

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.

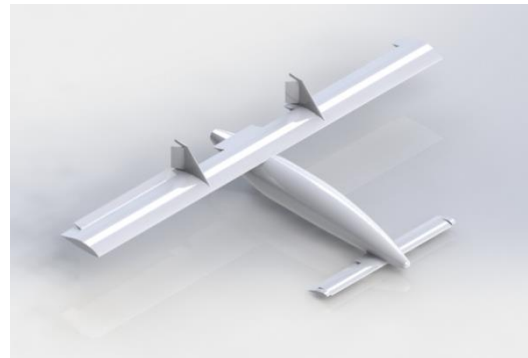


Figura 1. Vehículo Aéreo No Tripulado (ANKA KAWAK)

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

A	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 R1 y R2 representan las reacciones que producen los puntos de anclaje entre el ala y el fuselaje.

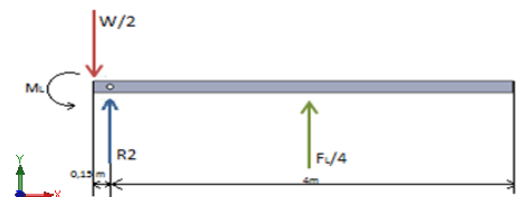




Figura 3. Diagrama de cuerpo libre. Eje X y Y

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.

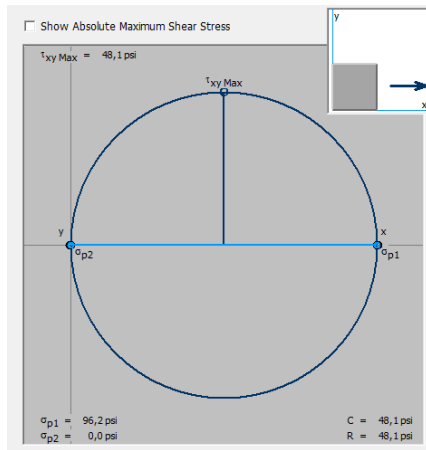


Figura 5. Círculo de Mohr

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 6. 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 7. 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.

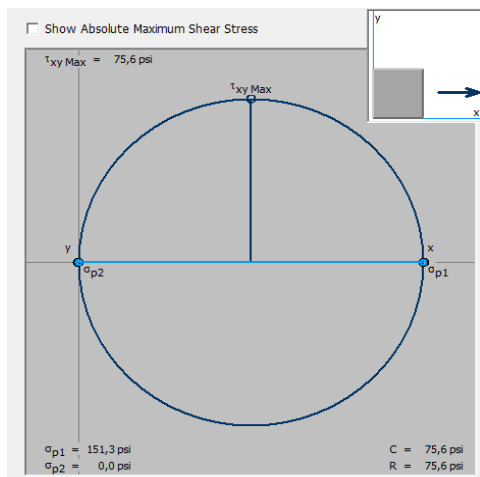


Figura 8. Círculo de Mohr

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 9 se representa los puntos de sujeción y aplicación de fuerzas sobre el ala principal.

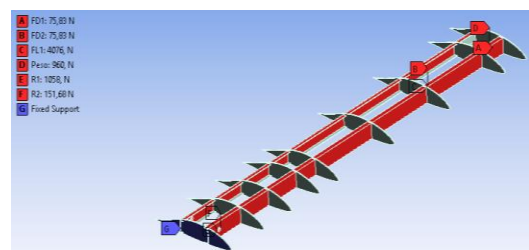


Figura 9. Aplicación de cargas y sujeciones sobre el ala.

A través de la figura 10 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 6, 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.

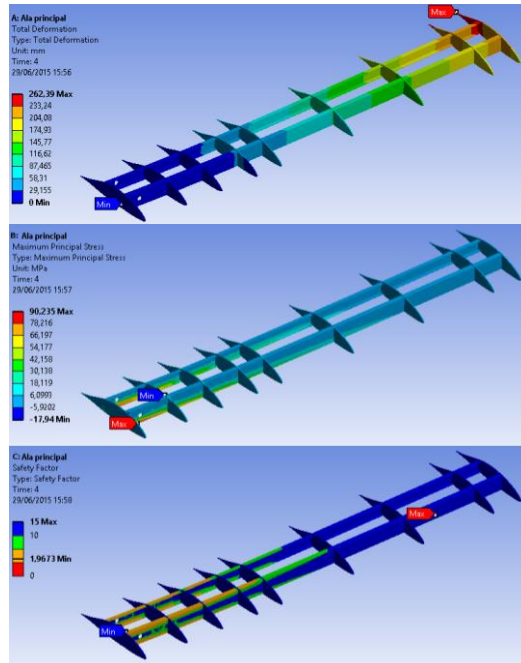


Figura 10 Resultados de la simulación del ala.

b. 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.

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 11 se representa los puntos de sujeción y aplicación de fuerzas sobre el estabilizador principal.

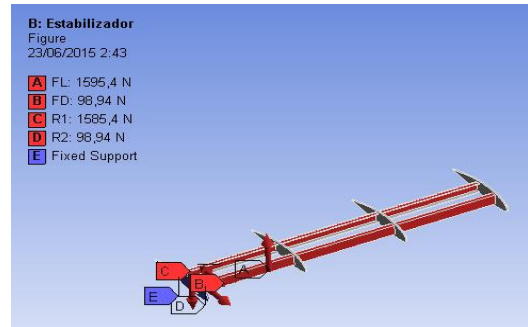


Figura 11. Aplicación de cargas y sujeciones sobre el estabilizador.

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

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.

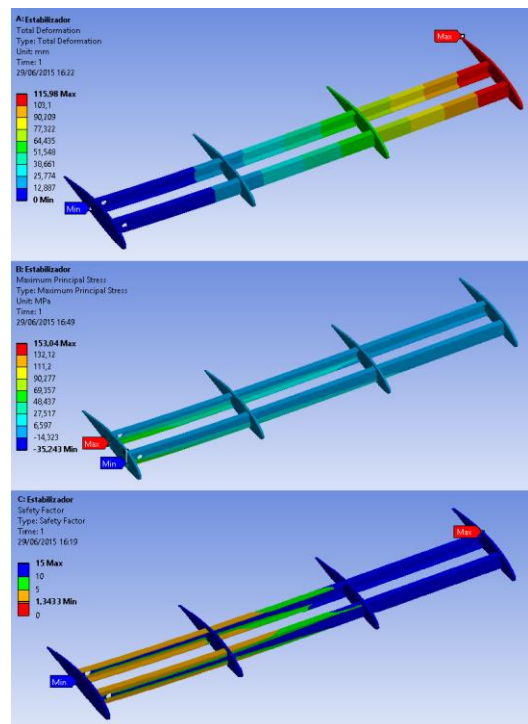


Figura 12. Resultados de la simulación del estabilizador

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

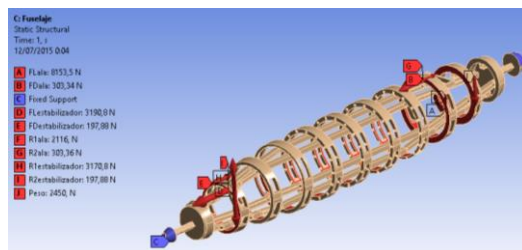


Figura 13. Aplicación de cargas y sujeciones sobre el fuselaje.

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 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.

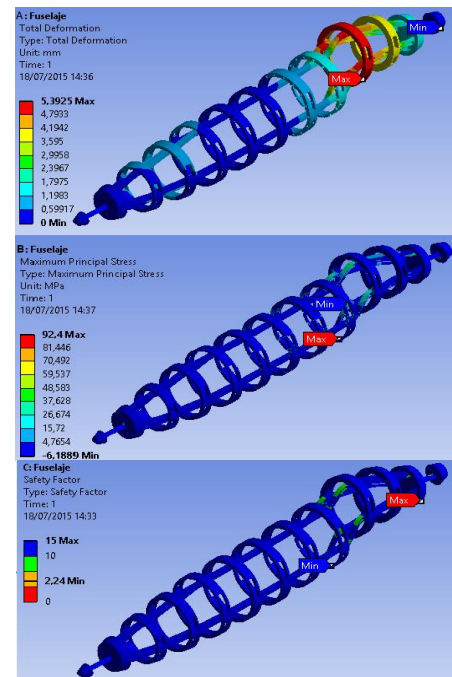


Figura 14. Resultados de la simulación del Fuselaje

VI. SIMULACIÓN DE PERFILES AERODINÁMICOS.

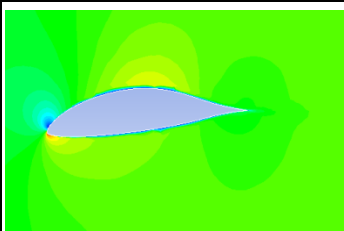
Para las simulaciones determinaremos el peor escenario posible, el cual se genera al momento del despegue, estas condiciones son las siguientes:

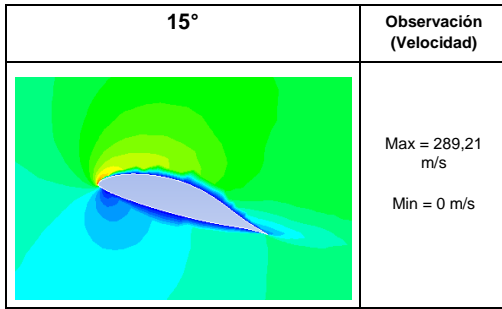
- Velocidad de vuelo = 50 m/s (Despegue)
- Temperatura = 15°C
- Densidad (ρ) = 1,225 Kg/m³
- Presión = 101325 Pa
- Viscosidad Dinámica (μ) = 1,789 x 10⁻⁵ Pa.s

a. Perfil aerodinámico ala principal

En el ala principal tenemos el perfil WORTMANN FX67K170.

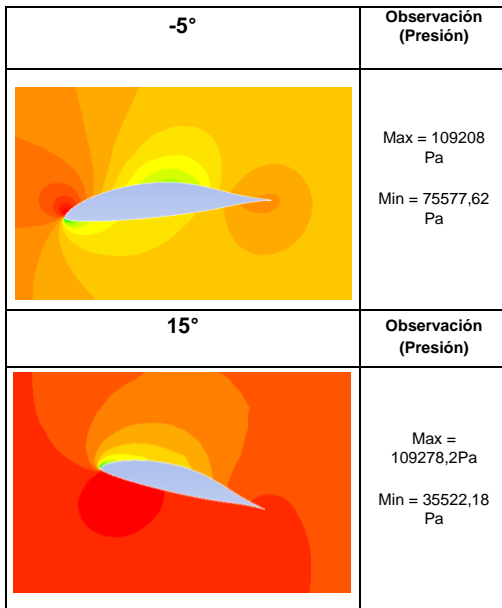
Tabla 13
Velocidad del aire sobre el perfil WORTMANN FX67K170

-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.

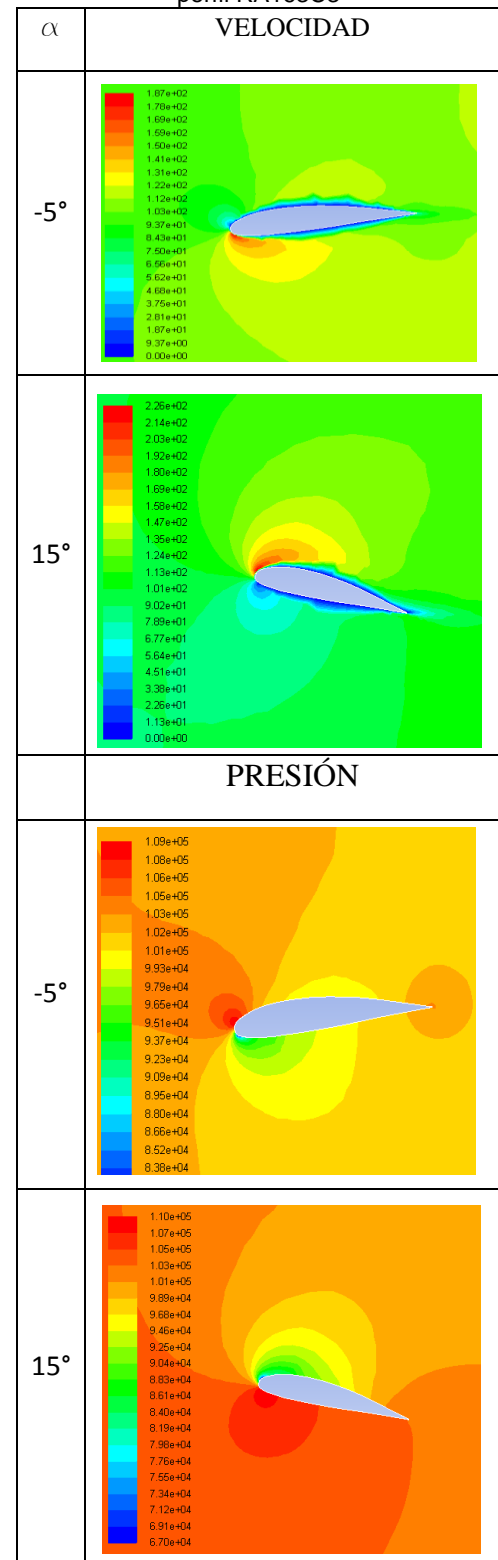
Tabla 14
Presión del aire sobre el perfil WORTMANN FX67K170



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

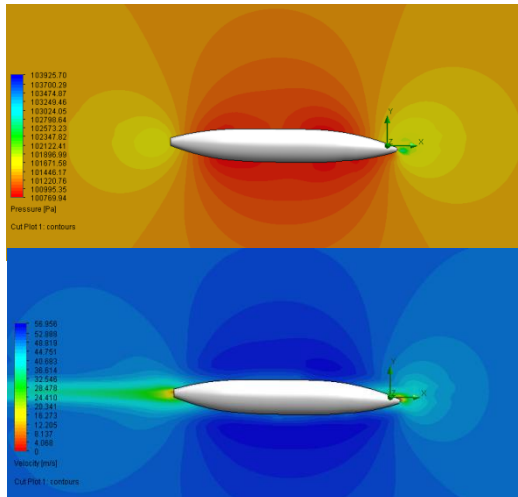


Figura 15. Velocidad y presión sobre el fuselaje

La Figura 15 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°

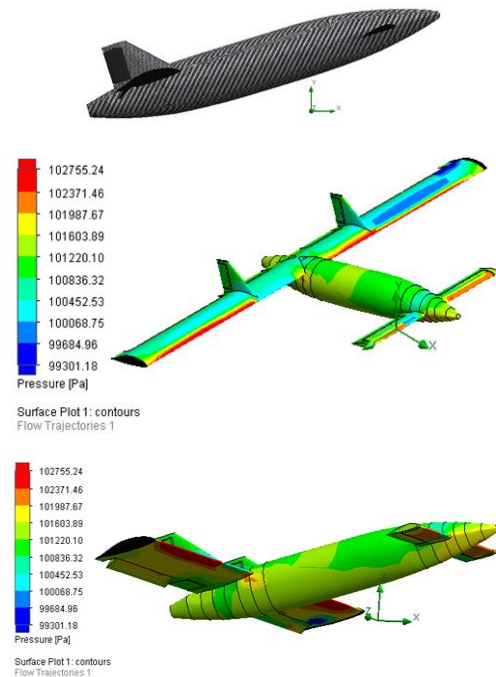


Figura 16. Despegue del UAV

La Figura 16 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°**

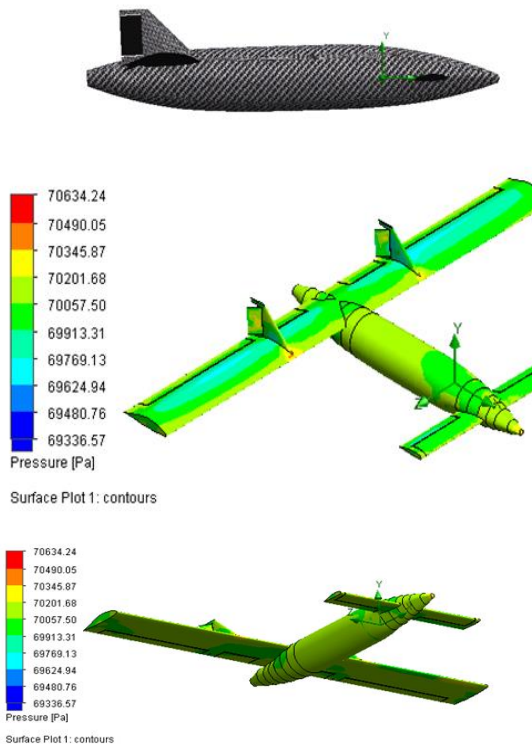


Figura 17. Vuelo crucero

En la Figura 17 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°**

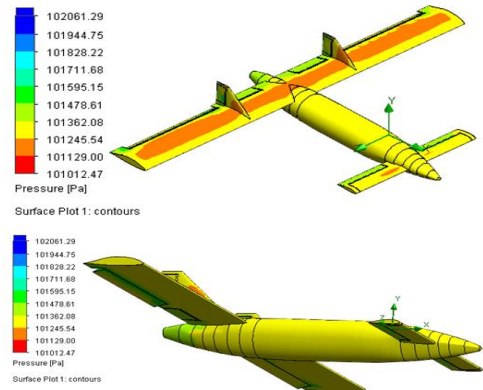


Figura 18. Aterrizaje del UAV

En la Figura 18 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

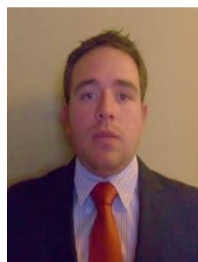
corroborados por la simulación en ANSYS.

- 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.