

Diseño y construcción de un banco de pruebas para ensayos de resistencia estructural de alas y alerones

Design and construction of a test bench for testing of resistance structural wings and flaps

Guido Torres, Mauricio Cruz, Stalin Mena, Cesar Sevillano, Alexander Suarez, Danilo Zambrano

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

Correspondencia Autores: gtorres@espe.edu.ec, gmcruz@espe.edu.ec, jsmena@espe.edu.ec, cesar_edu88s@hotmail.com, salexrafa@hotmail.com, vdzambrano@espe.edu.ec

Recibido: agosto 2016, **Publicado:** diciembre 2016

Resumen— El proyecto tiene como objetivo diseñar y construir un banco de pruebas para ensayos de resistencia estructural de alas de aviones y alerones que permita comprobar experimentalmente las cargas estáticas sobre la estructura de un ala que se ejercen en seis puntos. El sistema wiffletree (distribución de fuerzas en forma de árbol) mediante un grupo hidráulico genera una fuerza a tracción cuya presión es una carga variable, para simular las cargas estáticas sobre el ala en vuelo (despegue, vuelo horizontal y aterrizaje) y con ello comprobar la resistencia de la composición de los distintos materiales que se utiliza en la industria aeronáutica para la construcción de las alas de los aviones. El motor electro hidráulico acciona al cilindro hidráulico, que transmite la fuerza a la distribución de tensión estática en el ala del avión de forma similar a la que el ala experimenta en vuelo horizontal para la prueba de resistencia estructural. Las celdas de carga miden la fuerza sobre el ala en seis puntos específicos y tienen una comunicación a una tarjeta de adquisición de datos (Arduino) esta información se muestra en un computador que proporciona el estado de fuerza al instante sobre el material. Por lo que el banco de pruebas inicia una etapa de experimentación en el área de materiales y estructuras realizando ensayos a tracción y flexión para el sector de la aeronáutica ligera y la aerodinámica del automóvil.

Palabras claves— Ingeniería Automotriz, Aeronaves, Alas y Alerones, Banco de Pruebas, Diseño y Construcción.

Abstract— The project aims to design and build a test bed for testing the structural strength of aircraft wings and spoilers that allows experimentally verify the static loads on the structure of a wing exerted on six points. The wiffletree system (distribution of forces in tree form) by a hydraulic unit generates a tensile force whose pressure is a variable load, to simulate the static loads on the wing in flight (takeoff, horizontal flight and landing) and thus check the strength of the composition of the different materials used in the aircraft industry for the construction of aircraft wings. The electrohydraulic motor drives the hydraulic cylinder, which transmits the force to the static stress distribution in the plane's wing similar to the wing experiences in horizontal flight test for structural strength. Load cells measure the force on the wing in six specific points and have a communication to a data acquisition board (Arduino) this information is displayed on a computer that provides status instantly force on the material. So the test began a period of experimentation in the area of materials

and structures performing tensile and flexural tests for light industry aeronautics and aerodynamics of the car.

Keywords— Automotive Engineering, Aircraft, Wings and Wings, Testbed, Design and Construction.

I. INTRODUCCIÓN

El proyecto responde a la necesidad de realizar una investigación en el diseño y construcción de alas de aviones y alerones con la finalidad de determinar la resistencia estructural de distintas composiciones de materiales y distintas fórmulas estructurales en la construcción de los mismos.

Este proyecto permite desarrollar investigación y desarrollo autónomos para adquirir y generar conocimientos en el área de la ciencia de materiales y sus aplicaciones. Optimizar las combinaciones de materiales y la fórmula estructural para el diseño de alas de un UAV, es la razón por la cual planteamos el diseño y construcción de un banco de pruebas para ensayos de resistencia estructural de alas y alerones. Esto nos permitirá determinar la mejor combinación y forma del ala, a objeto de obtener la mejor relación de resistencia estructural sobre el peso total del ala, por lo que es necesario, diseñar y construir un banco de pruebas para ensayos de resistencia estructural de las alas de aviones y alerones, y verificar su resistencia a los tipos de carga y esfuerzos estáticos a los que se encuentran expuestas.

A. Parámetros de diseño

El banco de pruebas es capaz de soportar las cargas de prueba sobre el modelo. La carga estática es aplicada por medio de un cilindro hidráulico que soporta sobre la parte superior de la estructura del bastidor, la carga es aplicada sobre la viga superior del sistema de distribución de fuerzas que transmite la carga para simular la aplicación de carga distribuida sobre el sujeto de prueba.

Para la probeta de prueba se considera que uno de los extremos está empotrado y el otro libre.

Diseño y construcción de un banco de pruebas para ensayos de resistencia estructural de alas y alerones

El bastidor está formado por dos columnas apoyadas sobre el piso y sobre estas una viga que es la que soporta al elemento transmisor de carga.

La deflexión permisible no deberá ser mayor que $L/240$.

Las cargas que son parte del análisis son:

- Carga muerta: masa propia de la estructura.
- Carga Viva: carga de prueba (se considerará carga máxima)
- La combinación de carga se aplica de acuerdo a lo indicado en la norma ASCE 7.

Para el análisis se realizará el estudio de una carga distribuida triangular como se observa en la figura 1.

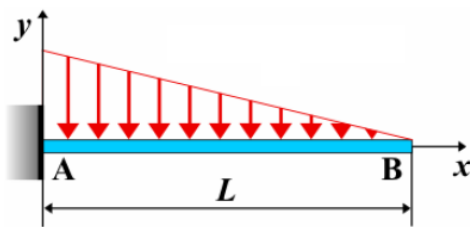


Figura 1: Carga distribuida triangular

Fuerza:

$$W_x = \frac{W(L-x)}{L} \quad (1)$$

Reacciones:

$$R_A = \frac{W \cdot L}{2} \quad (2)$$

Esfuerzo cortante:

$$V_{AB} = \frac{W}{2L} \cdot (L-x)^2 \quad (3)$$

Momentos flectores:

$$M_{AB} = \frac{W}{6L} \cdot (L-x)^3 \quad (4)$$

Pendiente:

$$\theta_{AB} = \frac{W}{24 \cdot E \cdot I \cdot L} \cdot (4L^2 - 6L^2 \cdot x + 4Lx^2 - x^3) \quad (5)$$

Deflexión:

$$Y_{AB} = \frac{W \cdot x^2}{120 \cdot E \cdot I \cdot L} \cdot (10L^3 - 10L^2 \cdot x + 5Lx^2 - x^3) \quad (6)$$

Dónde:

W = Fuerza aplicada (N/m)

W_x = Fuerza en un punto x (N)

R1 = Fuerza reactiva (N)

V = Esfuerzo cortante (N)

l = Longitud de la viga (m)

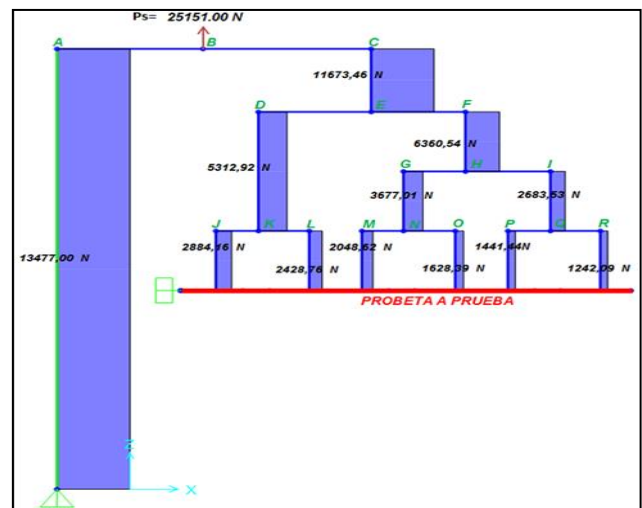
I = Momento de Inercia (m^4)

B. Análisis de los elementos mecánicos del banco de resistencia estructural de alas y alerones.

Cada uno de los elementos del banco de pruebas están diseñados y simulados aplicando cargas muertas y cargas vivas con la ayuda de un software CAE para seleccionar el material ASTM A 36 que se encuentra en el mercado de nuestro país.

1. Análisis en la distribución de fuerzas

Para el análisis en la distribución de fuerzas se aplica una carga (Ps), que es igual a la sustentación máxima de un ala de avión UNASUR I más la carga muerta de la estructura, y se distribuye esta carga sobre el ala para determinar las fuerzas en cada punto, como se muestra en la figura 2.



Ps = 25151 N

Figura 2: Cargas aplicadas

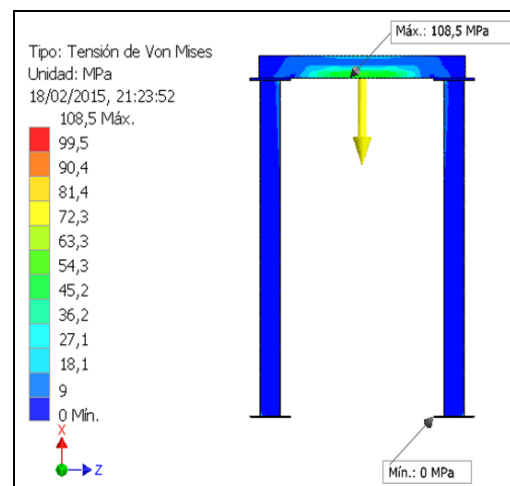


Figura 3: Tensión de Von Mises

En la figura 3 se determina que la estructura del bastidor tiene una tensión de Von Mises máxima de 108,5 MPa. Esta tensión es menor que el límite de elasticidad del material ASTM A36 de 250 MPa. Por lo tanto se concluye que puede resistir la tensión máxima a la que está sometido.

2. Sistema hidráulico

El sistema hidráulico se encarga de suministrar la fuerza a tracción con sus componentes como se indica en la figura 4:

- 1.- Cilindro hidráulico doble efecto
- 2.- Regulador de caudal unidireccional
- 3.- Válvula 4/3 tipo tándem - Doble control eléctrico
- 4.- Manómetro
- 5.- Válvula de seguridad
- 6.- Motor eléctrico
- 7.- Bomba unidireccional
- 8.- Filtro
- 9.- Depósito atmosférico

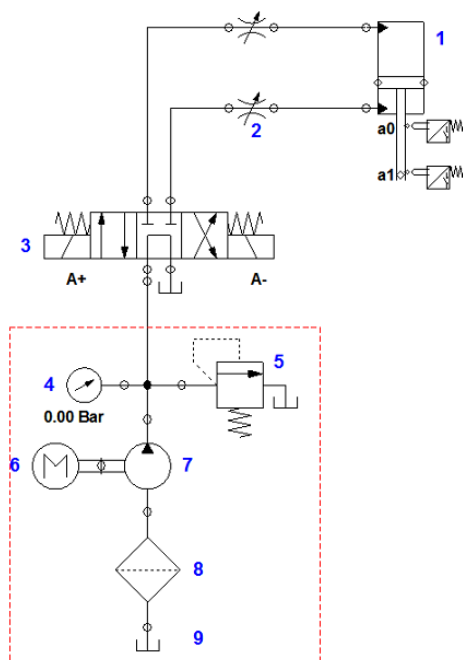


Figura 4. Circuito Hidráulico

El área del pistón del cilindro hidráulico es $2,12 \times 10^{-3} \text{ m}^2$ donde la presión necesaria para generar 25151 N es 13,79 MPa, el caudal de 1,73 gal/m y la potencia del motor eléctrico sugerida basada en el caudal de la bomba hidráulica y la presión es de 2,02 HP~3HP

3. Sistema electrónico del banco de pruebas de resistencia estructural de alas.

El sistema de medición de carga consta de una celda de carga, un amplificador de instrumentación, y el convertor A/D dentro de la tarjeta Arduino Leonardo. Los que están conectados para poder obtener los datos de las pruebas mediante un interfaz hacia el computador.

4. Selección de las celdas de carga

De acuerdo a las cargas obtenidas en cada punto sobre la probeta, que se determina en la distribución de fuerzas de la Figura 2, se seleccionan las celdas de carga de 1000 lb y 500 lb que cumplen con los requerimientos del banco de pruebas.

5. Acondicionamiento de la señal de la celda de carga

La señal proveniente de la celda de carga no es suficiente para procesarla por lo que es necesario amplificarla con un amplificador de instrumentación AD 620 y un convertor analógico/digital que cuenta el Arduino Leonardo.

C. Componentes del banco de pruebas

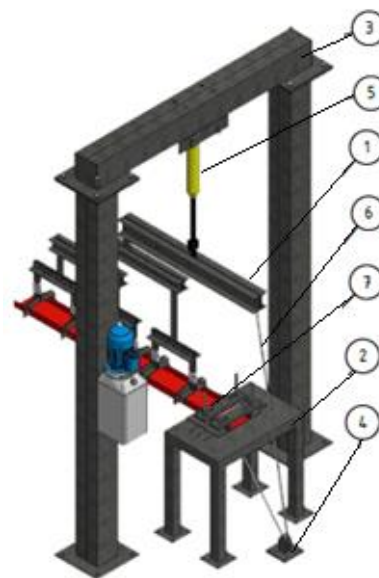


Figura 5. Componentes del banco

Tabla 1.
Componentes del banco de pruebas

Nº DE PIEZA	ELEMENTO
1	DISTRIBUCIÓN DE FUERZAS
2	MESA DE SUJECIÓN DE LA PROBETA
3	ESTRUCTURA DEL BASTIDOR
4	CONTRAPESO DE ANCLAJE
5	CILINDRO HIDRÁULICO
6	CABLE DE ANCLAJE
7	PROBETA DE PRUEBA

II. PRUEBAS DE FUNCIONAMIENTO DEL BANCO DE PRUEBAS

El banco de pruebas de resistencia estructural de alas fue diseñado para soportar una carga de 25151 N, sus valores ideales de funcionamiento oscilar entre 245 N a 28694 N dependiendo del material de la probeta de ensayo.

A. Ensayos de resistencia

Los ensayos de resistencia estructural son realizados sobre una sección rectangular de madera como se indica en la figura 6.

Tabla 2
Datos de la probeta

Base (b)	190 mm
Longitud (L)	1700 mm
Altura (h)	50 mm

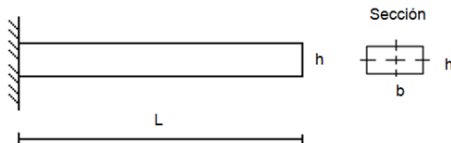


Figura 6: Probeta de madera

$$I_x = \frac{b \cdot h^3}{12} \quad (7)$$

I: Momento de inercia de la sección transversal de la viga

Es necesario conocer el momento de inercia de la sección y las propiedades mecánicas de la probeta para el cálculo de la fuerza, reacción, esfuerzo cortante, momento flector y deflexión. El cálculo se desarrolló en función de una carga distribuida triangular como se indica en la figura 1.

Tabla 3
Propiedades mecánicas de la madera

PROPIEDADES MECÁNICAS	
Densidad	400 Kg/m ³
Módulo de elasticidad	9000 MPa
Resistencia a la tracción	70 MPa

Fuente: (Castaño, En línea)

El análisis se desarrolló en las distancias de ubicación de las celdas de carga que se indican a continuación.

$$x: [0,14 \quad 0,49 \quad 0,69 \quad 1,04 \quad 1,24 \quad 1,59] \text{ m}$$

Para las pruebas se tomó como referencia el peso de un avión UAV de 4410 N. La fuerza que se ejerce sobre el ala es de 2205 N en función del factor de carga 2G en condiciones de vuelo con turbulencias que pueden afectar a la estructura alar.

B. Prueba I al 1 G de carga

En esta prueba se consideró una carga de 1 G sobre el ala de 2205 N y la carga muerta de la distribución de fuerzas de 1445,7 N. Para poder determinar la fuerza que debe ejercer el cilindro hidráulico es necesario sumar la fuerza sobre la probeta más la carga muerta de la distribución de fuerzas obteniendo 3650,7 N.

En la tabla 4 se puede observar los datos de la carga que debe soportar la probeta a 1G del peso del avión UAV.

Tabla 4
Fuerza y presión estimada para el ensayo

n	PRESION	FUERZA	Σ FUERZA	CARGA
	CILINDRO	CILINDRO	SENSORES	MUERTA
1 G	(Pa)	(N)	(Lb)	(N)
	1,74X10 ⁶	3650,7	490	2179,63
				1445,7

Tabla 5
Fuerza en las celdas de carga

TABLA GENERAL DE VALORES OBTENIDOS EN EL TIEMPO						
	SENSOR1	SENSOR2	SENSOR3	SENSOR4	SENSOR5	SENSOR6
t01	113	76	42	15	5	2
t02	127	91	55	30	14	5
t03	133	96	58	31	16	7
t04	152	112	76	43	26	14
t05	163	121	83	47	31	18
t06	167	124	85	52	33	22
t07	165	124	84	56	34	23
t08	168	126	88	56	36	25
t09	167	125	87	54	35	24
t10	166	125	86	54	35	24

La tabla 5 indica los valores de la carga distribuida obtenidas en las seis celdas de carga en Lb que se muestran en la pantalla de Excel en función del tiempo en la prueba a 3650,7 N.

En la tabla 6 se muestra los datos de las fuerzas obtenidas de las celdas de carga, las fuerzas cortantes, los momentos flexionantes y la deflexión en los seis puntos distribuidos a lo largo de la probeta. Estos resultados se utilizan para determinar las respectivas gráficas y el análisis de la prueba.

Tabla 6
Análisis de los resultados de la prueba

PUNTOS	DISTANCIA	FUERZA CELDAS DE CARGA	FUERZAS CORTANTES	MOMENTOS	DEFLEXION
	(m)	(N)	(N)	(Nm)	(m)
P0	0	-	-1852,684	1049,8541	0,000
P1	0,14	738,405	-1560,101	811,2523	0,001
P2	0,49	556,028	-938,586	378,5631	0,005
P3	0,69	382,547	-653,952	220,1640	0,009
P4	1,04	240,204	-279,249	61,4347	0,018
P5	1,24	155,688	-135,650	20,7996	0,023
P6	1,59	106,757	-7,757	0,2844	0,034

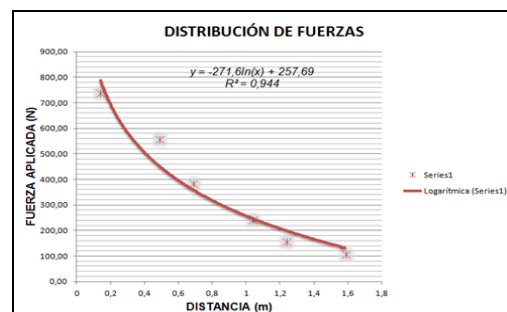


Figura 7: Distribución de fuerzas

1. Distribución de fuerzas

En la figura 7 se observa la fuerza con respecto a la distancia obteniendo una gráfica que cumple con la distribución de fuerzas que sea mayor en el empotramiento y vaya disminuyendo hacia el extremo libre de la probeta.

2. Fuerzas cortantes

En la figura 8 determinamos que el punto más crítico es en el empotramiento P0 con un esfuerzo cortante de -1852,684 N y el punto P1 con -1560,101 N, debido al valor de su carga que se aplica en esa distancia.

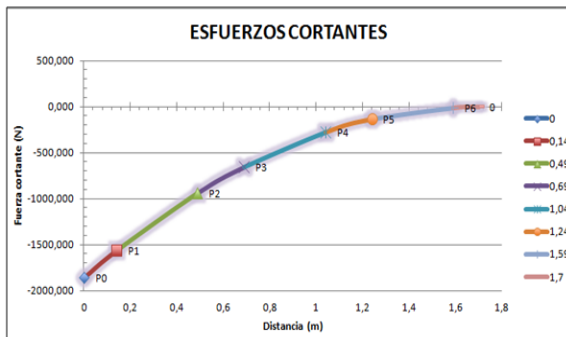


Figura 8: Diagrama de esfuerzos cortantes

3. Momento flector

En la figura 9 determinamos que el punto más crítico es en el empotramiento P0 con un momento flector de 1049,8541 Nm y el punto P1 de 811,2523, debido a la carga que se aplica en esas distancias.

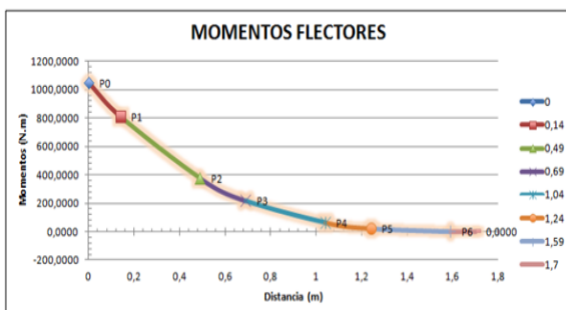


Figura 9: Momento flector

4. Deflexión

En la figura 10 se observa que la deflexión máxima sobre la probeta de madera a una carga de 3650,7 N se produce en el punto seis obteniendo un valor de 0,034m.

C. Prueba II a 2 G de carga

En esta prueba se consideró el peso del avión sobre una de las alas multiplicado por un factor de carga de 2 G que es 4410 N y la carga muerta de la distribución de fuerzas de 1445,7 N. Para poder determinar la fuerza que debe ejercer el cilindro hidráulico es necesario sumar la

fuerza sobre la probeta ms la carga muerta de la distribución de fuerzas obteniendo 5855,7 N.

En la tabla 12 se puede observar los datos de la carga que debe soportar la probeta a 2 G del peso del avión UAV.

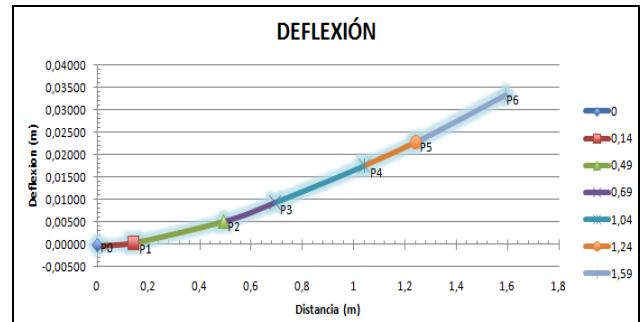


Figura 10: Curva de la deflexión

Tabla 12
Fuerza y presión estimada para el ensayo

	PRESION CILINDRO	FUERZA CILINDRO	Σ FUERZA SENSORES	CARGA MUERTA
n	(Pa)	(N)	(Lb)	(N)
2G	12,8X10 ⁶	5855,7	1160	5159,94
				1445,7

La tabla 13 se indica los valores de la carga distribuida obtenidos en las seis celdas de carga en la pantalla de Excel en función del tiempo de la prueba a 5855,7 N.

Tabla 13
Fuerza en las celdas de carga

TABLA GENERAL DE VALORES OBTENIDOS EN EL TIEMPO						
	SENSOR1	SENSOR2	SENSOR3	SENSOR4	SENSORS	SENSOR6
t01	66	41	8	1	-3	-2
t02	162	127	83	54	32	17
t03	225	182	132	101	66	55
t04	230	218	167	130	90	80
t05	230	241	193	151	105	97
t06	228	241	204	165	117	108
t07	228	241	218	173	124	117
t08	228	240	225	180	130	123
t09	228	241	230	186	135	125
t10	228	240	237	187	137	131

En la tabla 14 se muestra los datos de las fuerzas obtenidas de las celdas de carga, las fuerzas cortantes y momento flector en los seis puntos distribuidos a lo largo de la probeta.

Tabla 14
Análisis de los resultados de la prueba

PUNTOS	DISTANCIA (m)	FUERZA (N)	FUERZAS CORTANTES (N)	MOMENTOS (Nm)	DEFLEXION (m)
P0	0	-	-4385,945	2485,3688	0,0000
P1	0,14	1014,19	-3693,300	1920,5157	0,0013
P2	0,49	1067,57	-2221,959	896,1902	0,0125
P3	0,69	1054,23	-1548,132	521,2045	0,0221
P4	1,04	831,82	-661,079	145,4373	0,0418
P5	1,24	609,41	-321,130	49,2399	0,0542
P6	1,59	582,72	-18,363	0,6733	0,0795

1. Distribución de fuerzas

En la figura 11 se observa la fuerza con respecto a la distancia obteniendo una gráfica que cumple con la distribución de fuerzas que sea mayor en el empotramiento y vaya disminuyendo hacia el extremo libre de la probeta.

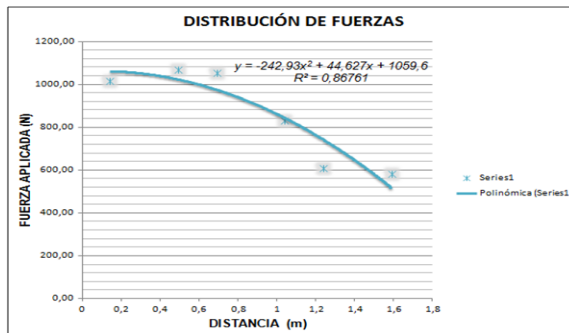


Figura 11: Distribución de fuerzas

2. Fuerzas cortantes

En la figura 12 determinamos que el punto más crítico es en el empotramiento P0 con esfuerzo cortante de -4385,945 N y el punto P1 con -3693,300 N, debido al valor de su carga que se aplica en esa distancia.

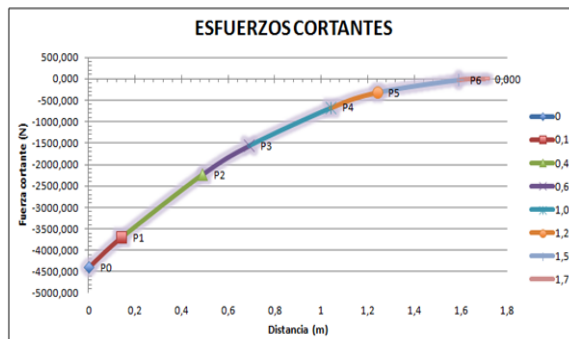


Figura 12: Diagrama de fuerzas cortantes

3. Momento flector

En la figura 13 determinamos que el punto más crítico es en el empotramiento P0 con un momento flector de 2485,3688 Nm y en el punto P1 de 1920,5157 Nm, debido a la carga que se aplica en esas distancias.

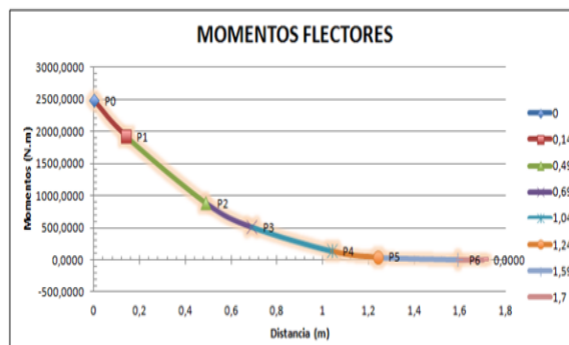


Figura 13: Diagrama de momento flector

4. Deflexión

En la figura 14 se observa que la deflexión máxima sobre la probeta de madera a una carga de 3683,18 N se produce en el punto seis obteniendo un valor de 0,0795 m.

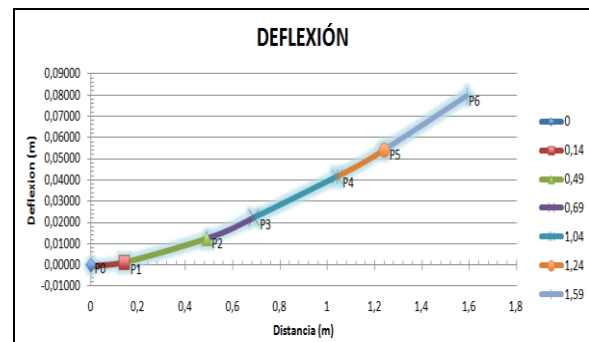


Figura 14: Curva de la deflexión

III. CONCLUSIONES

- Las estructuras del banco de pruebas para ensayos de resistencia estructural de alas y alerones soportan una carga máxima de 25151 N, y se puede determinar para una longitud de 1700 mm que garantiza el funcionamiento.
- Los modelos matemáticos para el dimensionamiento de los elementos constitutivos del banco de prueba se compararon con el análisis de elementos finitos con un factor de seguridad mínimo de 2 para estructuras bajo cargas estáticas, lo que da una idea clara de que el banco de pruebas podría trabajar con un rendimiento óptimo a la máxima carga.
- Los perfiles, tubo cuadrado y plancha de acero ASTM A36 utilizado en la construcción de la estructura del banco de pruebas ofrece las mejores características mecánicas, que permite un amplio margen de diseño de la estructura.
- El banco de pruebas para ensayos de resistencia estructural de alas permite obtener los valores de carga en seis puntos sobre el ala para determinar los valores de esfuerzo cortante, momento flector y deflexión, gracias a las seis celdas de carga colocadas sobre la probeta de prueba.
- El sistema hidráulico utilizado tiene una presión hidráulica de 13,79 MPa que genera una fuerza a tracción máxima de 25151 N necesaria para realizar las pruebas.
- El diseño de un módulo de control electrónico para el funcionamiento del banco de pruebas, se realizó en función de las necesidades de accionar la electroválvula que direcciona el aceite al cilindro hidráulico y el acondicionamiento de las celdas de carga.

REFERENCIAS

[1] AISC. (2005). Manual of Steel Construction. 8th Edition. Chicago

- [2] Coughlin & Driscoll, R. F. (1999), *Amplificadores Operacionales y Circuitos Integrados Lineales*. Mexico D.F.: Prentice Hall
- [3] Creus, N. E. (2011). *Hidraulica*. Mexico D.F.: Alfaomega
- [4] Megson, & Gordon, T. H. (2010). *An Introduction to Aircraft Structural Analysis*. London: ELSEVIER B.H.
- [5] Saavedra, A. R. (1990). *Manual del Piloto Privado (5° Edicion)*. Madrid-España: PILOT'S, S.A.Suministros Aeronáuticos
- [6] Castaño, F. (En línea).*Materiales Utilizados en la Industria Aeronautica*. (Citado 12-10-2014) de:
<http://es.scribd.com/doc/140981268/Materiales-Utilizados-en-la-Industria-Aeronautica-Fernando-Castano-Membrives>
- [7] INTERDEFENSA. UNASUR I. (Citado 15-12-2014) de:
<http://interdefensa.argentinaforo.net/t9239-el-entrenador-unasur-i-depura-sus-lineas>.
- [8] THALES. *Sistemas y soluciones para vehículos aéreos no tripulados*. (Citado 20-10-2014) de:
https://www.thalesgroup.com/sites/default/files/asset/document/sistemas_y_soluciones_para_vehiculos_aereos_no_tripulados.pdf