

Diseño y Simulación Aerodinámica y Estructural de un Vehículo Aéreo no Tripulado

Design and Simulation Aerodynamics and Structural of an Unmanned Air Vehicle

Jonathan Vélez, Félix Manjarrés, Oscar Arteaga
Departamento de Ciencias de la Energía y Mecánica
Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE

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

Recibido: Octubre 2015, **Publicado:** Diciembre 2015

Resumen— El presente trabajo propone el estudio del comportamiento estructural y aerodinámico del perfil del ala y estabilizadores, verticales y horizontales de un vehículo aéreo no tripulado, así como también el análisis de la relación mecánica entre ellos, para posteriormente verificar los parámetros físicos principales en los perfiles, mediante una simulación con asistencia computacional. El proyecto contempla el análisis estructural y la simulación aerodinámica de la aeronave utilizando software especializado. La información recabada será útil para generar conclusiones acerca de la resistencia estructural de un UAV, en función de su comportamiento aerodinámico.

Palabras Claves— Aerodinámica, Dinámica de fluidos, Simulación aeroespacial, Vehículo aéreo no tripulado.

Abstract— This paper proposes the study of structural and aerodynamic performance of the wing and stabilizers, vertical and horizontal of a UAV profile, as well as the analysis of the mechanical connection between them, to verify subsequently the main physical parameters in the profiles through a simulation with computer assistance. The project includes structural analysis and simulation of aerodynamics of the aircraft using specialized software. The information collected will be useful to generate conclusions about the structural strength of a UAV, according to their aerodynamic performance.

Keywords— Aerodynamics, Fluid Dynamics, Aerospace Simulation, Unmanned Air Vehicle.

I. INTRODUCCIÓN

Los vehículos aéreos no tripulados denominados también UAV, que representa Unmanned Aerial Vehicle, que en español quiere decir Vehículo Aéreo no Tripulado, son aeronaves capaces de volar autónomamente, sin la necesidad de un piloto humano, son mayormente utilizados en aplicaciones militares, aunque también en el ámbito civil, tales como misiones de reconocimiento en desastres naturales, monitoreo en eventos públicos, entre otros.

El problema se genera a partir de que en el Ecuador no existe una metodología definida para el diseño de este tipo de aeronaves, por lo cual mediante este proyecto se llegó a establecer un precedente sobre el estudio aerodinámico de Vehículos Aéreos No Tripulados y de esta manera contribuir con información de ingeniería de UAV's para aplicarla en campos de vinculación con la sociedad.

Además, 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 [2].



Fig. 1. Vehículo Aéreo No Tripulado (ANKA KAWAK)

II. PARÁMETROS DE DISEÑO

Los parámetros de diseño son analizados bajo las siguientes condiciones:

- **Materiales:** Los materiales seleccionados para el UAV resultaron ser del tipo compuestos, ya que estos tienen la capacidad de resistir bajas temperaturas, además tienen la característica de ser inoxidable en virtud de que la aeronave estará sometida a condensación por su trabajo a temperaturas bajas así como en ciertas circunstancias a temperaturas relativamente altas. Teniendo así para la Fibra de Carbono una resistencia a la tracción de 209 MPa y una resistencia a la compresión de 206 MPa [3].
- **Geometría estructural:** Depende directamente de la relación peso – dimensión; el diseño es fundamental para la aeronave debido a que la forma aerodinámica que se asigne a las alas permitirá generar la sustentabilidad en el UAV, si el perfil alar no es el adecuado, puede ocasionar una pérdida de la fuerza de sustentación sobre el ala en el despegue o en el aterrizaje o quizá en una simple maniobra, lo cual ocasionaría que la nave se desplome.
- **Seguridad:** estos vehículos tripulados por radiocontrol son utilizados en misiones de reconocimiento y rescate por lo que la seguridad de vuelo debe ser fundamental, en este punto se tomará en consideración las cargas sobre la estructura para determinar la resistencia a flexión y fatiga. Un factor de seguridad óptimo para el ala y el estabilizador debe estar entre 2 y 2.5, ya que con este valor se garantizará la seguridad en vuelo.

III. SELECCIÓN DE PERFILES AERODINÁMICOS

A. Ala Principal

Con el fin de reducir la búsqueda del perfil alar en los procesos de diseño, se ha tomado como referencia una lista de perfiles [4], que son los más utilizados en los UAV, como se observa en la Tabla 1

TABLA 1
PERFILES UTILIZADOS EN ALAS DE UAV'S Y SUS COEFICIENTES

a	Eppler E222			Wortmann FX 67K170		
	C _L	C _D	C _M	C _M	C _L	C _D
0	0.3523	0.0090	-0.084	0.4461	0.0162	-0.0896

Para escoger un perfil se debe tomar en cuenta las siguientes condiciones:

- **Coefficiente de sustentación (CL):** Debe tener el mayor valor posible sin importar el ángulo al que se encuentre el UAV.
- **Coefficiente de arrastre (CD):** Deberá tener el menor valor, debido a que este coeficiente representa la resistencia al avance.
- **Coefficiente de momento (CM):** Deberá tener el menor valor ya que este momento es el que genera las condiciones de balance, picado y guiñada sobre la aeronave, y es necesario que las magnitudes de estas condiciones sean las menores posibles.

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

Mediante la Tabla 2 se determina la alternativa óptima para el ala principal y se selecciona un perfil alar WORTMANN FX 67K170.

B. Estabilizador horizontal

Mediante similar proceso se selecciona el perfil del ala, para el estabilizador horizontal. La Tabla 3 contiene los datos referentes a la selección establecida.

TABLA 3
PERFILES UTILIZADOS EN ESTABILIZADORES DE UAV'S Y SUS COEFICIENTES

a	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

Las condiciones que se utilizaron anteriormente para la selección del perfil alar se aplican ahora para la selección del perfil del estabilizador.

Proceso que se muestra en la Tabla 4.

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 un perfil alar tipo RA163C3.

IV. CÁLCULO Y SELECCIÓN DE PERFILES ESTRUCTURALES

A. Ala Principal

La estructura del ala principal estará constituida por dos vigas, una principal y una secundaria, las cuales soportarán las cargas aerodinámicas, adicional a esto se añadirán dos elementos a los extremos de las vigas para que estas formen una configuración en C denominados caps a cada una de las vigas.



Fig. 2. Configuración estructural del ala

De la Figura 2 se determina que la viga principal se encuentra a una distancia de 30% de la cuerda del perfil y la viga secundaria está a una distancia equivalente al 65% de la cuerda del perfil.

TABLA 5
LISTADO DE DIMENSIONES DE LA ESTRUCTURA EN EL PERFIL

SECCIÓN	COTA	DIMENSIÓN N (m)
Altura de la viga principal	d	0,140
Longitud del cap sup. de la viga principal.	e	0,04
Longitud del cap inf. de la viga principal.	f	0,04
Longitud del cap sup. de la viga secundaria	g	0,031
Longitud del cap inf. 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

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

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

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

Dónde:

- 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)
- a = 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 3 se observa la viga del ala en una vista frontal, en donde FL está dividida para 4 ya que la fuerza de sustentación total que soporta cada una de las vigas es FL/2, como se pretende determinar la fuerza para la mitad del ala entonces FL/2 se divide para 2 obteniéndose FL/4.

Además R1 y R2 representan las reacciones que se generan en los puntos de anclaje entre el ala y el fuselaje.

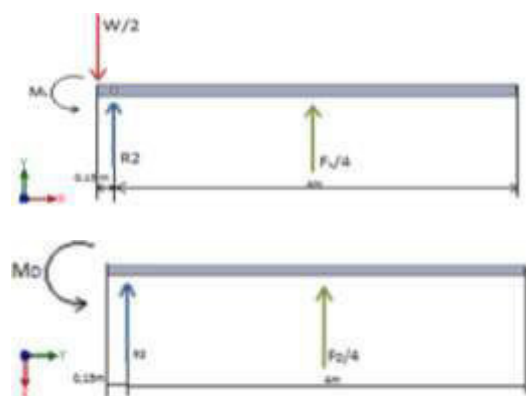


Fig. 3. Diagrama de cuerpo libre. Eje X y Y

Para las fuerzas generadas sobre el eje X:

$$\sum Fy = 0$$

$$-\frac{W}{2} + R2 + \frac{FL}{4} = 0$$

$$R2 = -1058,37 N$$

$$\sum MR2 = 0$$

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

$$ML = -3917,98 N$$

Para las fuerzas generadas sobre el eje Y:

$$\sum Fy = 0$$

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

$$R2 = -75,84 N$$

$$\sum MR2 = 0$$

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

$$MD = -140,3 Nm$$

Además de estos cálculos es requerido 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
$Ix_{vp} = 2,967 \times 10^{-6} m^4$
$Iy_{vp} = 1,273 \times 10^{-6} m^4$
Momentos de inercia viga secundaria
$Ix_{vs} = 1,347 \times 10^{-5} m^4$
$Iy_{vs} = 5,893 \times 10^{-7} m^4$

El cálculo de los esfuerzos normales se aplica para cada uno de los 4 puntos de análisis establecidos en la figura 4, mediante la Ecuación 3.

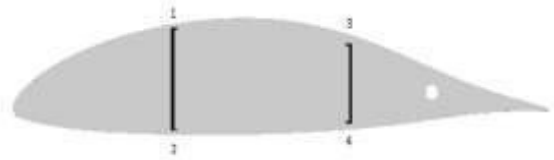


Fig. 4. Puntos de análisis de la estructura.

$$\sigma_{xx} = \frac{ML \cdot Cy}{Ix_{vp}} + \frac{MD \cdot Cx}{Iy_{vp}} \tag{3}$$

Dónde:

- ML = Momento flector con respecto a la sustentación
- MD = Momento flector con respecto al arrastre
- Cy = Distancia sobre el eje Y, desde el centroide \bar{Y} hasta el punto de análisis.
- Cx = Distancia sobre el eje X, desde el centroide \bar{X} hasta el punto de análisis.
- Ix_{vp} = Momento de inercia sobre el eje X
- Iy_{vp} = Momento de inercia sobre el eje Y

En la Tabla 8 se listan los valores para los esfuerzos normales de cada uno de los 4 puntos de análisis, para este caso 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

Se ha utilizado los 4 puntos de referencia antes indicados, para realizar el cálculo de los esfuerzos cortantes, se lo realiza mediante la Ecuación 4.

$$\tau_{xy} = \frac{FL + FD}{4 \cdot A} \tag{4}$$

Dónde:

- F = Fuerzas máximas que se aplican sobre la viga. (FL y FD)
- A = Área de la viga principal y secundaria respectivamente.

La Tabla 9 expresa los valores para los esfuerzos cortantes en cada punto 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

Es menester calcular los esfuerzos principales, para lo cual se aplica el círculo de Mohr, a partir de lo cual se obtienen los valores indicados en la Figura 5.

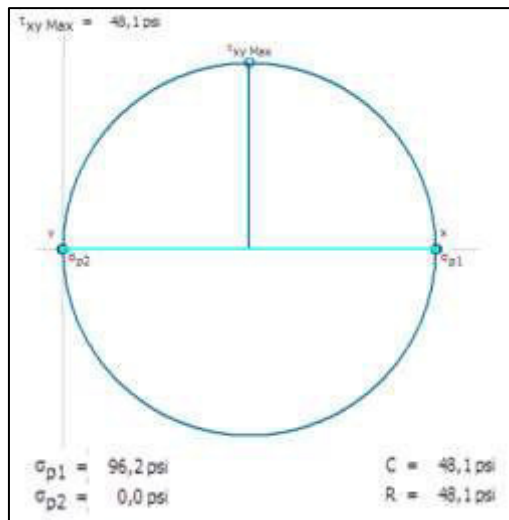


Fig. 5. Círculo de Mohr

Ya determinados el esfuerzo principal máximo y el mínimo se calcula el factor de diseño mediante el criterio de Mohr-Coulomb modificado, mismo que es idóneo para materiales frágiles como es el caso de la fibra de carbono, para condiciones estáticas según la Ecuación 5, se tiene:

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

Dónde:

S_{ut} = Resistencia ultima del material a utilizarse.

σ_{P1} = Esfuerzo máximo aplicado sobre la viga

Para el cálculo se tomó en cuenta que el material que se ha utilizado para la estructura del UAV es fibra de carbono que tiene una resistencia a la tracción mínima y máxima de 190 a 228 MPa respectivamente.

Las características del material se muestran en la Figura 6. En la cual se ha obtenido un factor de seguridad mínimo de 1,97 a 2,37, valores que se encuentran en un rango aceptable de diseño de este tipo de naves.

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

Fig. 6. Propiedades de la fibra de carbono. Fuente: (CES EduPack 2009)

B. Estabilizador horizontal

Se ha efectuado un procedimiento similar al de las alas, excepto el momento de inercia el que merece ser calculado mediante una nueva expresión.



Fig. 7 Configuración estructural del estabilizador

El cálculo de esfuerzos normales se ha realizado para cada punto de análisis establecidos en la Figura 4, y mediante la Ecuación 6.

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

Dónde:

- 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

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

Se ha utilizado los 4 puntos de referencia para realizar el cálculo de los esfuerzos cortantes, mediante la Ecuación 4.

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

El cálculo de los esfuerzos de corte principales se ha realizado mediante el círculo de Mohr, y se expresan en la Figura 8.

Se determina el factor de diseño mediante la Ecuación 5.

$$n = \frac{S_{ut}}{\sigma_{P1}}$$

El material seleccionado para este componente del UAV, es fibra de carbono que tiene una resistencia a la tracción mínima y máxima de 197 a 217 MPa respectivamente. Las características del material se muestran en la Figura 8.

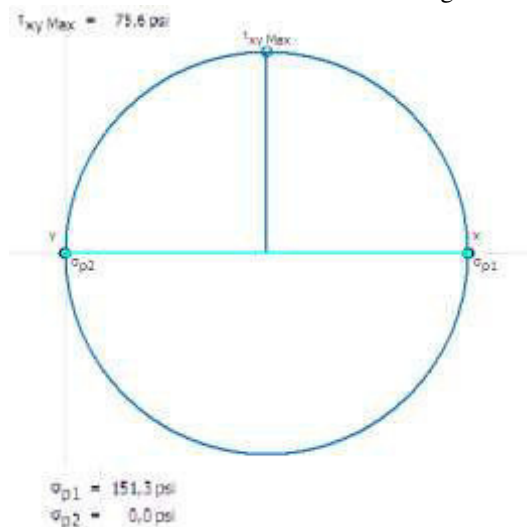


Fig. 8. Círculo de Mohr

El factor de diseño obtenido es 1.3 a 1,43, 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 se generan debido a su área y coeficientes de perfil.

Estas fuerzas actúan directamente sobre la viga principal y secundaria, sin embargo en el diseño se ha agregado elementos estructurales denominados en aviación costillas falsas las cuales proporcionan referencia estructural para la forma de la piel y adicional a esto contribuyen 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.

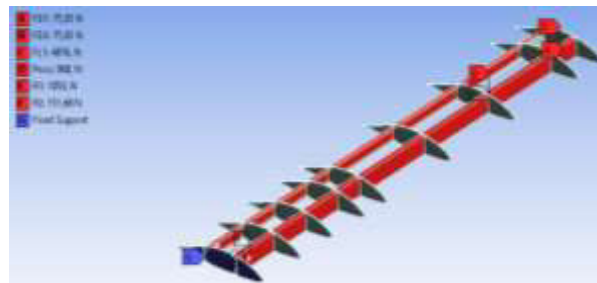


Fig. 9. Aplicación de cargas y sujeciones sobre el ala.

En 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 DE 262,39 mm, localizada en el extremo de la misma.

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

La figura C representa el factor de seguridad del diseño cuyo valor mínimo es de 1.97, este resultado permite validar el diseño [5].

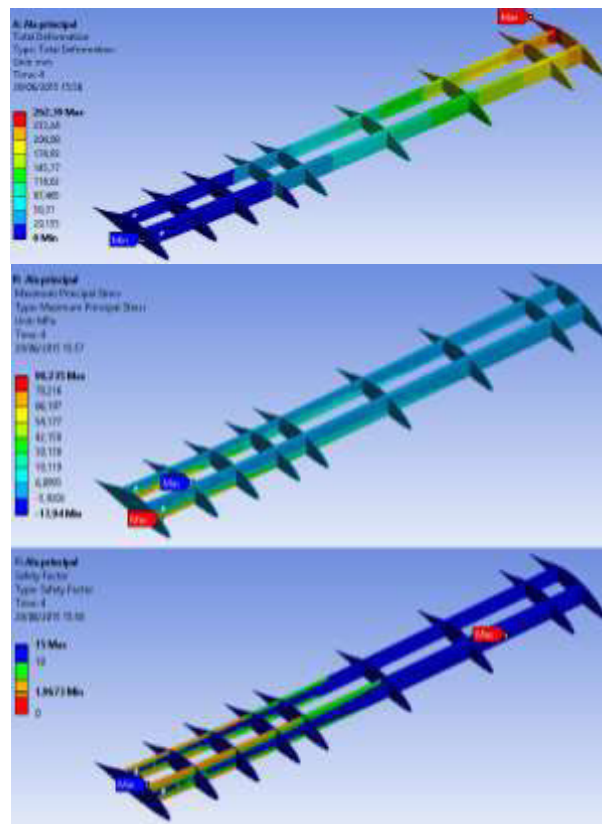


Fig. 10. Resultados de la simulación del ala.

B. Análisis de esfuerzos en el Estabilizador Horizontal

Al igual que ocurre sobre el ala principal la fuerzas de sustentación y arrastre actúan sobre este elemento y de igual manera el estabilizador cuenta con dos perfiles estructurales y

varias costillas falsas las cuales ayudaran a formar la piel del ala y para mejorar 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.

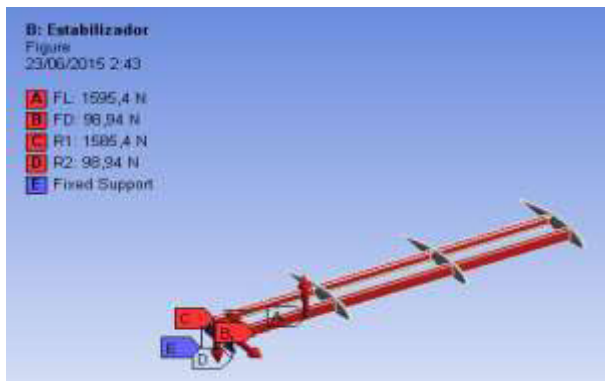


Fig. 11. Aplicación de cargas y sujeciones sobre el estabilizador.

Mediante la figura 12 se ilustran los resultados obtenidos en el análisis realizado sobre el estabilizador.

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

En la figura B se ilustra el esfuerzo principal máximo, de 153,04 Mpa, valor que es menor la al límite de fluencia del material.

La figura C representa el factor de diseño cuyo valor es de 1,34, este resultado permite validar el diseño del estabilizador [5].

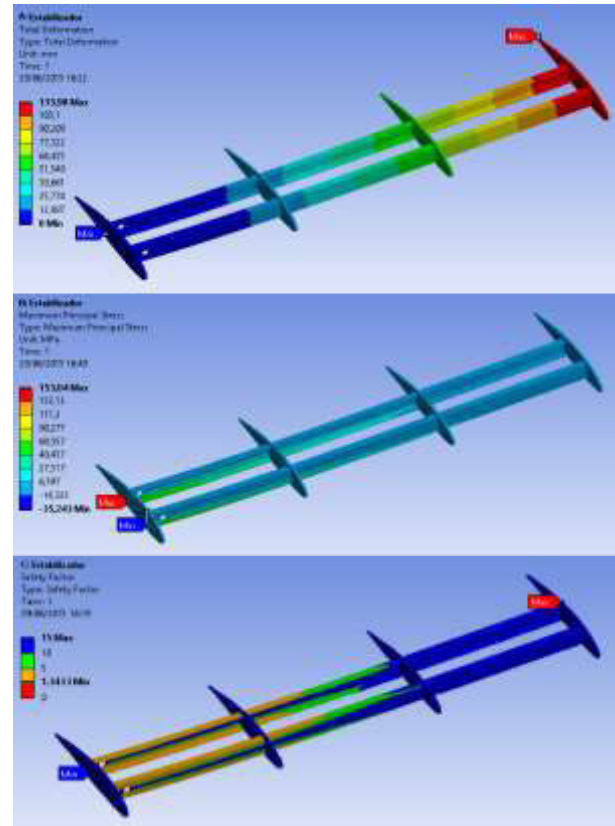


Fig. 12. Resultados de la simulación del estabilizador

C. Análisis de esfuerzos en el Fuselaje

El fuselaje es tipo monocasco, es decir, que está compuesto por anillos que conforman la estructura del UAV, misma que también esta reforzada por parantes que la atraviesan toda.

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 presentan los puntos de sujeción y aplicación de fuerzas sobre la estructura del UAV.

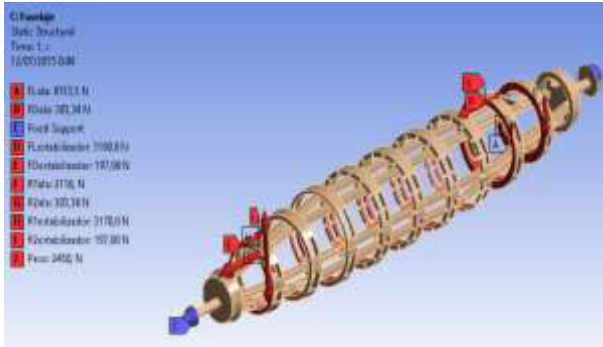


Fig. 13. Aplicación de cargas y sujeciones sobre el fuselaje.

LA figura 14 ilustra los resultados obtenidos en el análisis realizado sobre la estructura.

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

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

La figura C presenta el factor de diseño de 1,62, este resultado permite asegurar la fiabilidad del fuselaje.

VI. SIMULACIÓN DE PERFILES AERODINÁMICOS.

Para las simulaciones se toma en cuenta el peor escenario al que se someten en vuelo los perfiles estructurales que componen el UAV, 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 = 1 atmosfera (nivel del mar)

Viscosidad Dinámica (μ) = 1,789 x 10⁻⁵ Pa.s

A. Perfil aerodinámico ala principal

En el ala principal se tiene el perfil WORTMANN FX67K170.

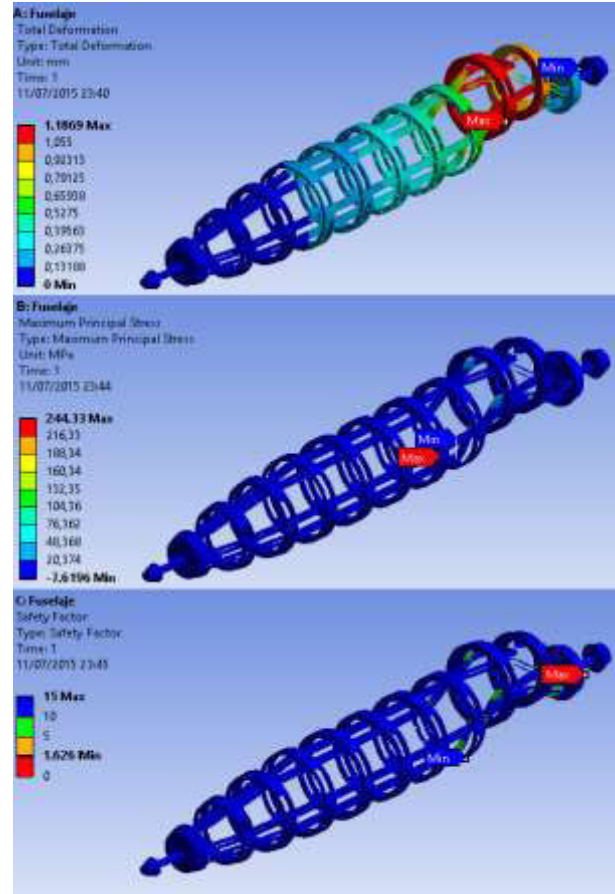




Fig. 14. Resultados de la simulación del Fuselaje

TABLA 13
VELOCIDAD DEL AIRE SOBRE EL PERFIL WORTMANN
FX67K170

-5°	Observación (Velocidad)
	Max = 213 m/s Min = 0 m/s
15°	Observación (Velocidad)
	Max = 289,21 m/s Min = 0 m/s

La Tabla 13 muestra los valores de velocidad del aire que pasan a través del perfil seleccionado en el ala principal, para optar por el perfil con mejor rendimiento aerodinámico se toma en cuenta que el valor de velocidad debe ser lo mayor posible, mientras que por debajo del ala debe ocurrir lo contrario, debe haber una menor velocidad [6], observando la tabla se puede reconocer que el perfil WORTMANN FX67K170 cumple con estas condiciones.

TABLA 14
PRESIÓN DEL AIRE SOBRE EL PERFIL WORTMANN FX67K170

-5°	Observación (Presión)
	Max = 109208 Pa Min = 75577,62 Pa
15°	Observación (Presión)
	Max = 109278,2Pa Min = 35522,18 Pa

Los valores de presiones que se generan sobre el perfil se los observa 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 a la sustentabilidad.

B. Perfil aerodinámico estabilizador horizontal

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

En esta misma tabla se aprecia 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 valores aceptables de sustentabilidad, asegurando la fiabilidad del vuelo.

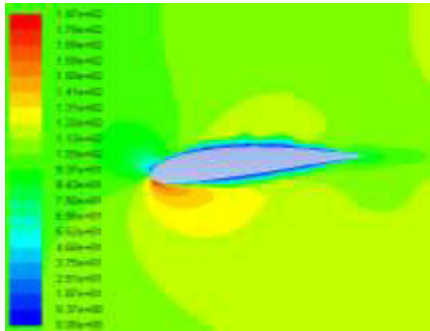
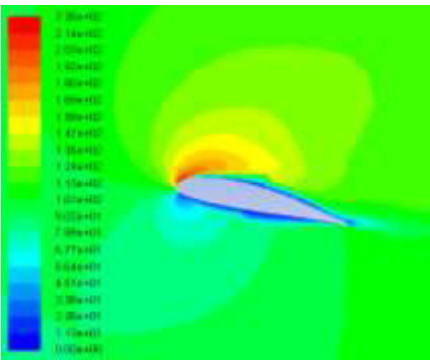
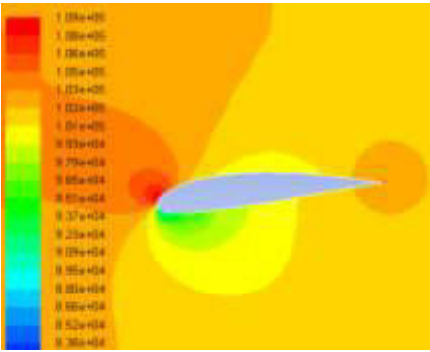
C. Fuselaje

La Figura 14 representa datos de velocidad y presión que se genera 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°.

Es así debido a que se requiere 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.

TABLA 15
VELOCIDAD Y PRESIÓN DEL AIRE SOBRE EL PERFIL RA163C3

a	VELOCIDAD
-5°	
15°	
b	PRESIÓN
-5°	

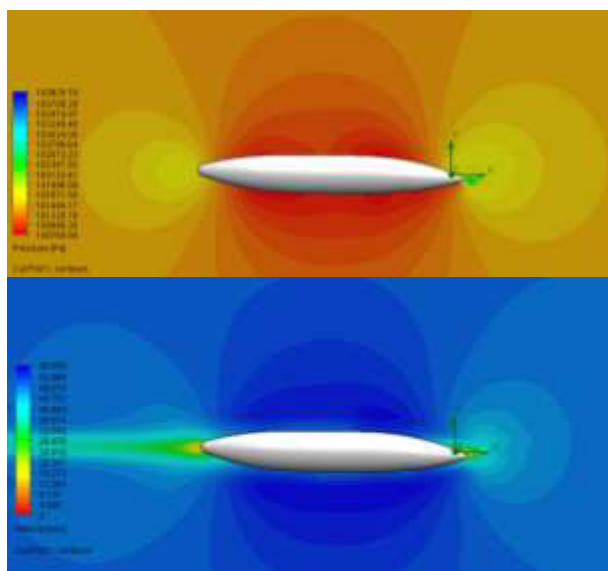
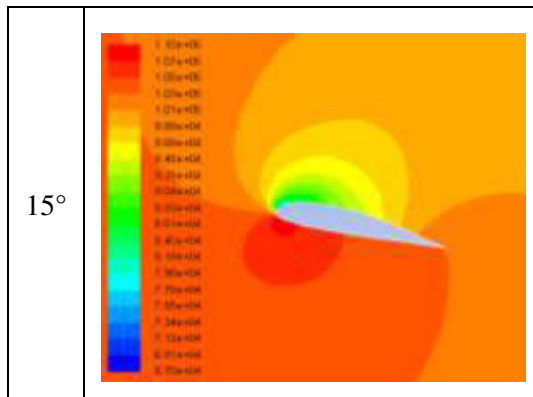


Fig. 14. Velocidad y presión sobre el fuselaje

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 Kg/cm³
Velocidad de vuelo: 50 m/s

- Ángulo de ataque 15°

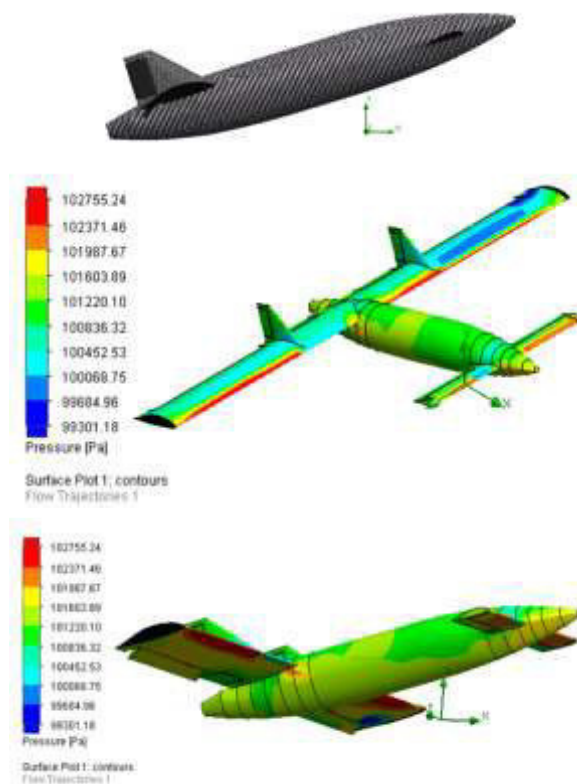


Fig. 15. Despegue del UAV

La Figura 15 muestra que para todos los ángulos de ataque al despegue se observa la incidencia que 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 de sustentación, 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 metros sobre el nivel del mar 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°

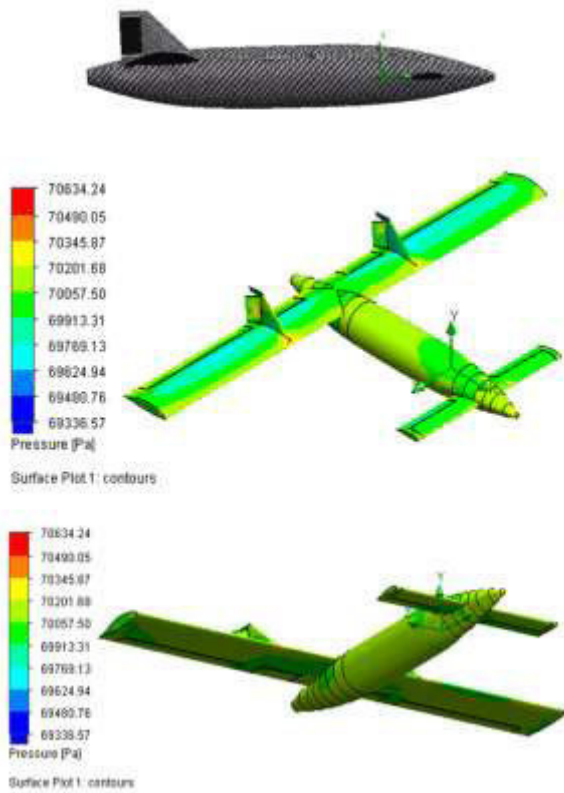


Fig. 16. Vuelo crucero

En la Figura 16 se observa la generación de 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:** (-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 -10°**

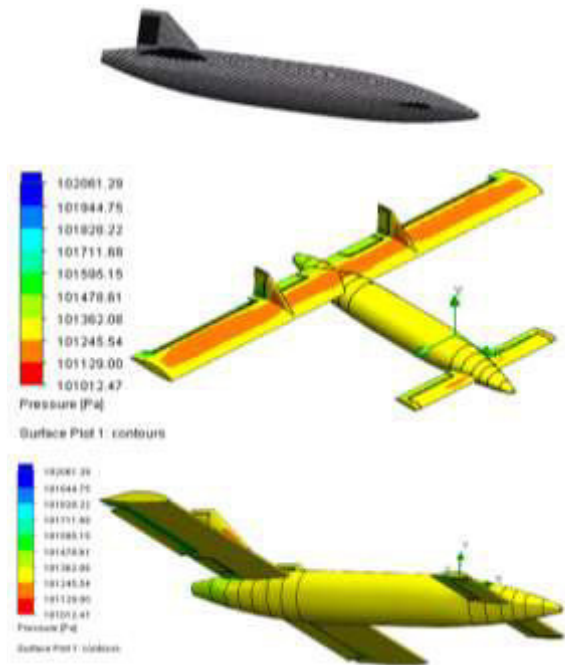


Fig. 17. Aterrizaje del UAV

En la Figura 17 se aprecia un vuelo en descenso para diferentes ángulos de ataque, al igual que al momento del despegue los alerones ayudan en gran medida a crear sustentación positiva, además se observa que sobre el ala existe una caída de presión por la parte superior de la curva del perfil aerodinámico denominado extradós, esta disminución produce que se cree un vacío por la parte superior del ala, esto ayuda a crear la sustentabilidad requerida.

VIII. CONCLUSIONES

- El diseño un vehículo aéreo no tripulado merece un amplio estudio, en el cual se debe realizar múltiples análisis tanto teóricos como prácticos, con ayuda del presente trabajo se logró obtener una metodología que puede ser utilizada como punto de partida para posteriores diseños aplicados a toda clase de aeronaves.
- Para el UAV se ha seleccionado el perfil Wortmann FX64X170 ya que genera una fuerza de sustentación máxima de 8153,4 N para un ángulo de ataque de 18° , 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 en ángulos de ataque de hasta 18° y con una fuerza de sustentación máxima de 1595,41 N, por lo que al juntar los dos perfiles en una aeronave se garantiza que la misma 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 soportan 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 respectivamente; todos estos valores han sido obtenidos mediante los cálculos 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 mayor posibilidad de fallar se concluye que estos factores de seguridad pueden garantizar la fiabilidad del vuelo.
- 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 conclusiones 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 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.

REFERENCIAS

- [1] ESCAMILLA, R. (2010). Diseño, Construcción, Instrumentación y Control de un Vehículo Aéreo No tripulado. Mexico.
- [2] VÉLEZ, J. (2015). Diseño y Simulación Aerodinámica y Estructural de un Vehículo Aéreo No tripulado. Ecuador.
- [3] CES - Cambridge Engineering Selector – EduPack 2009.
- [4] ORTIZ, A., & BUSTAMANTE, S. (2007). Diseño del Ala para un Vehículo Aéreo No Tripulado. Cundinamarca.
- [5] GUASCAL, J., & QUIROZ, L. (2015). Diseño Y Construcción De Un Chasis Para Vehículo Tipo Formula Sae. Latacunga, Ecuador.
- [6] Cruz, D. (s.f.). Fundamentos de aerodinámica. Obtenido de <http://www.cruzdesanandres.com/material/esadocs/Aerodinamica.pdf>



Manjarrés Arias Félix Javier, nació en Guayaquil – Ecuador, Tecnólogo en Mecánica de Aviación, Ingeniero Automotriz, Ingeniero Industrial, Máster en Gestión de Empresas mención PYMES, Egresado en la Escuela Politécnica Nacional del Ecuador, en el programa de maestría en 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,



desde el 2000.

Arteaga Oscar, 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 tiempo completo en la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE en la ciudad de Latacunga



Vélez Salazar Jonathan Samuel, nació en Latacunga – Cotopaxi – Ecuador, Graduado de Ingeniero Automotriz en la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE Latacunga – Ecuador. Docente tiempo completo en la Unidad de Gestión de Tecnologías de la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE en la ciudad de Latacunga desde el 2015.