Composition overview			
Composition (summary)			
(O-(C6H4)-O-(C6H4)-C(O)-(C6H4))n + C filler			
Base	Polymer		
Polymer class	Thermoplastic : semi-crystalline		
Polymer type	PEEK		
% filler	30		%
Filler type	Carbon fiber		
Composition detail			
Polymer	70		%
Carbon (fiber)	30		%
Mechanical properties			
Young's modulus	12.8	- 24.1	GPa
Compressive modulus	* 12.8	- 24.1	GPa
Flexural modulus	12.8	- 22.2	GPa
Shear modulus	* 4.81	- 9.06	GPa
Bulk modulus	* 16.8	- 17.7	GPa
Poisson's ratio	0.319	- 0.345	
Shape factor	8.3		
Yield strength (elastic limit)	* 190	- 228	MPa
Tensile strength	190	- 228	MPa
Compressive strength	172	- 240	MPa

Figura 3.16 Propiedades de la fibra de carbono.

Fuente: (CES EduPack, 2009)

Realizando los cálculos correspondientes obtenemos un factor de seguridad mínimo de 1,97 a 2,37, valores que se encuentran en un rango aceptable de diseño.

3.2. DETERMINACIÓN DE LAS CARGAS SOBRE EL ESTABILIZADOR HORIZONTAL

3.2.1. Estructura del estabilizador

El estabilizador horizontal está dispuesto con dos vigas en C de iguales magnitudes (Figura 3.17), las cuales serán las que soporten las cargas.

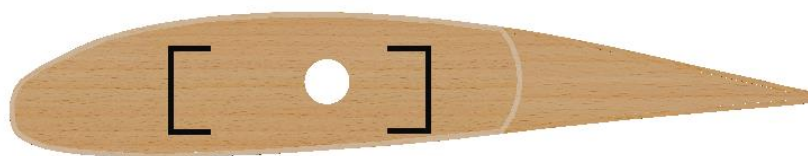


Figura 3.17 Configuración estructural del estabilizador horizontal

3.2.2. Determinación de las cargas aerodinámicas

3.2.2.1 Fuerza de sustentación

La mayor fuerza de sustentación es de 3190,819 N y se produce para un ángulo de ataque de 20°, como podemos apreciar en la Tabla 3.9 este dato nos será útil al momento de calcular los esfuerzos generados sobre el ala.

Tabla 3.9

Determinación de la Fuerza de Sustentación

α	Superficie alar (S)	Densidad del aire (ρ)	Velocidad	CL	FL
	(m ²)	(Kg/m ³)	(m/s)		(N)
-8	1,38	1,225	50	-0,6	-1280,334
-6	1,38	1,225	50	-0,41	-866,381
-4	1,38	1,225	50	-0,19	-401,494
-2	1,38	1,225	50	0	0,000
0	1,38	1,225	50	0,21	443,756
2	1,38	1,225	50	0,46	972,038
10	1,38	1,225	50	1,11	2345,569
16	1,38	1,225	50	1,30	2747,063
18	1,38	1,225	50	1,43	3021,769
20	1,38	1,225	50	1,51	3190,819

3.2.2.2 Fuerza de arrastre

Como podremos apreciar en la Tabla 3.10, la mayor fuerza de arrastre es de 197,888 N y se produce de igual manera para un ángulo de ataque de 20°.

Tabla 3.10

Determinación de la Fuerza de Arrastre

α	Superficie alar (S)	Densidad del aire (ρ)	Velocidad	CD	FD
	(m ²)	(Kg/m ³)	(m/s)		(N)
-8	1,38	1,225	50	0,017	36,276
-6	1,38	1,225	50	0,01	21,248
-4	1,38	1,225	50	0,008	16,946
-2	1,38	1,225	50	0,012	25,373
0	1,38	1,225	50	0,0121	25,569
2	1,38	1,225	50	0,0123	26,007
10	1,38	1,225	50	0,025	53,643
16	1,38	1,225	50	0,063	138,491
18	1,38	1,225	50	0,074	164,418
20	1,38	1,225	50	0,088	197,888

3.2.3. Diagrama vectorial

Los cálculos se deben realizar en la mitad del ala donde los momentos flectores por sustentación y resistencia son máximos.

3.2.3.1 Fuerzas sobre el eje X

En la Figura 3.18 muestran las fuerzas que actúan sobre el estabilizador, visualizada desde una vista lateral de la misma.

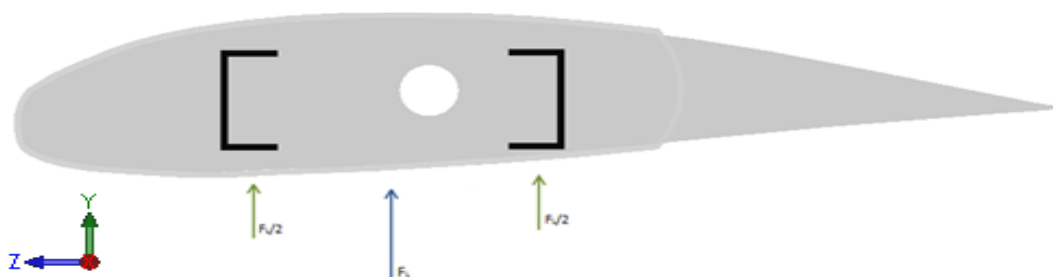


Figura 3.18 Diagrama de fuerzas que actúan sobre el ala (Vista lateral – Eje X)

En la Figura 3.19 tenemos la viga del ala representada en una vista frontal, en donde tenemos que la F_L está dividido para 4 ya que la fuerza de sustentación total que soporta cada una de las vigas es $F_L/2$, pero como queremos determinar la fuerza para una mitad del ala entonces $F_L/2$ la dividiremos para 2 obteniendo de esta manera $F_L/4$.

Además R_1 y R_2 representan las reacciones que producen los puntos de anclaje entre el ala y el fuselaje sobre el eje X.

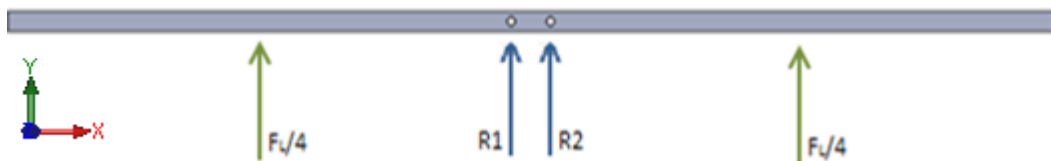


Figura 3.19 Diagrama de fuerzas que actúan sobre el ala (Vista frontal - Eje X)

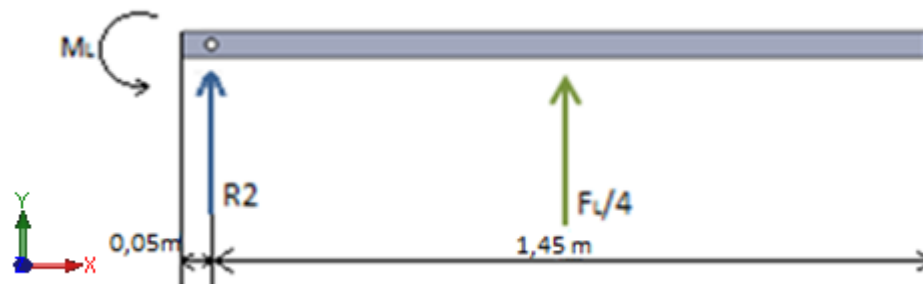


Figura 3.20 Diagrama de cuerpo libre. Eje X

Mediante la Figura 3.20 podremos realizar la sumatoria de fuerzas y momentos.

Dónde:

$$F_L = 3190,819 \text{ N}$$

$$\sum F_y = 0$$

$$R_2 + \frac{F_L}{4} = 0$$

$$R_2 = \frac{F_L}{4}$$

$$R_2 = -797,7 \text{ N}$$

$$\sum M_{R_2} = 0$$

$$M_L + \frac{F_L}{4}(0,75\text{m} - 0,05\text{m}) = 0$$

$$M_L = -\frac{F_L}{4}(0,75\text{m} - 0,05\text{m})$$

$$M_L = -558,39 \text{ Nm}$$

En la Figura 3.21 tenemos la gráfica del momento flector y fuerza cortante ejercidos en la viga sobre el eje X.

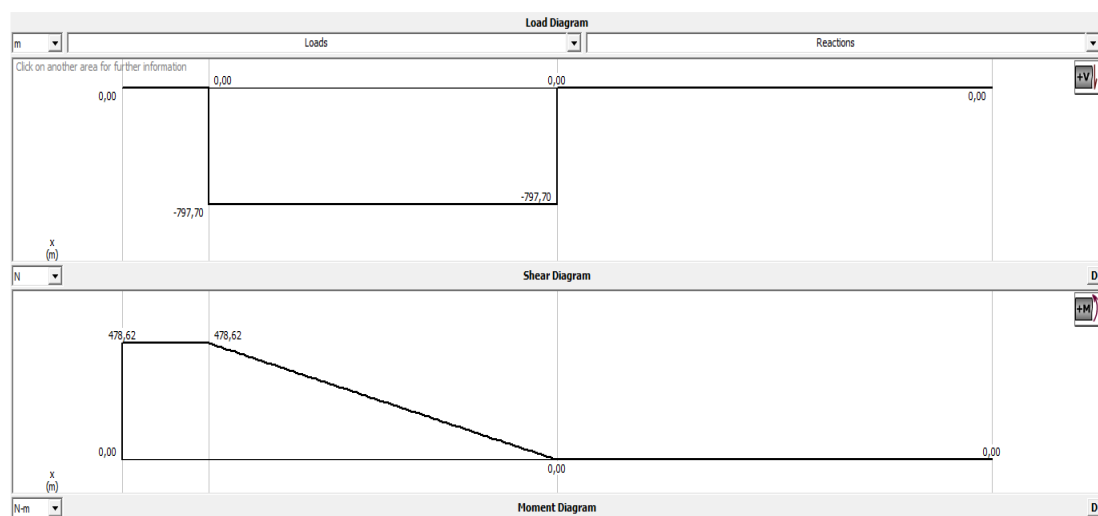
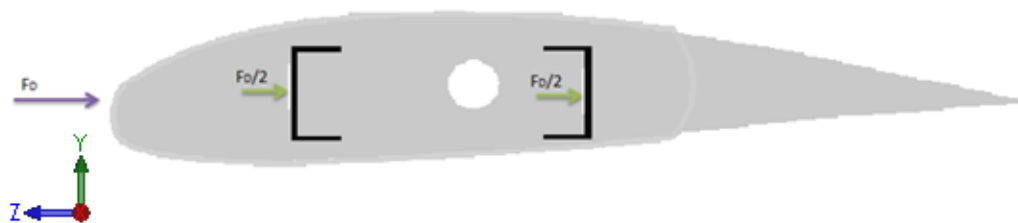


Figura 3.21 Diagrama de Fuerzas y Momentos. Eje X.

3.2.3.2 Fuerzas sobre el eje Y

En la Figura 3.22 se observan las fuerzas que actúan sobre el ala, visualizada desde una vista lateral de la misma.



**Figura 3.22 Diagrama de fuerzas que actúan sobre el ala
(Vista lateral – Eje Y)**

En la Figura 3.23 tenemos la viga del ala representada en una vista frontal, en donde tenemos que la F_D está dividido para 4 ya que la fuerza de arrastre total que soporta cada una de las vigas es $F_D/2$, pero como queremos determinar la fuerza para una mitad del ala entonces $F_D/2$ la dividiremos para 2 obteniendo de esta manera $F_D/4$.

Además R_3 y R_4 representan las reacciones que producen los puntos de anclaje entre el ala y el fuselaje sobre el eje Y.



**Figura 3.23 Diagrama de fuerzas que actúan sobre el ala
(Vista frontal – Eje Y)**

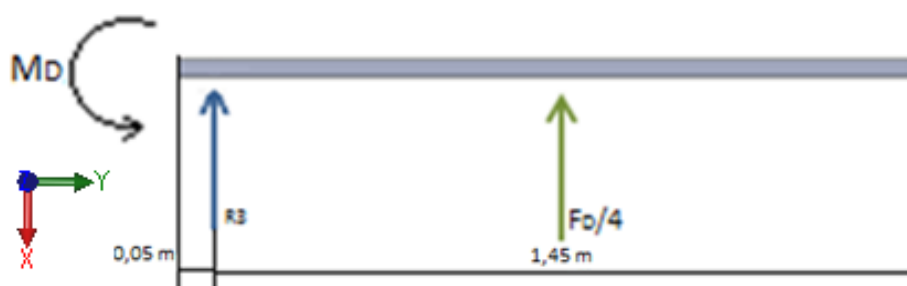


Figura 3.24 Diagrama de cuerpo libre. Eje Y

Mediante la Figura 3.24 podremos realizar la sumatoria de fuerzas y momentos.

Dónde:

$$F_D = 197,888 \text{ N}$$

$$\sum F_y = 0$$

$$-R3 - \frac{F_D}{4} = 0$$

$$R3 = -\frac{F_D}{4}$$

$$R2 = -49,47 \text{ N}$$

$$\sum M_{R2} = 0$$

$$M_D + \frac{F_D}{4} (0,75\text{m} - 0,05\text{m}) = 0$$

$$M_D = -\frac{F_D}{4} (0,75\text{m} - 0,05\text{m})$$

$$M_D = -34,63 \text{ Nm}$$

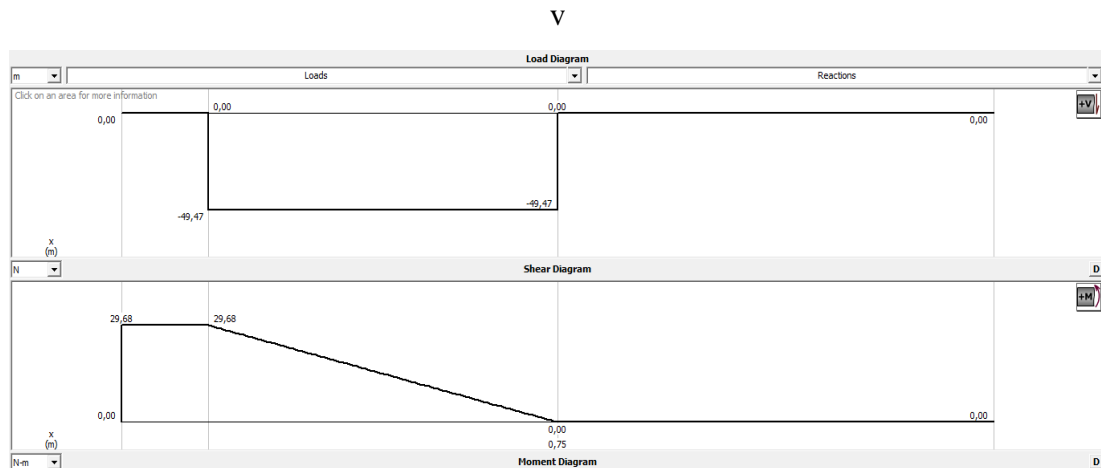


Figura 3.25 Diagrama de Fuerzas y Momentos. Eje Y

3.2.4. Análisis estructural

En este apartado se realizará el estudio de los esfuerzos máximos que se generan en la estructura debido a las cargas (fuerzas de sustentación, arrastre, reacciones y momentos calculados anteriormente) aplicadas sobre las vigas.

Para este cálculo tomaremos 4 puntos críticos como se indica en la Figura 3.26, en donde se ha determinado que existirán los esfuerzos flectores y cortantes máximos.

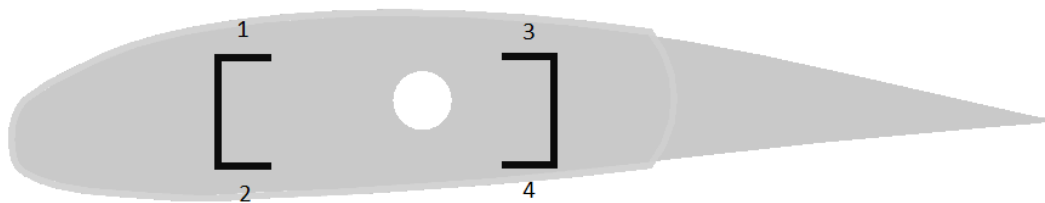


Figura 3.26 Puntos de análisis de las estructura.

3.2.4.1 Cálculo del momento de inercia de las vigas Principal y Secundaria

Para el cálculo del esfuerzo flector es indispensable obtener los momentos de inercia de cada una de las vigas, pero en este caso como la viga principal es igual a la secundaria y ha sido obtenida del Anexo A, tabla A-10, perfil C 51 X 0,859, solo es necesario realizar el análisis de una de las vigas.

3.2.5. Determinación de esfuerzos Normales

El cálculo de los esfuerzos normales se lo realizará para cada uno de los 4 puntos de análisis establecidos en la Figura 3.26, y nos apoyaremos mediante las Ecuación 3.10.

$$\sigma_{xx} = \frac{M_L}{S_x} + \frac{M_D}{S_y} \quad \text{Ecuación 3.6}$$

Dónde:

M_L = Momento flector con respecto a la sustentación

M_D = Momento flector con respecto al arrastre

S_y = Módulo de la viga en el eje Y (Apéndice A, Tabla A-10, Ref. a)

S_x = Módulo de la viga en el eje X (Apéndice A, Tabla A-10, Ref. a)

Tabla 3.11
Esfuerzos normales en la estructura.

Puntos	Esfuerzos Normales (MPa)
1, 2, 3, 4	151,28

3.2.6. Determinación de esfuerzos Cortantes

Al igual que en los esfuerzos normales, utilizaremos 4 puntos de referencia para realizar el cálculo de los esfuerzos cortantes, y lo realizaremos mediante la Ecuación 3.11.

$$\tau_{xy} = \frac{F_L + F_D}{4 \cdot A} \quad \text{Ecuación 3.11}$$

Dónde:

F = Fuerzas máximas que se aplican sobre la viga. (F_L y F_D)

A = Area de la viga principal (Apéndice A, Tabla A-10, Ref. a)

La Tabla 3.12 nos muestra los valores para los esfuerzos cortantes de cada uno de los 4 puntos de análisis.

Teniendo un valor máximo de esfuerzo cortantes de 0,668 MPa.

Tabla 3.12
Esfuerzos cortantes en la estructura.

Puntos	Esfuerzos Cortantes (MPa)
Centro de la viga	0,668

3.2.7. Cálculo de esfuerzos principales y esfuerzo cortante máximo

Para calcular tanto los esfuerzos principales como los cortantes máximos nos apoyaremos en las Ecuaciones 3.12 y 3.13 respectivamente.

$$\sigma_{p1}, \sigma_{p2} = \frac{\sigma_{xx}}{2} \pm \sqrt{\left(\frac{\sigma_{xx}}{2}\right)^2 + \tau_{xy}^2} \quad \text{Ecuación 3.12}$$

$$\tau_{m\acute{a}x} = \frac{\sigma_{p1} - \sigma_{p2}}{2} \quad \text{Ecuación 3.13}$$

En la Tabla 3.13 tenemos que el esfuerzo principal tiene un valor de 151,28 MPa y el esfuerzo cortante máximo alcanza un valor de 75,64 Mpa

τ_{xy} tendrá un valor de 0 en la Ecuación 3.12, debido a que en los puntos donde existe esfuerzos máximos por flexión no existirán esfuerzos cortantes.

Tabla 3.13
Esfuerzos principales y cortantes

Punto	σ_{p1} (MPa)	σ_{p2} (MPa)	τ_{xy} Máx (MPa)
1, 2, 3, 4	151,28	0	75,64

Este valor también se observa mediante el círculo de Mohr como como nos indica la Figura 4.27.

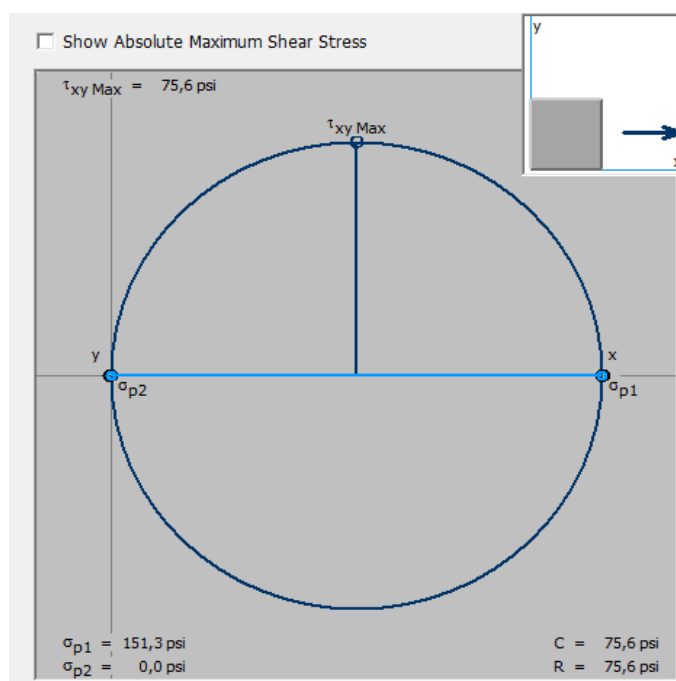


Figura 3.27 Círculo de Mohr

3.2.8. Factor de seguridad

Para el cálculo del factor de seguridad se utilizará nuevamente el método de Mohr-Coulomb modificado, por lo que a ecuación que utilizaremos es la 3,9, además se debe tomar en cuenta el valor del S_{ut} del materia que podemos encontrar en la Figura 3.6.

Una vez realizados los cálculos podemos obtener que el factor de seguridad mínimo esta entre 1.25 a 1.5, valores que se encuentran en un rango aceptable de diseño.

CAPÍTULO IV

4. SIMULACIÓN AERODINÁMICA Y ESTRUCTURAL DEL UAV

4.1. CONSIDERACIONES PREVIAS AL ANÁLISIS POR ELEMENTOS FINITOS

Los componentes mecánicos como vigas y barras simples se analizan mediante métodos básicos de la mecánica que proporcionan soluciones aproximadas. Sin embargo rara vez los componentes reales son tan sencillos así que el diseñador se ve forzado a realizar aproximaciones eficaces mediante el uso de la ingeniería asistida por computadora y el método del elemento finito, el cual se basa en la aproximación de resultados mediante el uso de un algoritmos matemáticos que disminuyen al máximo los errores de cálculo de esta forma se optimizan los resultados. (Guascal & Quiroz, 2015)

4.2. PRE PROCESAMIENTO

4.2.1. Geometría

La geometría es la representación del modelo físico, realizado lo más exacto posible mediante un programa CAD, para el presente trabajo tendremos un perfil alar y una estructura del ala realizado en Solidworks como se observa en la Figura 4.1, y en estos modelos serán en donde se realizarán todas las simulaciones aerodinámicas y estructurales.

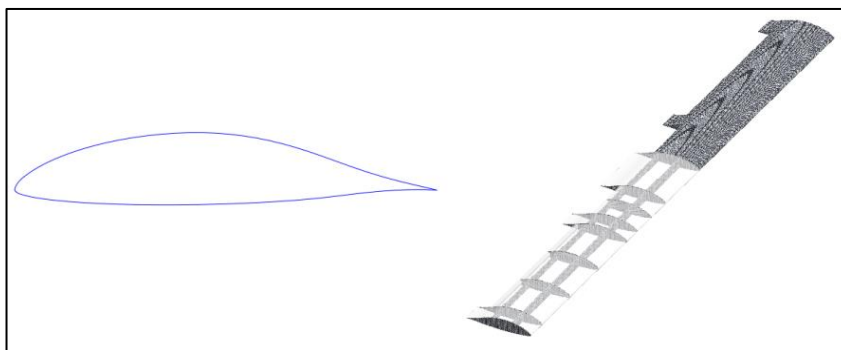


Figura 4.1 Perfil y estructura alar.

4.2.2. Dominio

El dominio consiste en representar un túnel de viento en este caso en 2D, en el cual al perfil alar se lo colocará como se muestra en la Figura 4.2, dentro de esta región será por donde pasara el fluido (aire), siempre teniendo en cuenta que el dominio sea lo suficientemente grande para que las paredes del mismo no afecten a la simulación del perfil.

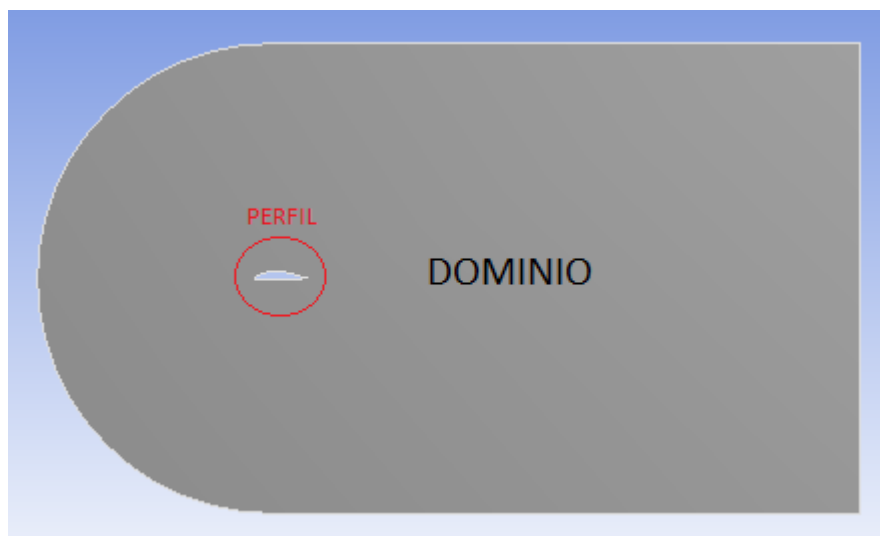


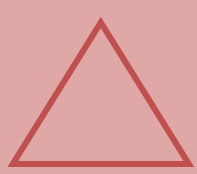
Figura 4.2 Dominio

4.2.3. Tipos de mallas

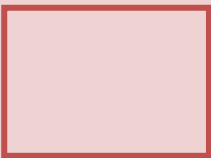
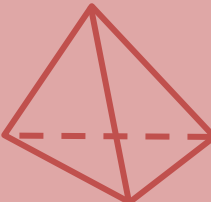
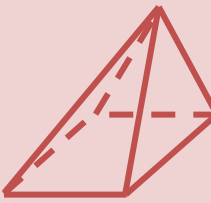
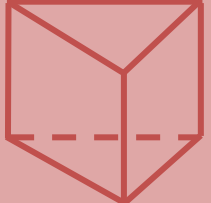
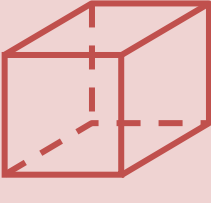
Para determinar qué tipo de malla será la más óptima a utilizarse en la simulación, primero es necesario conocer los tipos de geometrías en cuanto a mallas se refiere, podemos encontrar diferentes tipos de mallados como se puede ver en la Tabla 4.1, de las cuales podemos escoger una para realizar nuestro análisis.

Tabla 4.1

Tipos de mallados en un análisis por elementos finitos

TIPO DE ANÁLISIS	NOMBRE	FORMA	NODOS	APLICACIÓN
BIDIMENSIONAL	TRIANGULAR		3	Análisis en 2D de geometrías complejas

Continua →

	CUADRILATERAL		4	Análisis en 2D de geometrías sencillas
TRIDIMENSIONAL	TETRAEDRO		4	Sólido, placa gruesa, usado para transiciones
	PIRÁMIDE		5	
	PRISMA O CUÑA		6	Sólido, placa gruesa, usado para transiciones
	HEXAEDRO		8	Sólido, placa gruesa

4.2.4. Creación del mallado

Para la creación del mallado el programa ANSYS proporciona un sistema el cual permite la generación automática de la malla, además es posible realizar este procedimiento de forma semiautomática para poder determinar el tipo de malla que deseemos utilizar siempre dependiendo de las geometría en las que realicemos este procedimiento, adicional a esto ya sea en forma semi o completamente automática existe la posibilidad de un refinamiento en el caso de ser necesario y de esta manera poder mejorar la calidad de los resultados del análisis MEF.

4.2.5. Refinamiento

Con la finalidad de poder obtener un mejor análisis en el perfil es necesario realizar un refinamiento de la malla como se muestra en la Figura 4.3, este refinamiento debe realizar sobre todo en el contorno del perfil alar, debido a que esta se encuentra expuesta a la formación de una capa limite, y para poder extraer datos que sean los más acercados a la realidad es porque se realiza el refinamiento.

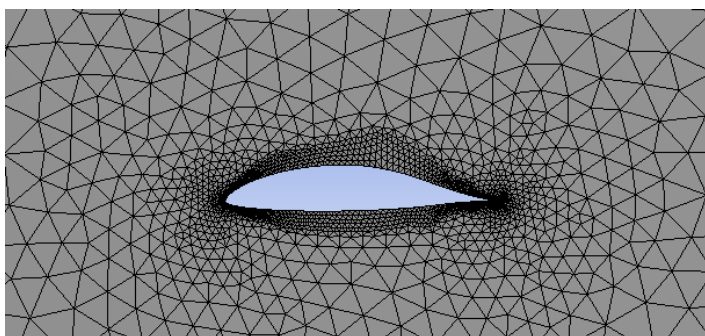


Figura 4.3 Refinamiento del perfil alar.

4.2.6. Calidad de elemento de la malla

Los valores obtenidos a través de la métrica calidad de malla establecen una adecuada relación entre el volumen y la longitud del elemento lo que se obtiene como resultado la proximidad a 1 de la mayoría de elementos en esta relación, mediante lo cual se establece una distribución de esfuerzos lo más exacta al comportamiento real del componente. (Guascal & Quiroz, 2015, pág. 115)

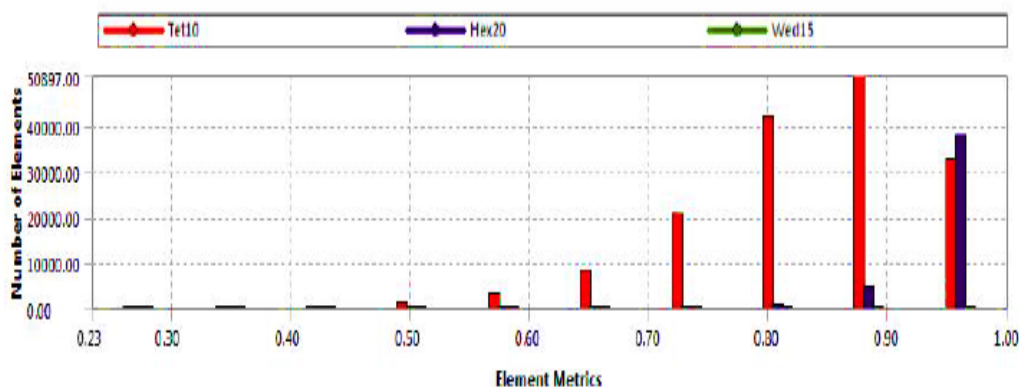


Figura 4.4 Calidad del mallado
Fuente: (Quiroz, 2015)

4.3. POST PROCESAMIENTO

4.3.1. Simulación estática

4.3.1.1 Análisis de esfuerzos en el Ala Principal

Sobre la estructura del ala principal se distribuyen las fuerzas tanto de sustentación como de arrastre que la misma genera debido a su área y coeficientes del perfil.

Estas fuerzas actúan directamente sobre la viga principal y secundaria, pero adicionalmente se le agrega a la estructura unas costillas falsas las cuales proporcionan la forma de la piel y adicional a esto ayudarán a la distribución de los esfuerzos generados sobre el ala.

Como dato adicional cabe recordar que los cálculos realizados en el Capítulo 3 son para una mitad del ala, por lo que el análisis por MEF se lo realizará bajo las mismas condiciones.

La estructura del ala se la representa en la Figura 4.5.

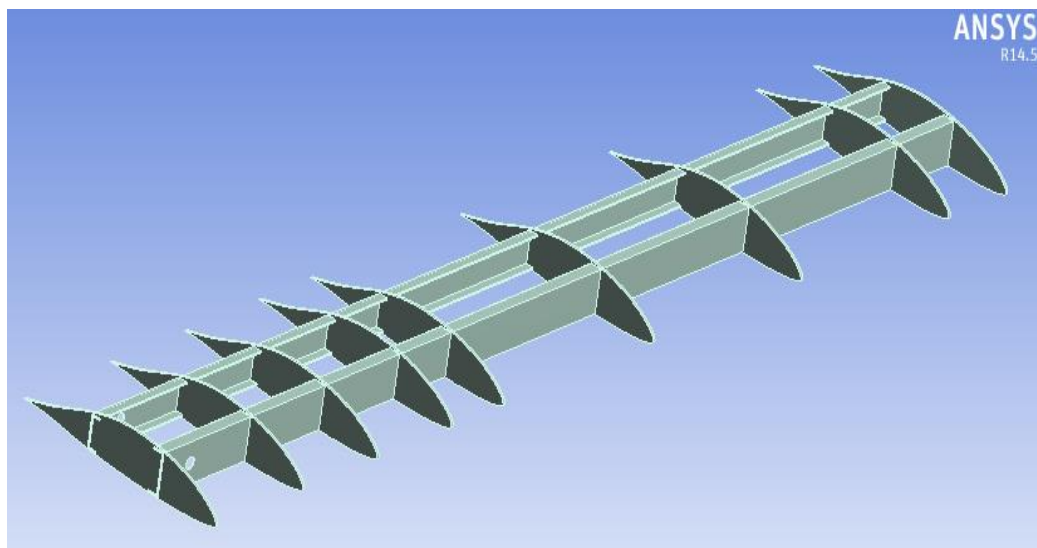


Figura 4.5 Ala principal

Los valores de las cargas que actúan sobre el ala principal fueron determinados en la sección 3.1.3.1 y 3.1.3.2, los cuales se mostrarán mediante la Tabla 4.2.

Tabla 4.2
Parámetros de simulación para el ala principal

Fuerza	Valor (N)
F_L	4076
F_D	151,66
Peso	960
R_1	1058
R_2	151,68

En la figura 4.6 se representa los puntos de sujeción y aplicación de fuerzas sobre el ala principal.

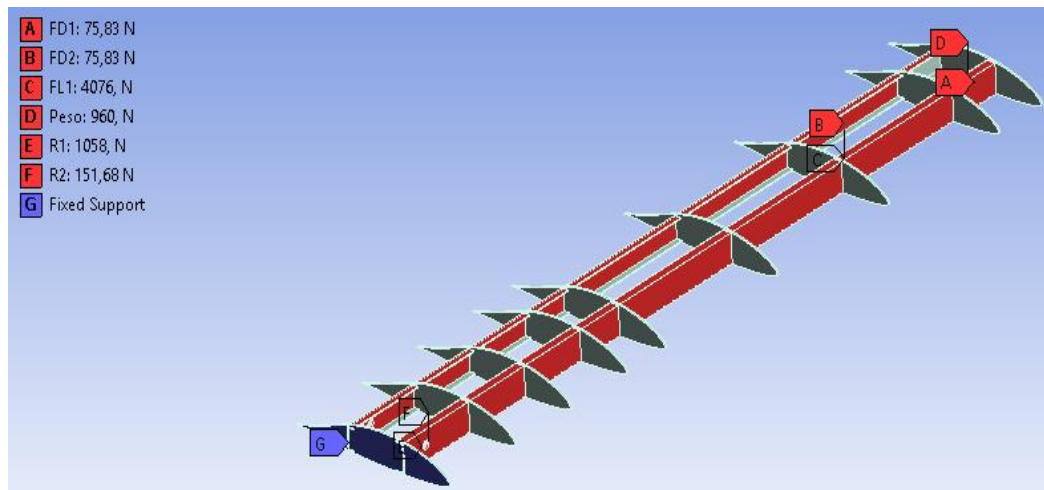


Figura 4.6 Aplicación de cargas y sujeciones sobre el ala

a. Mallado del ala principal

La malla establecida para el ala está conformada de 789465 nodos, 507958 elementos y una calidad promedio de 0.86, representado en la Figura 4.7.

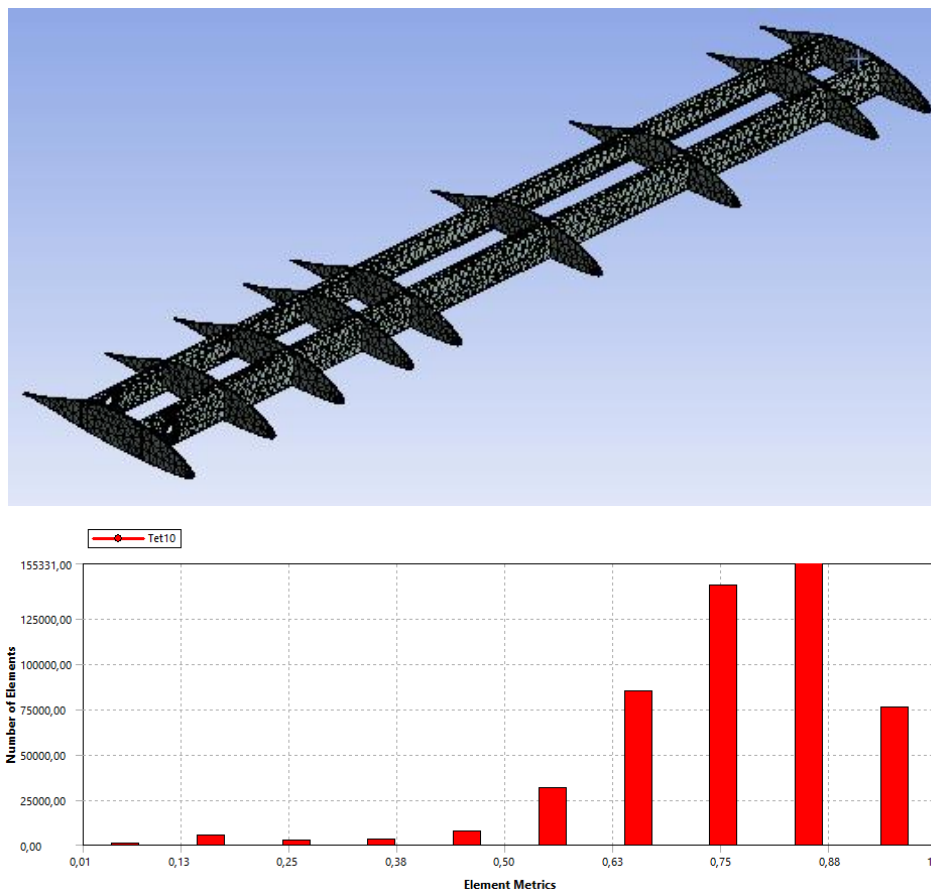


Figura 4.7 Mallado y calidad del elemento sobre el ala principal

b. Resultados de la simulación del ala principal

La figura A representa la deformación total generada en ala cuyo valor máximo es de 262,39 mm y localizada en el extremo de la misma.

En la figura B se ilustra el esfuerzo principal máximo, indicando un valor máximo de 90,235 Mpa, y como sabemos por los datos de la Figura 3.16, este valor es menor al límite de fluencia del material.

Y la figura C representa el factor de seguridad del diseño cuyo valor mínimo es de 1.97, este resultado permite asegurar la fiabilidad del ala principal.

A través de la figura 4.8 se ilustran los resultados obtenidos en el análisis realizado sobre el ala principal.

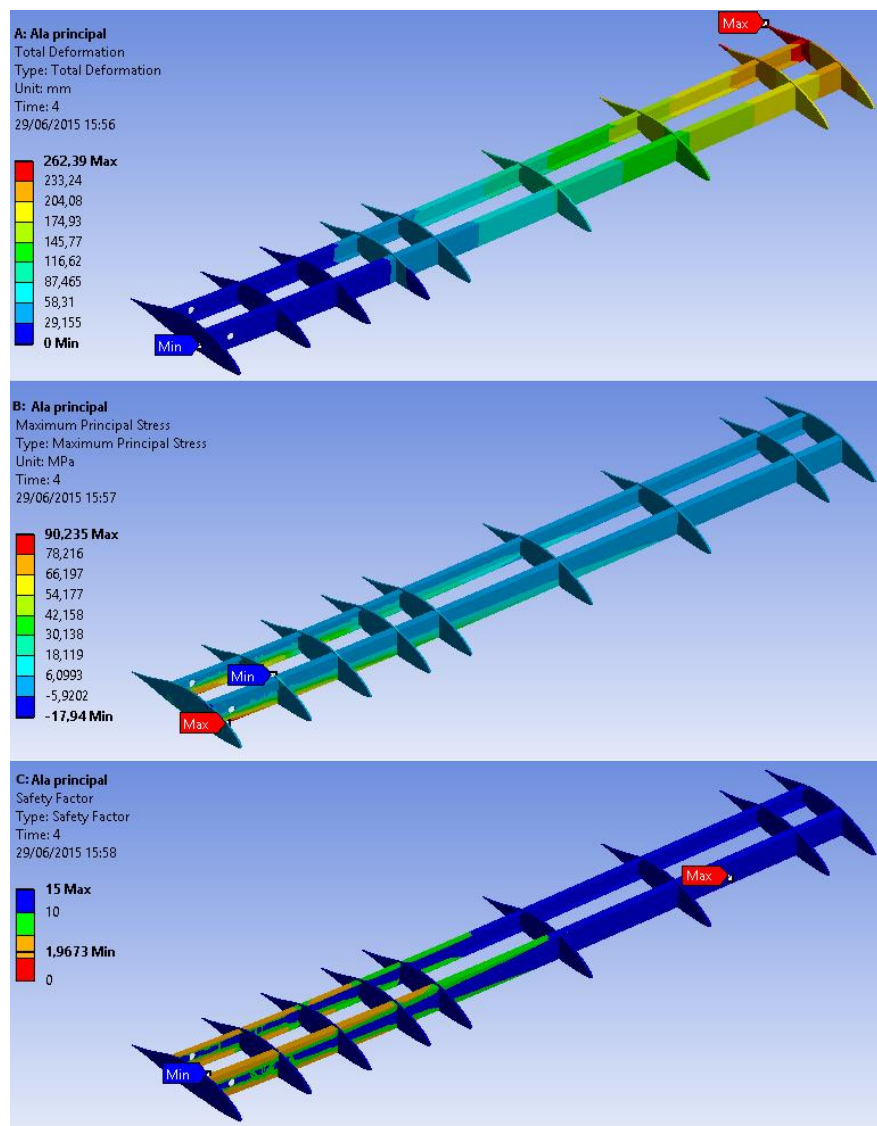


Figura 4.8 Resultados de la simulación del ala

4.3.1.2 Análisis de esfuerzos en el Estabilizador horizontal

Al igual que ocurre sobre el ala principal la fuerzas de sustentación y arrastre son las que actúan sobre este elemento y de igual manera el estabilizador cuenta con dos perfiles estructurales y varias costillas falsas las cuales ayudaran a dar forma a la piel del ala y a la distribución de los esfuerzos generados sobre el estabilizador.

La estructura del estabilizador se la representa en la Figura 4.9.

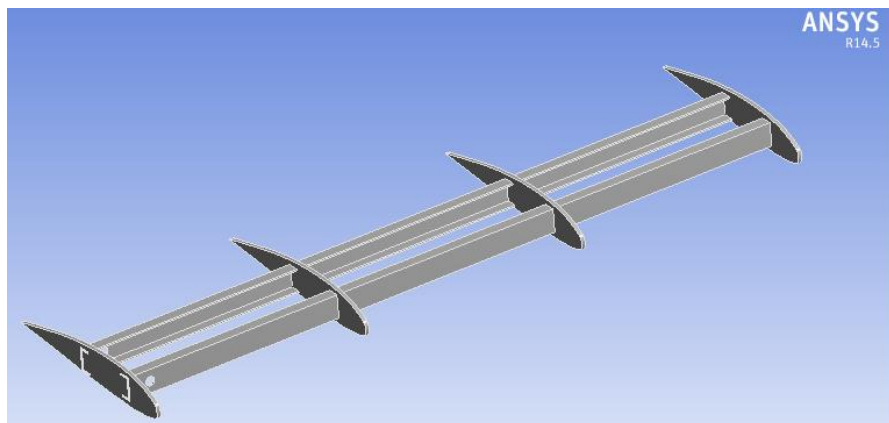


Figura 4.9 Estabilizador horizontal

Los valores de las cargas que actúan sobre el ala principal fueron determinados en la sección 3.2.3.1 y 3.2.3.2, los cuales se mostrarán mediante la Tabla 4.3.

Tabla 4.3
Parámetros de simulación para el estabilizador horizontal

Fuerza	Valor (N)
F_L	1595,41
F_D	98,94
R_1	1585,4
R_2	98,94

La figura 4.10 muestra los puntos de sujeción y aplicación de fuerzas sobre el estabilizador horizontal.

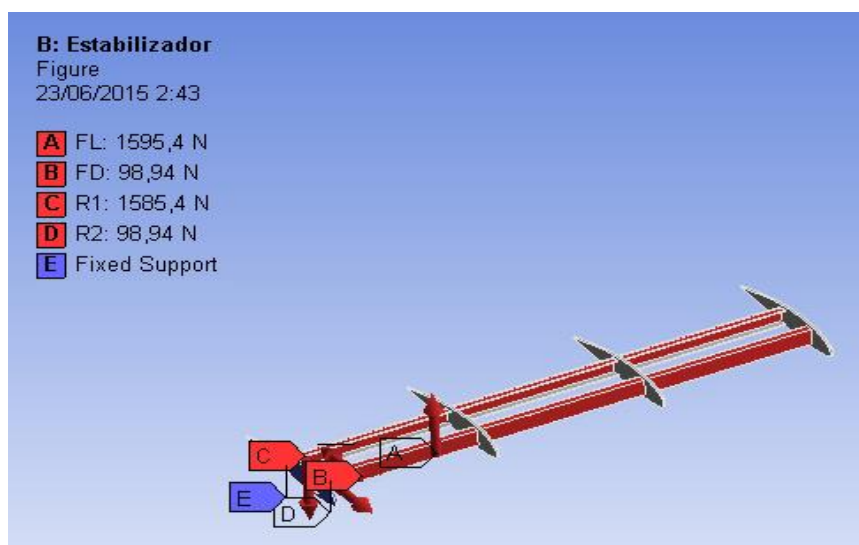


Figura 4.10 Aplicación de cargas y sujeciones sobre el estabilizador

a. Mallado del estabilizador horizontal

La malla establecida para el estabilizador está conformada de 547017 nodos, 273800 elementos y una calidad promedio de 0.86, representado en la Figura 4.11.

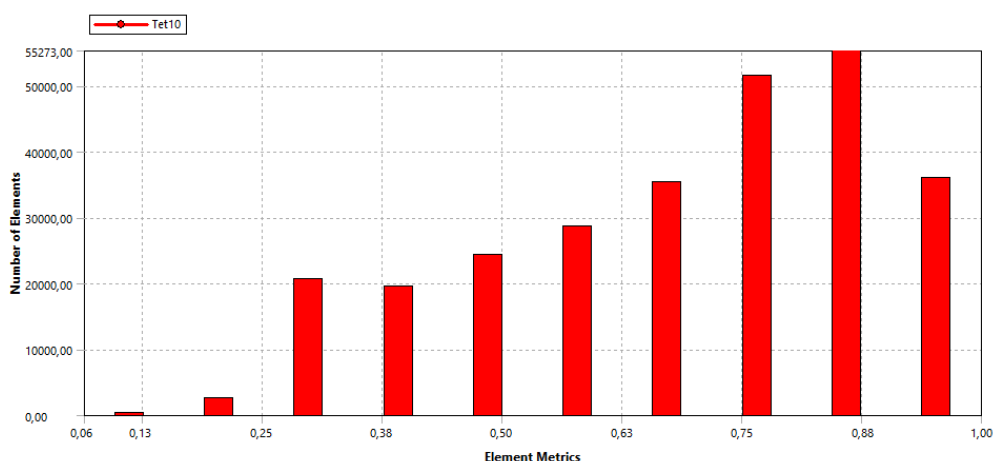
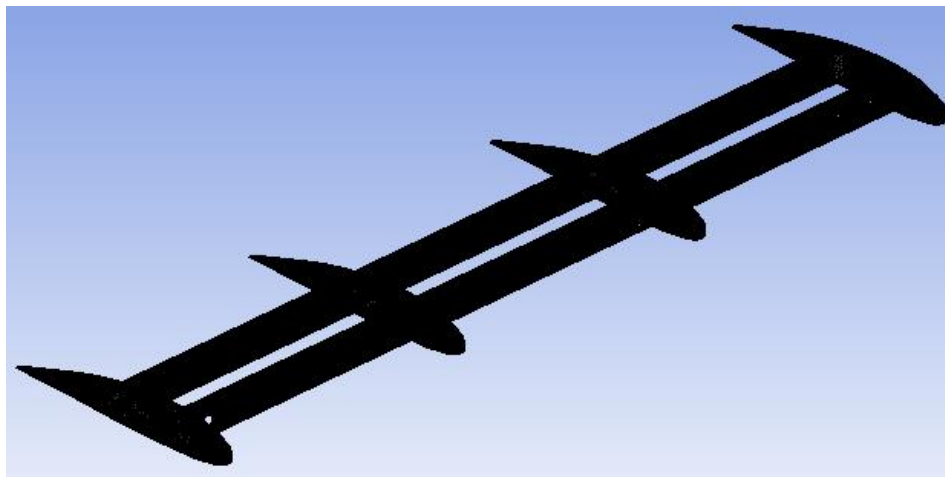


Figura 4.11 Mallado y calidad del elemento sobre el estabilizador horizontal

b. Resultados de la simulación del estabilizador horizontal

La figura A representa la deformación total generada en estabilizador cuyo valor máximo es de 115,98 mm y localizada en el extremo de la misma.

En la figura B se ilustra el esfuerzo principal máximo, indicando un valor máximo de 153,04 Mpa, y como sabemos por los datos de la Figura 3.16, este valor sigue siendo menor al límite de fluencia del material.

Y la figura C representa el factor de seguridad del diseño cuyo valor mínimo es de 1,34, este resultado permite asegurar la fiabilidad del estabilizador horizontal.

A través de la figura 4.12 se ilustran los resultados obtenidos en el análisis realizado en el estabilizador.

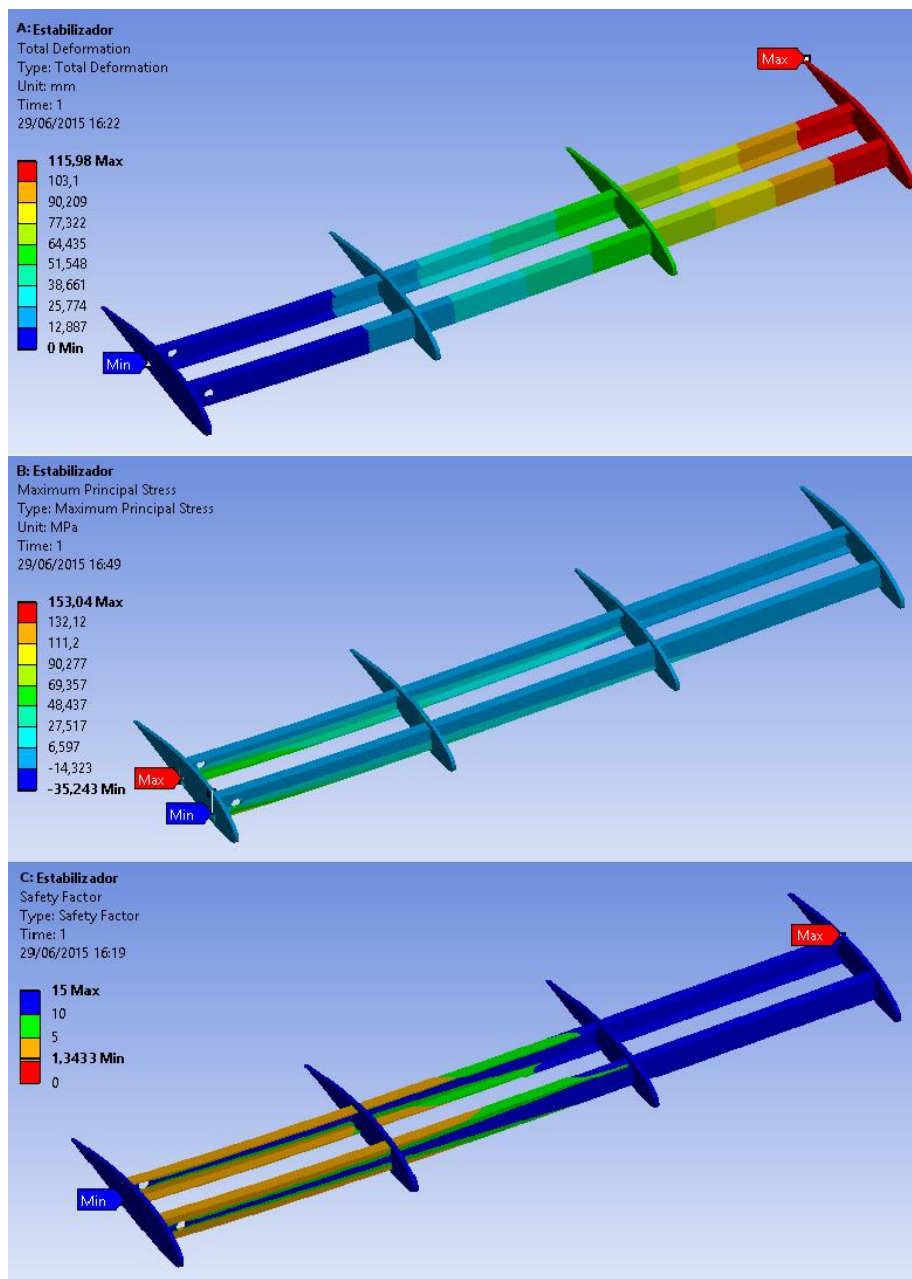


Figura 4.12 Resultados de la simulación del Estabilizador Horizontal

4.3.1.3 Análisis de esfuerzos en el Fuselaje

El fuselaje es de tipo monocasco, es decir, que está compuesto por unos anillos para su estructura, además de estar reforzada por parantes que atraviesan toda la estructura.

La estructura del fuselaje se la representa en la Figura 4.13.

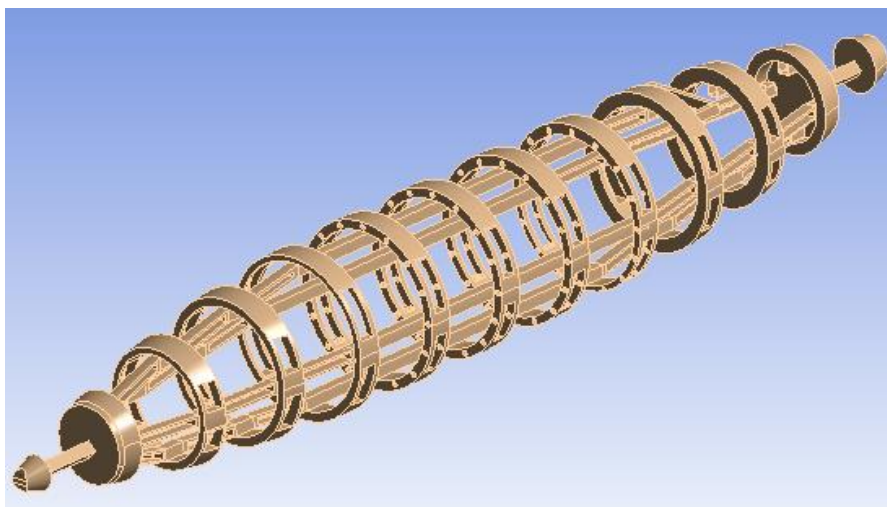


Figura 4.13 Fuselaje

Las cargas que actúan sobre el fuselaje son la combinación de las cargas que se ejercen sobre el ala y el estabilizador horizontal, estos valores se muestran mediante la Tabla 4.4.

Tabla 4.4
Parámetros de simulación para el fuselaje

Fuerza	Valor (N)
F_{Lala}	8152
F_{Dala}	303,32
Peso	2450
R_{1ala}	2116
R_{2ala}	303,36
$F_{Lestabilizador}$	3190,8
$F_{Destabilizador}$	197,88
$R_{1estabilizador}$	3170,4
$R_{2estabilizador}$	197,88

La figura 4.14 muestra los puntos de sujeción y aplicación de fuerzas sobre el fuselaje.

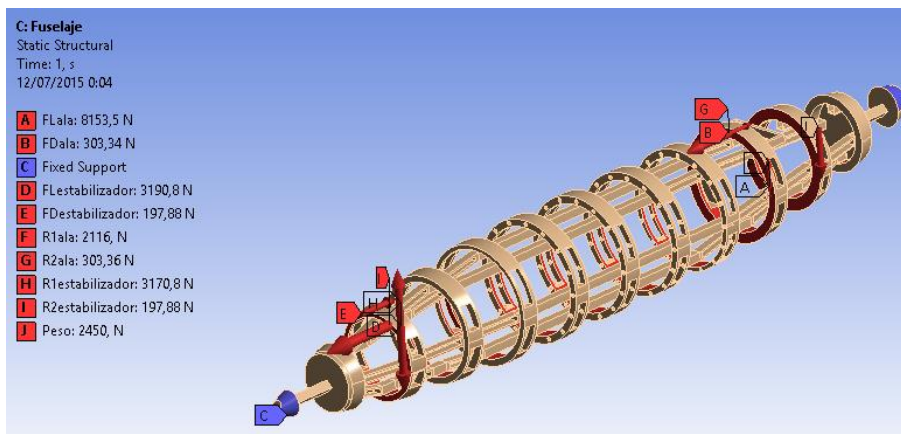


Figura 4.14 Aplicación de cargas y sujeciones sobre el fuselaje

a. Mallado del fuselaje

La malla establecida para el estabilizador está conformada de 1606967 nodos, 1047758 elementos y una calidad promedio de 0.85, representado en la Figura 4.15.

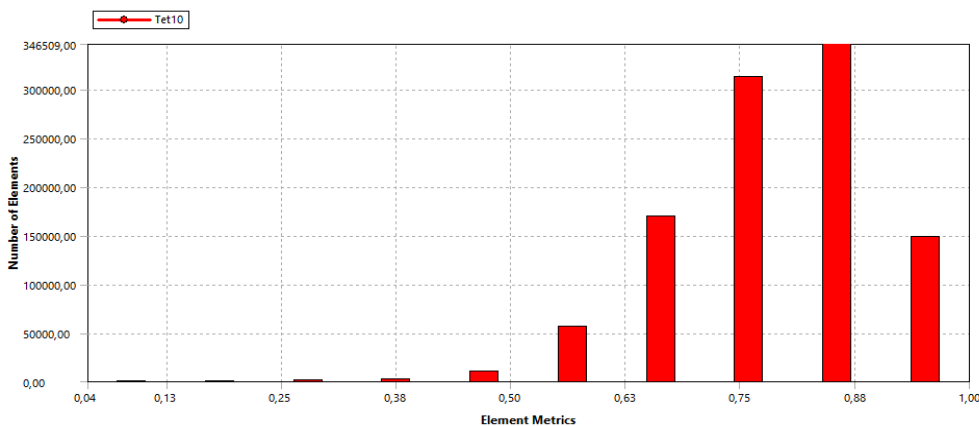
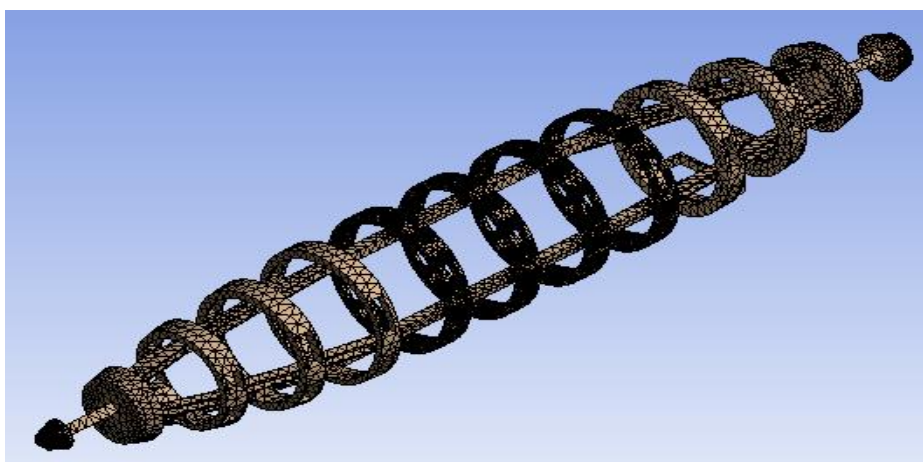


Figura 4.15 Mallado y calidad del elemento sobre el fuselaje

b. Resultados de la simulación del fuselaje

La figura A representa la deformación total generada el ala cuyo valor máximo es de 1,18 mm y localizada en el punto de sujeción del ala.

En la figura B se ilustra el esfuerzo principal máximo, indicando un valor máximo de 244,33 Mpa, siendo este valor menor al del límite de fluencia del material.

La figura C representa el factor de seguridad del diseño cuyo valor mínimo es de 1,62, este resultado permite asegurar la fiabilidad del fuselaje.

A través de la figura 4.16 se ilustran los resultados obtenidos en el análisis realizado en el estabilizador.

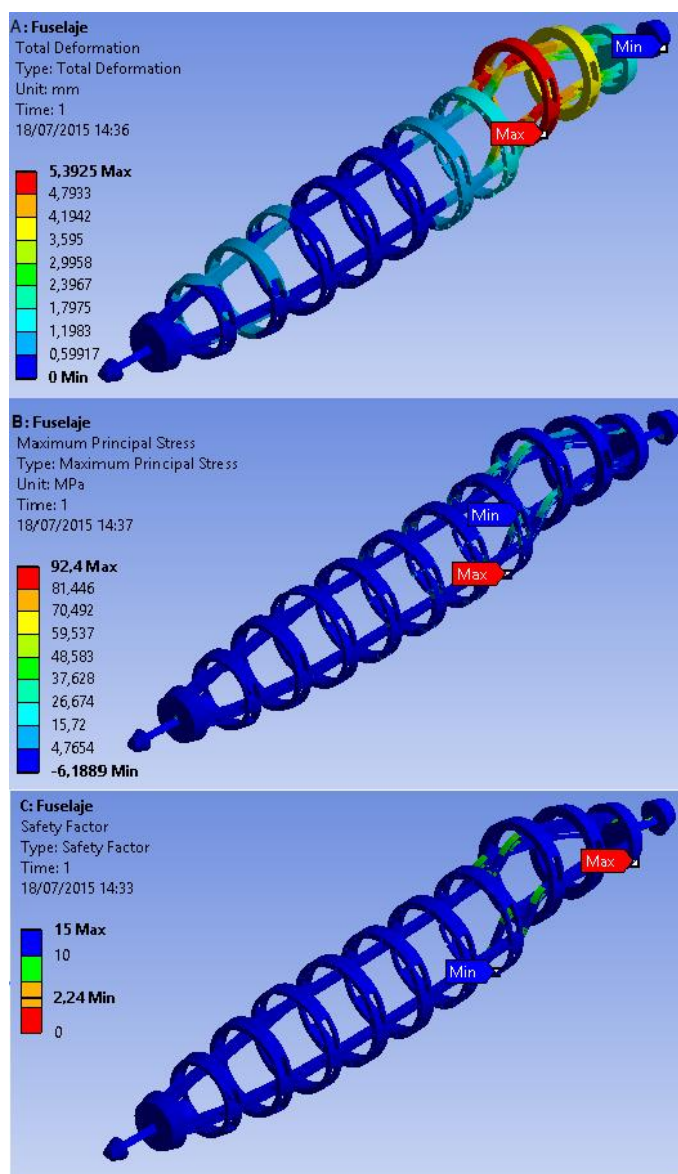


Figura 4.16 Resultados de la simulación del Fuselaje

4.3.2. Simulación aerodinámica

Las simulaciones aerodinámicas se las realizara para ángulos de ataque de -5° (aterrizaje), 0° , 5° (crucero) y 10° , 15° (despegue), con la finalidad de obtener todos los datos necesarios para corroborar que las selecciones de perfiles que se realizó anteriormente sea correctos.

4.3.2.1 Simulación del perfil aerodinámico

En este apartado se realizarán las simulaciones únicamente de los perfiles aerodinámicos, con el fin de determinar las velocidades y presiones que se generan sobre los mismos. Además para las simulaciones determinaremos el peor escenario posible, el cual se genera al momento del despegue, estas condiciones son las siguientes:

Velocidad de vuelo = 50 m/s (Despegue)

Temperatura = 15°C

Densidad (ρ) = $1,225 \text{ Kg/m}^3$

Presión = 101325 Pa = 1 atmosfera (nivel del mar)

Viscosidad Dinámica (μ) = $1,789 \times 10^{-5} \text{ Pa.s}$

a. Ala principal

En el ala principal tenemos el perfil WORTMANN FX67K170 que ya fue seleccionado en el capítulo 3, pero además de eso realizaremos un estudio aerodinámico de un perfil alternativo que lo denominaremos WORTMANN 2.0, que será simplemente una variación del perfil principal, y así podremos determinar si la optimización del perfil principal es válida o no.

Las coordenadas de los perfiles se encuentran en el Anexo C

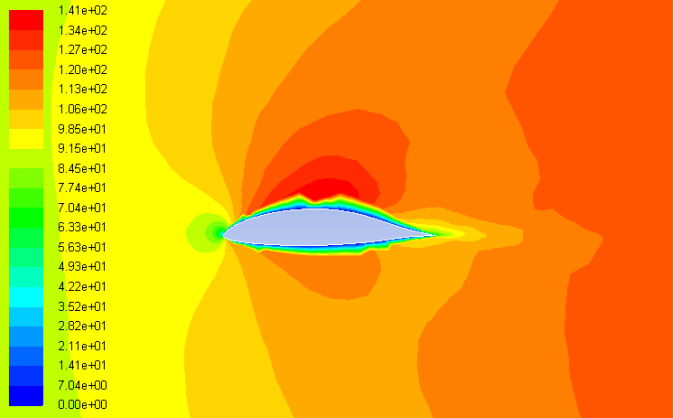
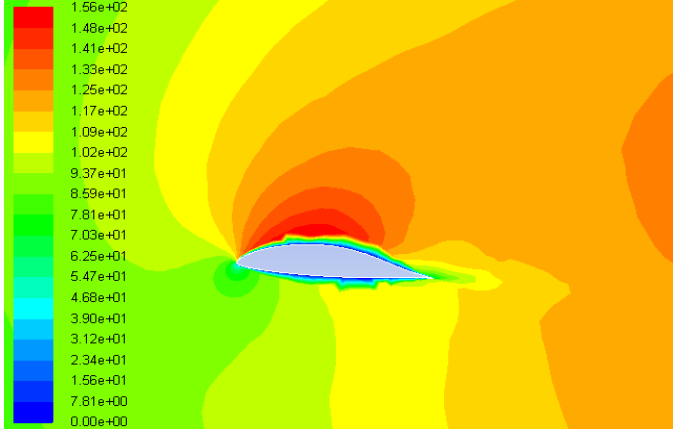
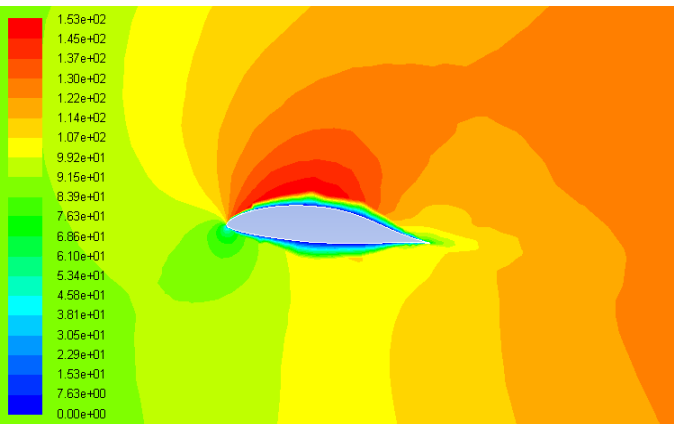
Velocidades y presiones generadas sobre los perfiles WORTMANN FX67K170 y WORTMANN 2.0

Tabla 4.5

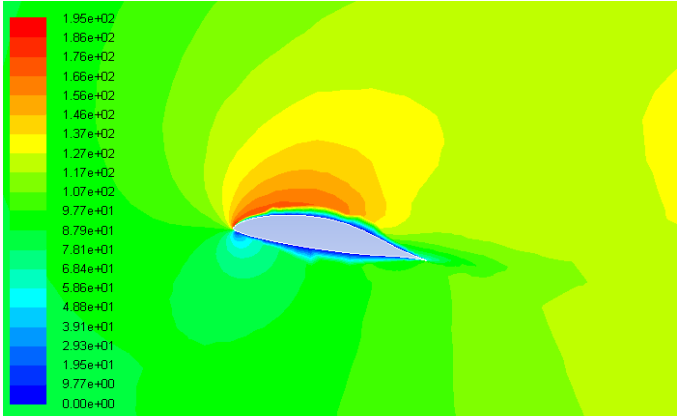
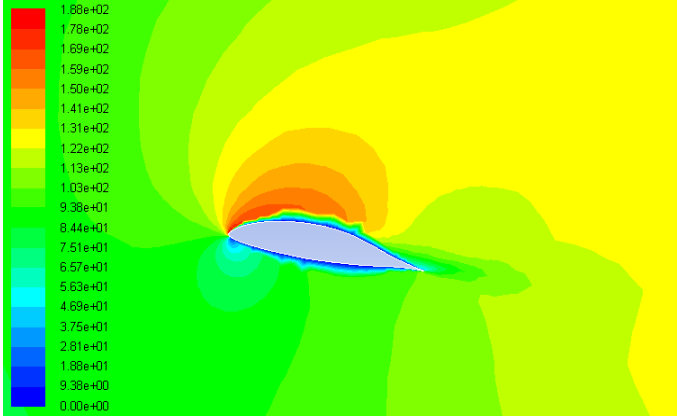
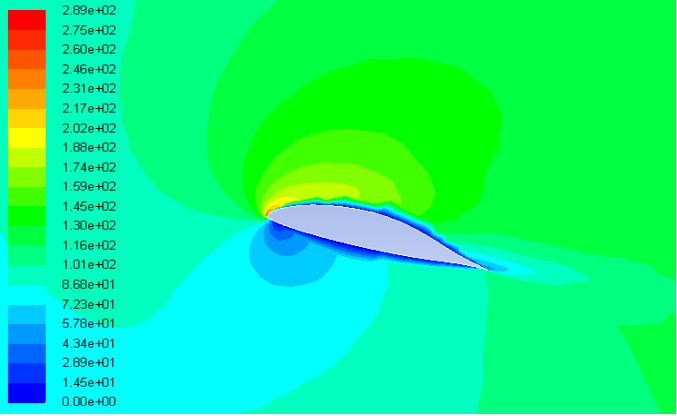
Velocidad del aire sobre los perfiles

-5°		Observación (Velocidad)
Wortmann FX67K170		<p>Max = 213 m/s</p> <p>Min = 0 m/s</p>
Wortmann 2.0		<p>Max = 184 m/s</p> <p>Min = 0 m/s</p>
0°		Observación (Velocidad)
Wortmann FX67K170		<p>Max = 143 m/s</p> <p>Min = 0 m/s</p>

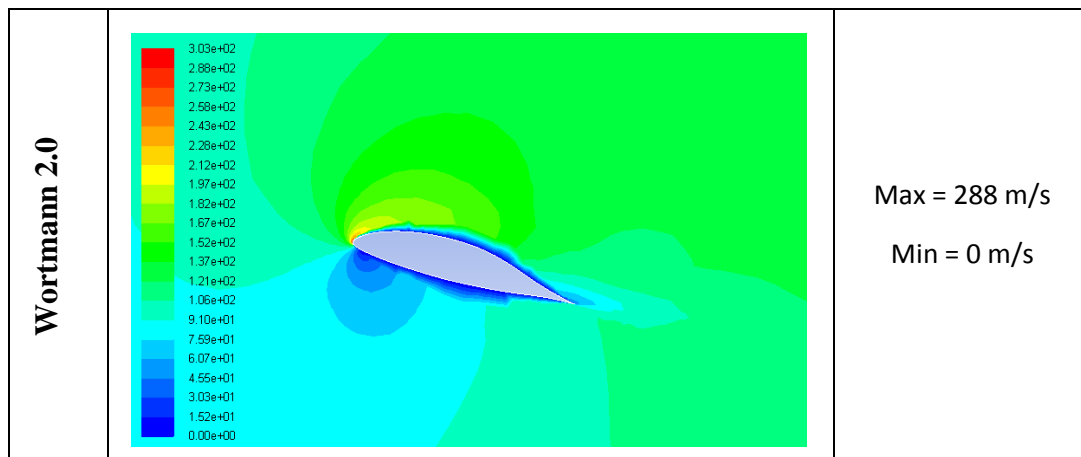
CONTINÚA →

<p>Wortmann 2.0</p>		<p>Max = 140 m/s Min = 0 m/s</p>
<p>5°</p>		<p>Observación (Velocidad)</p>
<p>Wortmann FX67K170</p>		<p>Max = 156 m/s Min = 0 m/s</p>
<p>Wortmann 2.0</p>		<p>Max = 152m/s Min = 0 m/s</p>
<p>10°</p>		<p>Observación (Velocidad)</p>

CONTINÚA →

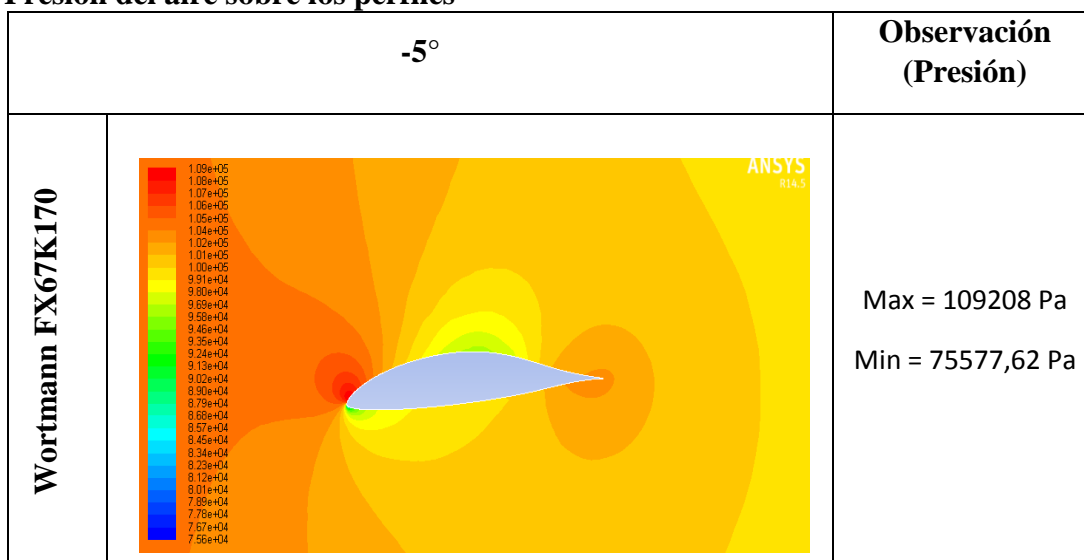
<p>Wortmann FX67K170</p>		<p>Max = 192 m/s Min = 0 m/s</p>
<p>Wortmann 2.0</p>		<p>Max = 187 m/s Min = 0 m/s</p>
<p>15°</p>		<p>Observación (Velocidad)</p>
<p>Wortmann FX67K170</p>		<p>Max = 289,21 m/s Min = 0 m/s</p>

CONTINÚA →

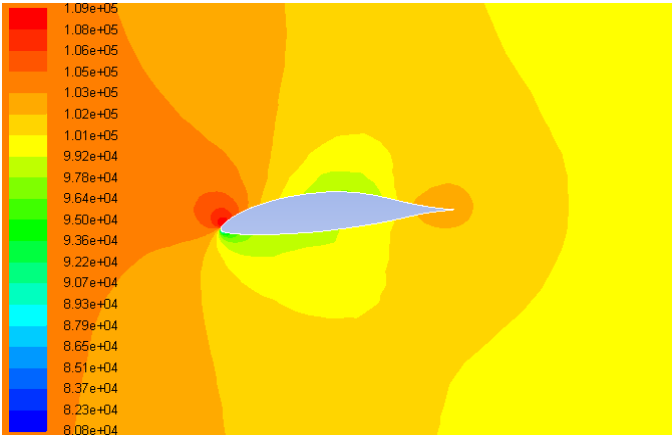
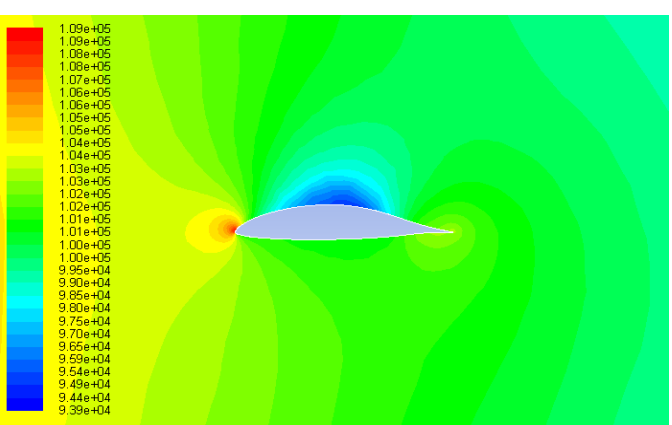
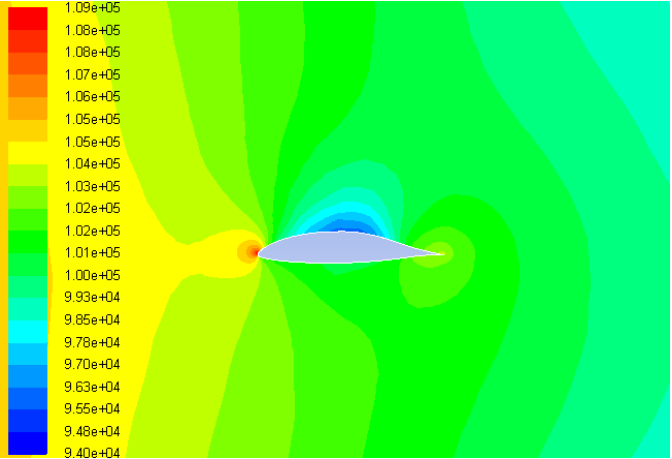


La Tabla 4.5 muestra los valores de velocidad del aire que se genera sobre los perfiles seleccionados para ser utilizados en el ala principal, para optar por el perfil con mejor rendimiento aerodinámico se debe tomar en cuenta que el valor de velocidad sobre el perfil debe ser lo mayor posible, mientras que por debajo debe ocurrir lo contrario, debe haber una menor velocidad, observando la tabla se puede reconocer que el perfil WORTMANN FX67K170 es el que mejor cumple con estas condiciones. Además es necesario conocer que para mientras mayor sea la velocidad del fluido existirá una menor presión y viceversa.

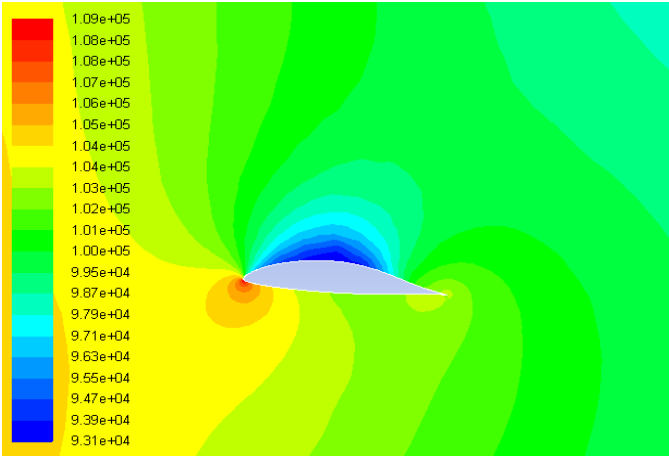
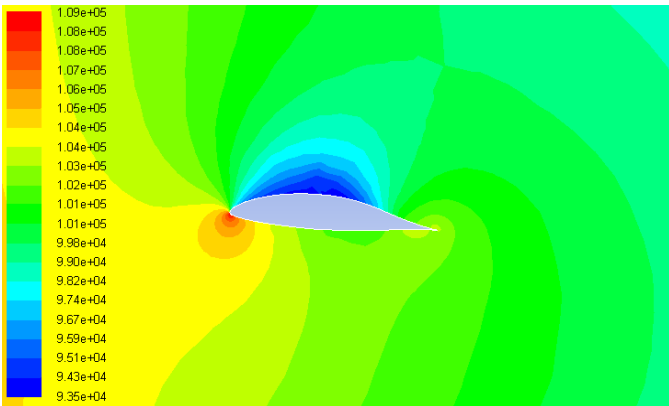
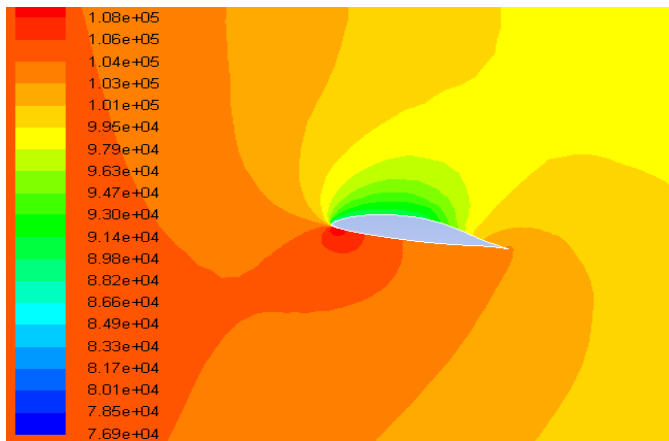
Tabla 4.6
Presión del aire sobre los perfiles



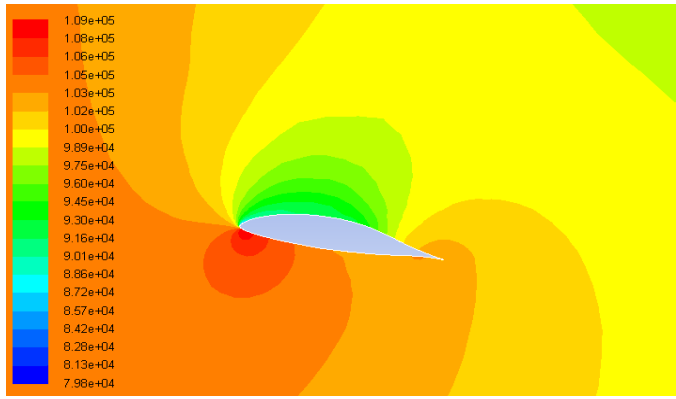

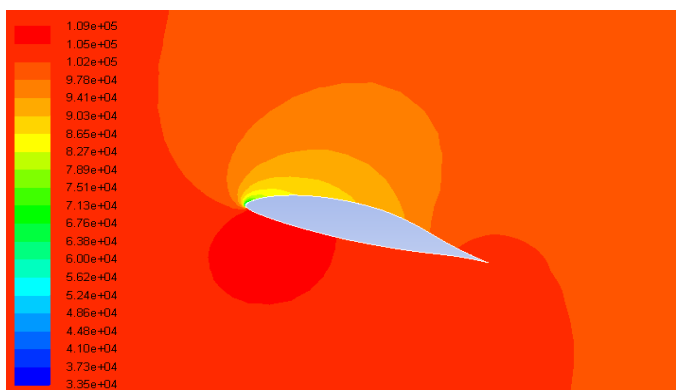
CONTINÚA →

<p style="writing-mode: vertical-rl; transform: rotate(180deg);">Wortmann 2.0</p>		<p>Max = 109128,3 Pa Min = 80842,71 Pa</p>
<p>0°</p>		<p>Observación (Presión)</p>
<p style="writing-mode: vertical-rl; transform: rotate(180deg);">Wortmann FX67K170</p>		<p>Max = 109010 Pa Min = 93938.93 Pa</p>
<p style="writing-mode: vertical-rl; transform: rotate(180deg);">Wortmann 2.0</p>		<p>Max = 109026,5Pa Min = 94024,66 Pa</p>
<p>5°</p>		<p>Observación (Presión)</p>

CONTINÚA →

<p>Wortmann FX67K170</p>		<p>Max = 109012,0 Pa Min = 93100 Pa</p>
<p>Wortmann 2.0</p>		<p>Max = 109145,3 Pa Min = 93533,02 Pa</p>
<p>10°</p>		<p>Observación (Presión)</p>
<p>Wortmann FX67K170</p>		<p>Max = 109211,4 Pa Min = 76857,81 Pa</p>

CONTINÚA →

<p>Wortmann 2.0</p>		<p>Max = 109207,6 Pa Min = 79826,2 Pa</p>
<p>15°</p>		<p>Observación (Presión)</p>
<p>Wortmann FX67K170</p>		<p>Max = 109278,2Pa Min = 35522,18 Pa</p>
<p>Wortmann 2.0</p>		<p>Max = 109208,6 Pa Min = 33475,65 Pa</p>

Los valores de presiones que se generan sobre los perfiles se los puede observar en la Tabla 4.6, el valor máximo de presión se debe generar por la parte de abajo del perfil, esto es lo que produce la sustentación, mientras que el valor mínimo se genera en la parte superior del perfil, esta caída de presión genera un vacío que actúa como succión y por ende ayuda con la sustentabilidad.

Coefficiente de sustentación de los perfiles WORTMANN FX67K170 y WORTMANN 2.0 para un ángulo de ataque de 0°.

La obtención de las curvas de sustentación de los perfiles será obtenida mediante el programa Matlab y para un ángulo de ataque de 0°, ya que en esta posición el UAV estará la mayor parte del tiempo en un vuelo de reconocimiento.


El código utilizado en el programa es el siguiente:

```

clc
clear
A = xlsread('Wortmann.xlsx');
nn=size(A);
N=nn(1);
for i=1:N;
x(i)=A(i,2);
end
for i=1:N;
y(i)=A(i,1);
end
plot(y,x)
grid on
hold on
axis equal
for i=1:N;
h=plot(y(i),x(i),'*r');
pause(0.1)
set(h,'EraseMode','xor','MarkerSize',13);
end
x0=0;
y0=0;
title('Vectores a analizar')
xlabel('x')
ylabel('y')
for i=1:N-1;
v1=[ x0 x(i)];
v2=[ y0 y(i)];
v3=[ x(i+1) x(i)];
v4=[ y(i+1) y(i)];
v5=[ x0 x(i+1)];
v6=[ y0 y(i+1)];
plot(y(i),x(i),'^')
r2=line(v6,v5);
dr=line(v4,v3);
r1=line(v2,v1);
pause(0.1)
end

%Cálculo de la trayectoria
x0=0;
y0=0;
x00=0;
y00=0;

```

CONTINÚA 

```

for i=1:N;
    e=0;
    ee=0;
    eee=0;
    if (i==1)

ee=i;
a(ee)= x(ee)-x0 ;
b(ee)= y(ee)-y0 ;

aa=[a(ee) b(ee)];
c(ee)=norm(aa);
elseif (i>1) & (i<N-1)
e=i;

a(e)=x(e+1)-x(e) ;
b(e)=y(e+1)-y(e) ;
aaa=[a(e) b(e)];
c(e)=norm(aaa);
elseif (i==N)
eee=i;
a(eee)=x(eee)-x0;
b(eee)=y(eee)-y0;
aaaa=[a(eee) b(eee)];
c(eee)=norm(aaaa);
end
end

Distance=sum(c);
density=1.225;

for i=1:5
velocity(i)=10*i; %Velocidad del flujo
Liftforce(i)=Distance*density*velocity(i); %Fuerza de
sustentación

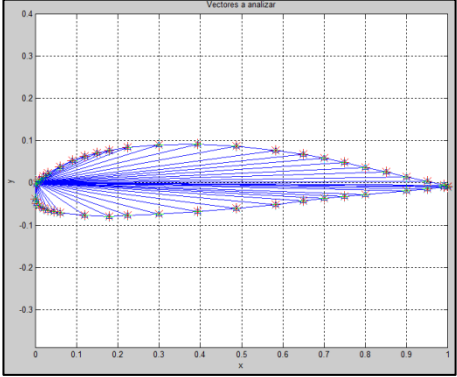
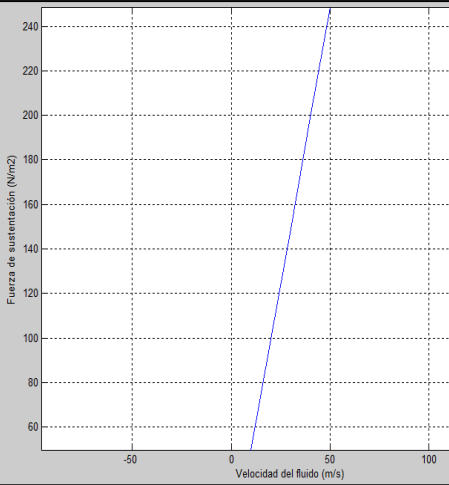
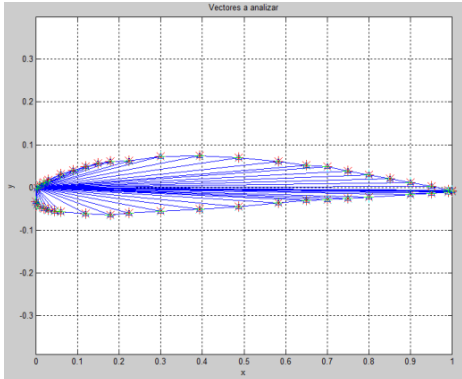
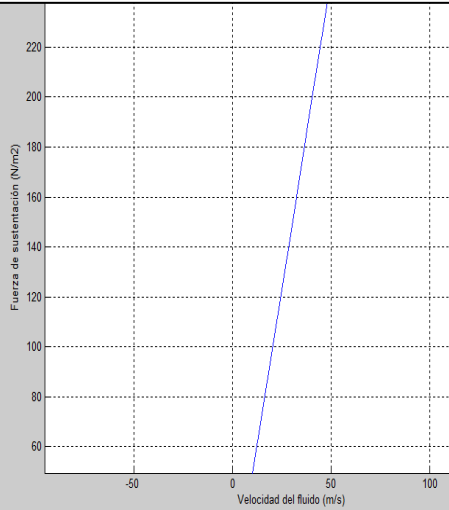
end
figure(2)
plot(velocity,Liftforce)
grid on
axis equal
xlabel('Velocidad del fluido (m/s)')
ylabel('Fuerza de sustentación (N/m2)')

```

Figura 4.17 Programa de MATLAB

En la Figura 4.17, se representa el programa desarrollado en MATLAB para realizar el cálculo del coeficiente de sustentación que generarán los perfiles alares, y de esta manera se obtendrá un parámetro adicional para tomar en cuenta a la hora de realizar la selección entre el perfil WORTMANN FX67K170 y el perfil WORTMANN 2.0.

Tabla 4.7
Fuerza de sustentación de los perfiles

Perfil	Figura 1	Fuerza de sustentación
Wortmann FX67K170		
Wortmann 2.0		

aa. Selección entre el perfil Wortmann FX67K170 y Wortmann 2.0

Para poder seleccionar el perfil adecuado es necesaria la elaboración de una tabla de ponderación en donde se muestren todos los datos ya mostrados en las Tablas 4.5, 4.6 y 4.7 y que son relevantes para esta selección.

En la Tabla 4.8 están representados dichos datos.

Tabla 4.8
Velocidades, presiones y fuerza de sustentación de los perfiles.

Tipo	Ángulos de ataque	Wortmann FX67K170	Wortmann 2.0	
Velocidad Máx/Min (m/s)	-5°	213	184	
		0	0	
	0°	143	140	
		0	0	
	5°	156	152	
		0	0	
	10°	192	187	
		0	0	
	15°	289	288	
		0	0	
	Presión Máx/Min (Pa)	-5°	109208	109128,3
			75577,62	80842,71
0°		109010	109026,5	
		93938,93	94024,6	
5°		109012	109145,3	
		93100	93533,02	
10°		109211,4	109207,6	
		76857,81	79826,2	
15°		109278,2	109208,6	
		35522,18	33475,65	
$F_{L \text{ M} \text{ i} \text{ n}}$ (N/m ²)		0°	50	50
$F_{L \text{ M} \text{ á} \text{ x}}$ (N/m ²)		0°	250	240

Es necesario conocer que para el intradós³ es necesario tener la menor velocidad del flujo del aire y por ende tendremos la mayor presión, mientras que para el extradós⁴ debe ocurrir lo contrario.

Ahora teniendo en cuenta este principio aerodinámico y con los valores que obtenemos en la tabla anterior podemos determinar que en perfil Wortmann

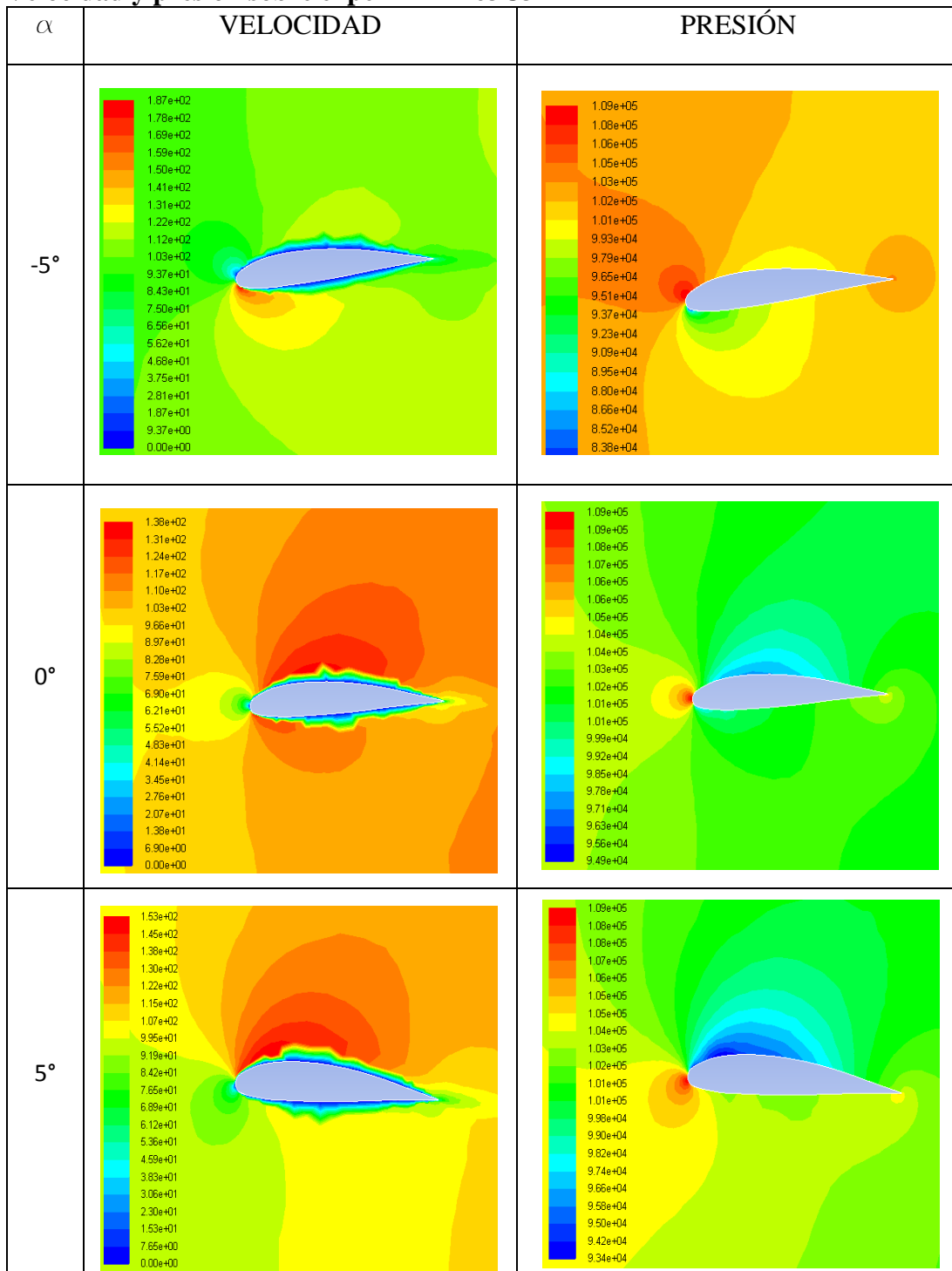
FX67K170 es el más idóneo para nuestra ala ya que cumple en su mayoría con las condiciones expuestas anteriormente.

b. Estabilizador horizontal

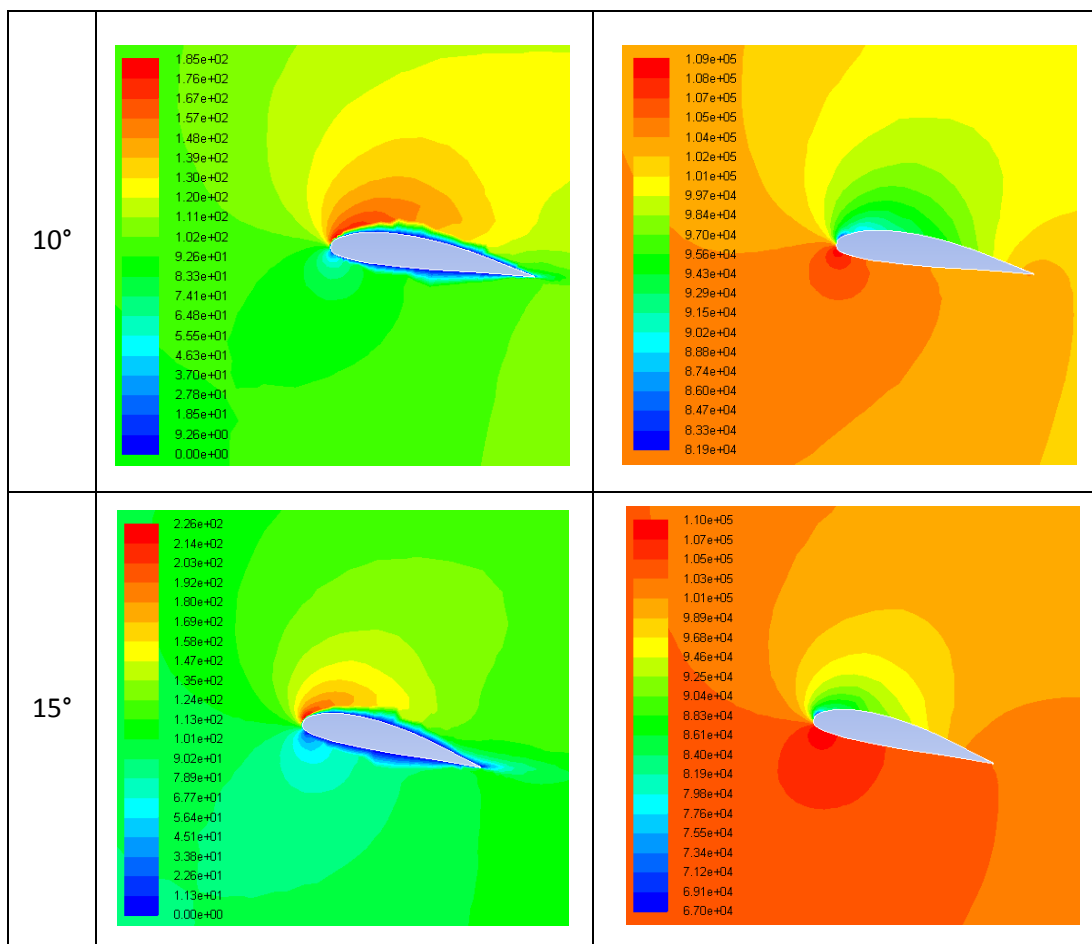
Velocidad y presión generada sobre el perfil RA163C3

Tabla 4.9

Velocidad y presión sobre el perfil RA163C3



CONTINÚA →



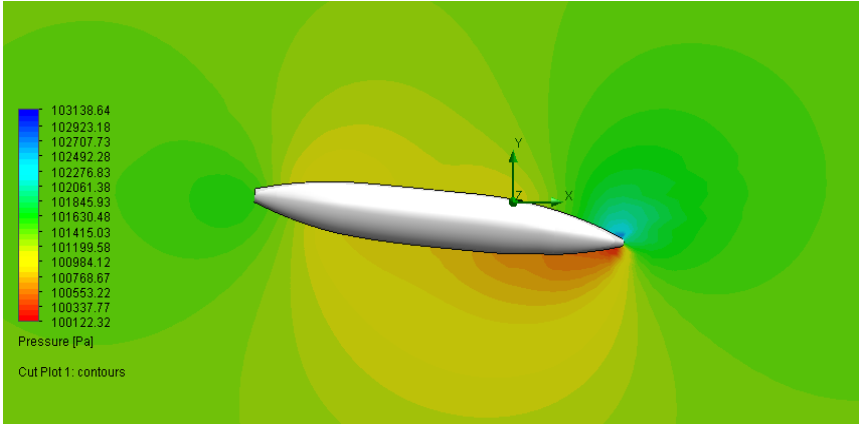
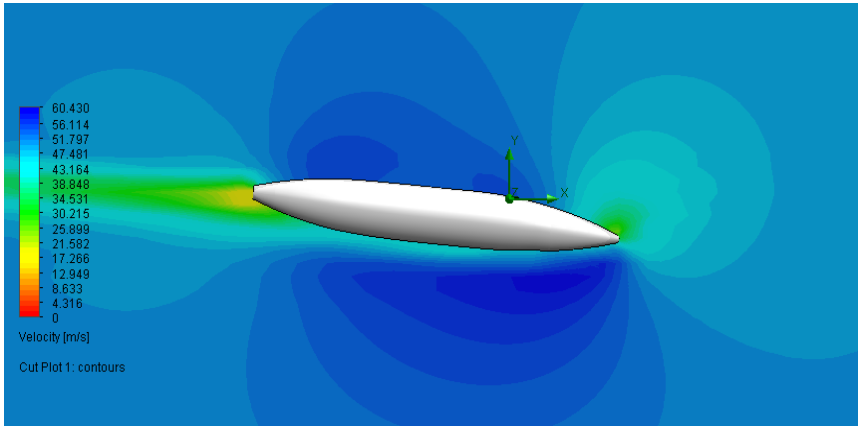
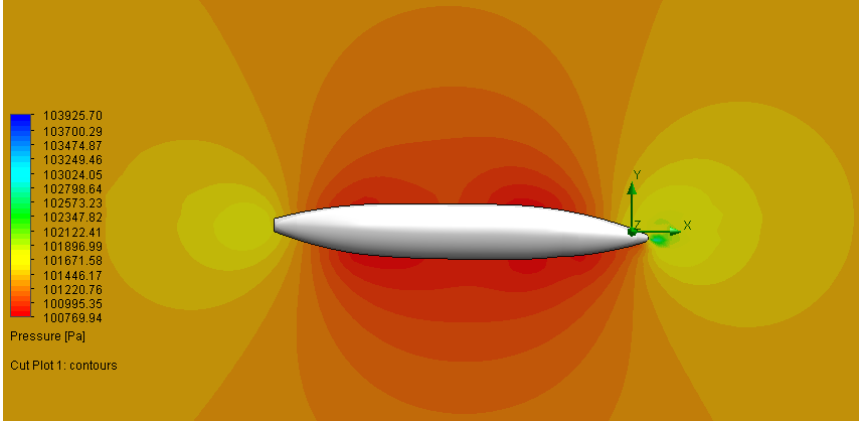
La Tabla 4.9 representa los datos de velocidad y presión que se genera el sobre el perfil del estabilizador horizontal, en este caso no realizamos tabla de ponderación ya que el perfil RA163C3 ya es el definitivo a utilizarse para el estabilizador.


De esta misma tabla podemos apreciar que este perfil es idóneo para el trabajo que debe realizar, ya que, sin importar el ángulo de ataque al que sea expuesto este seguirá teniendo sustentabilidad, asegurando la fiabilidad del vuelo.

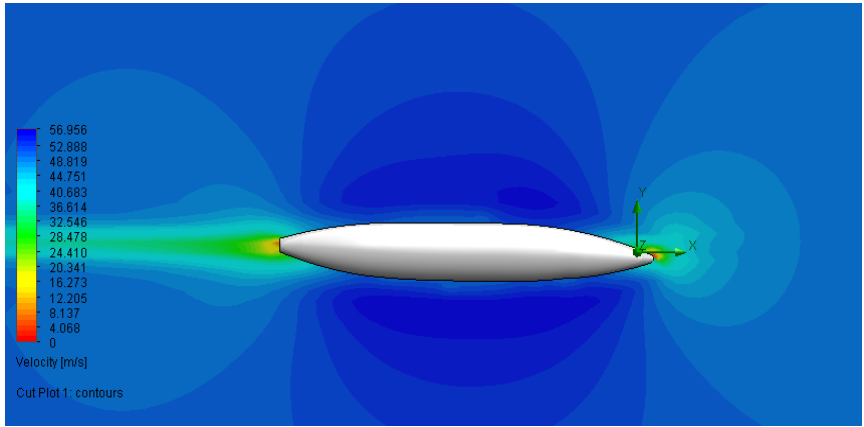
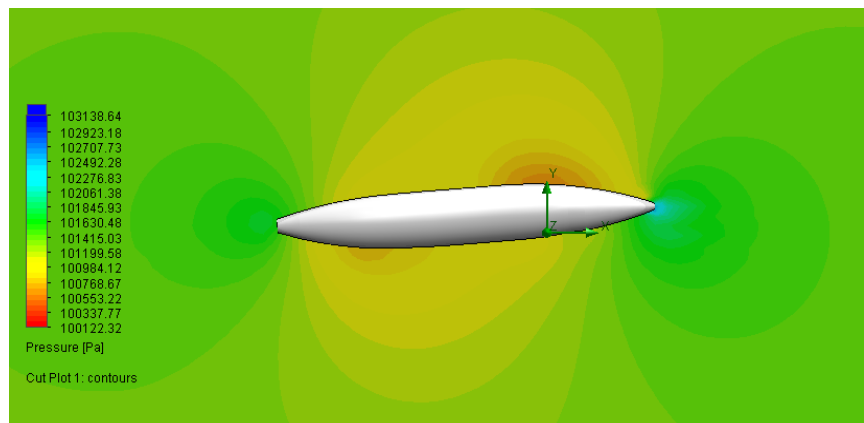
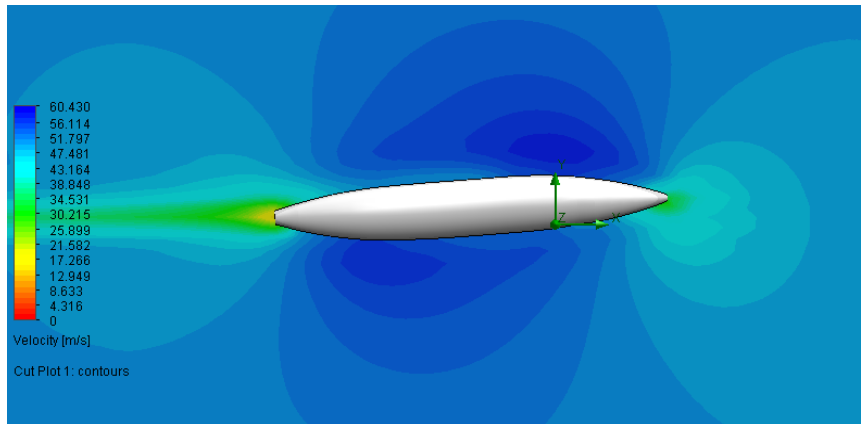
c. Fuselaje

Velocidad y presión generada sobre el fuselaje

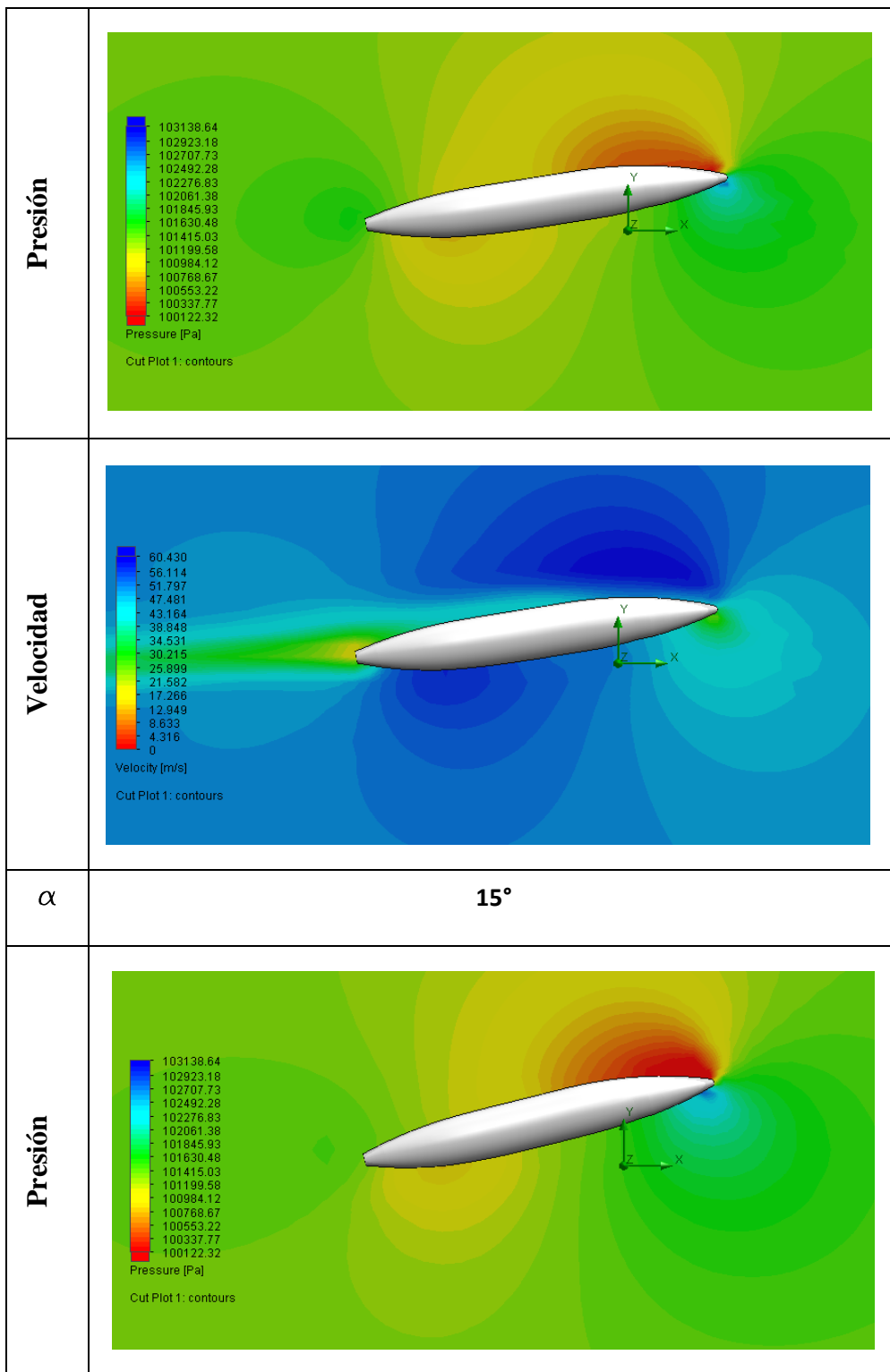
Tabla 4.10
Velocidad y presión sobre el perfil RA163C3

α	-5°
Presión	
Velocidad	
α	0°
Presión	

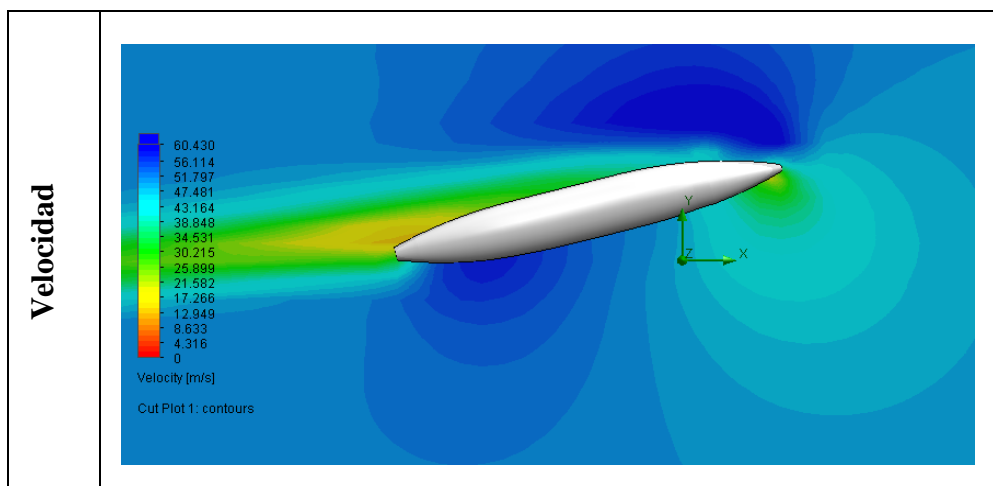
CONTINÚA 

<p>Velocidad</p>	
<p>α</p>	<p>5°</p>
<p>Presión</p>	
<p>Velocidad</p>	
<p>α</p>	<p>10°</p>

CONTINÚA →



CONTINÚA



La Tabla 4.10 representa los datos de velocidad y presión que se genera el sobre el fuselaje. Es importante mencionar que sobre el fuselaje se debe generar la misma velocidad y presión tanto en la parte de superior como en la inferior del mismo, sobre todo para un ángulo de ataque de 0° .

Esto debe ser así debido a que se necesita que el fuselaje tenga la menor influencia sobre el vuelo, y al tener un flujo de aire simétrico se estarían contrarrestando las fuerzas generadas sobre el fuselaje.

4.3.2.2 Simulación del UAV

a. Determinación de la posición del estabilizador horizontal y vertical sobre el UAV.

Los parámetros de simulación serán en la condición en donde el UAV esté realizando un vuelo crucero, es decir la aeronave debe estar en una posición de 0° con respecto al suelo, ya que en esta posición será en la cual el UAV permanecerá más tiempo durante un vuelo; las condiciones del aire serán las siguientes:

Altitud de vuelo: 3000 msnm

Densidad del aire: $0,9093 \text{ Kg/cm}^3$

Presión: 70100 Pa

- **Posición del estabilizador horizontal**

El criterio de selección en este apartado tiene que ver con la influencia que tiene el estabilizador horizontal sobre el ala, mientras menos incidencia el estabilizador

sobre el ala en lo que al flujo de aire se refiere será mejor para nuestro diseño. Para la selección de la posición del estabilizador las simulaciones se realizaron bajo los parámetros de Turbulence Length (longitud de turbulencia), este parámetro indica el diámetro que tendrán los remolinos turbulentos que generan las diferentes partes del UAV.

En otras palabras, mientras mayor sea la medida de Turbulence Length, mayor será la turbulencia que genera la aeronave. Para seleccionar el lugar en el que debe ir el estabilizador, se han designado 3 posiciones para el mismo, las cuales serán detalladas a continuación:

Estabilizador en la parte superior

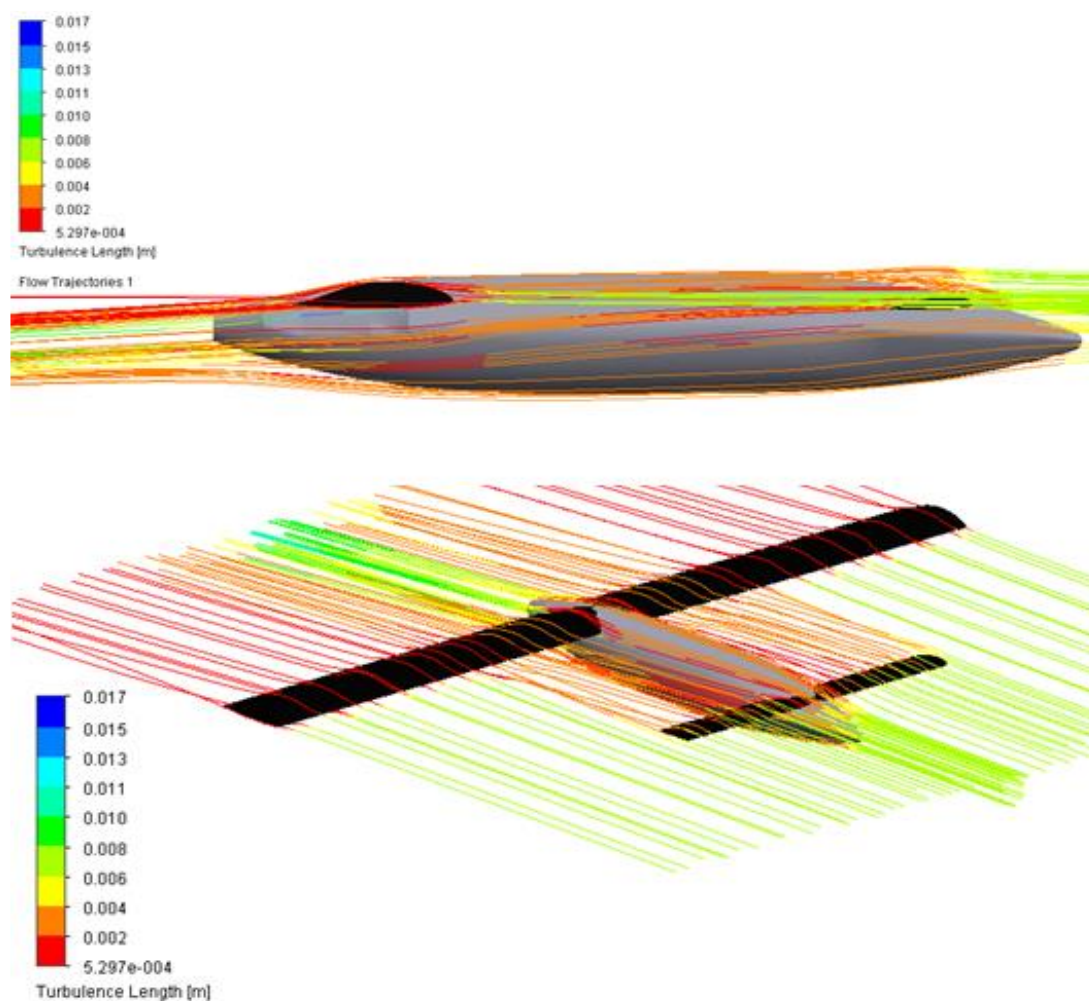


Figura 4.18 Estabilizador en la parte superior

Como se ilustra en la Figura 4.18, al colocar el estabilizador en la parte más alta del UAV se genera un flujo de aire ordenado, además de generar un diámetro de remolinos turbulentos de 0,008 m, el inconveniente que tiene esta configuración es que todo el aire y remolinos que genera el estabilizador tendrán una influencia directa sobre el ala lo que a la postre puede llevar a una pérdida de sustentación por parte de la misma, por lo que no es una buena opción la utilización del estabilizador en esta posición.

Estabilizador en el centro

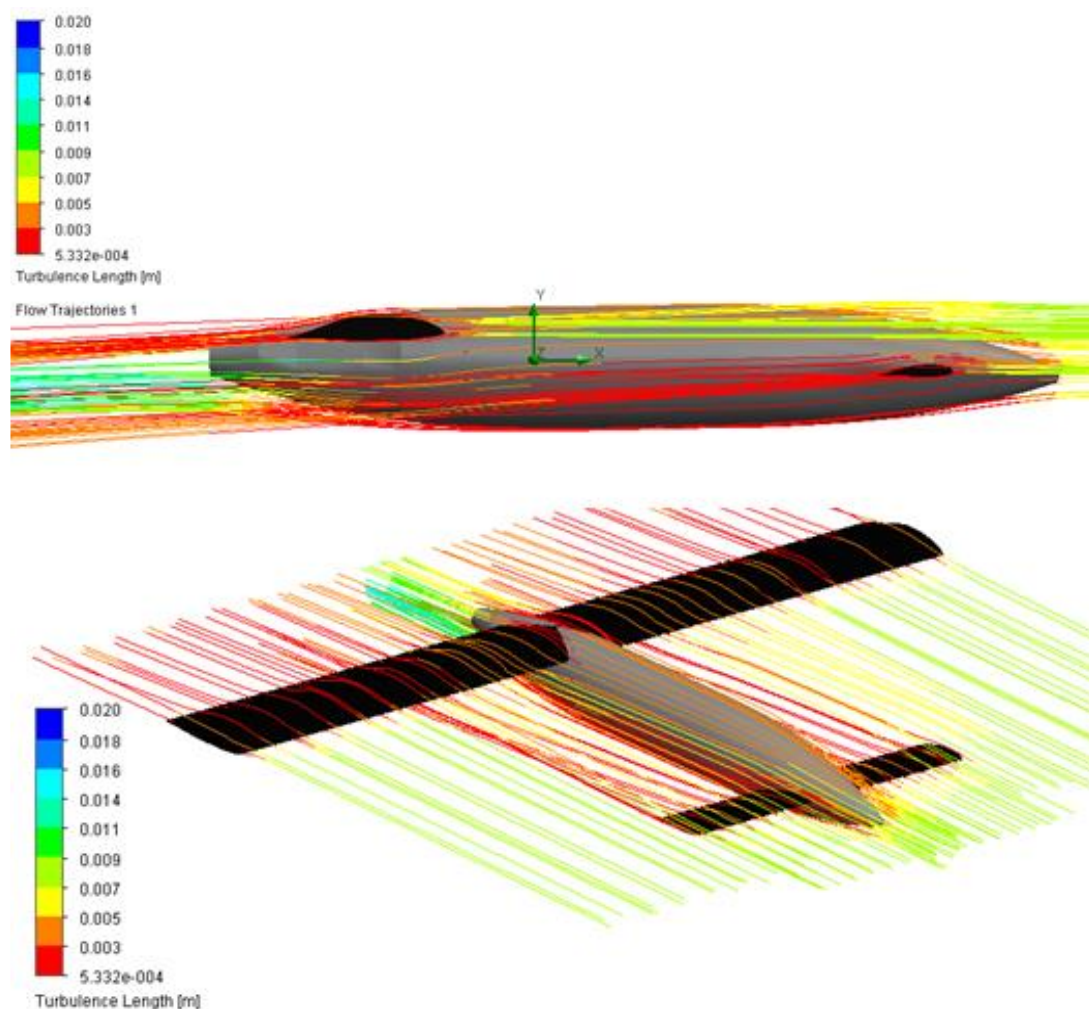


Figura 4.19 Estabilizador en el centro

Al colocar el estabilizador en el centro podemos observar con la ayuda de la Figura 4.19 que esta configuración se genera una turbulencia levemente mayor que al ser colocado en la parte superior, pero la ventaja del estabilizador en el centro es que

dicha turbulencia no tiene influencia sobre el ala principal lo que es algo favorable a la hora de realizar un vuelo, otra de las ventajas es que el aire turbulento no va a influir sobre el estabilizador vertical por lo que el aire que llegue al mismo va a ser limpio y ayudará a cumplir de una mejor manera su trabajo.

A pesar de que esta configuración se ve muy favorable, es necesario observar los resultados de la simulación con el estabilizador en la parte de abajo, para así poder obtener un veredicto final.

Estabilizador en la parte inferior

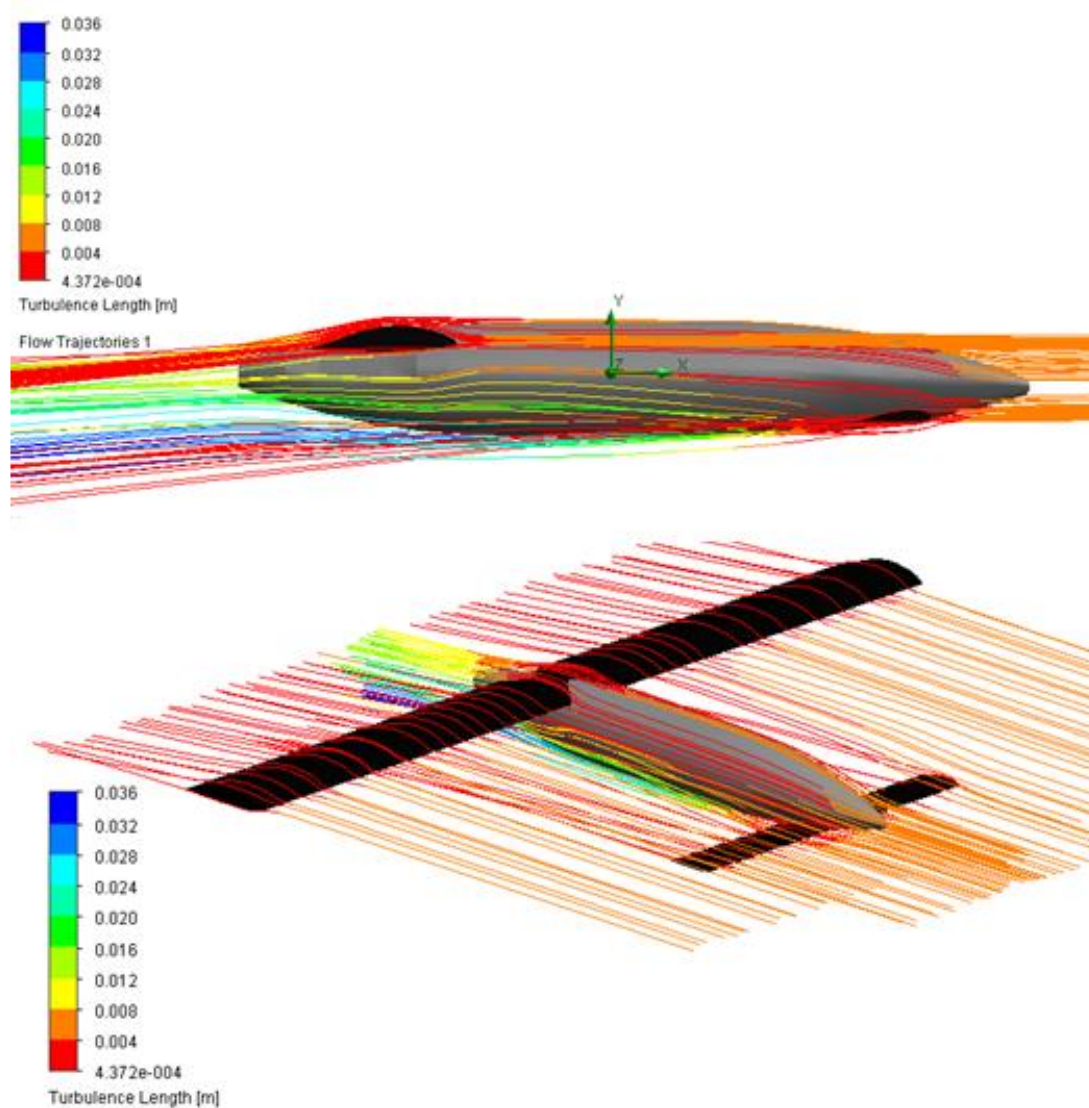


Figura 4.20 Estabilizador en la parte inferior

La figura 4.20 nos muestra los resultados obtenidos con el estabilizador abajo, indicándonos que esta posición genera remolinos turbulentos de hasta 0,036 m, siendo estos una interferencia a la hora de un vuelo, además se observa que las líneas de flujo son muy desordenadas y esto es lo que hace que los remolinos sean de mayor tamaño.

Posición del estabilizador vertical

Con los resultados obtenidos de las simulaciones y que se han mostrado en las Figuras 4.18, 4.19 y 4.20, podemos determinar que la mejor posición y en la cual se ubicará el estabilizador horizontal será en el centro, ya que en esa configuración se genera menor turbulencia sobre el ala, además de que las líneas de flujo son ordenadas reduciendo considerablemente el arrastre que se producirá al momento del vuelo.

De igual manera podemos determinar que el o los estabilizadores verticales no pueden ser colocados en el centro del ala principal ya que en este lugar se encuentran los remolinos turbulentos de mayor tamaño por lo que se les ubicará a los costados del ala, tratando de que estén lo más cerca posibles al centro para que el momento generado por el peso de los mismos no afecte en demasía el vuelo del UAV.

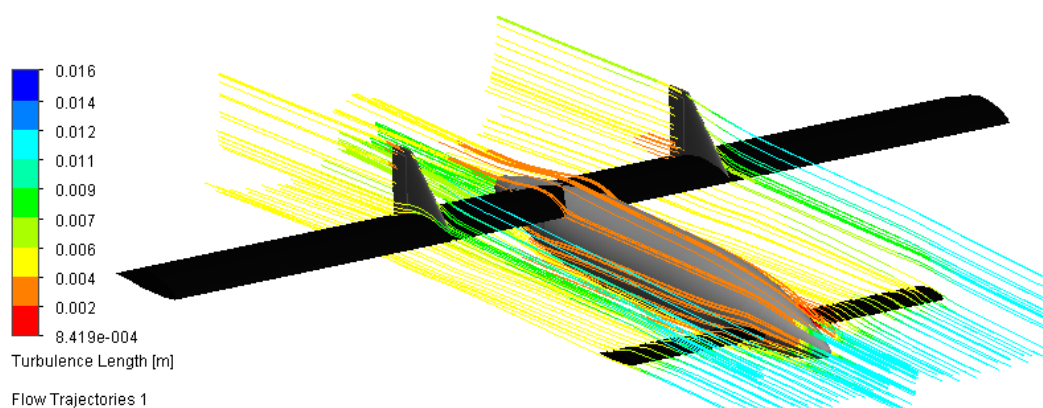


Figura 4.21 Estabilizador vertical a los costados del ala

En la Figura 4.21 se encuentra ilustrada la simulación de la aeronave una vez colocados los estabilizadores verticales.

En el Anexo D se encontrarán los planos que contienen las medidas del estabilizador vertical, además se mostrarán a que distancia del centro se los colocó.

b. Simulaciones del UAV en vuelo

Para las simulaciones de vuelo se les agregará a las alas unos alerones, con la finalidad de aumentar el área de contacto y que de esta manera no se pierda sustentabilidad a la hora del despegue y aterrizaje, ya que esto proceso es en donde tendremos los mayores y menores ángulos de ataque, el alerón en este caso tendrá un área de contacto de $0,5 \text{ m}^2$, y la cuerda deberá ser del 25% del total de la cuerda del ala principal.

Para el vuelo crucero los estabilizadores verticales estarán ubicados a 30° para poder simular la acción que se producirá al momento de que el UAV quiera realizar un giro.

- **Despegue del UAV**

Las simulaciones del despegue se realizarán para 5° , 10° y 15° , con una apertura de los alerones de 30° y bajo las siguientes condiciones del aire:

Presión del aire: 101325 Pa

Densidad del aire: $1,225 \text{ Kg/cm}^3$

Velocidad de vuelo: 50 m/s

Ángulo de taque: 5°



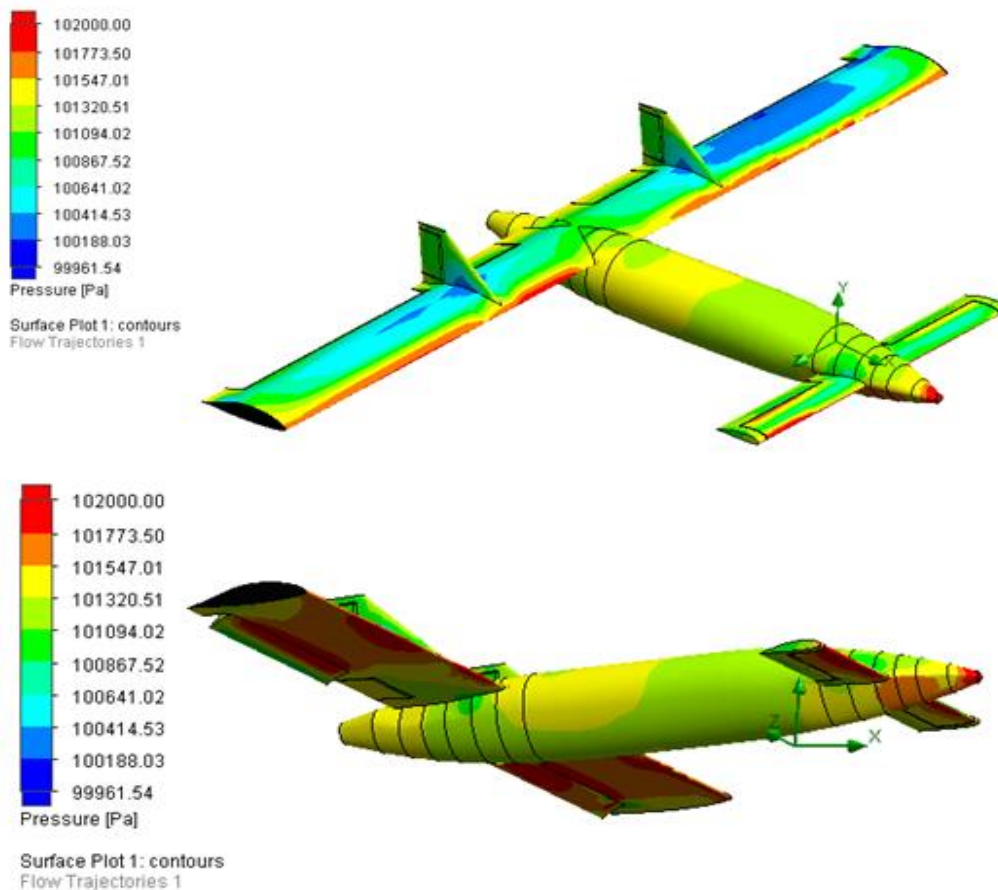


Figura 4.22 Ángulo de ataque de 5°

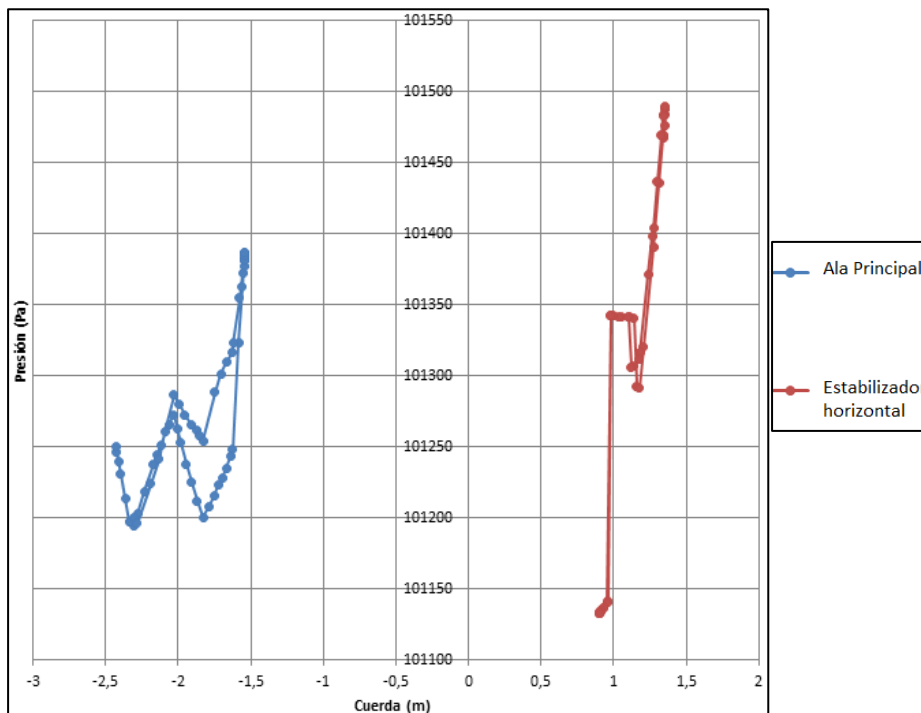


Figura 4.23 Presión sobre el ala y estabilizador a 5° de ataque

Ángulo de taque: 10°

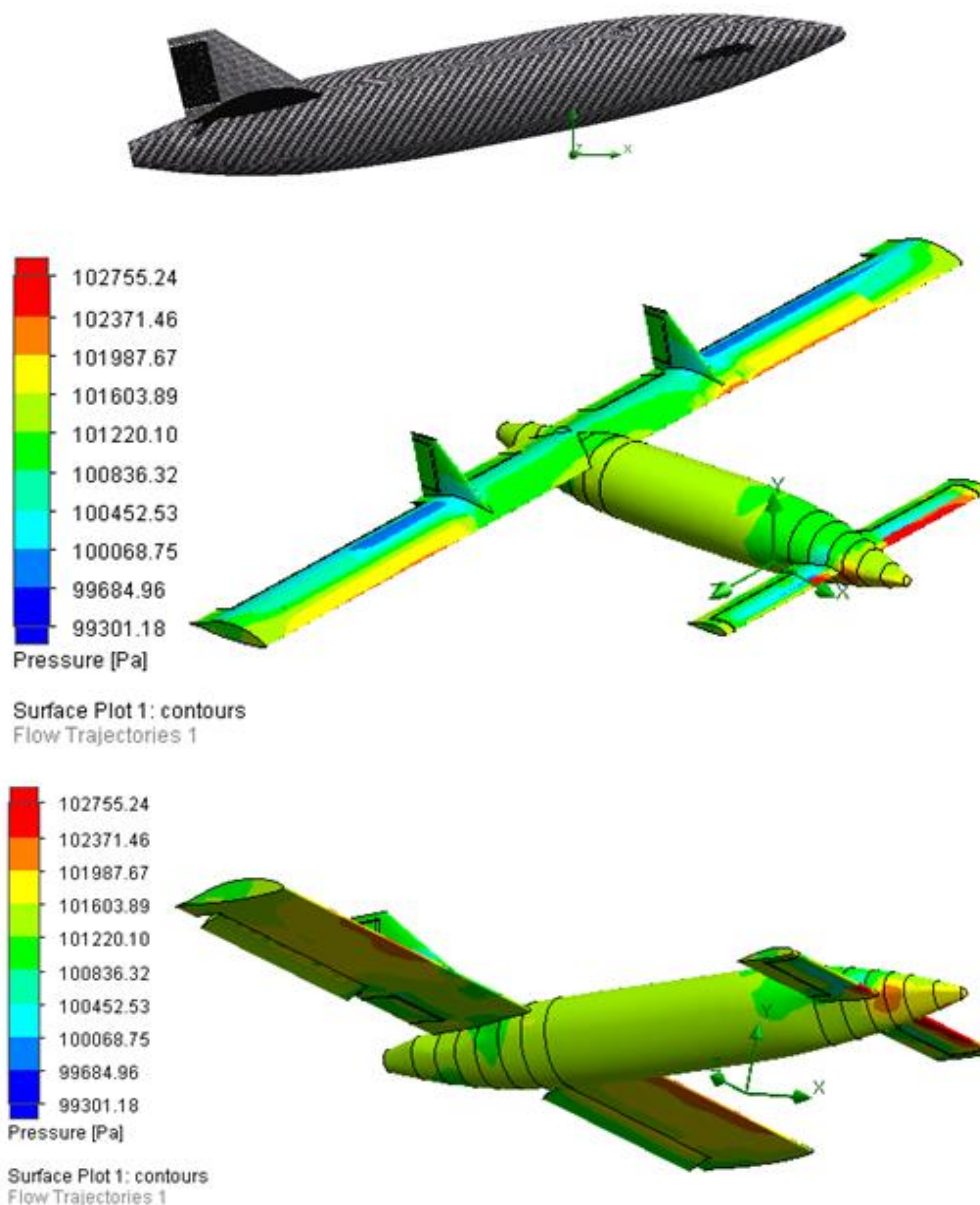


Figura 4.24 Ángulo de ataque de 10°

Tanto en la Figura 4.22 como 4.24 se observa cuanta incidencia tiene el uso de alerones para realizar los despegues ya que a medida que la inclinación del UAV va en aumento, la fuerza de sustentación que se encuentra por debajo del ala se ve reducida lo que significa que la aeronave puede entrar en pérdida, para lo cual los alerones provocan que sobre ellos la presión aumente ayudando al ala a generar la suficiente sustentabilidad para el vuelo. Todos estos datos son verificados mediante las Figuras 4.23 y 4.25.

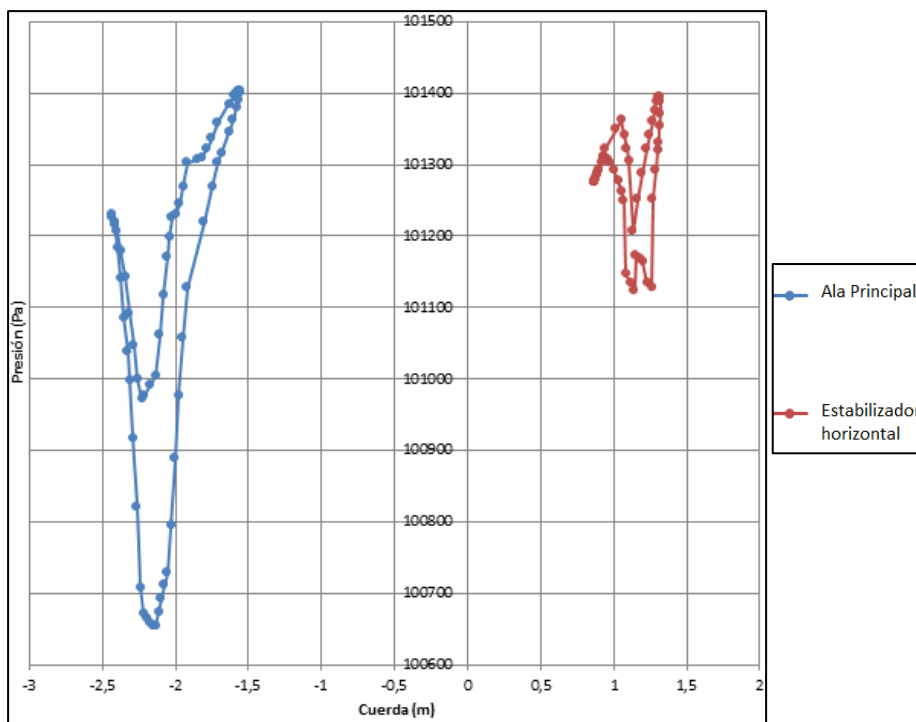
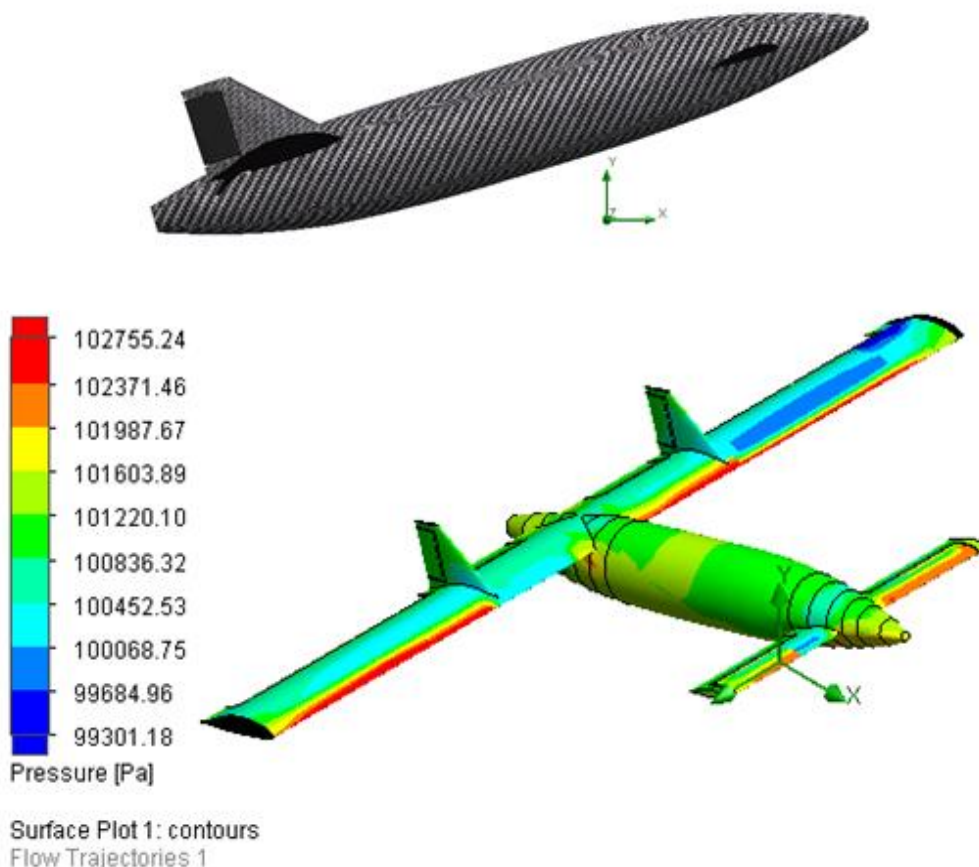


Figura 4.25 Presión sobre el ala y estabilizador a 10° de ataque

Ángulo de ataque: 15°



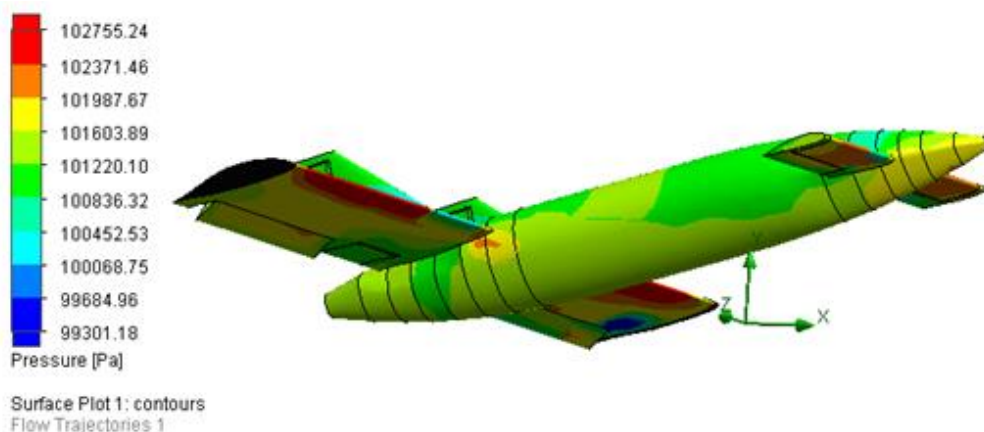


Figura 4.26 Ángulo de ataque de 15°

Figura 4.26 nos muestra cómo trabaja el estabilizador horizontal a la hora del mayor ángulo del despegue, el mismo genera mayor fuerza de sustentabilidad que el ala misma, ayudando a mantener el vuelo, pero se debe tener sumo cuidado al hacer las maniobras de despegue ya que la misma fuerza generada en el estabilizador puede provocar que el UAV tienda a generar una rotación sobre el eje Z.

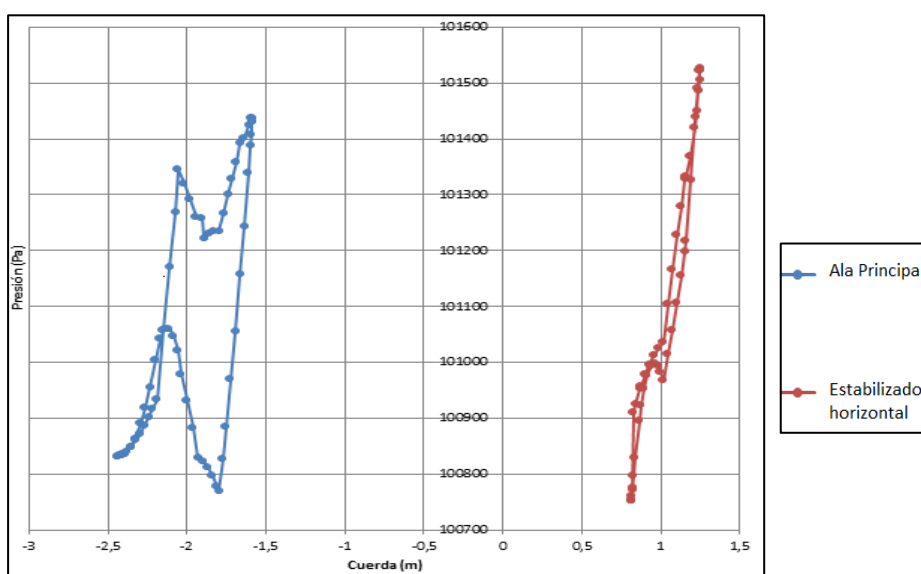


Figura 4.27 Presión sobre el ala y estabilizador a 15° de ataque

- **Vuelo Crucero**

Las simulaciones del vuelo crucero se realizarán para una altura de 3000 msnm y con una apertura de los estabilizadores verticales de 45° para poder determinar la funcionalidad de los mismos. Las condiciones atmosféricas son las siguientes:

Presión del aire: 70100 Pa

Densidad del aire: 0,9093 Kg/cm³

Velocidad de vuelo: 33 m/s

Ángulo de ataque: 0°

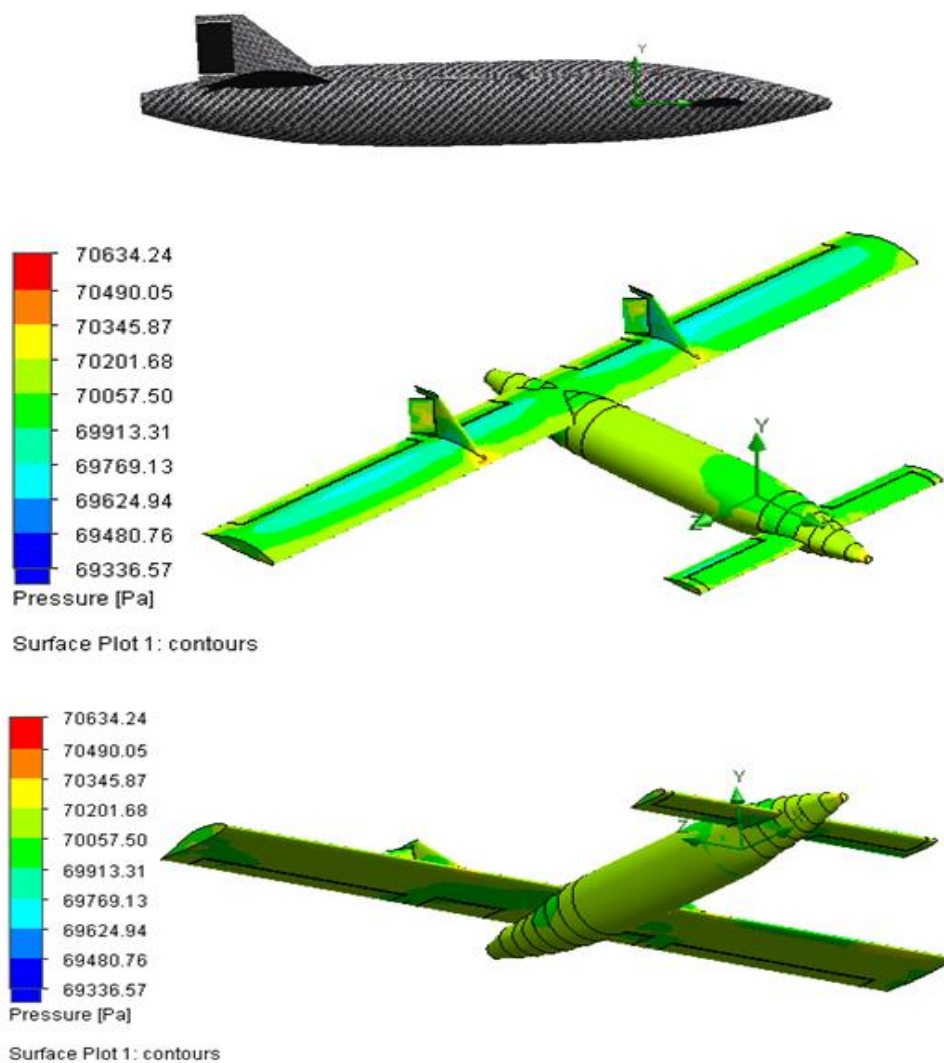


Figura 4.28 Ángulo de ataque de 0°

En la Figura 4.28 se observa cómo se genera una mayor presión sobre los estabilizadores verticales lo que ayuda al momento de realizar una maniobra o un giro, además en la Figura 4.29 se observa mediante un gráfico las presiones generadas sobre el ala y el estabilizador.

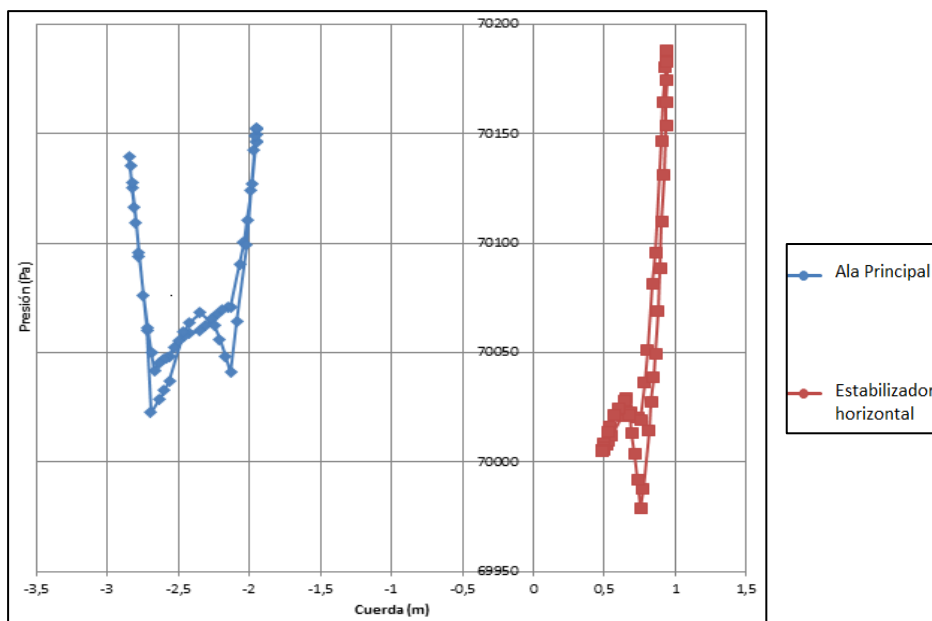


Figura 4.29 Presión sobre el ala y estabilizador a 0° de ataque

- **Aterrizaje del UAV**

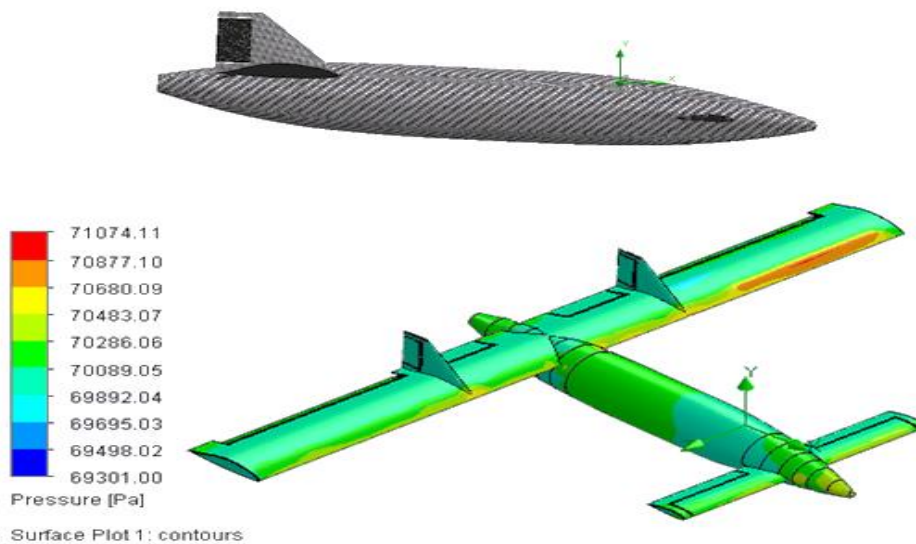
Las simulaciones del aterrizaje serán para -5° y -10° , con una apertura de los alerones de 20° y bajo las siguientes condiciones del aire:

Presión del aire: (-5°) 70100 Pa, (-10°) 101325 Pa

Densidad del aire: (-5°) $0,9093 \text{ Kg/cm}^3$, (-10°) $1,225 \text{ Kg/cm}^3$

Velocidad de vuelo: 33 m/s

Ángulo de ataque: -5°



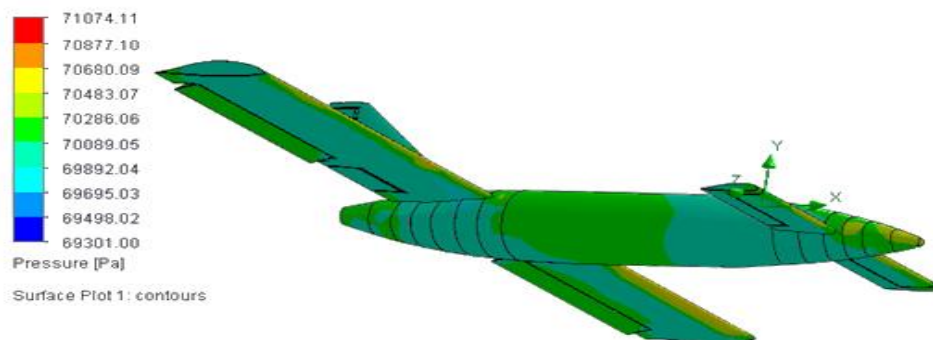


Figura 4.30 Ángulo de ataque de -5°

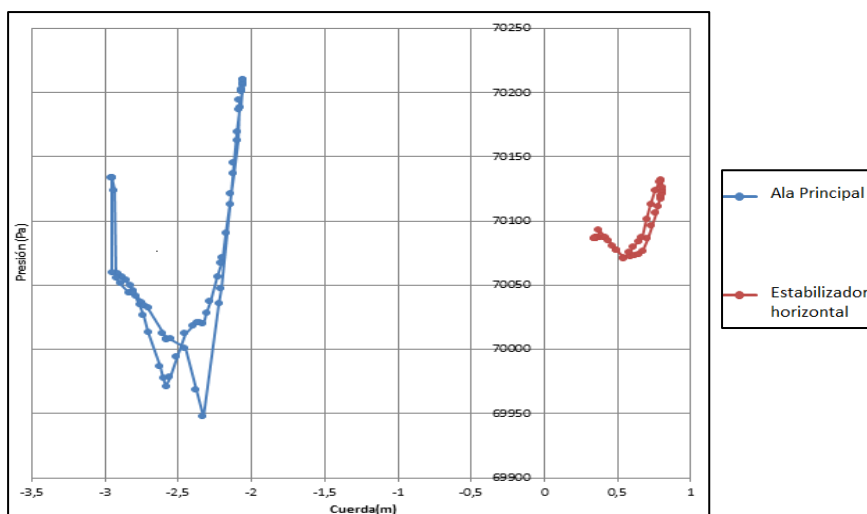
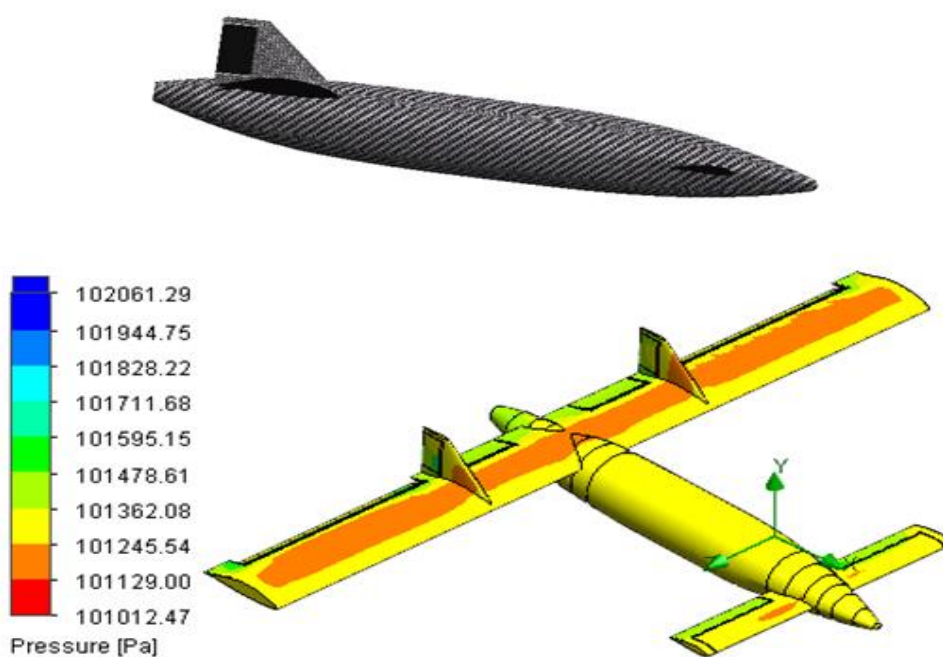


Figura 4.31 Presión sobre el ala y estabilizador a -5° de ataque

Ángulo de ataque: -10°



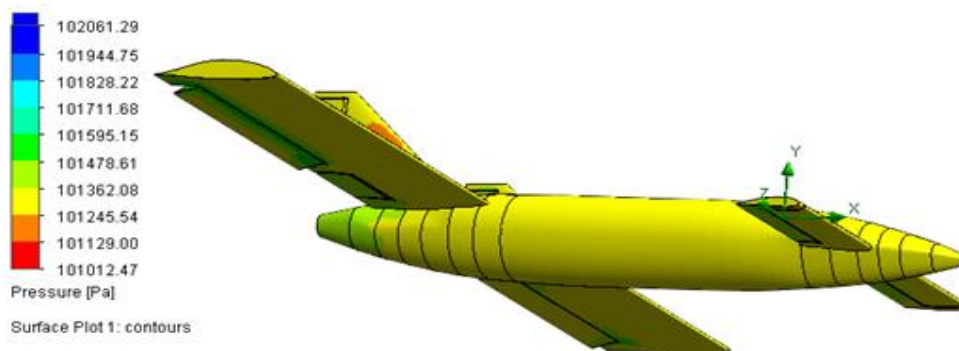


Figura 4.32 Ángulo de ataque de -10°

En las Figuras 4.30 y 4.32 se aprecia un vuelo en descenso para diferentes ángulos de ataque, al igual que al momento del despegue lo alerones ayudan en gran medida a crear sustentación positiva, además se observa que sobre el ala existe una caída de presión por el extradós, esta disminución produce que se cree un vacío por la parte superior del ala, esto ayuda a crear la sustentabilidad requerida.

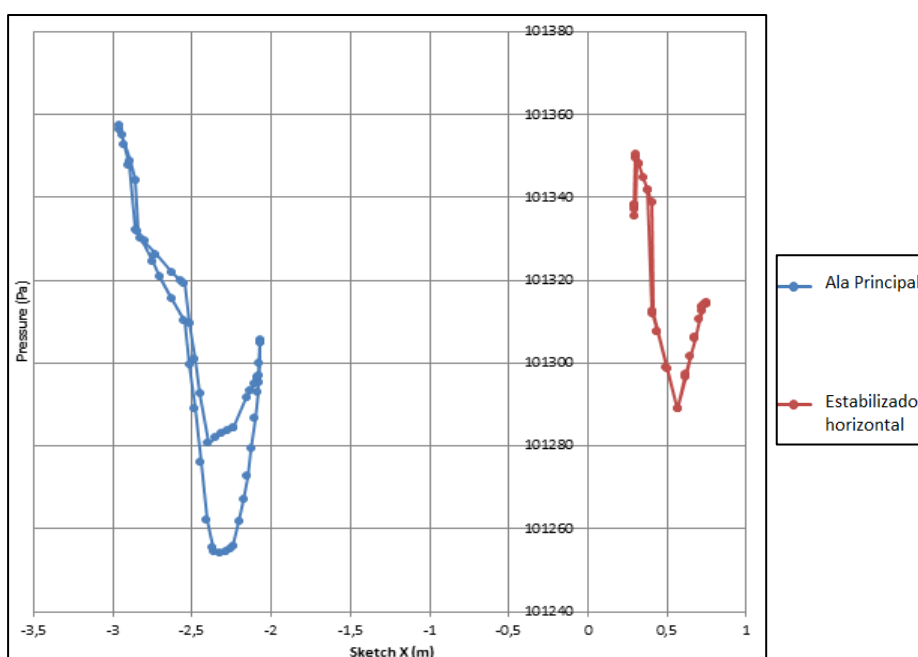


Figura 4.33 Presión sobre el ala y estabilizador a -10° de ataque

Mientras que en las Figuras 4.31 y 4.33 se observa la presión que se genera tanto para el intradós como en el extradós del ala y estabilizador. Gracias a las gráficas que se han generado en la sección 4.3.2.2 (b) se realizará una corroboración de que los perfiles seleccionados tanto para el ala como para el estabilizador han sido los correctos.

CAPÍTULO V

Conclusiones

- El resultado de la investigación realizada sobre este proyecto proporcionó conceptos fundamentales sobre aerodinámica y estructuras alares, además de revelar una metodología de diseño para vehículos aéreos no tripulados, ya que durante todo el estudio no se encontró un método específico para el diseño aerodinámico y estructural que pueda ser aplicado en su totalidad, por lo que con la ayuda de los parámetros teóricos y con ayuda de la casa de la calidad se pudo establecer los términos y condiciones para el diseño.
- La selección del perfil aerodinámico es la parte más importante del diseño de aeronaves, ya que existen una infinidad de perfiles alares, sin embargo solo pocos son los utilizados para UAVs de este tipo, por lo que la investigación y selección debe ser primordial; en este proyecto se ha seleccionado el perfil Wortmann FX64X170 para la aeronave ya que este genera una excelente fuerza de sustentación para diferentes condiciones de vuelo, además de que tiene una baja resistencia aerodinámica, algo que es primordial al momento de requerir un bajo consumo de combustible, además se determinó que el perfil a utilizarse para el estabilizador horizontal será el RA136C3, ya que este tiene la capacidad de sustentarse para ángulos de ataque hasta de 18° , al juntar los dos perfiles se garantiza que la aeronave tendrá una excelente sustentabilidad.
- En el diseño estructural se determinó que gracias a la geometría utilizada para el ala principal esta tiene la capacidad de soportar esfuerzos máximos de 96 Mpa, mientras que el estabilizador horizontal soporta hasta 151 Mpa, además la deformación que presenta el ala y estabilizador es 262,39 mm y 102,39 mm; todos estos valores han sido obtenidos mediante los cálculos realizados en el Capítulo 3 y corroborados por la simulación en ANSYS.
- El factor de seguridad obtenido en el ala mediante las simulaciones es de 1,89 y para el estabilizador tenemos un valor de 1,5; teniendo en cuenta que este valor ha sido obtenido para el centro del ala en donde el material tiene más

posibilidad de fallar se concluye que estos factores de seguridad pueden garantizar la fiabilidad del vuelo.

- Mediante las simulaciones aerodinámicas y con el conocimiento previo de que el UAV de este proyecto tendrá una configuración canard, (es decir que el ala principal se la ubica en la parte posterior y el estabilizador horizontal está en una posición adelantada frente a las alas), podemos determinar que la posición óptima para el estabilizador será en el centro del fuselaje, ya que en esta configuración se generan remolinos turbulentos de 0,003 m, valor que es relativamente bajo si lo comparamos con las otras posiciones para el UAV en donde este valor se incrementa hasta 0,020 m.
- Se realizó la simulación del comportamiento aerodinámico que tendrá el UAV en un vuelo, teniendo en cuenta las posiciones para el vuelo crucero, despegue y aterrizaje, llegando a las conclusión de que los perfiles tanto del ala como del estabilizador fueron los correctos, ya que sin importar el ángulo de ataque el UAV mantendrá su sustentabilidad, teniendo en cuenta que el para el ala principal es necesaria la inclusión de alerones para poder aumentar las posibilidades de que la aeronave no entre en pérdida y por ende sufra un desplome.
- Con ayuda de las curvas obtenidas del perfil WORTMANN FX67K170 se concluye que el ángulo de ataque máximo al cual se le puede someter al UAV es de 18° , ya que superando este ángulo la aeronave entraría en pérdida provocando un desplome de la misma, lo cual se debe tomar en cuenta en caso de una operación manual.

Recomendaciones

- Realizar nuevas metodologías para estudios aerodinámicos, ya que es una parte esencial en procesos de diseño de cualquier tipo de vehículo, debido a que una buena aerodinámica ayuda a la reducción de la resistencia al avance y por consecuencia una reducción del consumo de combustible, ayudando así a la mitigación de la contaminación ambiental.
- Realizar estudios acerca de nuevos perfiles alares que puedan ayudar a obtener una mayor sustentación ya sea esta positiva para aeronaves o negativas para automóviles, sin que se vea afectada la resistencia al avance.
- Implementar bancos de prueba para poder realizar la comprobación estructural de diferentes configuraciones alares, con la finalidad de ejecutar una comparación entre un estudio computacional y uno físico, y que de esta manera se pueda obtener más datos técnicos que servirán para próximos estudios.
- Con la finalidad de que la Universidad tenga un precedente completo sobre el diseño de un Vehículo Aéreo No Tripulado, se recomienda realizar la construcción de la aeronave modelada en este proyecto, utilizando un material compuesto como es la fibra de carbono, o a su vez realizar un modelo a escala para poder realizar una simulación física con la ayuda de un túnel de viento.

BIBLIOGRAFÍA

- Aguado, X. (s.f.). *La fuerza de sustentación*.
- Anderson, J. D., (2001). *Fundamentals of Aerodynamics* (Tercera Edición ed.). Estados Unidos: Ed. Mc Graw Hill.
- Arévalo, P., & Rodríguez, A. (2011). *Diseño preliminar del ala y la unión al fuselaje para el uav de alto alcance Navigator X3*. Cundinamarca.
- Arjomandi, D. M. (s.f.). *Classification of Unmanned Aerial Vehicles*. Mech Eng.
- Baños, R., (2008). *U.A.V. Beneficios y Límites*. Madrid: E.A.D.S TEAM.
- Barrientos A., e. (s.f.). Vehículos aéreos no tripulados para uso civil. Tecnología y aplicaciones. *Grupo de Robótica y Cibernética*, 7.
- Bautista, C., (2011). *Montaje Del Estabilizador Horizontal Del Avión Fairchild Fh-227*. Latacunga.
- Bolivariana, U. P., (s.f.). *Parámetros Aerodinámicos característicos para Perfiles y Alas*. 12.
- Caiza, V., & Vilaña, J., (2015). *Diseño, Simulación, Optimización Y Construcción De Una Carrocería De Un Vehículo Tipo Formula Sae*. Latacunga, Cotopaxi, Ecuador.
- Galindo, D. R., (2006). *Diseño de perfiles aerodinámicos*. Mexico D.F.
- García, J. M., (2010). *UAVs, clasificación, tendencias y normativa de espacio aéreo*. España.
- García, M. A., (2013). *Perfiles Aerodinámicos*. Guanajuato: Instituto Politécnico Nacional.
- Guano, J., (2014). *Diseño y construcción de los sistemas de transmisión y frenos de una tricicleta solar*. Latacunga.
- Guascal, J., & Quiroz, L., (2015). *Diseño Y Construcción De Un Chasis Para Vehículo Tipo Formula Sae*. Latacunga, Ecuador.
- Lawrence, D., (1989). *Techniques of value analysis and engineering*. USA: Miles Foundation.
- Mott, R. L., (2006). *Mecánica de fluidos* (Sexta ed. ed.). México D. F.: Pearson.
- Nuñez, R., e. (2010). *Diseño, Construcción y Control de un Vehículo Aéreo no Tripulado*. Mexico D.F.
- Ortiz Bernal, A., & Bustamante O., S. (2007). *Diseño del ala para un Vehículo Aéreo no Tripulado*. Universidad EAFIT, Departamento de Ingeniería Mecánica, Medellín.
- Pedroza, M., (14 de Febrero de 2013). *Perfiles Aerodinámicos*. (I. P. Nacional, Ed.)

- Rivera G. A., (2013). *Diseño Y Construcción de un Sistema Automático de Dosificación de Micro Nutrientes para Optimizar el Proceso de Producción en la Empresa Avipaz*. Latacunga.
- Rovira, O. V., (2011). *Modelización de aeronaves no tripuladas con Simulink*. Madrid, España.
- Uaeac, U. A., (2011). *Diseño de Estrategias*. Bogotá, Colombia.
- Zárate, J. E., (2012). *Procesos de Producción para el Primer Prototipo Avión Piquero - Galápagos UAV Y Uso de Materiales Compuestos USFQ*. Quito, Ecuador.

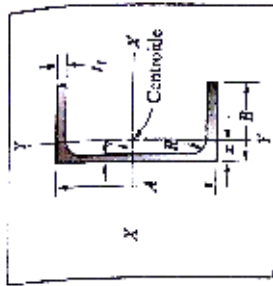
LINKOGRAFÍA

- Abdullah, Q. A., (2014). *PENNSSTATE*. Recuperado el 12 de 05 de 2015, de <https://www.e-education.psu.edu/geog597g/node/5>
- Atenea, G., (13 de 05 de 2015). *One Magazine*. Obtenido de <http://www.onemagazine.es/noticia/16271/>
- Aviación D., (30 de Mayo de 2011). Recuperado el 28 de Mayo de 2015, de <http://www.aviaciond.com/2011/05/el-porque-del-vuelo-de-un-avion/>
- Cruz, D., (s.f.). *FUNDAMENTOS DE AERODINÁMICA*. Obtenido de <http://www.cruzdesanandres.com/material/esadocs/Aerodinamica.pdf>
- Engineering, D., o. (2015). *UIUC Airfiol Coordinates Database*. Obtenido de http://m-selig.ae.illinois.edu/ads/coord_database.html
- Eskola, G., (s.f.). Obtenido de <http://www1.ceit.es/asignaturas/estructuras2/criterios%20convergencia.pdf>
- Fuentes, R., (s.f.). *academia.edu*. Obtenido de https://www.academia.edu/5319040/ARRASTRE_Y_SUSTENTACION
- González, M., (6 de Julio de 2001). *La Guia*. Recuperado el 20 de Julio de 2015, de La Guia: <http://fisica.laguia2000.com/dinamica-clasica/flujo-laminar-y-flujo-turbulento>
- Muñoz, M. (s.f.). Obtenido de <http://www.manualvuelo.com/PBV/PBV12.html>
- Paz, S. P., (2013). *Ciencia y Poder Aéreo*. Recuperado el 19 de Mayo de 2015, de Ciencia y Poder Aéreo: <http://www.publicacionesfac.com/index.php/cienciaypoderaereo/article/view/4/106>
- Scribd., (2012 de Abril de 17). Recuperado el 24 de Junio de 2015, de <https://es.scribd.com/doc/89722477/TIPOS-DE-FUSELAJE>

ANEXOS

ANEXO A

TABLA DE ESPECIFICACIONES PERFIL EN C



A-10(SI) Propiedades de canales estándar Aluminum Association, en unidades SI.

Ref.	Perfil (mm)	Wob (N·m)	Peralte (mm)	Ancho, B (mm)	Área (mm ²)	Espesor del patín, t _f (mm)	Espesor del alma, t _w (mm)	Propiedades de sección:						
								Eje X-X			Eje Y-Y			
								I _x (mm ⁴)	S _x (mm ³)	r _x (mm)	I _y (mm ⁴)	S _y (mm ³)	r _y (mm)	J _x (mm ⁴)
a	C 51 × 0.859	8.42	51	25	317	3.3	3.3	1.20E+05	4.72E+03	19.45	1.87E+04	1.25E+03	7.70	7.57
b	C 51 × 1.594	15.63	51	32	588	6.5	4.3	2.27E+05	8.95E+03	19.65	5.79E+04	2.92E+03	9.93	12.0
c	C 76 × 1.639	16.57	76	38	623	5.1	3.3	5.87E+05	1.54E+04	30.73	9.16E+04	3.51E+03	11.94	12.4
d	C 76 × 2.376	23.31	76	44	876	6.5	4.3	8.20E+05	2.15E+04	30.48	1.75E+05	6.96E+03	13.97	15.7
e	C 102 × 2.586	25.37	102	51	954	5.8	3.8	1.63E+06	5.20E+04	41.40	2.59E+05	7.38E+03	16.26	16.5
f	C 102 × 3.468	34.03	102	57	1239	7.4	4.8	2.17E+06	4.26E+04	41.15	4.25E+05	1.13E+04	18.29	19.8
g	C 127 × 3.291	32.29	127	57	1214	6.6	3.8	3.28E+06	5.16E+04	52.07	4.98E+05	1.05E+04	18.29	18.5
h	C 127 × 4.596	45.09	127	70	1695	8.1	4.8	4.64E+06	7.29E+04	53.32	8.53E+05	1.87E+04	22.35	24.1
i	C 152 × 4.217	41.37	152	64	1555	7.4	4.3	5.97E+06	7.83E+04	61.98	6.37E+05	1.48E+04	20.32	20.1
j	C 152 × 6.00	58.8	152	83	2231	8.9	5.3	8.76E+06	1.15E+05	62.99	1.56E+06	2.88E+04	26.67	28.4
k	C 178 × 4.77	45.8	178	79	1758	7.4	4.3	9.19E+06	1.03E+05	72.39	8.74E+05	1.80E+04	22.35	21.3
l	C 178 × 7.02	68.8	178	89	2587	9.7	5.3	1.41E+07	1.58E+05	73.7	2.14E+06	3.45E+04	28.70	30.5
m	C 203 × 6.17	60.5	203	76	2275	8.9	4.8	1.56E+07	1.53E+05	82.8	1.35E+06	2.57E+04	24.38	23.6
n	C 203 × 8.61	84.5	203	95	3176	10.4	6.4	2.19E+07	2.16E+05	83.1	2.97E+06	4.62E+04	30.48	31.0
o	C 229 × 7.41	72.7	229	85	2734	8.9	5.8	2.26E+07	1.98E+05	93.9	1.83E+06	3.10E+04	25.91	23.6
p	C 229 × 10.37	101.7	229	102	3824	11.2	7.4	3.25E+07	2.83E+05	94.2	4.90E+06	5.72E+04	32.26	31.8
q	C 254 × 9.13	89.6	254	89	3367	10.4	6.4	3.46E+07	2.73E+05	101.3	2.63E+06	4.20E+04	27.94	25.9
r	C 254 × 12.44	123.0	254	108	4587	12.7	7.9	4.83E+07	3.81E+05	102.6	5.42E+06	7.33E+04	34.29	34.0
s	C 305 × 12.21	129.8	305	102	4543	11.9	7.4	6.65E+07	4.36E+05	121.2	4.59E+06	6.33E+04	31.75	29.0
t	C 305 × 17.59	172.6	305	127	6485	15.7	8.9	9.98E+07	6.55E+05	124.0	1.07E+07	1.25E+05	40.64	40.9

ANEXO B

PROPIEDADES DEL AIRE

(Mott, Robert L., Mecánica de Fluidos, 2006)

TABLA E.2 Propiedades de la atmósfera.

Unidades SI			
Altitud (m)	Temperatura (°C)	Presión (kPa)	Densidad (kg/m ³)
0	15.00	101.3	1.225
200	13.70	98.9	1.202
400	12.40	96.6	1.179
600	11.10	94.3	1.156
800	9.80	92.1	1.134
1000	8.50	89.9	1.112
2000	2.00	79.5	1.007
3000	-4.49	70.1	0.9093
4000	-10.98	61.7	0.8194
5000	-17.47	54.0	0.7364
10000	-49.90	26.5	0.4135
15000	56.50	12.11	0.1948
20000	-56.50	5.53	0.0889
25000	-51.60	2.55	0.0401
30000	-46.64	1.20	0.0184

ANEXO C

COORDENADAS DE LOS PERFILES ALARES

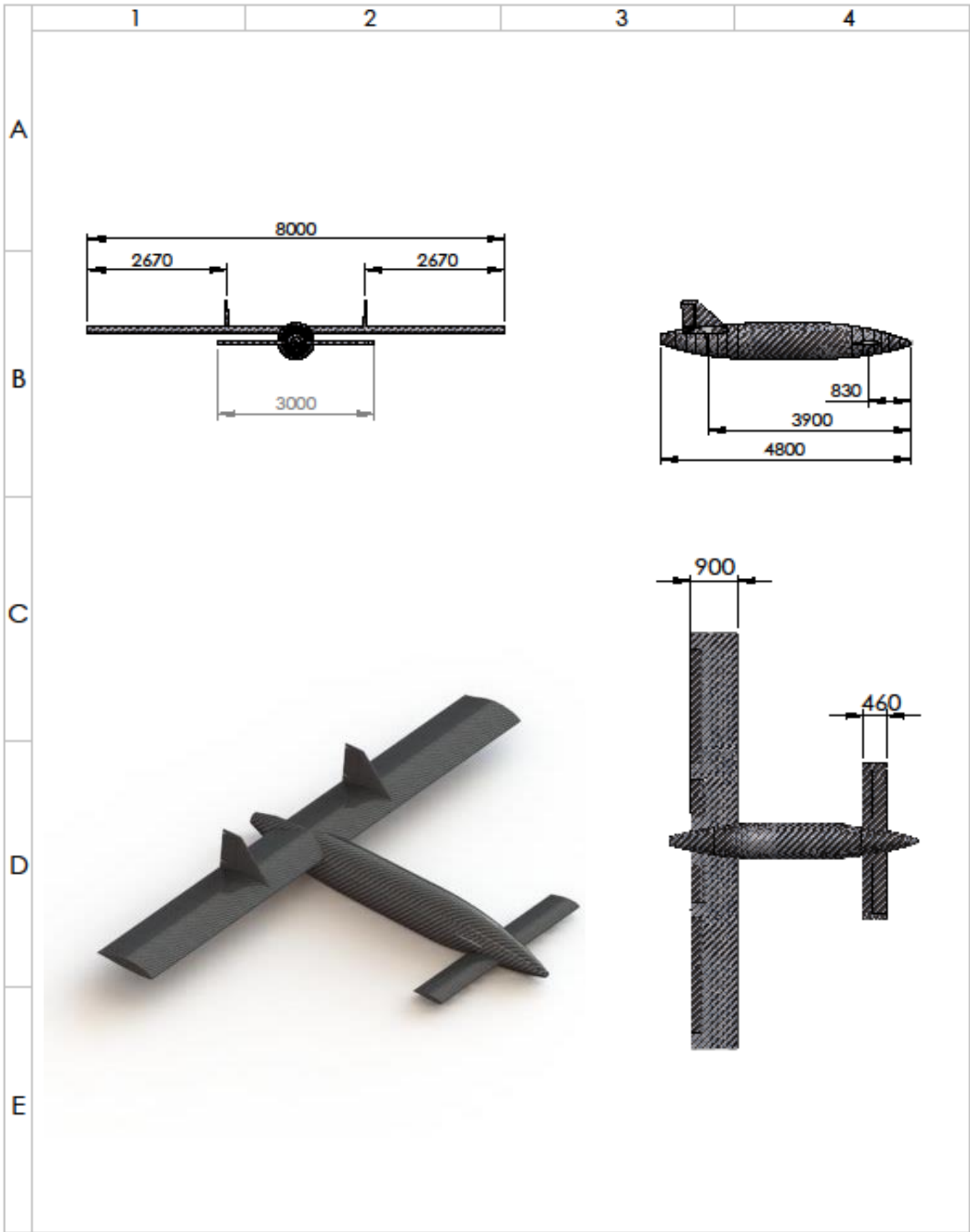
PERFIL WORTMANN FX67K170			
EXTRADÓS		INTRADÓS	
X	Y	X	Y
0,0000000	0,0000000	0,0000000	0,0000000
0,0010700	0,0065300	0,0010700	-0,0021700
0,0042800	0,0129200	0,0042800	-0,0051400
0,0096100	0,0201200	0,0096100	-0,0081500
0,0170400	0,0276500	0,0170400	-0,0105700
0,0265300	0,0348700	0,0265300	-0,0132100
0,0380600	0,0430900	0,0380600	-0,0158000
0,0515600	0,0515800	0,0515600	-0,0182700
0,0669900	0,0601100	0,0669900	-0,0206200
0,0842700	0,0685600	0,0842700	-0,0228200
0,1033200	0,0768500	0,1033200	-0,0249000
0,1240800	0,0849000	0,1240800	-0,0268200
0,1464500	0,0926300	0,1464500	-0,0285600
0,1703300	0,0999400	0,1703300	-0,0301100
0,1956200	0,1067700	0,1956200	-0,0314600
0,2222100	0,1130500	0,2222100	-0,0326100
0,2500000	0,1187000	0,2500000	-0,0335400
0,2788600	0,1236500	0,2788600	-0,0342500
0,3086600	0,1278300	0,3086600	-0,0347400
0,3392800	0,1311900	0,3392800	-0,0349900
0,3705900	0,1337000	0,3705900	-0,0350100
0,4024500	0,1352600	0,4024500	-0,0348000
0,4347400	0,1357100	0,4347400	-0,0343500
0,4673000	0,1349000	0,4673000	-0,0336500
0,5000000	0,1327400	0,5000000	-0,0327200
0,5327000	0,1291900	0,5327000	-0,0315500
0,5652600	0,1242900	0,5652600	-0,0301200
0,5975500	0,1180800	0,5975500	-0,0284400
0,6294100	0,1106300	0,6294100	-0,0265400
0,6607200	0,1020800	0,6607200	-0,0243700
0,6913400	0,0926300	0,6913400	-0,0218700
0,7211400	0,0825900	0,7211400	-0,0189600
0,7500000	0,0723300	0,7500000	-0,0157200
0,7777900	0,0622900	0,7777900	-0,0123600
0,8043801	0,0528700	0,8043801	-0,0091300
0,8296700	0,0443700	0,8296700	-0,0062500
0,8535500	0,0368900	0,8535500	-0,0038600
0,8759201	0,0304000	0,8759201	-0,0019700
0,9157300	0,0199100	0,9157300	0,0003700
0,9484400	0,0120100	0,9484400	0,0012400
0,9734700	0,0063100	0,9734700	0,0010500
0,9903900	0,0024300	0,9903900	0,0004400
0,9989300	0,0002700	0,9989300	0,0000500
1,0000000	0,0000000	1,0000000	0,0000000

PERFIL WORTMANN 2.0			
EXTRADÓS		INTRADÓS	
X	Y	X	Y
0,000000	0,000000	1,000000	0,000000
0,001067	0,006033	0,998933	-0,000444
0,004278	0,011922	0,990389	-0,000556
0,009611	0,018622	0,973467	-0,000444
0,017044	0,025656	0,948444	-0,000756
0,026533	0,032367	0,915733	-0,002133
0,038056	0,040089	0,875922	-0,004967
0,051556	0,048078	0,853556	-0,007356
0,066989	0,056111	0,829667	-0,010244
0,084267	0,064056	0,804378	-0,013633
0,103322	0,071856	0,777789	-0,017356
0,124078	0,079400	0,750000	-0,021222
0,146456	0,086633	0,721144	-0,024956
0,170333	0,093444	0,691344	-0,028367
0,195622	0,099767	0,660722	-0,031367
0,222211	0,105556	0,629411	-0,034044
0,250000	0,110700	0,597556	-0,036444
0,278856	0,115156	0,565256	-0,038622
0,308656	0,118833	0,532700	-0,040544
0,339278	0,121689	0,500000	-0,042222
0,370589	0,123700	0,467300	-0,043644
0,402456	0,124756	0,434744	-0,044844
0,434744	0,124711	0,402456	-0,045800
0,467300	0,124900	0,370589	-0,045011
0,500000	0,123244	0,339278	-0,044489
0,532700	0,120189	0,308656	-0,043744
0,565256	0,115789	0,278856	-0,042744
0,597556	0,110078	0,250000	-0,041544
0,629411	0,103133	0,222211	-0,040111
0,660722	0,095078	0,195622	-0,038456
0,691344	0,086133	0,170333	-0,036611
0,721144	0,076589	0,146456	-0,034556
0,750000	0,066833	0,124078	-0,032322
0,777789	0,057289	0,103322	-0,029900
0,804378	0,048367	0,084267	-0,027322
0,829667	0,040367	0,066989	-0,024622
0,853556	0,033389	0,051556	-0,021767
0,875922	0,027400	0,038056	-0,018800
0,915733	0,017411	0,026533	-0,015711
0,948444	0,010011	0,017044	-0,012567
0,973467	0,004811	0,009611	-0,009644
0,990389	0,001433	0,004278	-0,006144
0,998933	-0,000233	0,001067	-0,002667
1,000000	0,000000	0,000000	0,000000

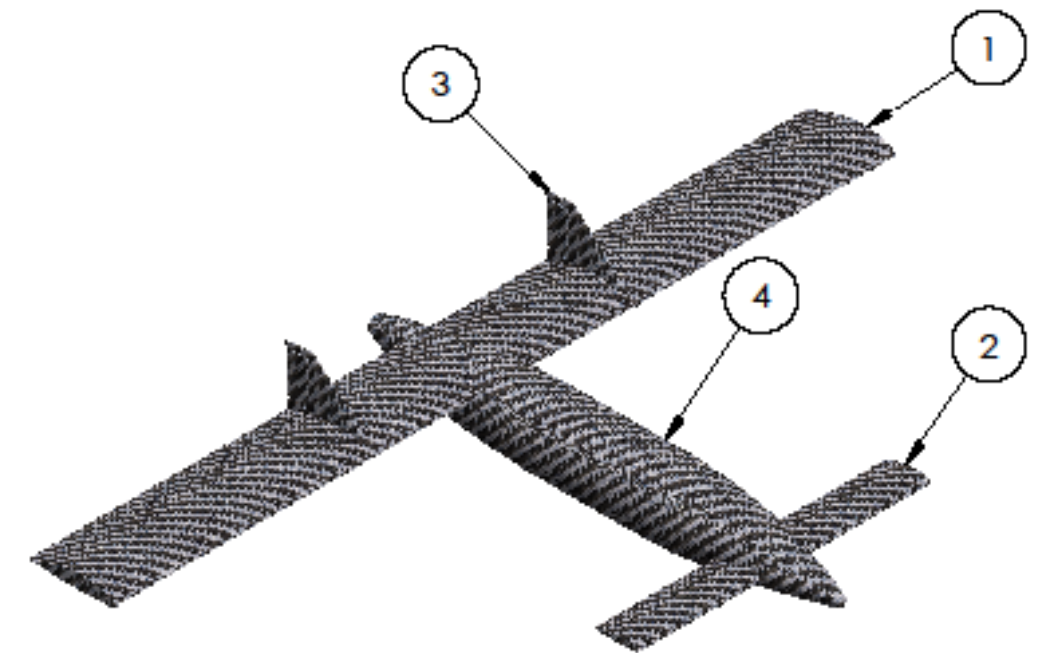
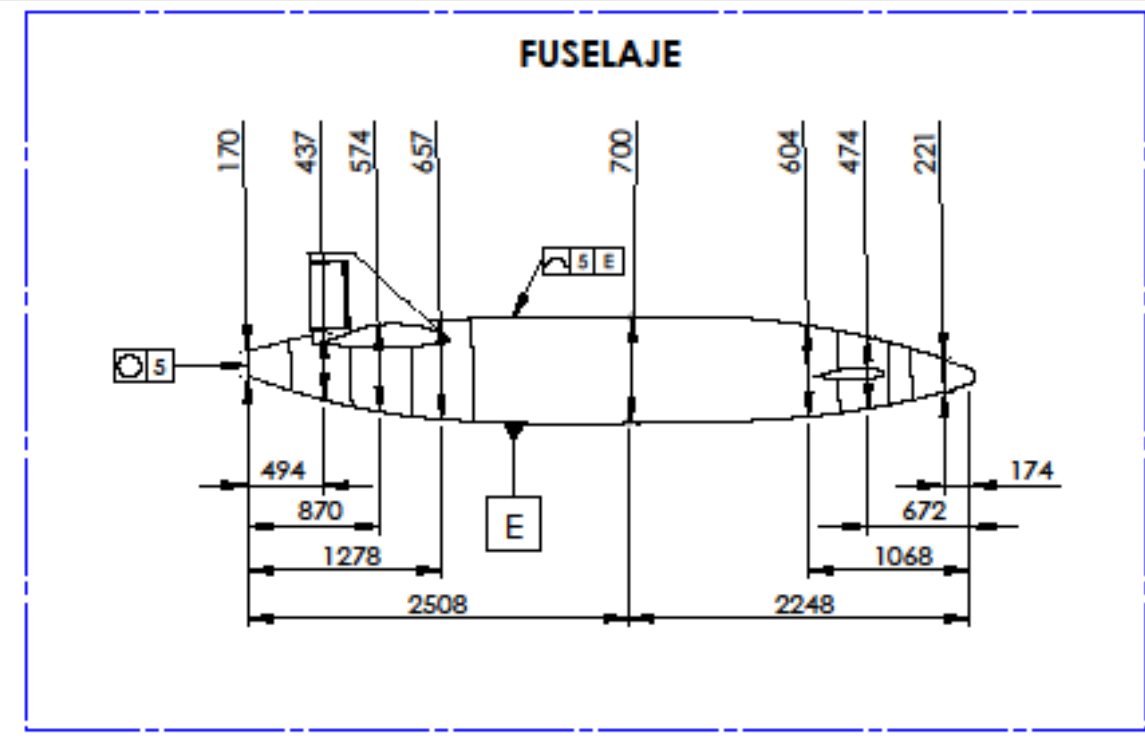
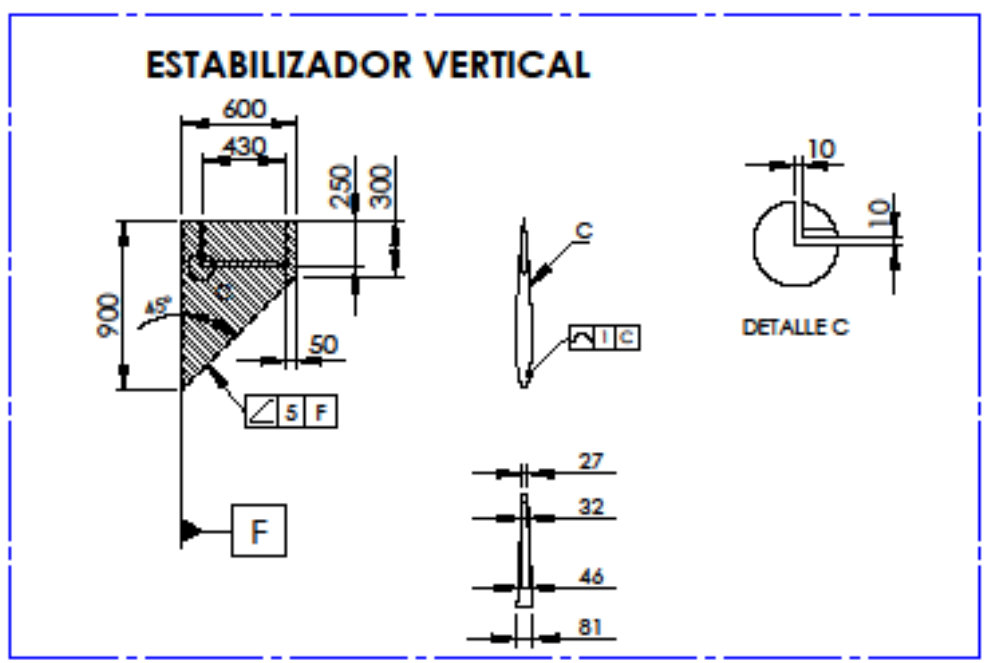
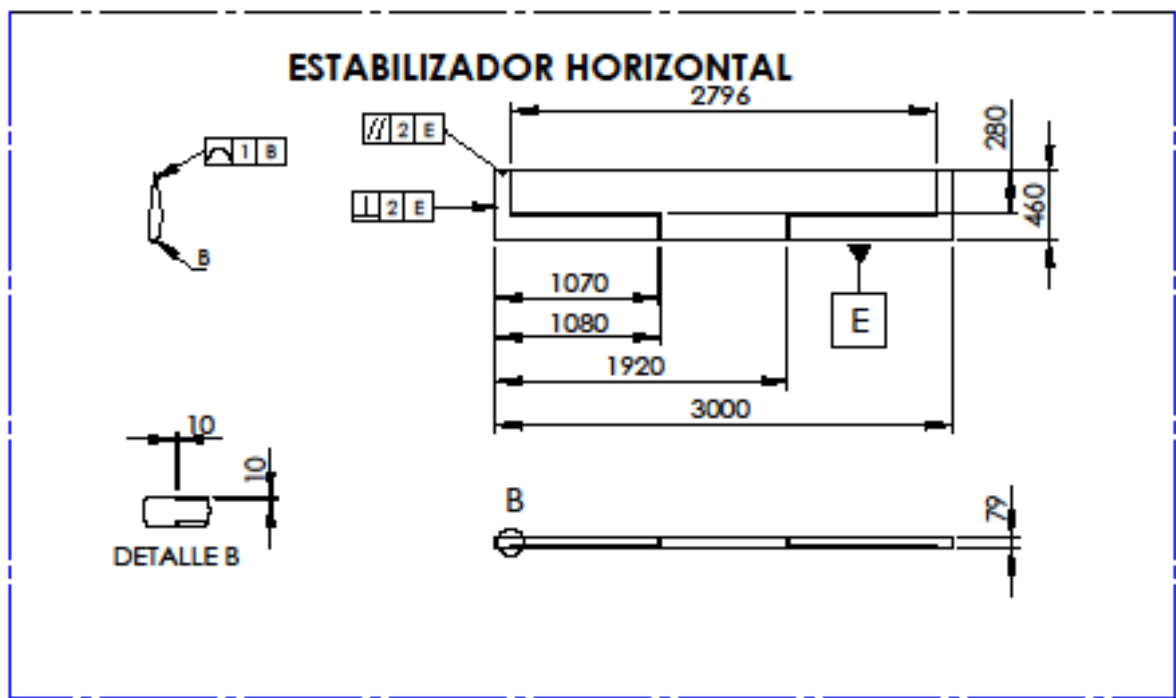
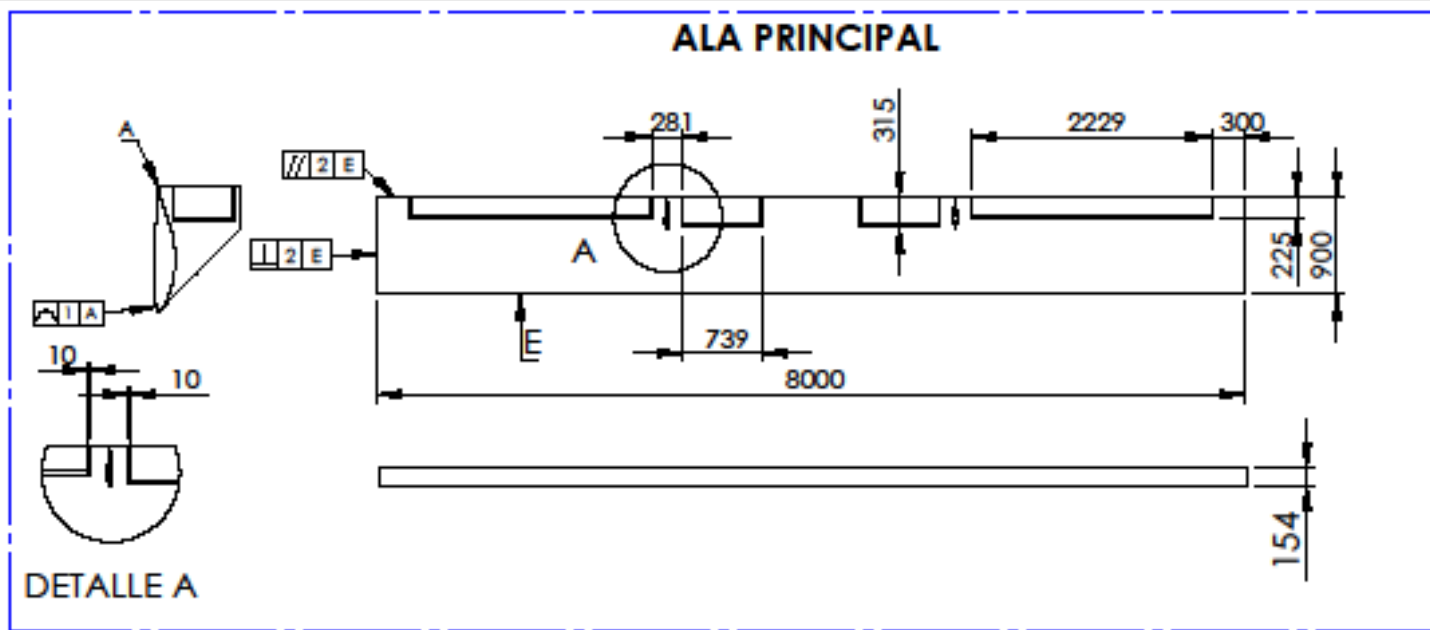
PERFIL RA163C3			
EXTRADÓS		INTRADÓS	
X	Y	X	Y
1	-0,0081	0	-0,0379
0,99	-0,0057	0,0033	-0,0486
0,95	0,0031	0,01	-0,0551
0,9	0,0143	0,02	-0,0603
0,85	0,0254	0,03	-0,0643
0,8	0,0367	0,045	-0,0683
0,75	0,0479	0,06	-0,0711
0,7	0,0581	0,12	-0,0764
0,65	0,0673	0,18	-0,0799
0,5821	0,0771	0,2239	-0,0773
0,4879	0,0871	0,2993	-0,0741
0,3936	0,0917	0,3936	-0,068
0,2993	0,0902	0,4879	-0,061
0,2239	0,0836	0,5821	-0,0512
0,18	0,077	0,65	-0,0431
0,15	0,0709	0,7	-0,0371
0,12	0,0629	0,75	-0,032
0,09	0,0523	0,8	-0,027
0,06	0,0377	0,9	-0,0182
0,03	0,0224	0,95	-0,0137
0,02	0,0154	0,99	-0,0102
0,01	0,008	1	-0,0095
0,0033	-0,0024	0,0033	-0,0486
0	-0,0379	0,01	-0,0551

ANEXO D

PLANOS DEL PROYECTO



				Tolerancia	Peso	FIBRA DE CARBONO	
				± 2 mm	1960 N		
				Fecha:	Nombre:	ANKA KAWAK	Escala: 1:100
				Dib. 15/07/15	Vélez J.		
				Rev. 15/07/15	Ing. Majarés		
				Aprob. 15/07/15	Ing. Arteaga		
				UNIVERSIDAD DE LAS FUERZAS ARMADAS		LÁMINA N° 01	
Edición	Modificación	Fecha	Nombre				



UAV - ANKA KAWAK	
DESIGNACIÓN	PERFIL
A	WORTMANN FX67K170
B	RA163C3
C	NACA 0009

No. de pieza	Denominación	No. de Norma/Dibujo	Material	No. de orden	No. Modelo	Peso Kg/Pieza	Observaciones
1	FUSELAJE	CPE-INEN-003-1989	FIBRA DE CARBONO	4	UAV-004		TIPO MONOCASCO
2	ESTABILIZADOR VERTICAL	CPE-INEN-003-1989	FIBRA DE CARBONO	3	UAV-003		
1	ESTABILIZADOR HORIZONTAL	CPE-INEN-003-1989	FIBRA DE CARBONO	2	UAV-002		
1	ALA PRINCIPAL	CPE-INEN-003-1989	FIBRA DE CARBONO	1	UAV-001		

Tolerancia	± 2 mm	Peso	1960 N	FIBRA DE CARBONO	
Fecha:	15/07/15	Nombre:	Vélez J.		
Dib.:	15/07/15	Rev.:	15/07/15		
Rev.:	15/07/15	Aprob:	15/07/15		
UNIVERSIDAD DE LAS FUERZAS ARMADAS				ANKA KAWAK	
				LÁMINA N° 02	

Escala: 1:50

ANEXO E

ARTÍCULO DEL PROYECTO

DISEÑO Y SIMULACIÓN AERODINÁMICA Y ESTRUCTURAL DE UN VEHÍCULO AÉREO NO TRIPULADO

Jonathan Vélez

Félix Manjarrés

Oscar Arteaga

Departamento de Ciencias de la Energía y Mecánica, Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE
Extensión Latacunga

Quijano Ordoñez y Marqués de Maenza S/N Latacunga, Ecuador

Email: jvelez91@hotmail.com, fxmanjarres@espe.edu.ec, obarteaga@espe.edu.ec

RESUMEN

El presente tema de proyecto de tesis propone la simulación del comportamiento aerodinámico y estructural del perfil aerodinámico del ala y estabilizadores verticales y horizontales de un vehículo aéreo no tripulado, así como estudiar las interacciones entre ellos, que cumpla parámetros principales de simulación, con la asistencia de una herramienta CAD y un programa de simulación de dinámica de fluidos CFD. El proyecto contempla el respectivo análisis estructural y la simulación aerodinámica de la aeronave utilizando software de simulación mencionados anteriormente. Una vez elaborado el proyecto la información recopilada y la investigación realizada será facilitada para futuras construcciones del vehículo aéreo, poniéndoles al tanto del funcionamiento y las normas que se emplean para la construcción del mismo.

ABSTRACT

This thesis project topic proposed aerodynamic simulation and structural behavior of the airfoil wing and vertical and horizontal stabilizers of an unmanned aerial vehicle and study the interactions between them, which meets main simulation parameters, with the assistance a CAD tool and simulation software CFD fluid dynamic. *The project includes the respective structural analysis and simulation of aerodynamics of the aircraft using simulation software mentioned above. Once the project developed information collected and the investigation will be provided for future development of air vehicle, putting to both the operation and the rules that are used for construction.*

I. INTRODUCCIÓN

Los vehículos aéreos no tripulados UAV, que viene de sus siglas en inglés de Unmanned Aerial Vehicle, o sistema

aéreo no tripulado UAS de Unmanned Aerial System y conocido en castellano por sus siglas como VANT de Vehículo Aéreo No Tripulado, son aeronaves capaces de volar autónomamente, es decir sin la necesidad de un humano como piloto, son mayormente utilizados en aplicaciones militares, aunque también en aplicaciones del ámbito civil, tales como misiones de reconocimiento en desastres naturales, monitoreo en eventos públicos, entre otros.

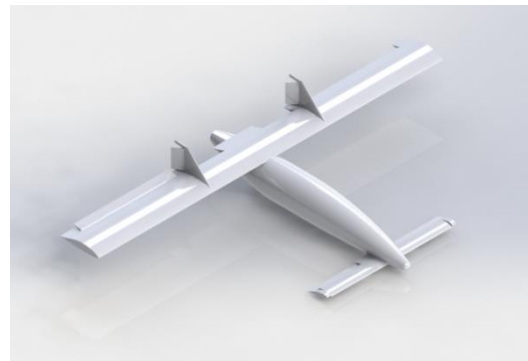


Figura 1. Vehículo Aéreo No Tripulado (ANKA KAWAK)

II. PARÁMETROS DE DISEÑO

Los parámetros de diseño son analizados bajo las siguientes condiciones:

- **Materiales:** Los materiales que sean empleados en una hipotética construcción del UAV deben ser de tipo compuestos, ya que estos tienen la capacidad de resistir a las bajas temperaturas, además deben tener la calidad de ser inoxidable ya que la aeronave puede crear condensación debido a que no solo trabajará en áreas frías sino que también lo hará en climas cálidos.
- **Geometría estructural:** Depende directamente entre la relación peso – dimensiones; el diseño es fundamental para la aeronave debido a que la forma aerodinámica que posean las alas serán las que den la sustentabilidad al UAV, si el perfil alar

está mal escogido puede ocasionar una pérdida de la fuerza de sustentación sobre el ala ya sea en el despegue, en el aterrizaje o en una simple maniobra y que el vehículo se llegue a desplomar.

- Seguridad: Un punto importante ya que estos vehículos tripulados por radiocontrol son utilizados en misiones de reconocimiento y rescate por lo que la seguridad de vuelo debe ser primordial, en este punto se debe tomar en consideración las cargas sobre la estructura para determinar la resistencia a flexión, la fatiga y sobre todo resistencia al impacto, ya que si por algún motivo la aeronave llega a desplomarse. Un factor de seguridad óptimo para el ala y el estabilizador debe estar entre 2 y 2.5, ya que con este factor garantizará la seguridad del vuelo.
- Peso del UAV: El peso de la aeronave no debe ser superior a los 250 Kg, por lo que el ala y estabilizador deben ser el 40% del peso total, es decir, deben pesar 100 Kg aproximadamente.

III. SELECCIÓN DE PERFILES AERODINÁMICOS

Ala Principal

Con el fin de reducir la búsqueda del perfil alar que esté acorde con el diseño del proyecto, se ha determinado una lista de perfiles más utilizados en UAV, como podemos ver en Tabla 1

Tabla 1
Perfiles utilizados en alas de UAV's y sus coeficientes

α	Eppler E222			Wortmann FX 67K170		
	C_L	C_D	C_M	C_L	C_D	C_M
0	0.3523	0.0090	-0.084	0.4461	0.0162	-0.0896

Para poder escoger un perfil debemos tomar en cuenta estas condiciones:

Coefficiente de sustentación (CL): En este caso se debe tener el mayor valor posible sin importar el ángulo al que se encuentre el UAV.

Coefficiente de arrastre (CD): Se tomará el que tenga menor valor, debido a que

este coeficiente representa la resistencia al avance.

Coefficiente de momento (CM): Se tomará el que tenga menor valor.

Tabla 2
Selección del perfil aerodinámico del ala principal

Formato de selección	FP	Eppler E222	Wortmann FX 67K170
C_L	0.50	-	X
C_D	0.30	X	-
C_M	0.20	-	X
Σ		0.30	0.70

Con ayuda de la Tabla 2 es posible determinar que la alternativa óptima para el ala principal es realizarla con un perfil alar tipo WORTMANN FX 67K170.

Estabilizador horizontal

Se utilizará la misma metodología utilizada para el perfil del ala, pero en este caso se lo realizará para el estabilizador horizontal.

Tabla 3
Perfiles utilizados en estabilizadores de UAV's y sus coeficientes

α	NACA 0009			RA163C3		
	C_L	C_D	C_M	C_L	C_D	C_M
0	0	0.0101	0	0.249	0.014	-0.08

Mediantes las mismas condiciones establecidas anteriormente se realizará la selección del perfil para el estabilizador.

Tabla 4
Selección del perfil aerodinámico del estabilizador principal

Formato de selección	FP	NACA 0009	RA163C3
C_L	0.50	-	X
C_D	0.30	X	-
C_M	0.20	-	X
Σ		0.3	0.7

Se determinó que la alternativa óptima para el estabilizador horizontal es realizarla con un perfil alar tipo RA163C3 según la Tabla 4.

IV. CÁLCULO Y SELECCIÓN DE PERFILES ESTRUCTURALES

a. Ala Principal

El ala principal constará en su estructura con dos vigas una principal y una secundaria, las cuales serán las que soportarán las cargas aerodinámicas, adicional a esto se añadirán dos caps a cada viga para tener una configuración en C.



Figura 2. Configuración estructural del ala

De la Figura 4 se dirá que la viga principal se encuentra a una distancia de 30% de la cuerda del perfil y la viga secundaria está en el 65% de la cuerda del perfil.

Tabla 5

Listado de dimensiones de la estructura en el perfil del ala y estabilizador

SECCIÓN	DIMENSIÓN (m)
ALA PRINCIPAL	
Altura de la viga principal	0,140
Longitud del cap sup. de la viga principal.	0,04
Longitud del cap inf. de la viga principal.	0,04
Longitud del cap sup. de la viga secundaria	0,031
Longitud del cap inf. de la viga secundaria	0,031
Altura de la viga secundaria	0,108
Espesor de la viga principal	0,005
Espesores de los caps	0,005
Espesor de la viga secundaria	0,005
Envergadura	8
Cuerda	0,9
Distancia desde el centro del ala hasta el punto de sujeción con el fuselaje	0,15
ESTABILIZADOR HORIZONTAL	
Altura de la viga principal y secundaria	0,0051
Longitud del cap sup. de las vigas	0,0217
Longitud del cap inf. de las vigas	0,0217
Espesor de la viga principal y secundaria	0,0033
Espesores de los caps	0,0033
Envergadura	3
Cuerda	0,46
Distancia desde el centro del estabilizador hasta el punto de sujeción con el fuselaje	0,15
Peso de UAV	200Kg

En la Tabla 5 se observan los valores de las vigas y las dimensiones de la estructura utilizada.

Para realizar los cálculos de esfuerzos es necesario obtener los valores de sustentación y arrastre máximos generados sobre el perfil alar, para lo cual se utilizarán las formulas (1) y (2) respectivamente.

$$F_L = \frac{S \cdot \rho \cdot v^2}{2 \cdot (\cos \alpha)} \cdot C_L \quad (1)$$

$$F_D = \frac{S \cdot \rho \cdot v^2}{2 \cdot (\cos \alpha)} \cdot C_D \quad (2)$$

- ✓ F_L = Fuerza de sustentación (N)
- ✓ F_D = Fuerza de arrastre (N)
- ✓ S = Superficie alar (m²)
- ✓ C_L = Coeficiente de sustentación
- ✓ C_D = Coeficiente de arrastre
- ✓ ρ = Densidad de flujo (Kg/m³)
- ✓ v = Velocidad del flujo (m/s)
- ✓ α = Ángulo de ataque (rad)

Tabla 6

Fuerzas de sustentación y arrastre sobre el perfil del ala

α	Superficie (m ²)	Velocidad (m/s)	CL CD	FL (N)
18	3,24	50	1,5630	8153,4
18	3,24	50	0,05815	303,342

En la Figura 5 tenemos la viga del ala representada en una vista frontal, en donde tenemos que la F_L está dividido para 4 ya que la fuerza de sustentación total que soporta cada una de las vigas es $F_L/2$, pero como queremos determinar la fuerza para una mitad del ala entonces $F_L/2$ la dividiremos para 2 obteniendo de esta manera $F_L/4$.

Además R_1 y R_2 representan las reacciones que producen los puntos de anclaje entre el ala y el fuselaje.

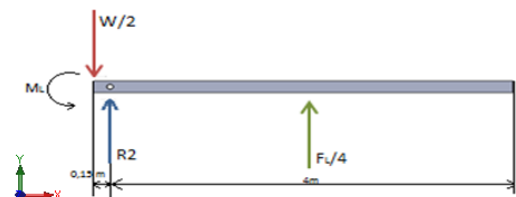




Figura 3. Diagrama de cuerpo libre. Eje X y Y

Los cálculos realizados a continuación son para las fuerzas generadas sobre el eje X.

$$\sum F_y = 0$$

$$-\frac{W}{2} + R_2 + \frac{F_L}{4} = 0$$

$$R_2 = -1058,37 \text{ N}$$

$$\sum M_{R_2} = 0$$

$$M_L = -\frac{W}{2}(0,15m) - \frac{F_L}{4}(2m - 0,15m)$$

$$M_L = -3917,98 \text{ N}$$

Cálculos para las fuerzas generadas sobre el eje Y.

$$\sum F_y = 0$$

$$R_3 = -\frac{F_D}{4}$$

$$R_2 = -75,84 \text{ N}$$

$$\sum M_{R_2} = 0$$

$$M_D + \frac{F_D}{4}(2m - 0,15m) = 0$$

$$M_D = -140,3 \text{ Nm}$$

Además de estos cálculos es necesario obtener los momentos de inercia de las vigas utilizadas.

Los valores de inercia se enuncian en la tabla 7.

Tabla 7

Momentos de Inercia

Momentos de inercia viga principal
$I_{x_{vp}} = 2,967 \times 10^{-6} \text{ m}^4$

$I_{y_{vp}} = 1,273 \times 10^{-6} \text{ m}^4$
Momentos de inercia viga secundaria
$I_{x_{vs}} = 1,347 \times 10^{-5} \text{ m}^4$
$I_{y_{vs}} = 5,893 \times 10^{-7} \text{ m}^4$

El cálculo de los esfuerzos normales se lo realizará para cada uno de los 4 puntos de análisis establecidos en la Figura 6, y nos apoyaremos mediante de la Ecuación 3.



Figura 4. Puntos de análisis de las estructura.

$$\sigma_{xx} = \frac{M_L \cdot C_y}{I_{x_{vp}}} + \frac{M_D \cdot C_x}{I_{y_{vp}}} \quad (3)$$

- ✓ M_L = Momento flector con respecto a la sustentación
- ✓ M_D = Momento flector con respecto al arrastre
- ✓ C_y = Distancia sobre el eje Y, desde el centroide \bar{Y} hasta el punto de análisis.
- ✓ C_x = Distancia sobre el eje X, desde el centroide \bar{X} hasta el punto de análisis.
- ✓ $I_{x_{vp}}$ = Momento de inercia sobre el eje X
- ✓ $I_{y_{vp}}$ = Momento de inercia sobre el eje Y

En la Tabla 8 se enlistan los valores para los esfuerzos normales de cada uno de los 4 puntos de análisis, teniendo en cuenta que los valores con signo negativo corresponden a tensión y los de signo positivo a compresión.

Tabla 8

Esfuerzos normales en la estructura

Puntos	Esfuerzos Normales (MPa)
1	-96,22
2	93,61
3	-17,86
4	22,12

Al igual que en los esfuerzos normales, utilizaremos 4 puntos de referencia para

realizar el cálculo de los esfuerzos cortantes, y lo realizaremos mediante la Ecuación 4.

$$\tau_{xy} = \frac{F_L + F_D}{4 \cdot A} \quad (4)$$

- ✓ F = Fuerzas máximas que se aplican sobre la viga. (F_L y F_D)
- ✓ A = Area de la viga principal y secundaria respectivamente.

La Tabla 9 nos muestra los valores para los esfuerzos cortantes de cada uno de los 4 puntos de análisis.

Tabla 9
Esfuerzos cortantes en la estructura.

Puntos	Esfuerzos Cortantes (MPa)
Centro de la viga principal	1,92
Centro de la viga secundaria	2,49

A continuación es necesario calcular los esfuerzos principales y cortantes máximos, para lo cual nos valdremos del círculo de Mohr y así obtener estos valores como se pueden apreciar en la Figura 7.

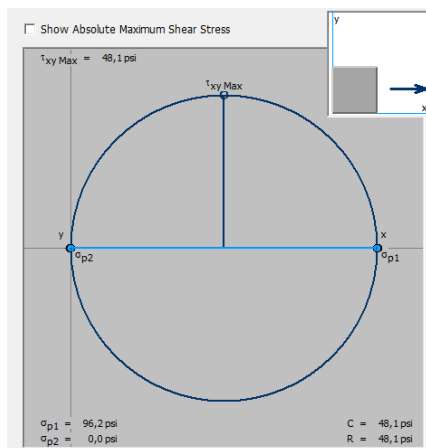


Figura 7. Círculo de Mohr

Una vez obtenido el esfuerzo principal máximo y mínimo podemos determinar el factor de seguridad mediante el criterio de Mohr-Coulomb modificado y la Ecuación 5 (utilizaremos este método ya que la fibra de carbono a utilizarse es un material frágil), el cual nos indica que la falla suele ocurrir cuando uno de los dos esfuerzos principales, σ_{P1} y σ_{P2} , es igual a

la resistencia del material, que puede ser S_{ut} o S_{uc} .

$$n = \frac{S_{ut}}{\sigma_{P1}} \quad (5)$$

S_y = Resistencia a la fluencia del material a utilizarse.

σ_{P1} = Esfuerzo máximo aplicado sobre la viga

Para realizar nuestro cálculo se tomará en cuenta que el material que se va a utilizar para la estructura del UAV es fibra de carbono que tiene una resistencia a la tracción mínima y máxima de 197 a 217 MPa. Las características del material se muestran en la Figura 8.

Mechanical properties			
Young's modulus	12.8	- 24.1	GPa
Compressive modulus	* 12.8	- 24.1	GPa
Flexural modulus	12.8	- 22.2	GPa
Shear modulus	* 4.81	- 9.06	GPa
Bulk modulus	* 16.8	- 17.7	GPa
Poisson's ratio	0.319	- 0.345	
Shape factor	8.3		
Yield strength (elastic limit)	* 190	- 228	MPa
Tensile strength	190	- 228	MPa
Compressive strength	172	- 240	MPa

Figura 8. Propiedades de la fibra de carbono.
Fuente: CES EduPack (2009)

Realizando los cálculos correspondientes obtenemos un factor de seguridad mínimo de 1,97 a 2,37, valores que se encuentran en un rango aceptable de diseño.

b. Estabilizador horizontal

Se debe realizar el mismo procedimiento que para las vigas del ala principal, hasta el cálculo del momento de inercia ya que para calcular el momento los esfuerzos normales utilizaremos una nueva formula

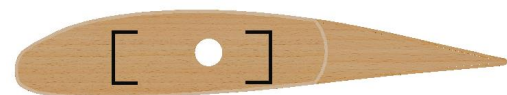


Figura 9. Configuración estructural del estabilizador

El cálculo de los esfuerzos normales se lo realizará para cada uno de los 4 puntos de análisis establecidos en la Figura 6, y nos apoyaremos mediante de la Ecuación 6.

$$\sigma_{xx} = \frac{M_L}{S_x} + \frac{M_D}{S_y} \quad (6)$$

- ✓ M_L = Momento flector con respecto a la sustentación
- ✓ M_D = Momento flector con respecto al arrastre
- ✓ S_y = Inercia de la viga en el eje Y
- ✓ S_x = Inercia de la viga en el eje X

$$\sigma_{xx} = 151,28 \text{ MPa}$$

Al igual que en los esfuerzos normales, utilizaremos 4 puntos de referencia para realizar el cálculo de los esfuerzos cortantes, y lo realizaremos mediante la Ecuación 4.

$$\tau_{xy} = 0,668$$

Se calculan los esfuerzos principales y cortantes máximos mediante el círculo de Mohr y así obtener estos valores como se pueden apreciar en la Figura 10.

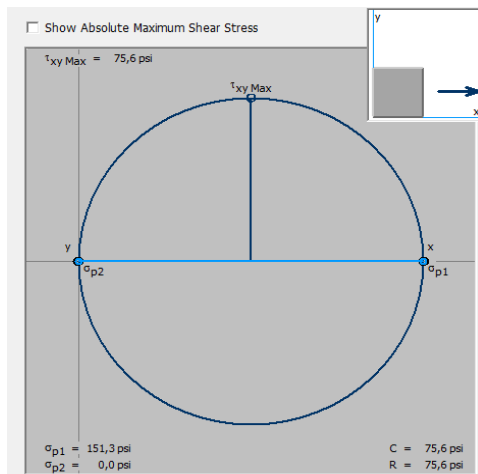


Figura 10. Círculo de Mohr

Una vez obtenido el esfuerzo principal máximo y mínimo podemos determinar el factor de seguridad mediante la Ecuación 5.

Para realizar nuestro cálculo se tomará en cuenta que el material que se va a utilizar para la estructura del UAV es fibra de carbono que tiene una resistencia a la tracción mínima y máxima de 197 a 217 MPa. Las características del material se muestran en la Figura 8.

Una vez realizados los cálculos podemos obtener que el factor de seguridad mínimo esta entre 1.25 a 1,5, valores que

se encuentran en un rango aceptable de diseño.

V. SIMULACIÓN ESTRUCTURAL DEL UAV

a. Análisis de esfuerzos en el Ala Principal

Sobre la estructura del ala principal se distribuyen las fuerzas tanto de sustentación como de arrastre que la misma genera debido a su área y coeficientes del perfil.

Estas fuerzas actúan directamente sobre la viga principal y secundaria, pero adicionalmente se le agrega a la estructura unas costillas falsas las cuales proporcionan la forma de la piel y adicional a esto ayudarán a la distribución de los esfuerzos generados sobre el ala.

Tabla 10

Parámetros de simulación para el ala principal

Fuerza	Valor (N)
F_L	4076
F_D	151,66
Peso	960
R_1	1058
R_2	151,68

En la figura 11 se representa los puntos de sujeción y aplicación de fuerzas sobre el ala principal.

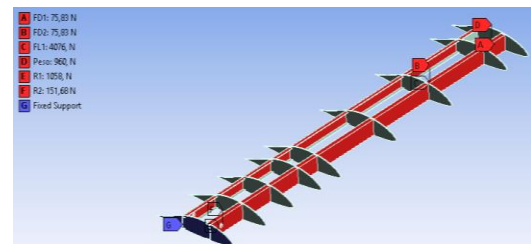


Figura 11. Aplicación de cargas y sujeciones sobre el ala.

A través de la figura 12 se ilustran los resultados obtenidos en el análisis realizado sobre el ala principal.

La figura A representa la deformación total generada en ala cuyo valor máximo es de 262,39 mm y localizada en el extremo de la misma.

En la figura B se ilustra el esfuerzo principal máximo, indicando un valor máximo de 90,235 Mpa, y como sabemos por los datos de la Figura 3.16, este valor es menor al límite de fluencia del material. Y la figura C representa el factor de seguridad del diseño cuyo valor mínimo es de 1.97, este resultado permite asegurar la fiabilidad del ala principal.

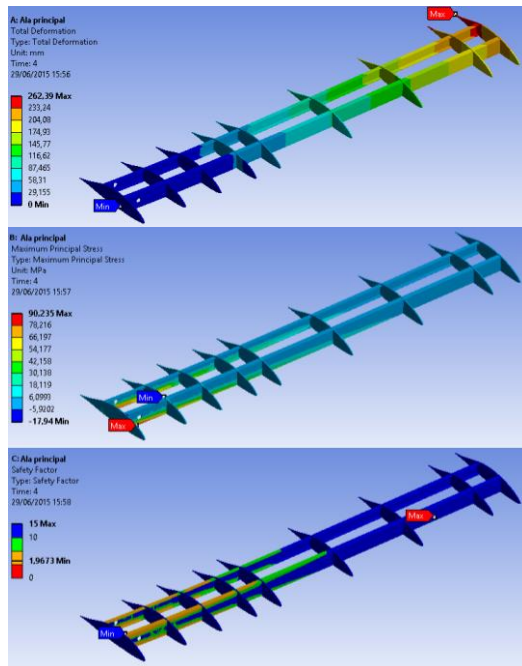


Figura 12. Resultados de la simulación del ala.

b. Análisis de esfuerzos en el Estabilizador Horizontal

Al igual que ocurre sobre el ala principal las fuerzas de sustentación y arrastre son las que actúan sobre este elemento y de igual manera el estabilizador cuenta con dos perfiles estructurales y varias costillas falsas las cuales ayudaran a dar forma a la piel del ala y a la distribución de los esfuerzos generados sobre el estabilizador.

Tabla 11
Parámetros de simulación para el estabilizador

Fuerza	Valor (N)
F_L	1595,41
F_D	98,94
R_1	1585,4
R_2	98,94

En la figura 13 se representa los puntos de sujeción y aplicación de fuerzas sobre el estabilizador principal.

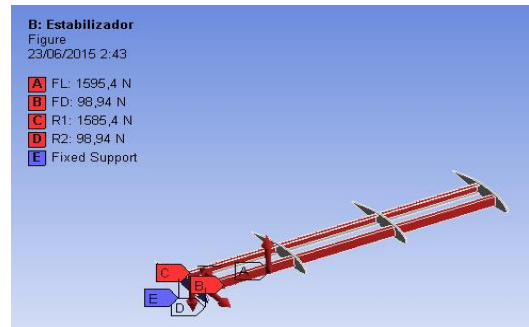


Figura 13. Aplicación de cargas y sujeciones sobre el estabilizador.

A través de la figura 14 se ilustran los resultados obtenidos en el análisis realizado sobre el ala principal.

La figura A representa la deformación total generada en estabilizador cuyo valor máximo es de 115,98 mm y localizada en el extremo de la misma.

En la figura B se ilustra el esfuerzo principal máximo, indicando un valor máximo de 153,04 Mpa, y como sabemos por los datos de la Figura 3.16, este valor sigue siendo menor al límite de fluencia del material.

Y la figura C representa el factor de seguridad del diseño cuyo valor mínimo es de 1,34, este resultado permite asegurar la fiabilidad del estabilizador horizontal.

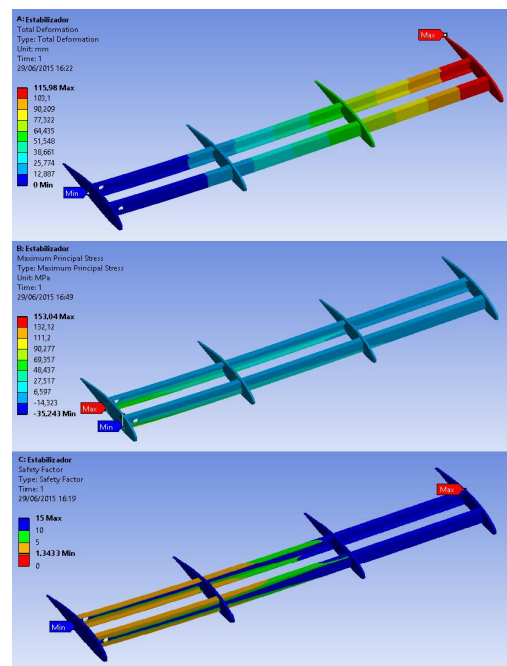


Figura 14 Resultados de la simulación del estabilizador

c. Análisis de esfuerzos en el Fuselaje

El fuselaje es de tipo monocasco, es decir, que está compuesto por unos anillos para su estructura, además de estar reforzada por parantes que atraviesan toda la estructura.

Tabla 12
Parámetros de simulación para el Fuselaje

Fuerza	Valor (N)
F_{Lala}	8152
F_{Dala}	303,32
Peso	2450
R_{1ala}	2116
R_{2ala}	303,36
$F_{Lestabilizador}$	3190,8
$F_{Destabilizador}$	197,88
$R_{1estabilizador}$	3170,4
$R_{2estabilizador}$	197,88

En la figura 15 se representa los puntos de sujeción y aplicación de fuerzas sobre el estabilizador principal.

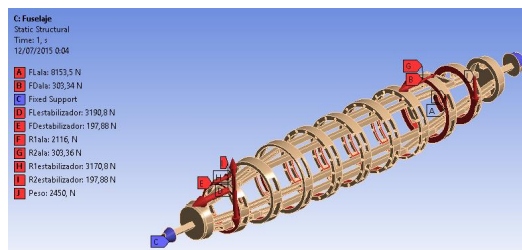


Figura 15. Aplicación de cargas y sujeciones sobre el fuselaje.

A través de la figura 16 se ilustran los resultados obtenidos en el análisis realizado sobre el ala principal.

La figura A representa la deformación total generada el ala cuyo valor máximo es de 1,18 mm y localizada en el punto de sujeción del ala.

En la figura B se ilustra el esfuerzo principal máximo, indicando un valor máximo de 244,33 Mpa, siendo este valor menor al del límite de fluencia del material.

La figura C representa el factor de seguridad del diseño cuyo valor mínimo

es de 1,62, este resultado permite asegurar la fiabilidad del fuselaje.

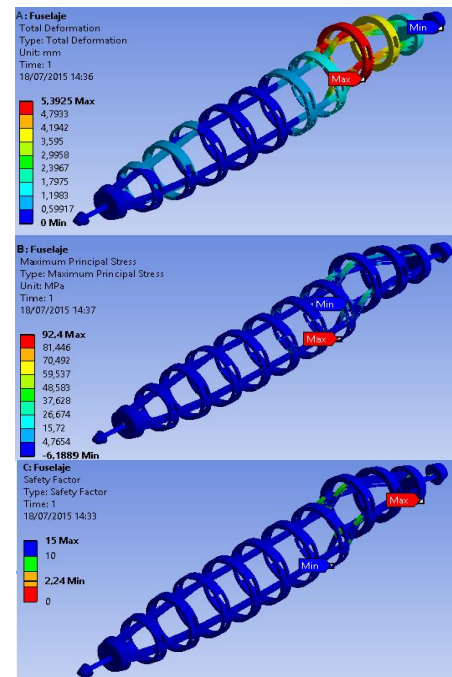


Figura 16. Resultados de la simulación del Fuselaje

VI. SIMULACIÓN DE PERFILES AERODINÁMICOS.

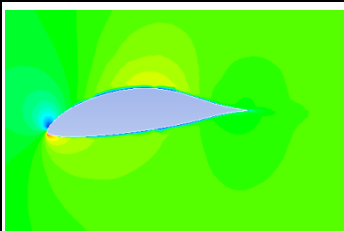
Para las simulaciones determinaremos el peor escenario posible, el cual se genera al momento del despegue, estas condiciones son las siguientes:

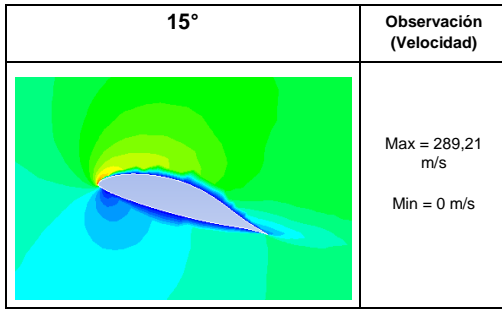
- Velocidad de vuelo = 50 m/s (Despegue)
- Temperatura = 15°C
- Densidad (ρ) = 1,225 Kg/m³
- Presión = 101325 Pa
- Viscosidad Dinámica (μ) = 1,789 x 10⁻⁵ Pa.s

a. Perfil aerodinámico ala principal

En el ala principal tenemos el perfil WORTMANN FX67K170.

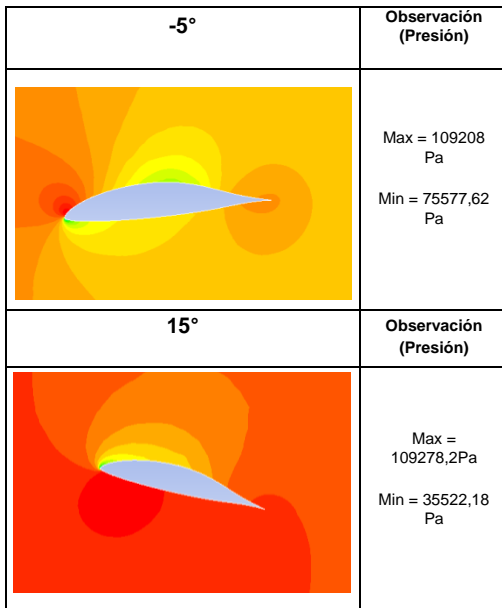
Tabla 13
Velocidad del aire sobre el perfil WORTMANN FX67K170

-5°	Observación (Velocidad)
	Max = 213 m/s Min = 0 m/s



La Tabla 13 muestra los valores de velocidad del aire que se genera sobre el perfil seleccionado para ser utilizados en el ala principal, para optar por el perfil con mejor rendimiento aerodinámico se debe tomar en cuenta que el valor de velocidad sobre el perfil debe ser lo mayor posible, mientras que por debajo debe ocurrir lo contrario, debe haber una menor velocidad, observando la tabla se puede reconocer que el perfil WORTMANN FX67K170 es el que mejor cumple con estas condiciones.

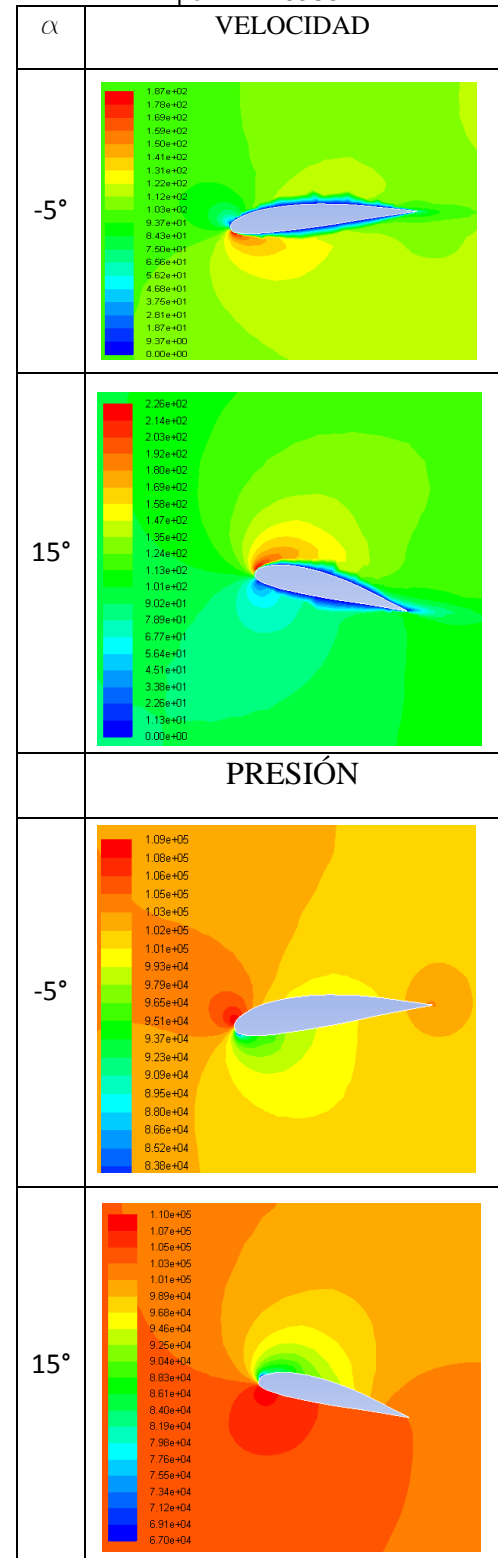
Tabla 14
Presión del aire sobre el perfil WORTMANN FX67K170



Los valores de presiones que se generan sobre el perfil se los puede observar en la Tabla 14, el valor máximo de presión se debe generar por la parte de abajo del perfil, esto es lo que produce la sustentación, mientras que el valor mínimo se genera en la parte superior del perfil, esta caída de presión genera un vacío que ayuda con la sustentabilidad.

b. Perfil aerodinámico estabilizador horizontal

Tabla 15 Velocidad y presión del aire sobre el perfil RA163C3



La Tabla 15 representa los datos de velocidad y presión que se genera el sobre el perfil del estabilizador horizontal.

De esta misma tabla podemos apreciar que este perfil es idóneo para el trabajo que debe realizar, ya que, sin importar el ángulo de ataque al que sea expuesto este seguirá teniendo sustentabilidad, asegurando la fiabilidad del vuelo.

c. Fuselaje

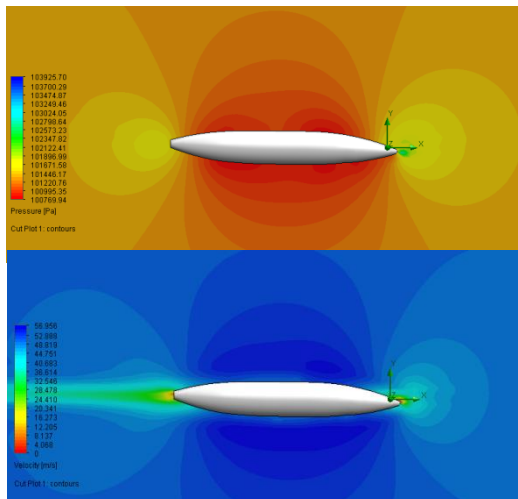


Figura 17. Velocidad y presión sobre el fuselaje

La Figura 17 representa los datos de velocidad y presión que se genera el sobre el fuselaje. Es importante mencionar que sobre el fuselaje se debe generar la misma velocidad y presión tanto en la parte de superior como en la inferior del mismo, sobre todo para un ángulo de ataque de 0° .

Esto debe ser así debido a que se necesita que el fuselaje tenga la menor influencia sobre el vuelo, y al tener un flujo de aire simétrico se estarían contrarrestando las fuerzas generadas sobre el fuselaje.

VII. SIMULACIONES DEL UAV EN VUELO

a. Despegue del UAV

Las simulaciones del despegue se realizarán para 15° , con una apertura de los alerones de 30° y bajo las siguientes condiciones del aire:

Presión del aire: 101325 Pa
Densidad del aire: $1,225 \text{ Kg/cm}^3$
Velocidad de vuelo: 50 m/s

• Ángulo de ataque 15°

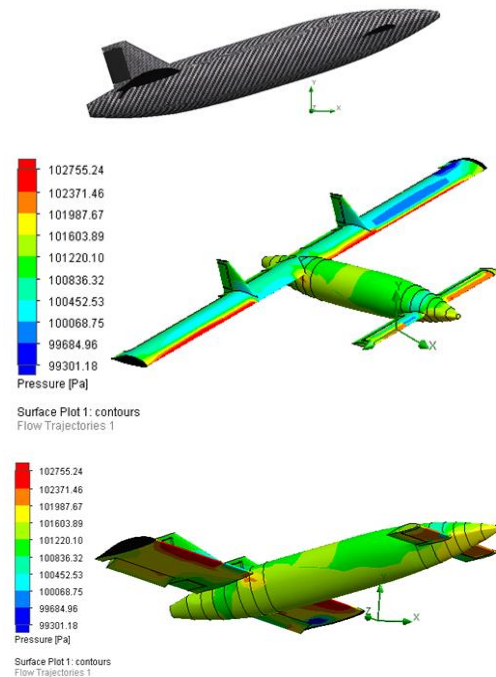


Figura 18. Despegue del UAV

La Figura 18 muestra que para todos los ángulos de ataque al despegue se observa cuanta incidencia tiene el uso de alerones para realizar los despegues ya que a medida que la inclinación del UAV va en aumento, la fuerza de sustentación que se encuentra por debajo del ala se ve reducida lo que significa que la aeronave puede entrar en pérdida, para lo cual los alerones provocan que sobre ellos la presión aumente ayudando al ala a generar la suficiente sustentabilidad para el vuelo.

b. Vuelo crucero

Las simulaciones del vuelo crucero se realizarán para una altura de 3000 msnm y con una apertura de los estabilizadores verticales de 45° para poder determinar la funcionalidad de los mismos. Las condiciones atmosféricas son las siguientes:

Presión del aire: 70100 Pa
Densidad del aire: $0,9093 \text{ Kg/cm}^3$
Velocidad de vuelo: 33 m/s

- **Ángulo de ataque 0°**

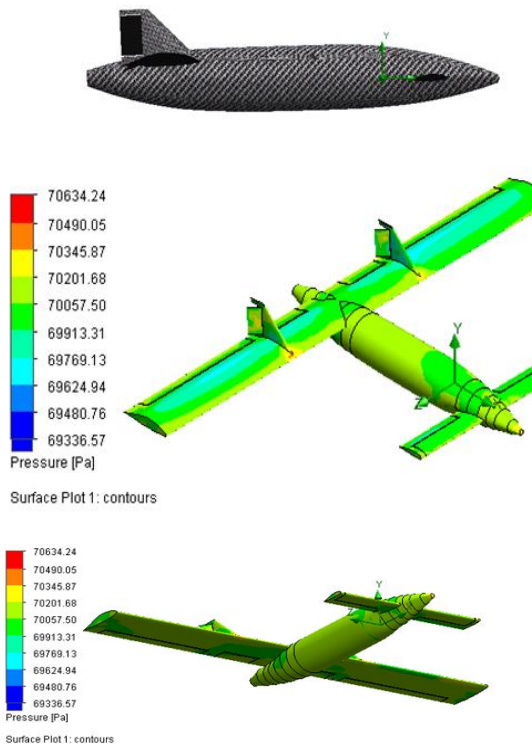


Figura 19 Vuelo crucero

En la Figura 19 se observa cómo se genera una mayor presión sobre los estabilizadores verticales lo que ayuda al momento de realizar una maniobra o un giro.

c. Aterrizaje del UAV

La simulación del aterrizaje será para -10°, con una apertura de los alerones de 20° y bajo las siguientes condiciones del aire:

- Presión del aire:** 101325 Pa
- Densidad del aire:** 1,225 Kg/cm³
- Velocidad de vuelo:** 33 m/s

- **Ángulo de ataque -10°**

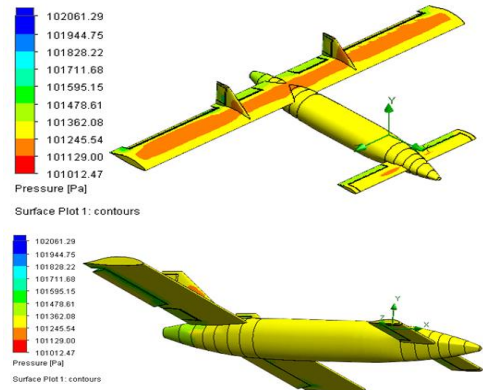


Figura 20. Aterrizaje del UAV

En la Figura 20 se aprecia un vuelo en descenso para diferentes ángulos de ataque, al igual que al momento del despegue lo alerones ayudan en gran medida a crear sustentación positiva, además se observa que sobre el ala existe una caída de presión por el extradós, esta disminución produce que se cree un vacío por la parte superior del ala, esto ayuda a crear la sustentabilidad requerida.

VIII. CONCLUSIONES

- Se han seleccionado el perfil Wortmann FX64X170 para la aeronave ya que este genera una excelente fuerza de sustentación para diferentes condiciones de vuelo, además de que tiene una baja resistencia aerodinámica, algo que es primordial al momento de requerir un bajo consumo de combustible, además se determinó que el perfil a utilizarse para el estabilizador horizontal será el RA136C3, ya que este tiene la capacidad de sustentarse para ángulos de ataque hasta de 18°, al juntar los dos perfiles se garantiza que la aeronave tendrá una excelente sustentabilidad.
- En el diseño estructural se determinó que gracias a la geometría utilizada para el ala principal esta tiene la capacidad de soportar esfuerzos máximos de Von Mises de 100 Mpa, mientras que el estabilizador horizontal soporta hasta 126 Mpa, además la deformación que presenta el ala y estabilizador es 262,39 mm y 102,39 mm; todos estos valores han sido obtenidos mediante los cálculos realizados en el Capítulo 3 y

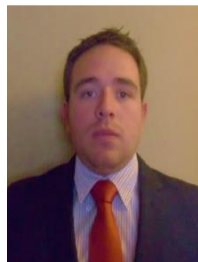
corroborados por la simulación en ANSYS.

- El factor de seguridad obtenido en el ala mediante las simulaciones es de 1,89 y para el estabilizador tenemos un valor de 1,5; teniendo en cuenta que este valor ha sido obtenido para el centro del ala en donde el material tiene más posibilidad de fallar se concluye que estos factores de seguridad pueden garantizar la fiabilidad del vuelo.
- Con ayuda de las curvas obtenidas del perfil WORTMANN FX67K170 se concluye que el ángulo de ataque máximo al cual se le puede someter al UAV es de 18°, ya que superando este ángulo la aeronave entraría en pérdida provocando un desplome de la misma, lo cual se debe tomar en cuenta en caso de una operación manual.

IX. REFERENCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- AGUADO, X. (s.f.). La fuerza de sustentación.
- Anderson, J. D. (2001). Fundamentals of Aerodynamics (Tercera Edición ed.). Estados Unidos: Ed. Mc Graw Hill.
- ARÉVALO, Pablo, & RODRÍGUEZ, A. (2011). Diseño preliminar del ala y la unión al fuselaje para el uav de alto alcance Navigator X3. Cundinamarca.
- Barrientos A., e. (s.f.). Vehículos aéreos no tripulados para uso civil. Tecnología y aplicaciones. Grupo de Robótica y Cibernética, 7.
- Guascal, J., & Quiroz, L. (2015). DISEÑO Y CONSTRUCCIÓN DE UN CHASIS PARA VEHÍCULO TIPO FORMULA SAE. Latacunga, Ecuador.
- Cruz , D. (s.f.). FUNDAMENTOS DE AERODINÁMICA. Obtenido de <http://www.cruzdesanandres.com/material/esadocs/Aerodinamica.pdf>

BIOGRAFÍA



Jonathan Vélez, nació en Latacunga provincia de Cotopaxi en Ecuador.

Graduado en el Instituto Tecnológico Superior Ramón Barba Naranjo, Latacunga – Ecuador, en la especialidad de Electromecánica Automotriz en el año 2009. Actualmente se encuentra finalizando sus estudios de Ingeniería Automotriz en la Universidad De Las Fuerzas Armadas – ESPE en la ciudad de Latacunga, Ecuador



Félix Manjarrés, nació en Guayaquil – Ecuador, Tecnólogo en Mecánica de Aviación, Ingeniero Automotriz e Ingeniero Industrial, Master en Gestión de Empresas mención PYMES, Egresado en la Escuela Politécnica Nacional del Ecuador, en el programa de Diseño, Producción y Automatización Industrial. Docente tiempo parcial en la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE en la ciudad de Latacunga desde el 2010. Consultor de proyectos en el área de Ingeniería Industrial y Mecánica



Oscar Arteaga, nació en Ambato – Tungurahua – Ecuador, Graduado de Ingeniero Mecánico en la Escuela Politécnica del Chimborazo y Master en Nuevas Tecnologías de la información y Comunicación de la Universidad Técnica de Ambato. Docente de tiempo completo en la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE en la ciudad de Latacunga desde el 2000.

UNIVERSIDAD DE LAS FUERZAS ARMADAS - ESPE
DEPARTAMENTO DE CIENCIAS DE LA ENERGÍA Y MECÁNICA
CARRERA DE INGENIERÍA AUTOMOTRIZ

CERTIFICACIÓN

Se certifica que el presente trabajo fue desarrollado por el Señor Jonathan Samuel Vélez Salazar bajo mi supervisión.

.....
Ing. FÉLIX MANJARRÉS
DIRECTOR

.....
Ing. OSCAR ARTEAGA
CODIRECTOR

.....
Ing. DANILO ZAMBRANO
DIRECTOR DE CARRERA

.....
Dr. FREDDY JARAMILLO CHECA
SECRETARIO ACADÉMICO