



ESPE
UNIVERSIDAD DE LAS FUERZAS ARMADAS
INNOVACIÓN PARA LA EXCELENCIA

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

AUTOR: JONATHAN VÉLEZ

DIRECTOR: ING. FÉLIX MANJARRÉS

CODIRECTOR: ING. OSCAR ARTEAGA

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.



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.



OBJETIVO GENERAL:

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

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).



DESPLIEGUE EN FUNCIÓN DE LA CALIDAD



SELECCIÓN DE LA ALTERNATIVA

Solución para el perfil aerodinámico del 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



De los perfiles preseleccionados anteriormente 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

Re	a	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

Re	a	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





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	0.30	0	0	0	0.70



Solución para el perfil aerodinámico del estabilizador horizontal

Re	a	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
	15	-	-	-	-	-	-	1.145	0.075	-0.004
Re	a	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
	15	-	-	-	1.2327	0.04811	0.0336	0.99	0.117	-0.04



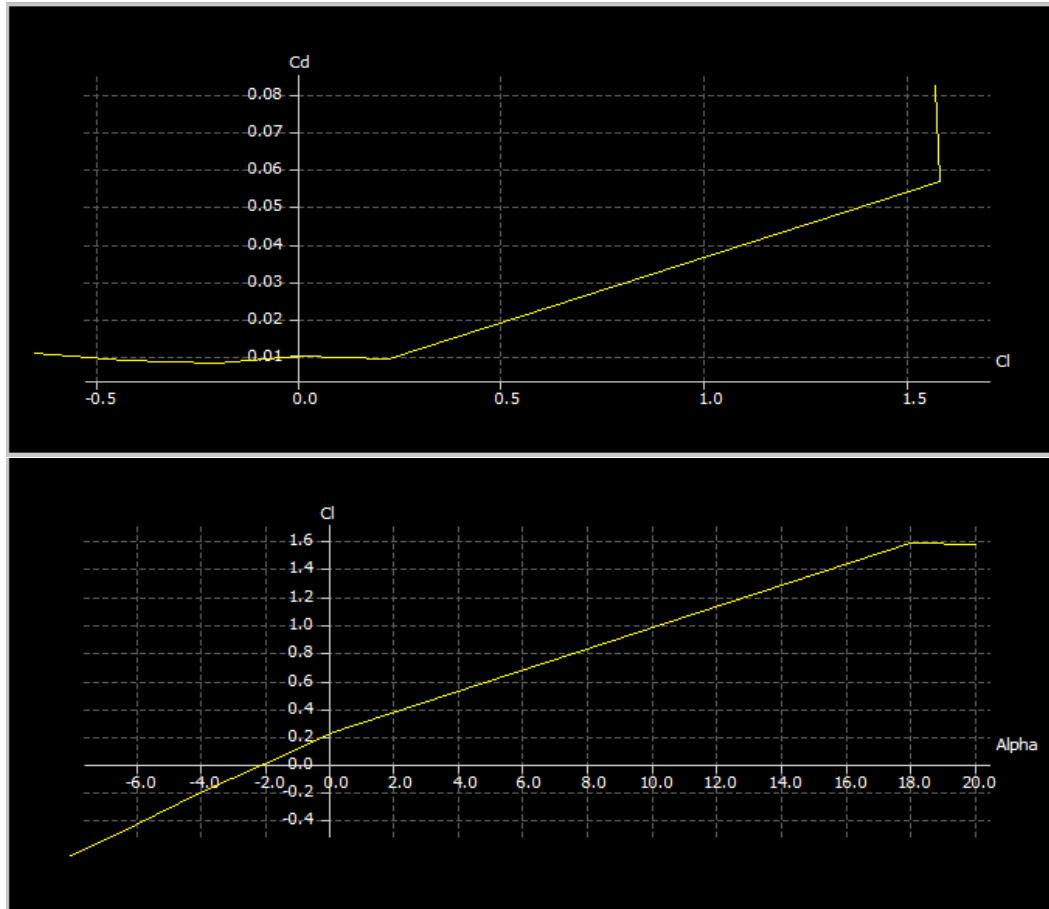
Estabilizador horizontal

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

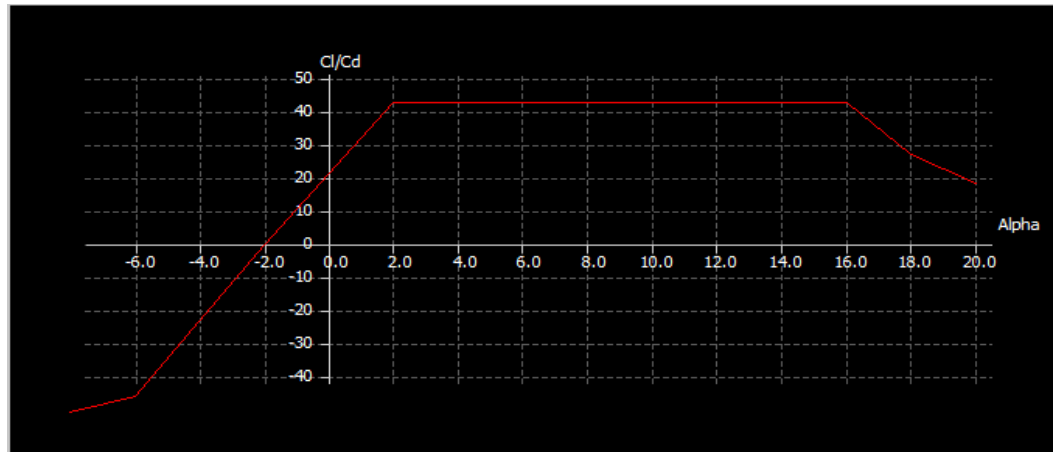
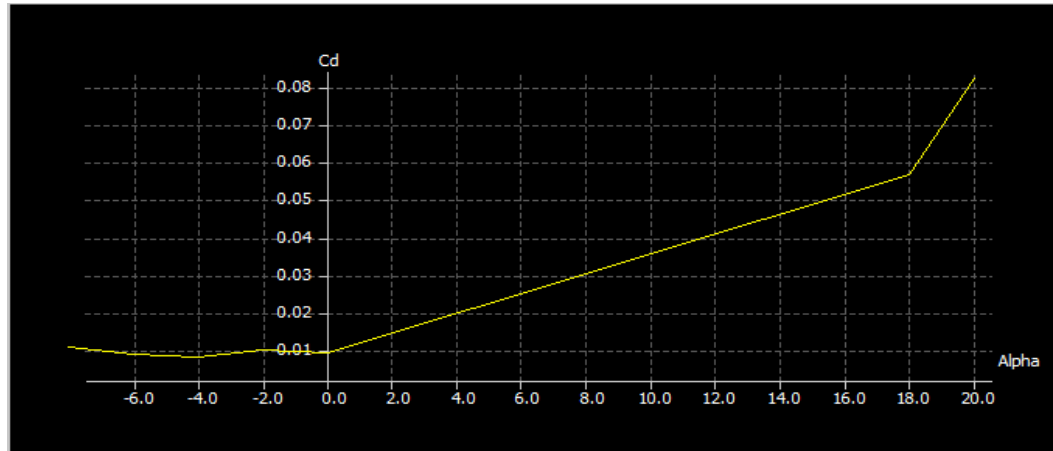


CURVAS CARACTERÍSTICAS DEL PERFIL WORTMANN FX67K170

Curva Polar y de Coeficiente de Sustentación

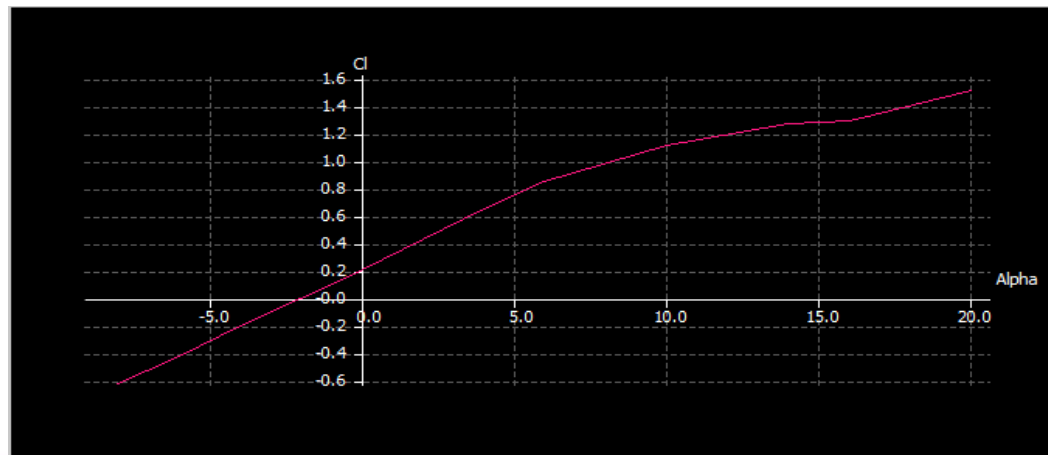
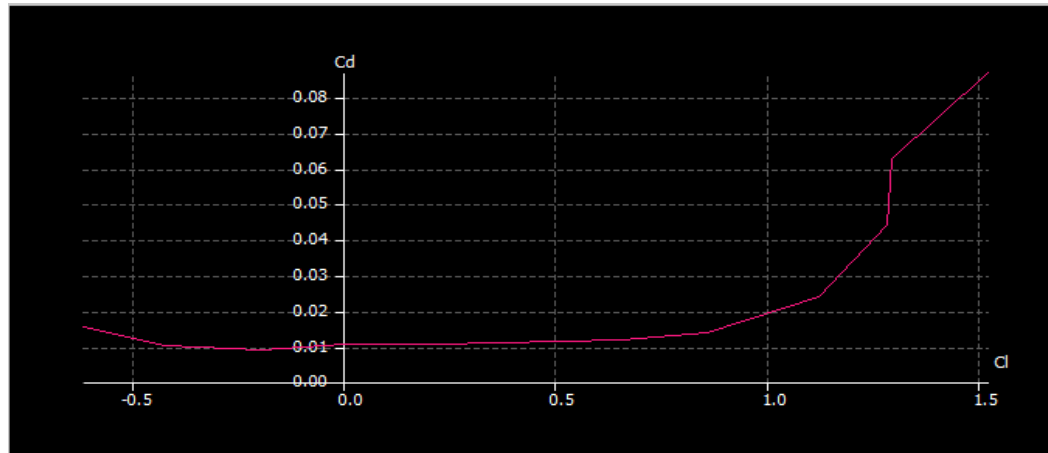


Coeficiente de Arrastre y Eficiencia aerodinámica

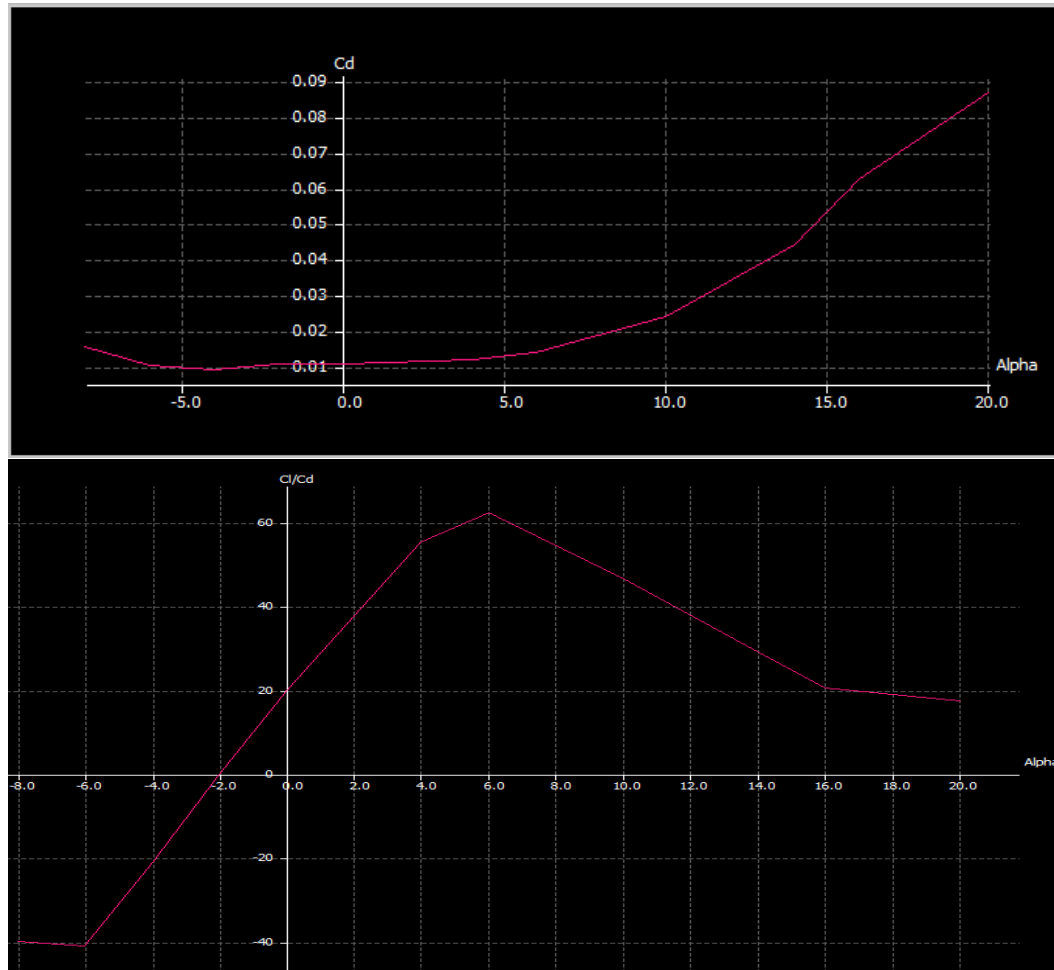


CURVAS CARACTERÍSTICAS DEL PERFIL RA163C3

Curva Polar y de Coeficiente de Sustentación



Coeficiente de Arrastre y Eficiencia aerodinámica



CÁLCULO Y SELECCIÓN DE PERFILES ESTRUCTURALES



DATOS SOBRE LAS VIGAS 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



DETERMINACIÓN DE LAS CARGAS SOBRE EL ALA

Estructura del ala

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, como se puede ver en la Figura.



Fuerza de Sustentación

$$F_L = \frac{S \cdot \rho \cdot v^2}{2 * (Cosa)} \cdot C_L$$

a	Superficie alar (S)	Densidad del aire (r)	Velocidad	CL	FL
	(m2)	(Kg/m3)	(m/s)		(N)
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

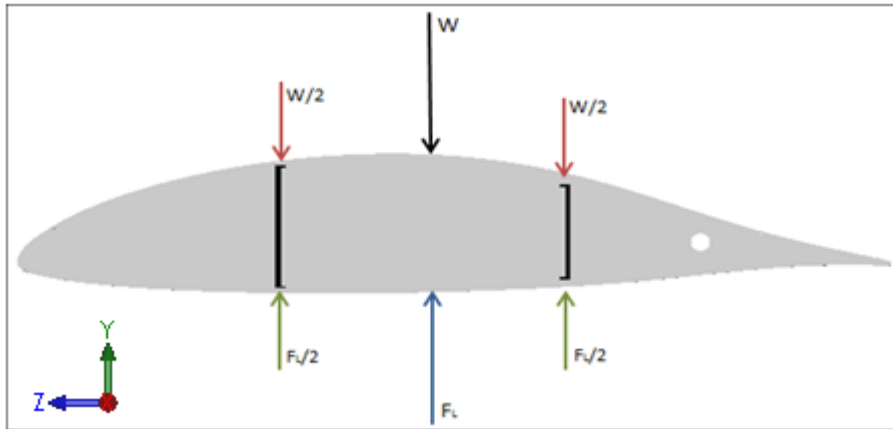
Fuerza de Arrastre

$$F_D = \frac{S \cdot \rho \cdot v^2}{2 * (Cosa)} \cdot C_D$$

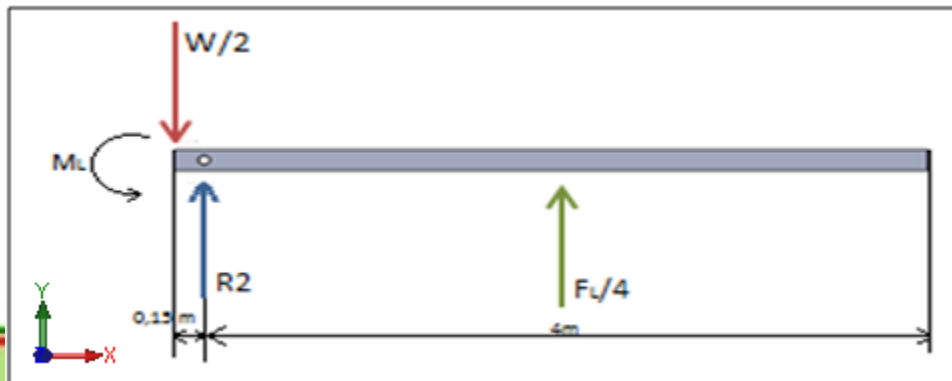
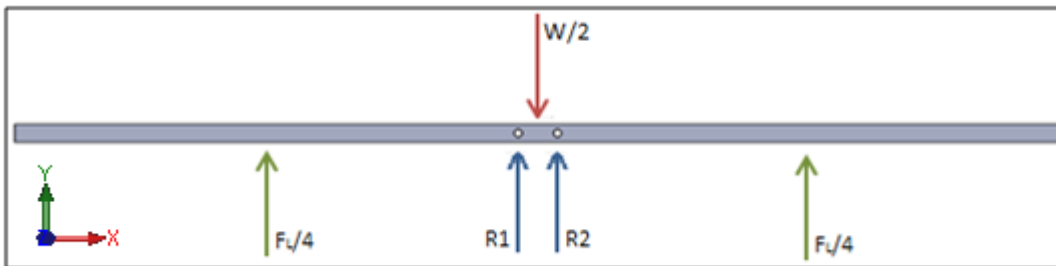
a	Superficie alar (S)	Densidad del aire (r)	Velocidad	CD	FD
	(m2)	(Kg/m3)	(m/s)		(N)
10	3,24	1,225	50	0,0299	150,630
16	3,24	1,225	50	0,03686	190,241
18	3,24	1,225	50	0,05815	303,342



Fuerza sobre el eje X



Fuerza	Valor (N)
Peso (W)	1960
F. Sustentación	8153,47



Cálculo de Reacción (R2) y Momento sobre el eje X

$$\sum Fy = 0$$

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

$$R2 = \frac{W}{2} - \frac{F_L}{4}$$

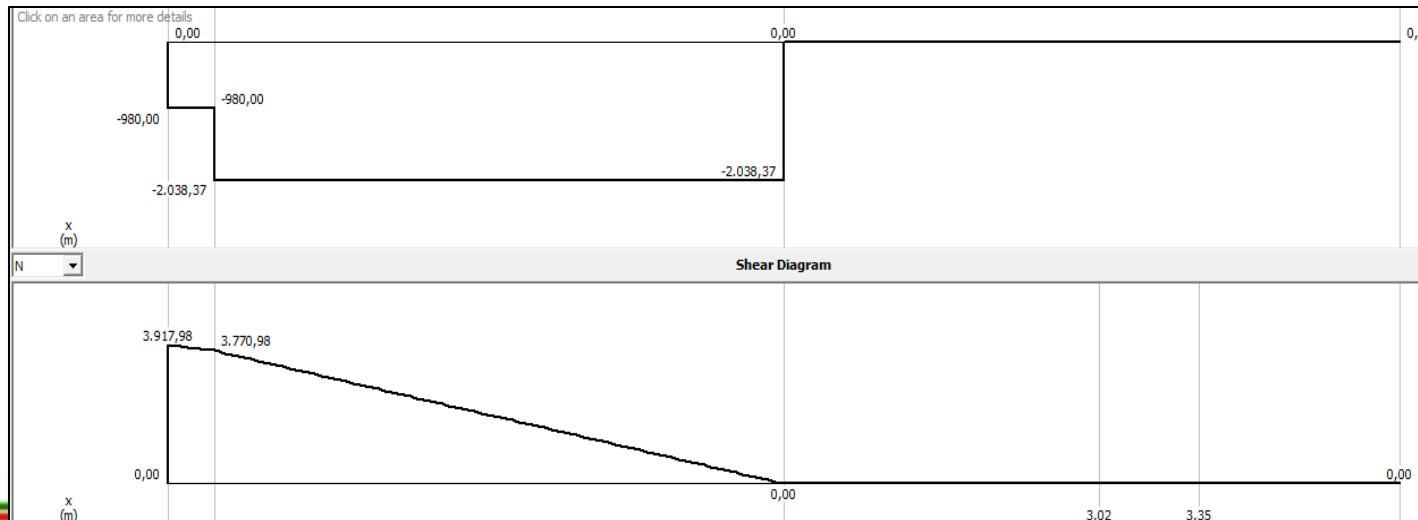
$$R2 = -1058,37 \text{ N}$$

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

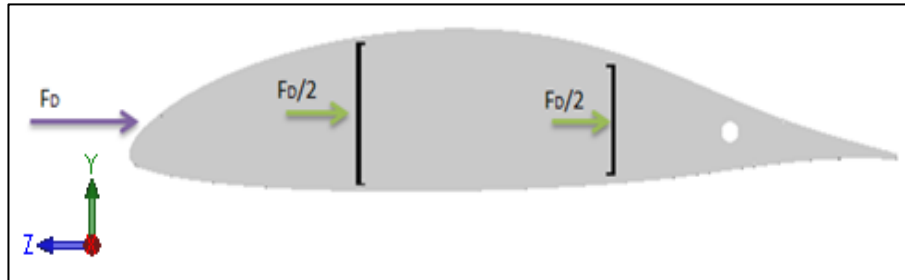
$$M_L + \frac{W}{2}(0,15m) + \frac{F_L}{4}(2m - 0,15m) = 0$$

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

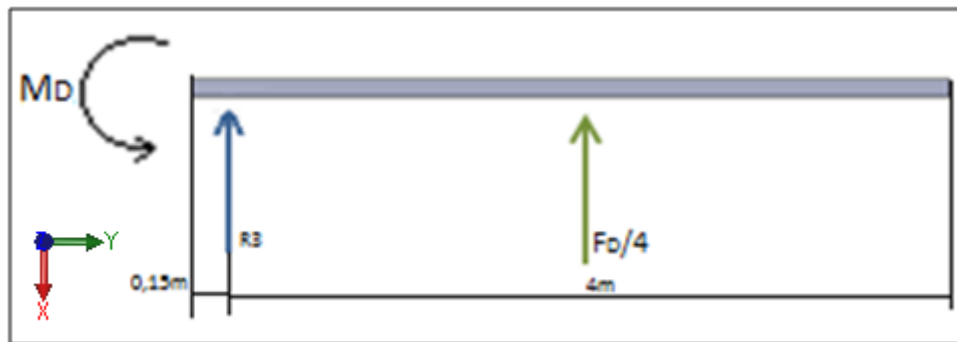
$$M_L = -3917,98 \text{ Nm}$$



Fuerza sobre el eje Y



Fuerza	Valor (N)
F. Arrastre	303,3



Cálculo de Reacción (R2) y Momento sobre el eje Y

$$\sum F_y = 0$$

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

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

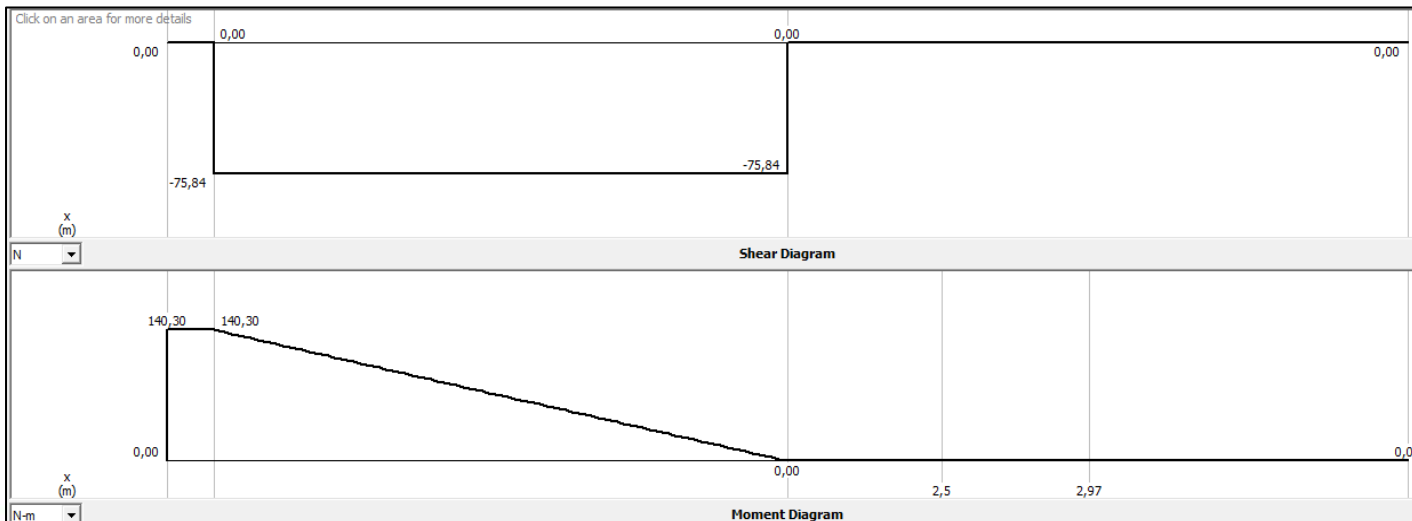
$$R_2 = -75,84 \text{ N}$$

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

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

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

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



Momento de inercia de la viga principal y secundaria

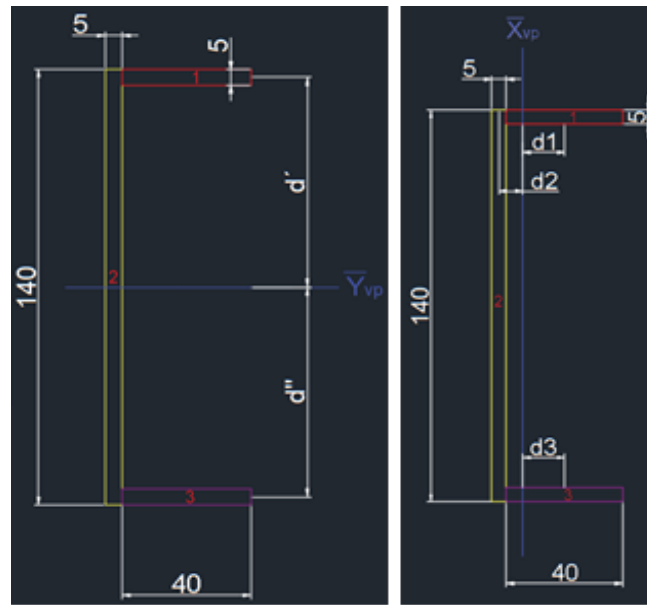


FIGURA	ÁREA (MM ²)	\bar{y} (mm)	$A\bar{y}$ (mm ³)	\bar{x} (mm)	$A\bar{x}$ (mm ³)
1	200	137,5	27500	20	4000
2	700	70	49000	42,5	29750
3	200	2,5	500	20	4000
	$\sum A = 1100$		$\sum A\bar{y} = 77000$		$\sum A\bar{x} = 37750$



Centroides Y_{vp} y X_{vp} de toda la sección

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

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

Momentos de inercia sobre los ejes X y Y

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

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

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

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



Determinación de esfuerzos Normales y Cortantes

Para el cálculo de los esfuerzos normales y cortantes debemos tener presente que el análisis se lo debe realizar para cuatro puntos de la estructura alar, como se muestra en la siguiente figura.



- **Cálculo de esfuerzos Normales**

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

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.

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

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



- **Cálculo de esfuerzos Cortantes**

$$\tau_{xy} = 3 \cdot \frac{F_L + F_D}{4 \cdot A}$$

Dónde:

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

A = Area de la viga principal y secundaria respectivamente.

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



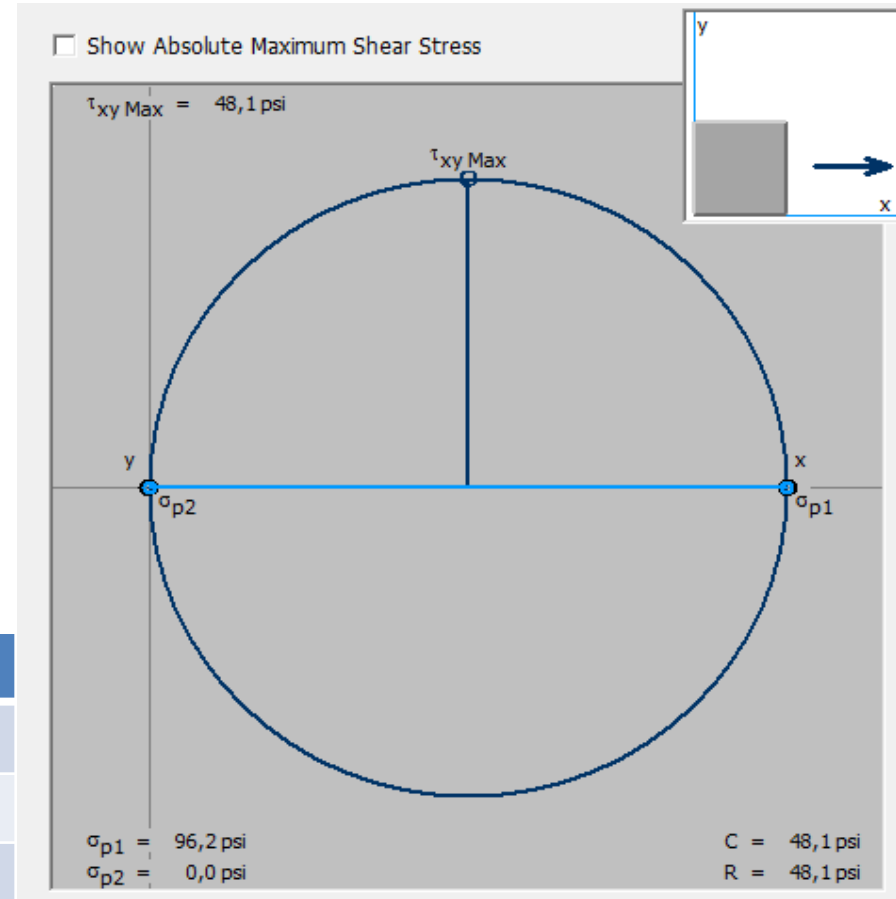
Cálculo del esfuerzo principal y esfuerzo cortante máximo

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

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

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

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



Factor de seguridad

$$n = \frac{S_{ut}}{\sigma_{P1}} \quad \text{si: } \sigma_{P1} \geq 0 \geq \sigma_{P2} \quad \text{y} \quad \left| \frac{\sigma_{P2}}{\sigma_{P1}} \right| \leq 1$$

Dónde:

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

σ_{P1} = Esfuerzo máximo aplicado sobre la viga

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

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.



ESTABILIZADOR HORIZONTAL

Fuerza de Sustentación

a	Superficie alar (S)	Densidad del aire (r)	Velocidad	CL	FL
	(m ²)	(Kg/m ³)	(m/s)		(N)
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

Fuerza de Arrastre

a	Superficie alar (S)	Densidad del aire (r)	Velocidad	CD	FD
	(m ²)	(Kg/m ³)	(m/s)		(N)
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



- **Cálculo de esfuerzos Normales**

$$\sigma_{xx} = \frac{M_L}{S_x} + \frac{M_D}{S_y}$$

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

S_x = Módulo de la viga en el eje X

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



- **Cálculo de esfuerzos Cortantes**

$$\tau_{xy} = 3 \cdot \frac{F_L + F_D}{4 \cdot A}$$

Dónde:

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

A = Area de las vigas

Puntos	Esfuerzos Cortantes (MPa)
1, 2, 3, 4	0,668



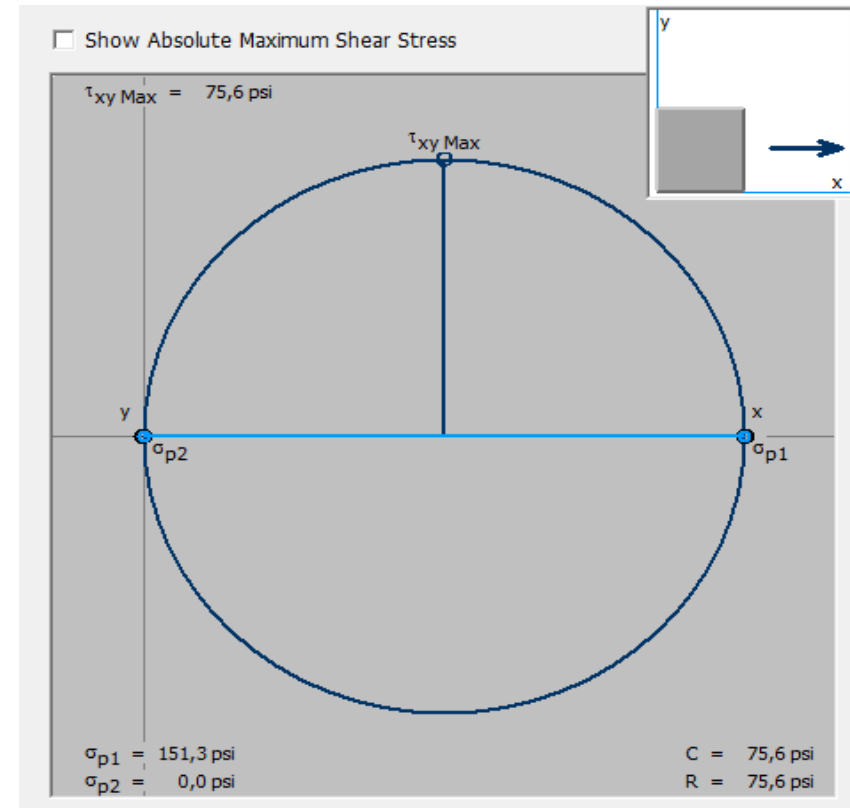
Cálculo del esfuerzo principal y esfuerzo cortante máximo

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

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

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

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



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.

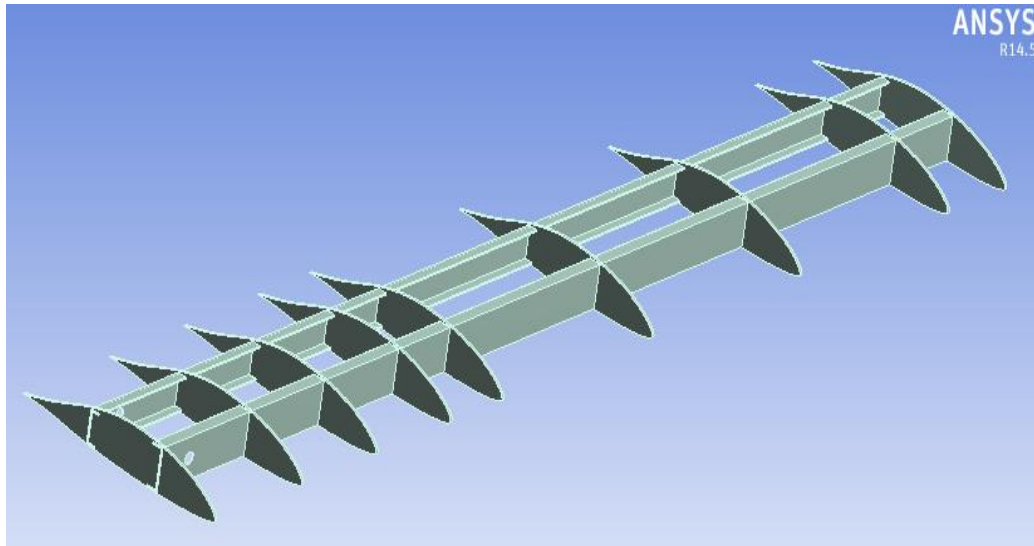


SIMULACIÓN AERODINÁMICA Y ESTRUCTURAL DEL UAV

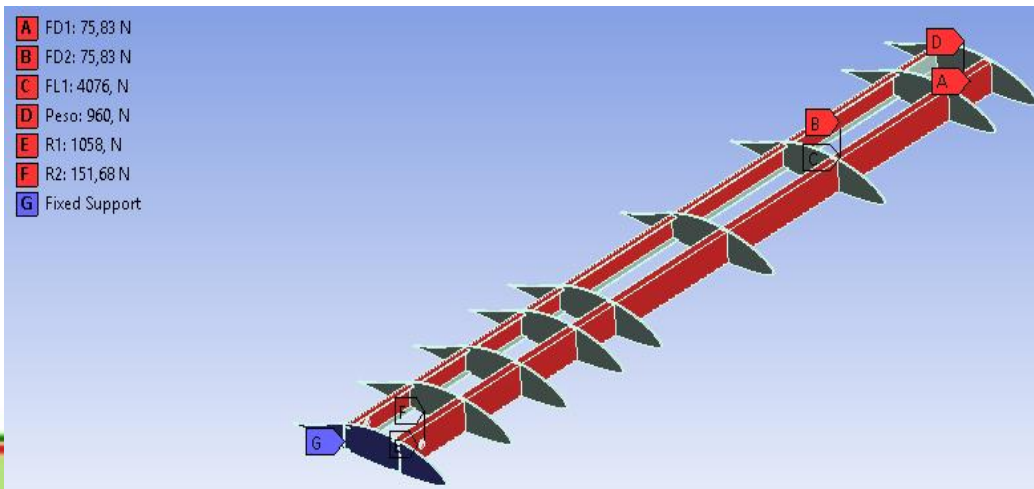


SIMULACIÓN ESTÁTICA

Análisis de esfuerzos en el Ala Principal

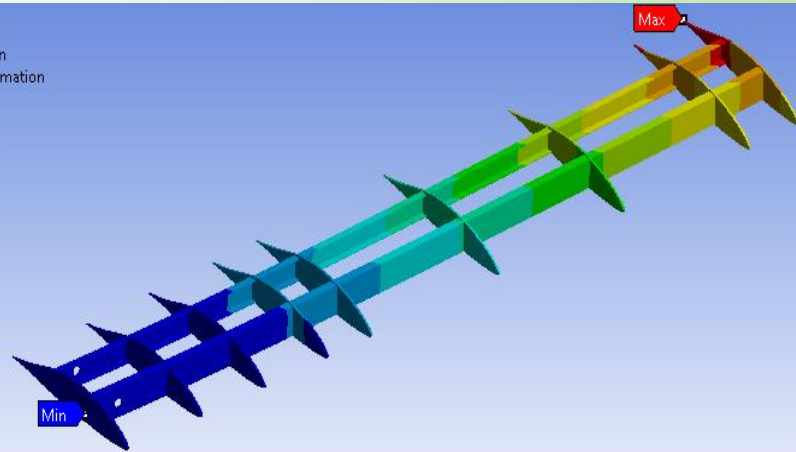
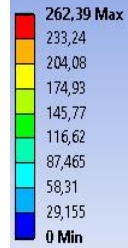


Fuerza	Valor (N)
F_L	4076
F_D	151,66
Peso	960
R_1	1058
R_2	151,68



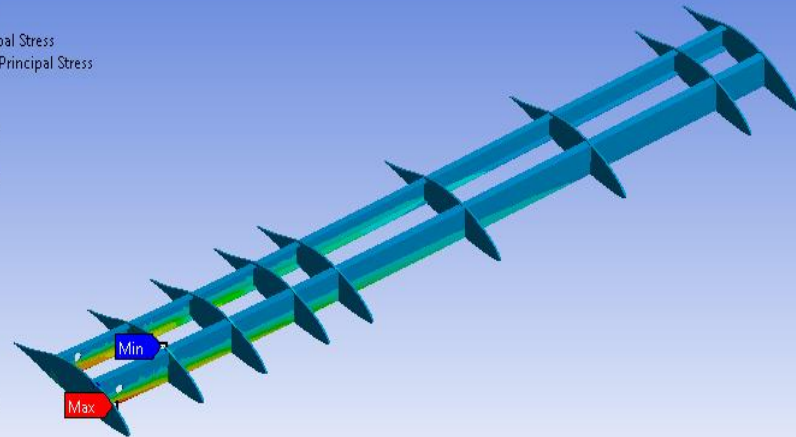
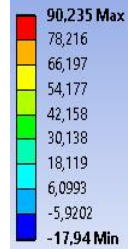
A: Ala principal

Total Deformation
Type: Total Deformation
Unit: mm
Time: 4
29/06/2015 15:56



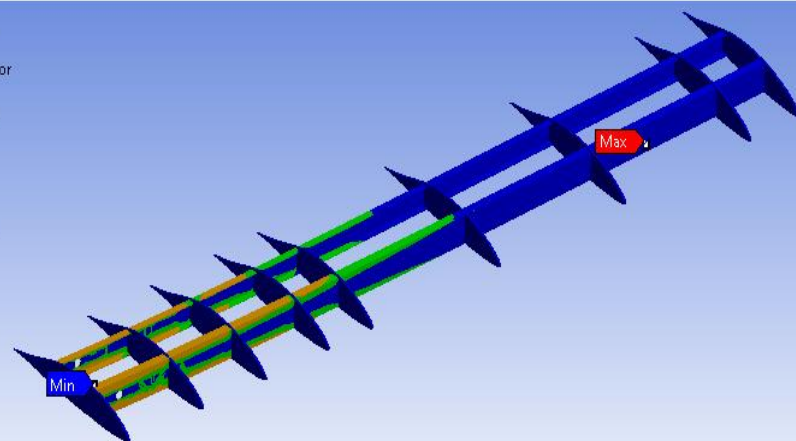
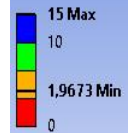
B: Ala principal

Maximum Principal Stress
Type: Maximum Principal Stress
Unit: MPa
Time: 4
29/06/2015 15:57

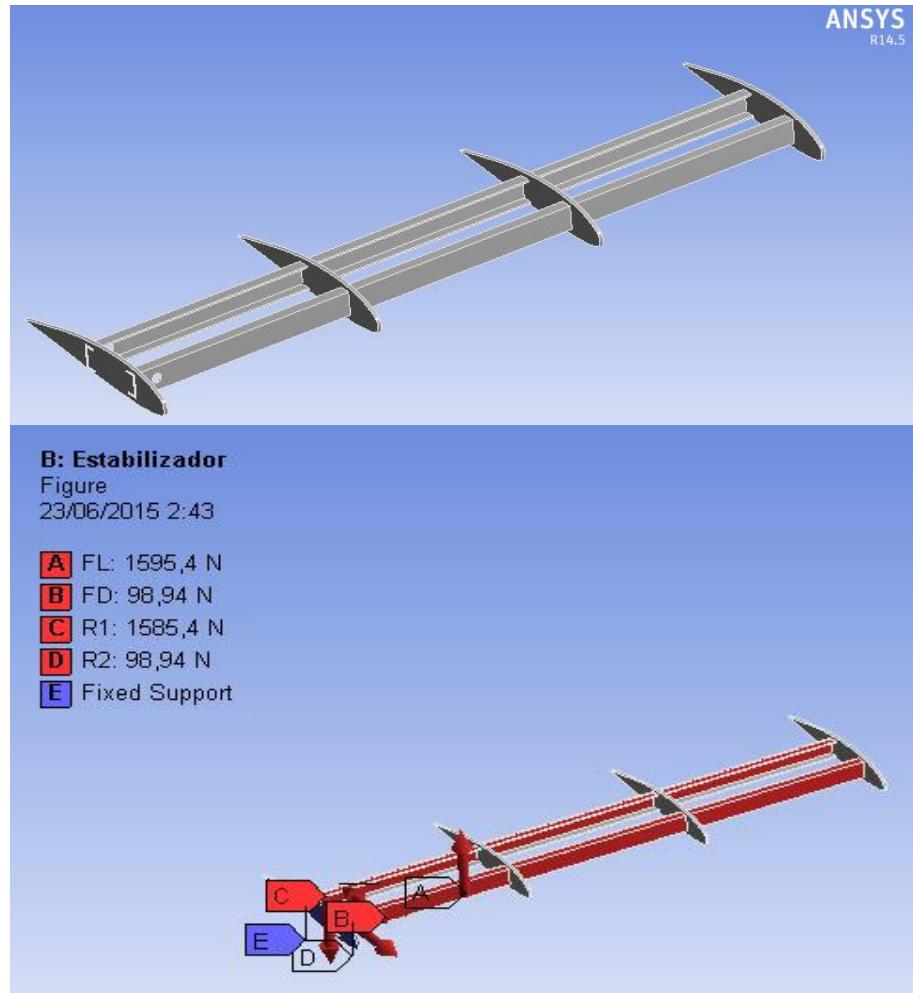


C: Ala principal

Safety Factor
Type: Safety Factor
Time: 4
29/06/2015 15:58



Análisis de esfuerzos en el Estabilizador Horizontal

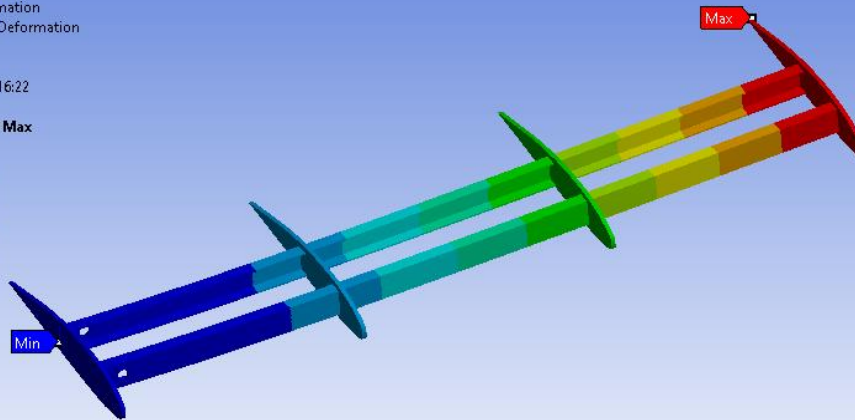
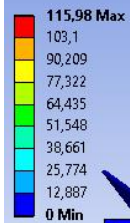


Fuerza	Valor (N)
F_L	1595,41
F_D	98,94
R_1	1585,4
R_2	98,94



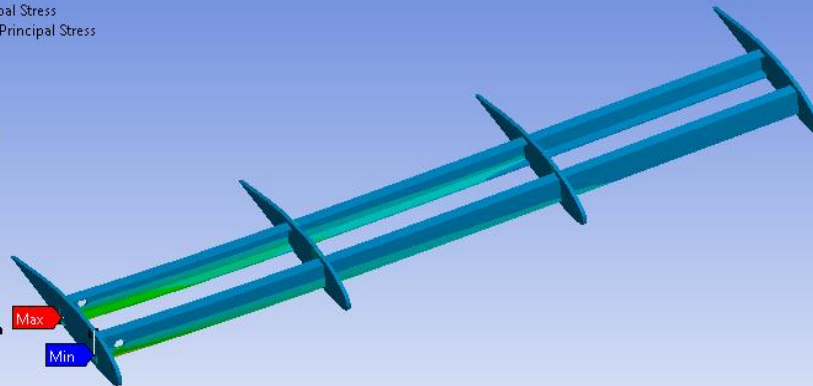
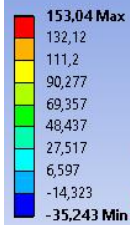
A: Estabilizador

Total Deformation
Type: Total Deformation
Unit: mm
Time: 1
29/06/2015 16:22



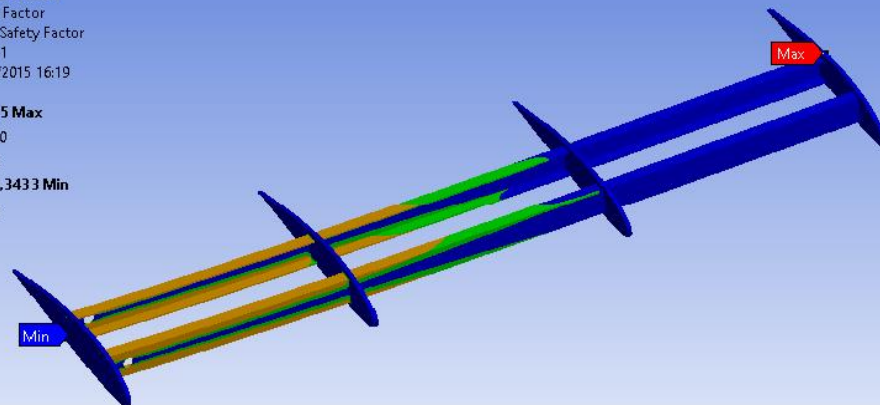
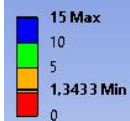
B: Estabilizador

Maximum Principal Stress
Type: Maximum Principal Stress
Unit: MPa
Time: 1
29/06/2015 16:49

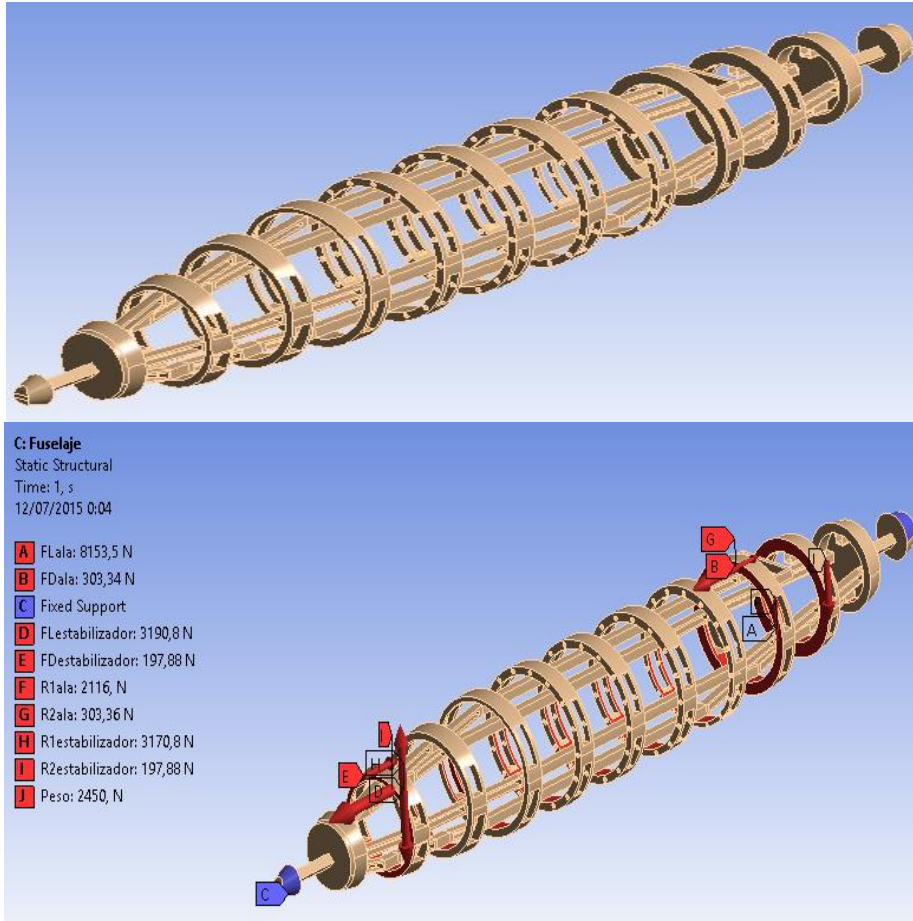


C: Estabilizador

Safety Factor
Type: Safety Factor
Time: 1
29/06/2015 16:19



Análisis de esfuerzos en el Fuselaje

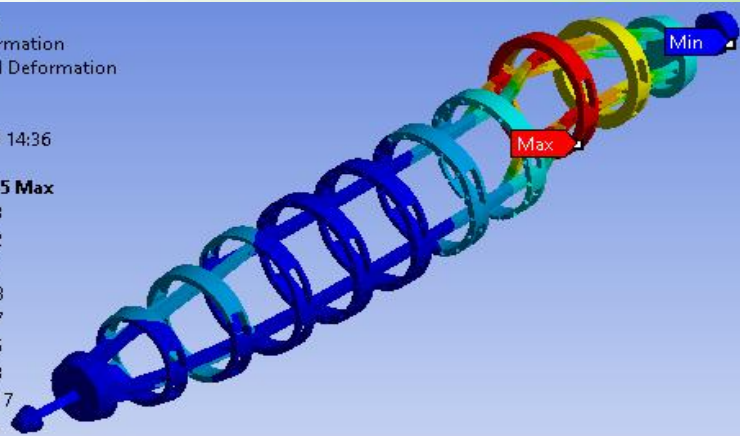
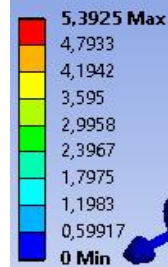


Fuerza	Valor (N)
F_{Lala}	8152
F_{Dala}	303,32
Peso	2450
R_{1ala}	2116
R_{2ala}	303,36
$F_{Lestabilizador}$	3190,8
$F_{Destabilizador}$	197,88
$R_{1estabilizador}$	3170,4
$R_{2estabilizador}$	197,88



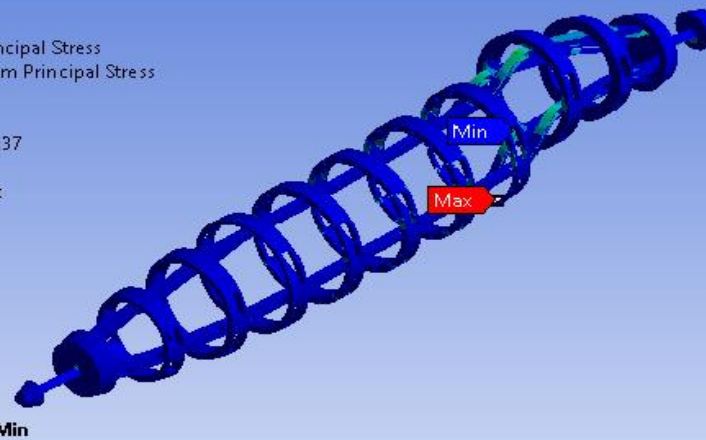
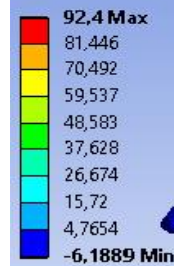
A: Fuselaje

Total Deformation
Type: Total Deformation
Unit: mm
Time: 1
18/07/2015 14:36



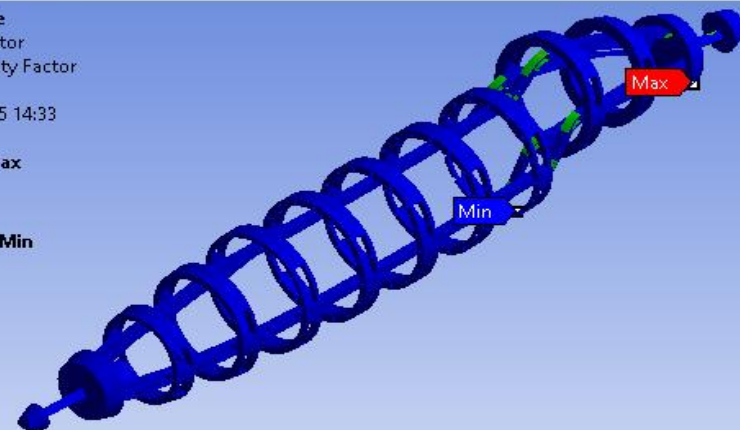
B: Fuselaje

Maximum Principal Stress
Type: Maximum Principal Stress
Unit: MPa
Time: 1
18/07/2015 14:37



C: Fuselaje

Safety Factor
Type: Safety Factor
Time: 1
18/07/2015 14:33



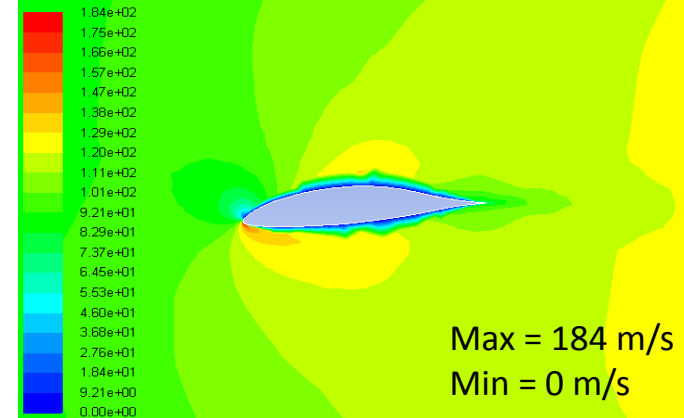
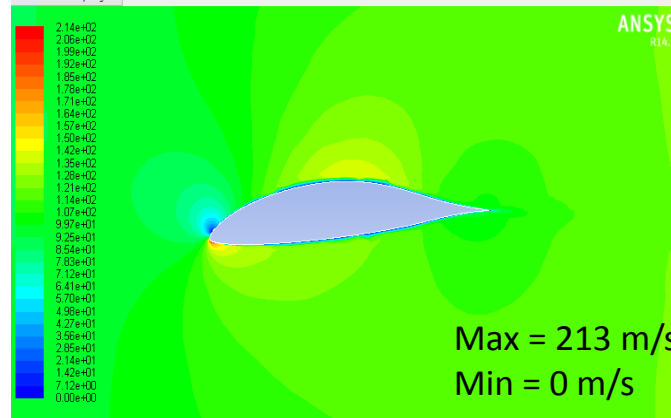
ESPE
UNIVERSIDAD DE LAS FUERZAS ARMADAS
INNOVACION PARA LA EXCELENCIA

SIMULACIÓN AERODINÁMICA

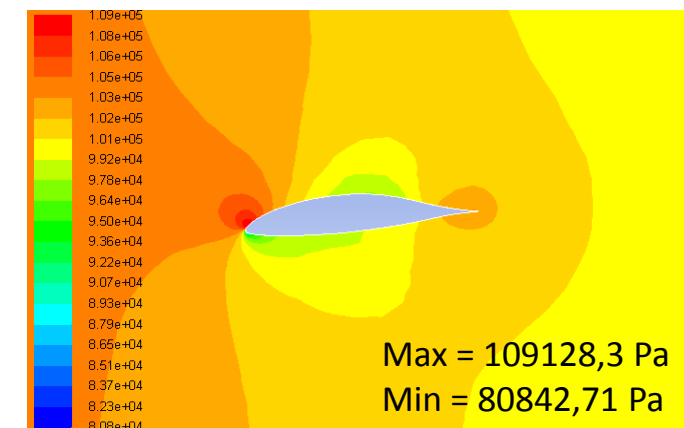
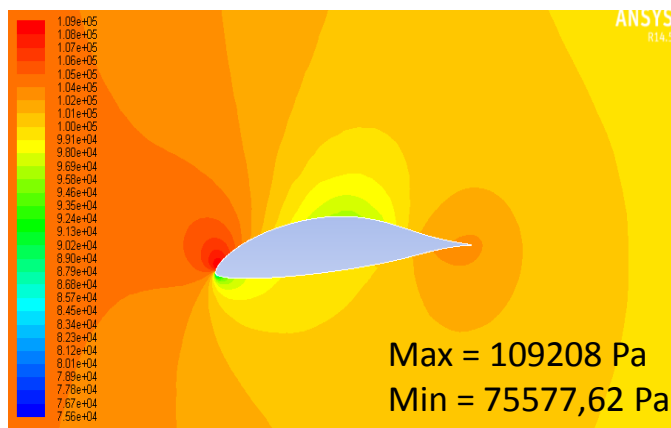
Perfil aerodinámico del Ala Principal

-5°

Velocidad

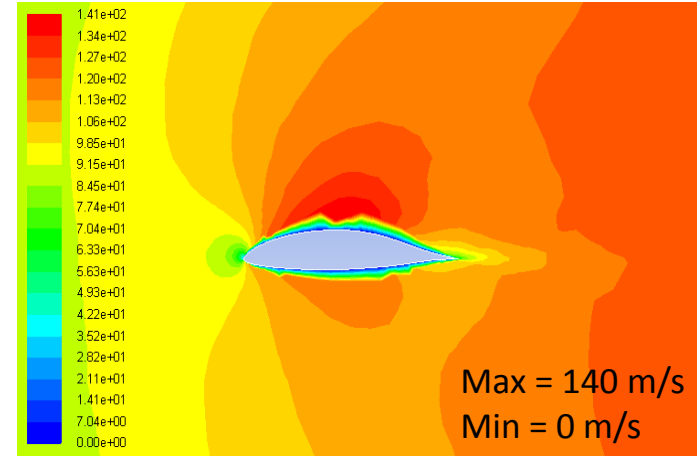
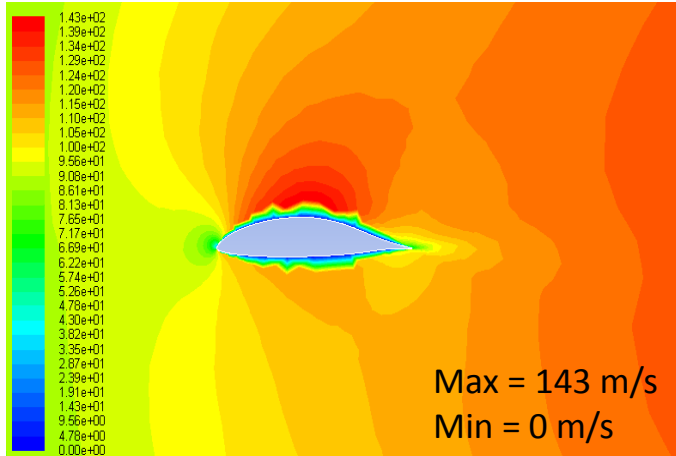


Presión

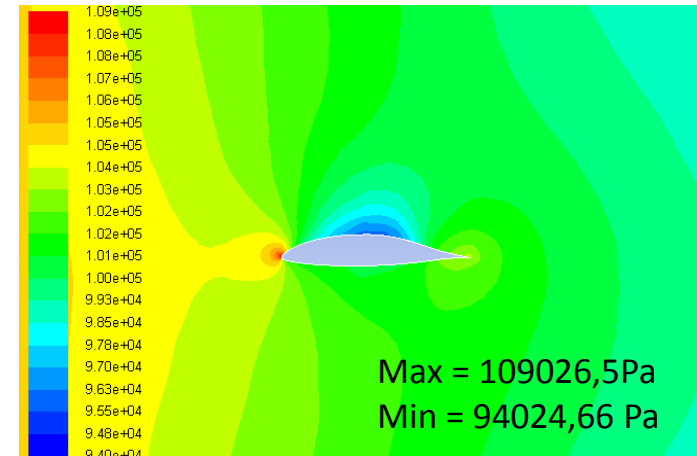
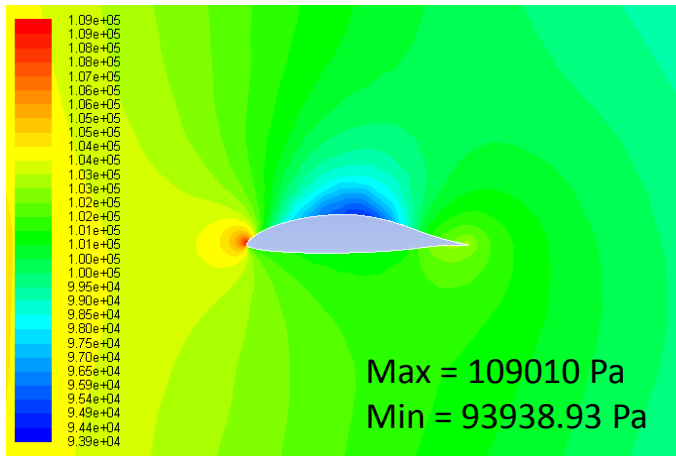


0°

Velocidad



Presión



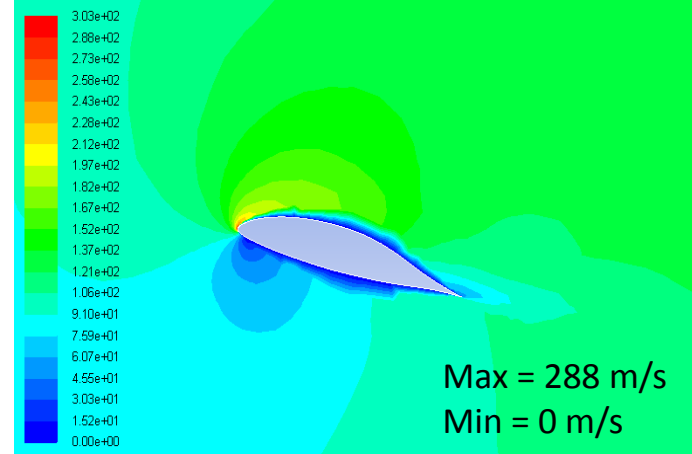
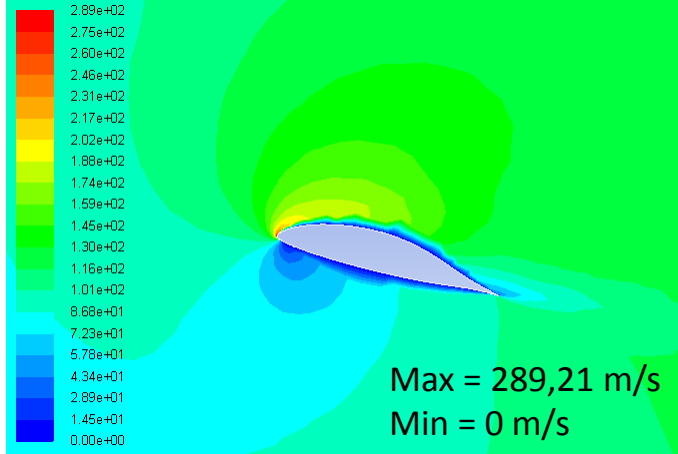
VIDEO



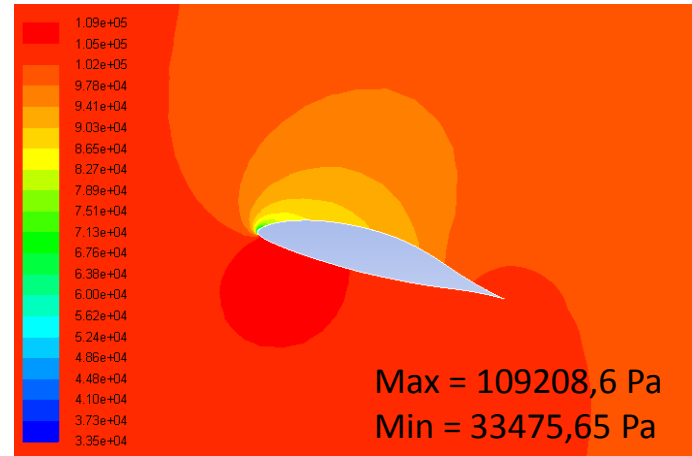
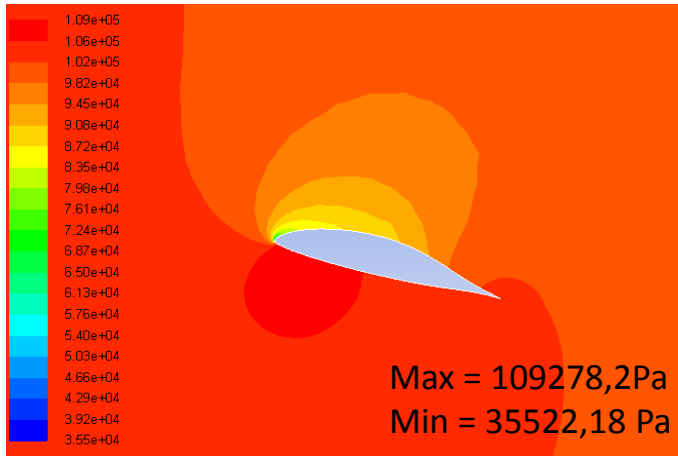
ESPE
UNIVERSIDAD DE LAS FUERZAS ARMADAS
INNOVACION PARA LA EXCELENCIA

15°

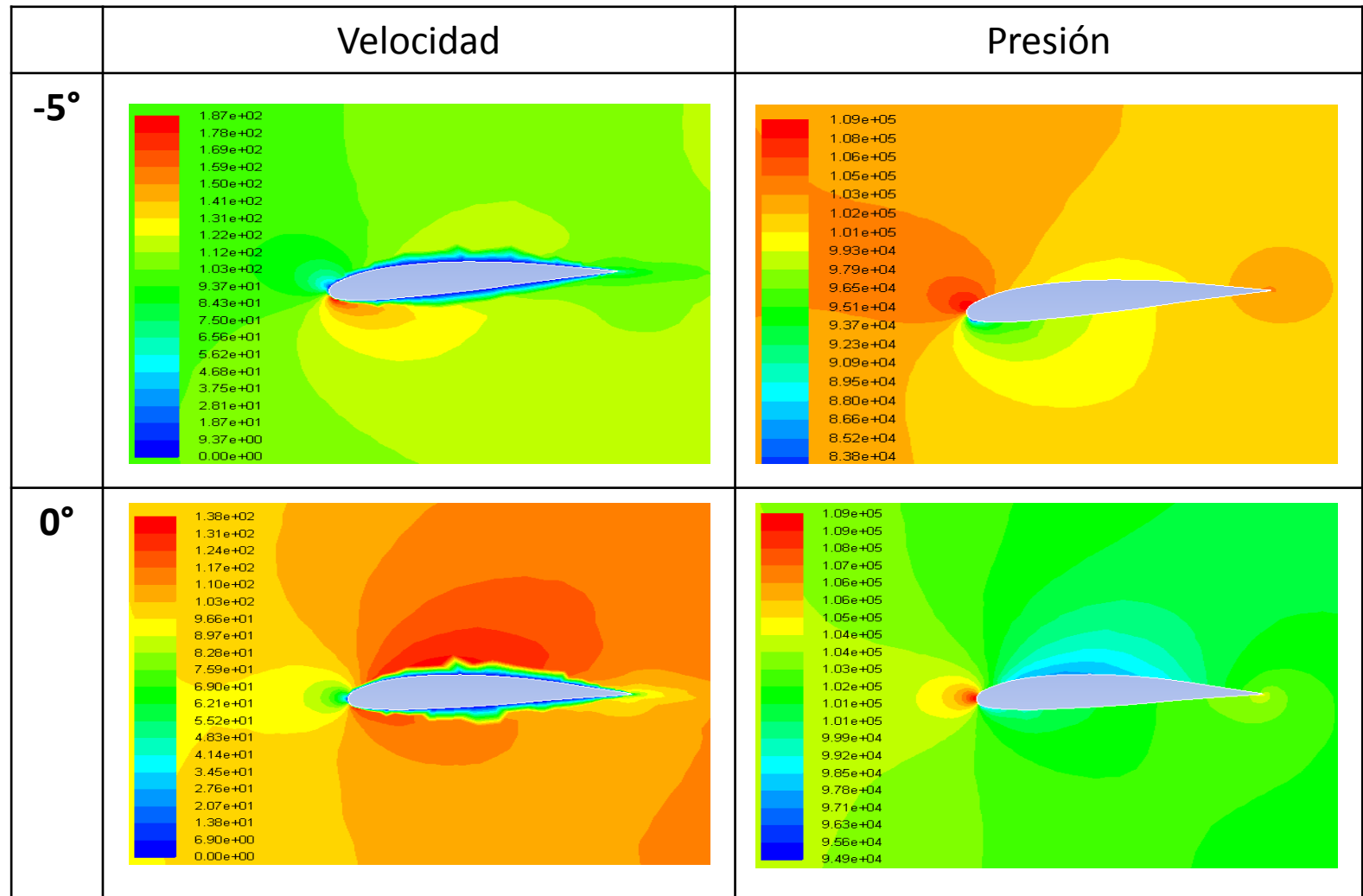
Velocidad

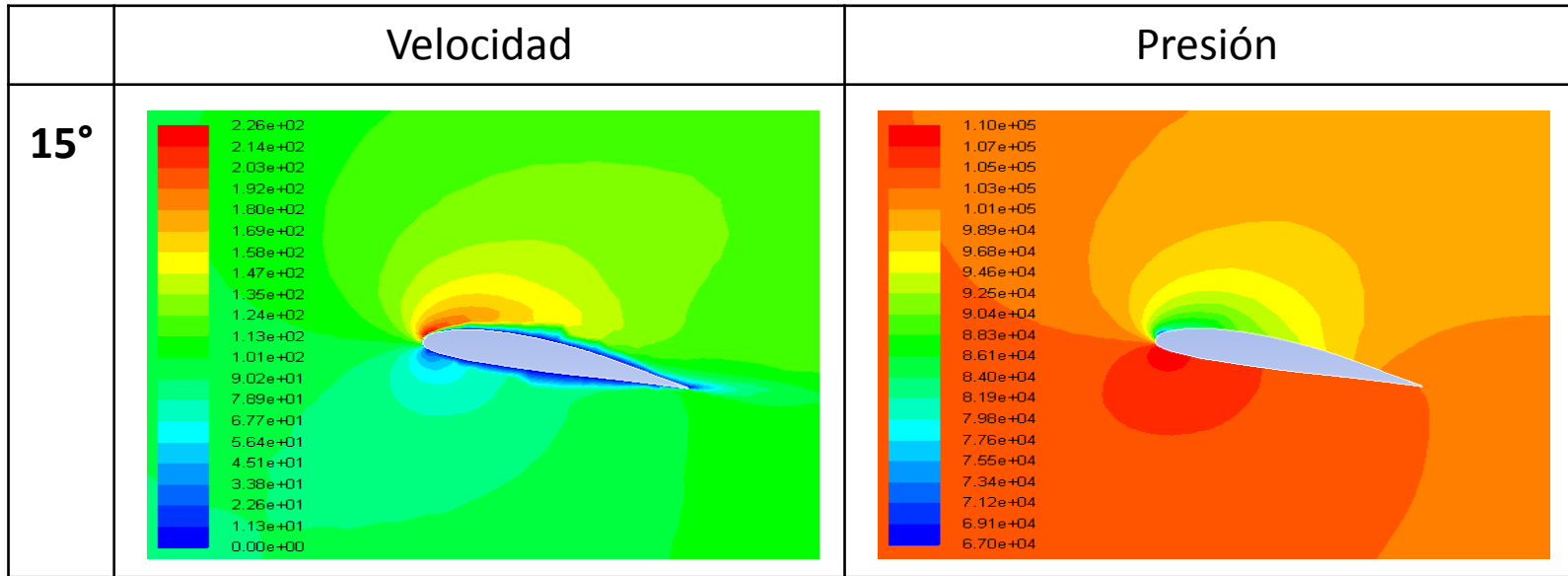


Presión



Perfil aerodinámico del Estabilizador Horizontal

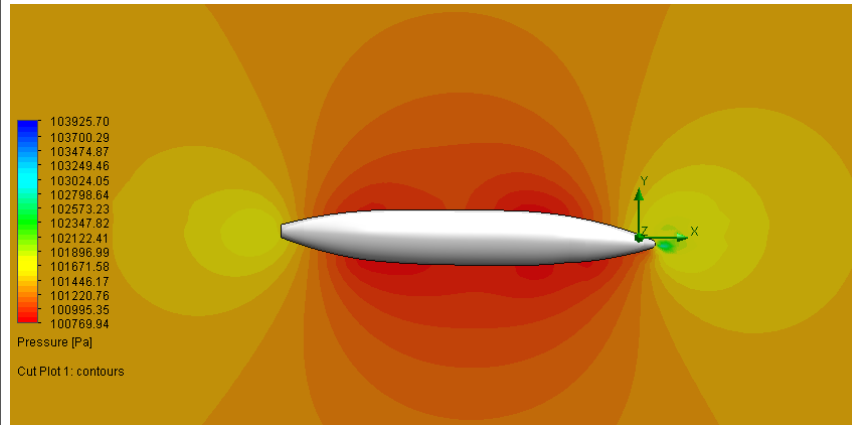




Perfil del Fuselaje

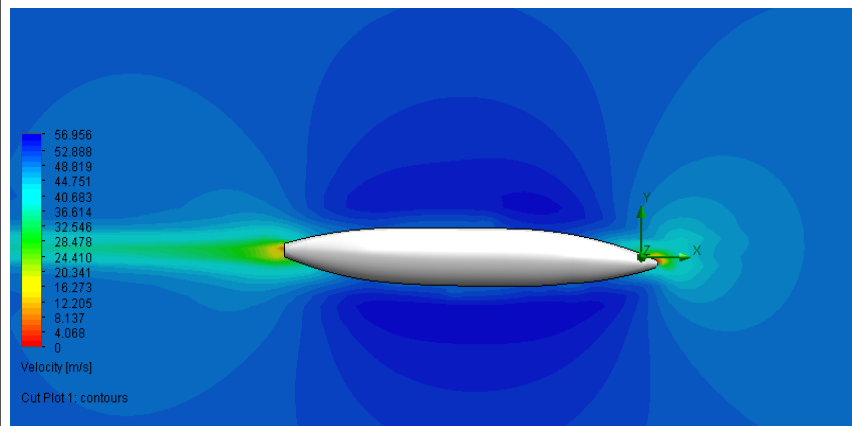
Presión

0°



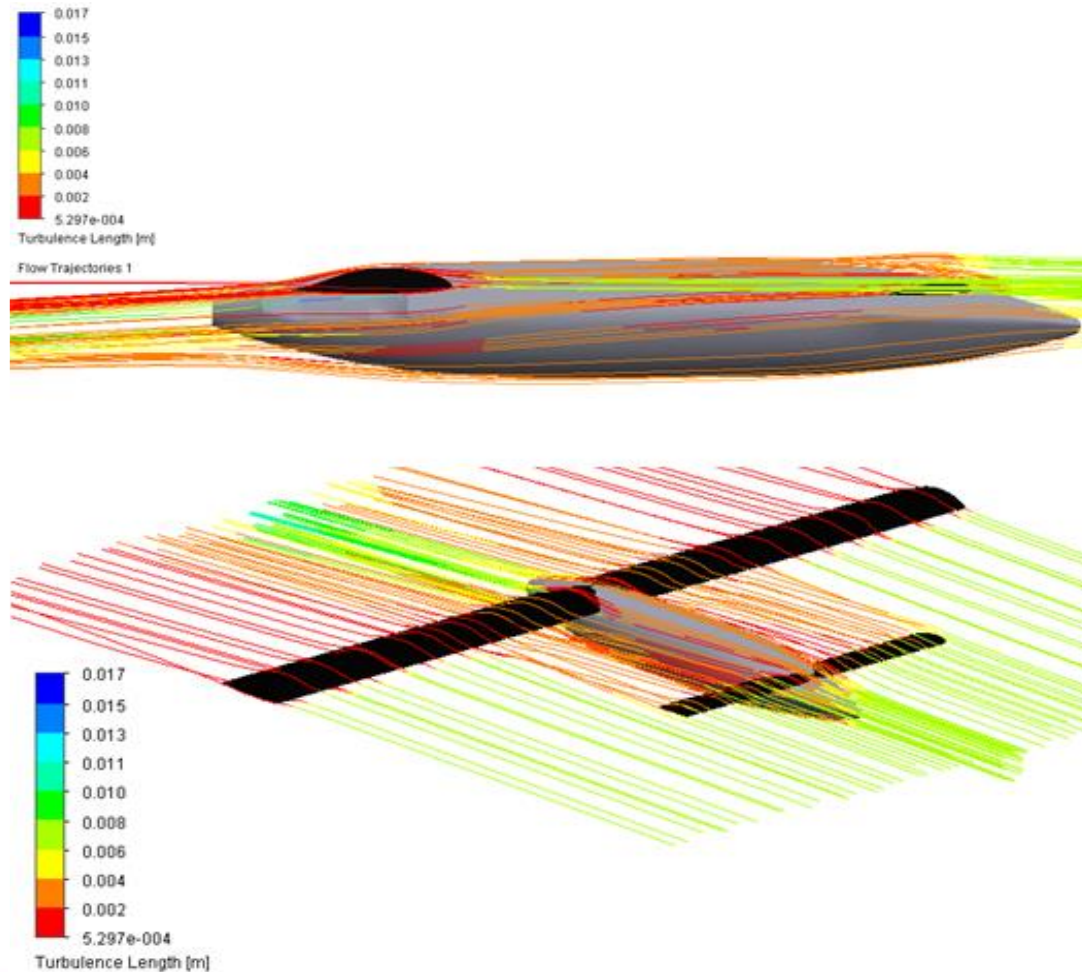
Velocidad

0°

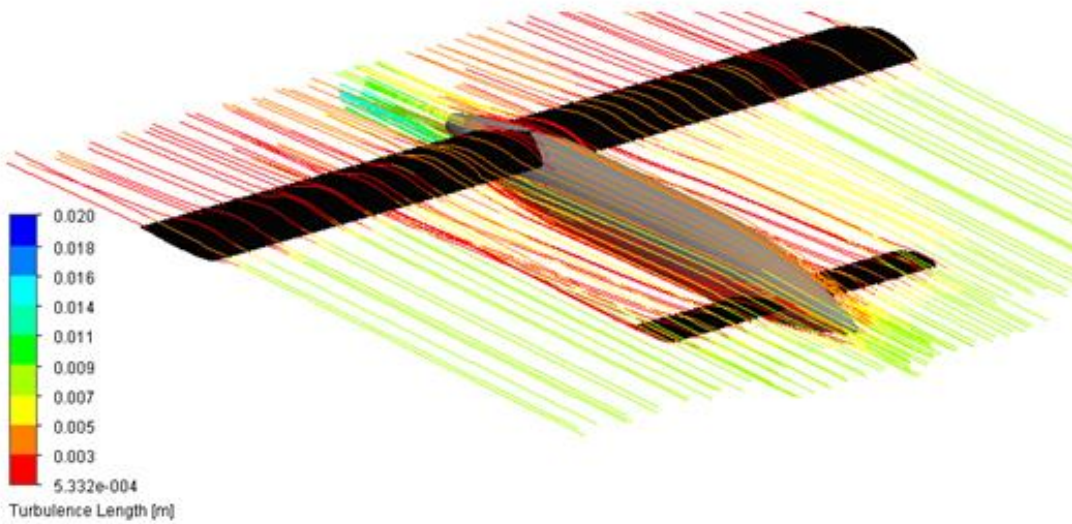
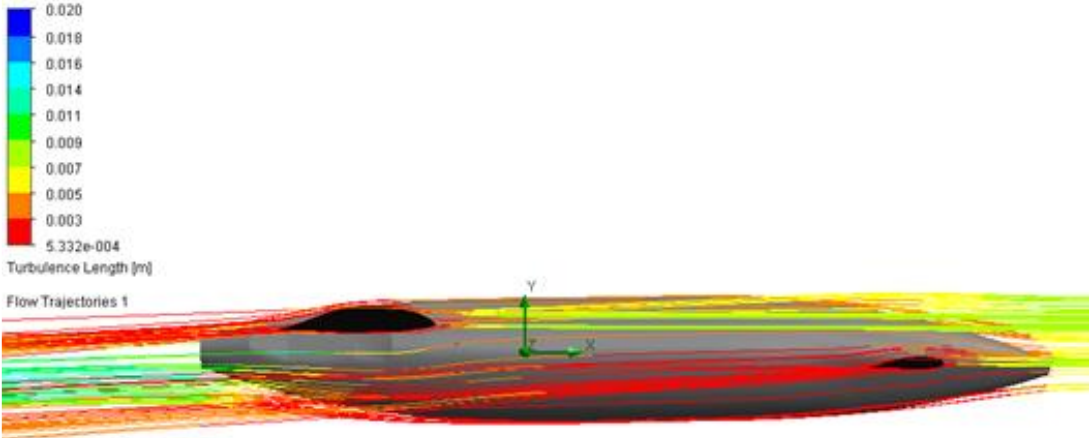


Determinación de la posición del estabilizador horizontal y vertical sobre el UAV

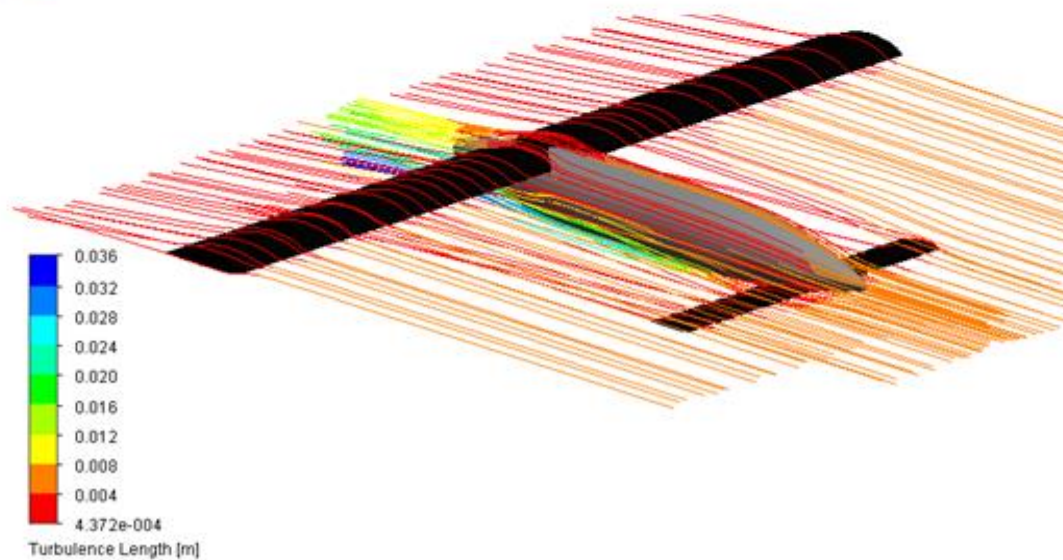
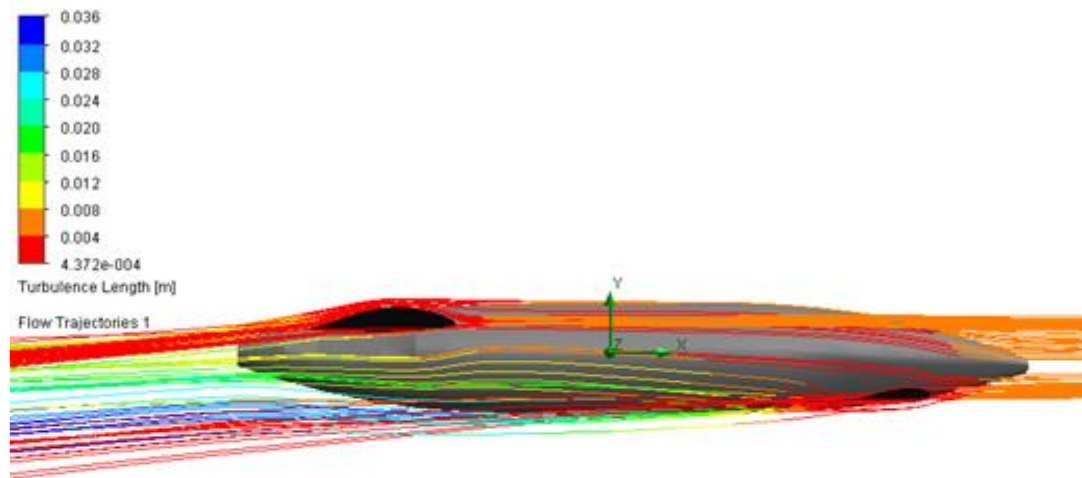
Estabilizador en la parte superior



Estabilizador en el centro

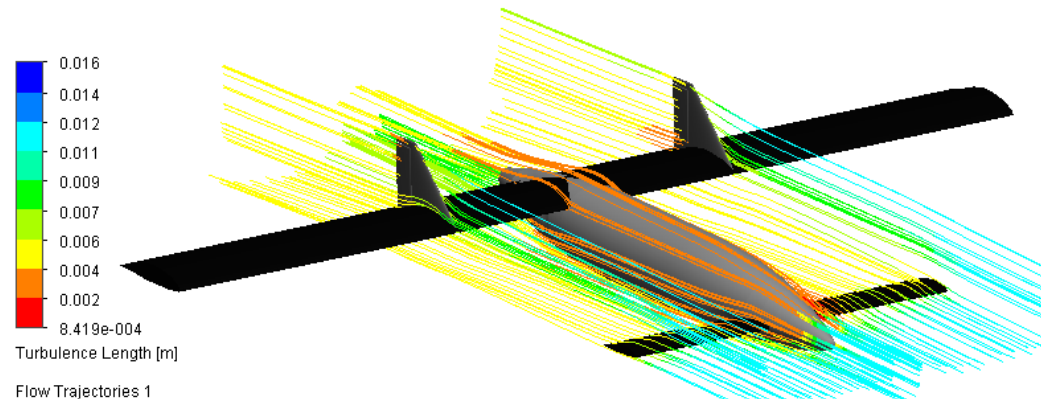


Estabilizador en la parte inferior

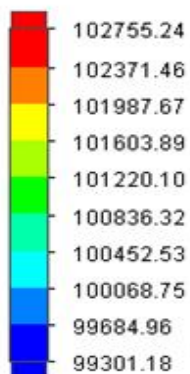


Determinación de la posición del estabilizador vertical sobre el UAV

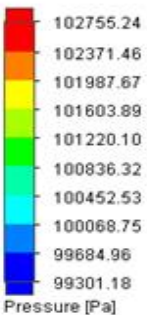
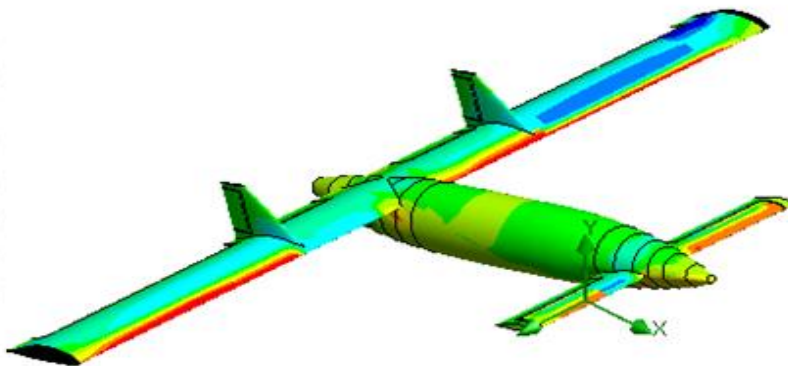
Los estabilizadores verticales no pueden ser colocados en el centro del ala principal ya que en este lugar se encuentran los remolinos turbulentos de mayor tamaño por lo que se les ubicará a los costados del ala, tratando de que estén lo más cerca posibles al centro para que el momento generado por el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



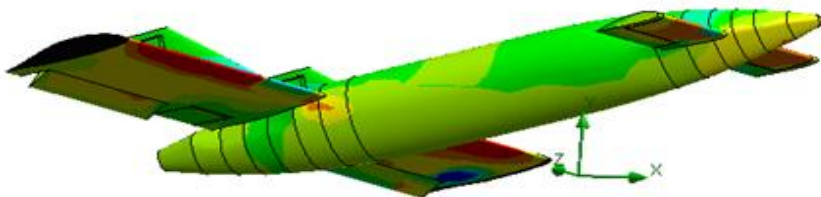
SIMULACIÓN DE VUELO



Surface Plot 1: contours
Flow Trajectories 1



Surface Plot 1: contours
Flow Trajectories 1



Condición: Despegue

Ángulo de ataque: 15°

Presión del aire: 101325 Pa

Densidad del aire: 1,225 Kg/cm³

Velocidad de vuelo: 50 m/s



ESPE
UNIVERSIDAD DE LAS FUERZAS ARMADAS
INNOVACIÓN PARA LA EXCELENCIA



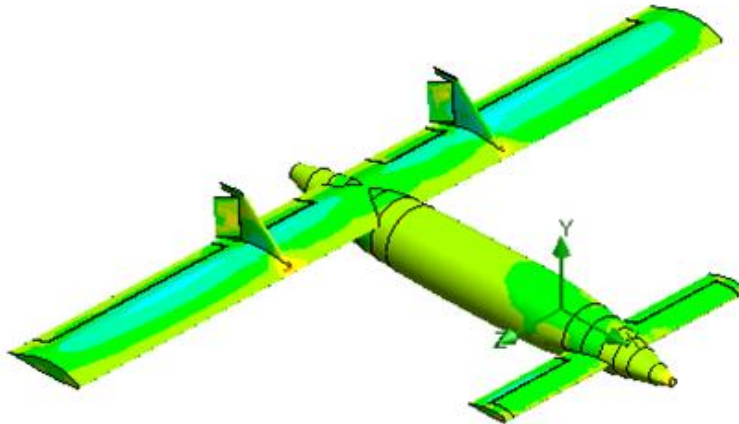
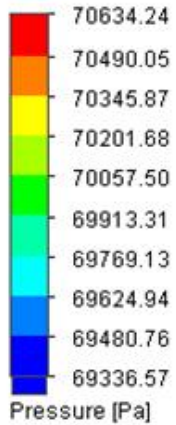
Condición: Vuelo Crucero

Ángulo de ataque: 0°

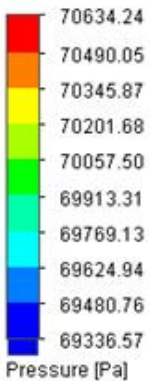
Presión del aire: 70100Pa

Densidad del aire: 0,9093 Kg/cm³

Velocidad de vuelo: 33 m/s



Surface Plot 1: contours



Surface Plot 1: contours





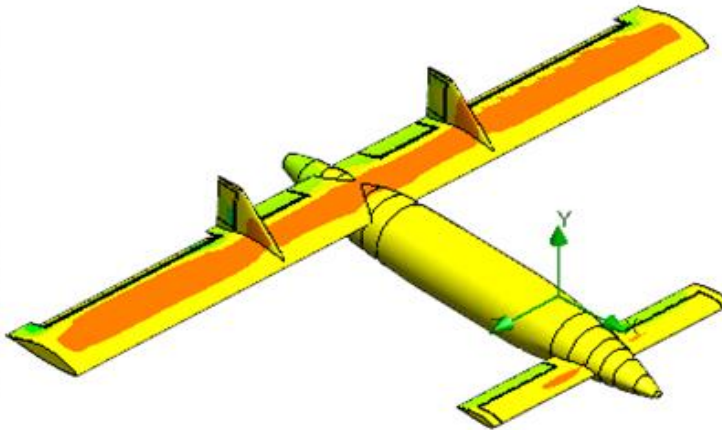
Condición: Aterrizaje

Ángulo de ataque: -10°

Presión del aire: 101325 Pa

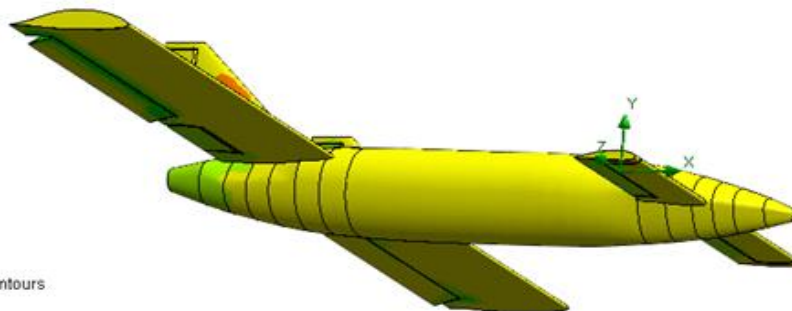
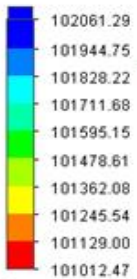
Densidad del aire: 1,225 Kg/cm³

Velocidad de vuelo: 33 m/s



Pressure [Pa]

Surface Plot 1: contours



Pressure [Pa]

Surface Plot 1: contours



ESPE
UNIVERSIDAD DE LAS FUERZAS ARMADAS
INNOVACION PARA LA EXCELENCIA

CONCLUSIONES

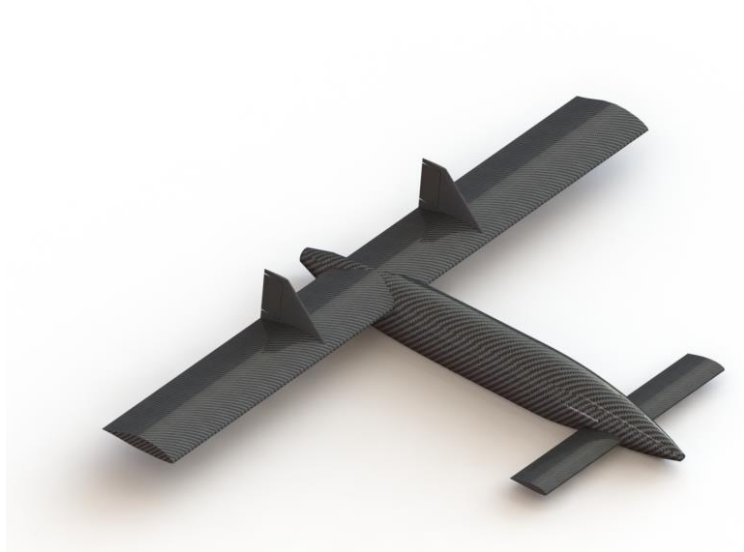
- El resultado de la investigación realizada sobre este proyecto proporcionó conceptos fundamentales sobre aerodinámica y estructuras alares, además de revelar una metodología de diseño para vehículos aéreos no tripulados, ya que durante todo el estudio no se encontró un método específico para el diseño 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 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 puede concluir 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.



GRACIAS



INGENIERÍA AUTOMOTRIZ



ESPE
UNIVERSIDAD DE LAS FUERZAS ARMADAS
INNOVACION PARA LA EXCELENCIA