

AUTOMOTRIZ

DISEÑO Y CONSTRUCCIÓN DE UN BANCO DE PRUEBAS
PARA ENSAYOS DE RESISTENCIA ESTRUCTURAL DE ALAS Y
ALERONES

ESPE
2015



The background features a light gray field with several semi-transparent gears of various sizes and designs scattered across the top and right sides. A thick, vibrant green border frames the central white area, which is divided into two pages by a vertical line. The right page contains text, while the left page is blank.

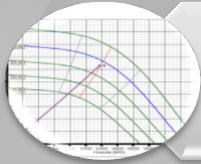
ANTECEDENTES

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 formulas estructurales en la construcción de los mismos.

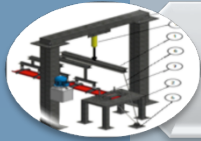
CONTENIDO



Objetivos



Conceptos Fundamentales



Diseño del banco de pruebas



Sistema electrónico



Pruebas y Resultados



Conclusiones y
Recomendaciones

OBJETIVOS

OBJETIVO GENERAL

Diseñar y construir un banco de pruebas para ensayos de resistencia estructural de alas y alerones, utilizando componentes mecánicos y electrónicos para simular los valores de carga estática que experimentan el ala y los alerones.

OBJETIVOS ESPECÍFICOS

- Diseñar el banco de pruebas para realizar ensayos de resistencia estructural de alas de aviones UAV hasta aviones UNASUR I.
- Seleccionar los componentes mecánicos y electrónicos necesarios para el correcto funcionamiento del banco de pruebas para ensayos de resistencia estructural de alas.
- Construir el banco para pruebas de ensayos de resistencia estructural de acuerdo al diseño de las alas.

CONCEPTOS FUNDAMENTALES

Fuerzas que actúan sobre el ala

Factor de carga

Materiales de las alas de aviones

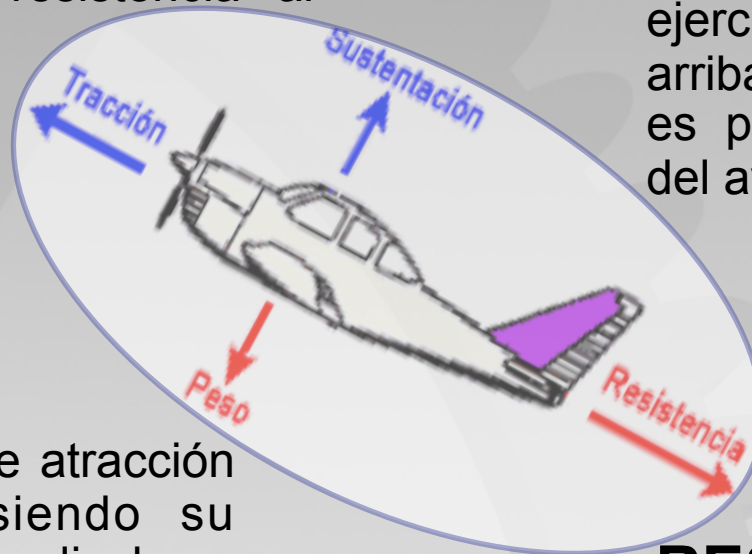
FUERZAS QUE ACTÚAN SOBRE EL ALA

TRACCIÓN

- Es la fuerza que proporciona el motor para vencer la fuerza de resistencia al avance.

PESO

- Es la fuerza de atracción gravitatoria siendo su dirección perpendicular a la superficie de la tierra y ha de ser contrarrestada por la fuerza de sustentación para mantener al avión en el aire.



SUSTENTACIÓN

- Es la fuerza desarrollada por un perfil aerodinámico moviéndose en el aire, ejercida de abajo hacia arriba, y cuya dirección es perpendicular al ala del avión.

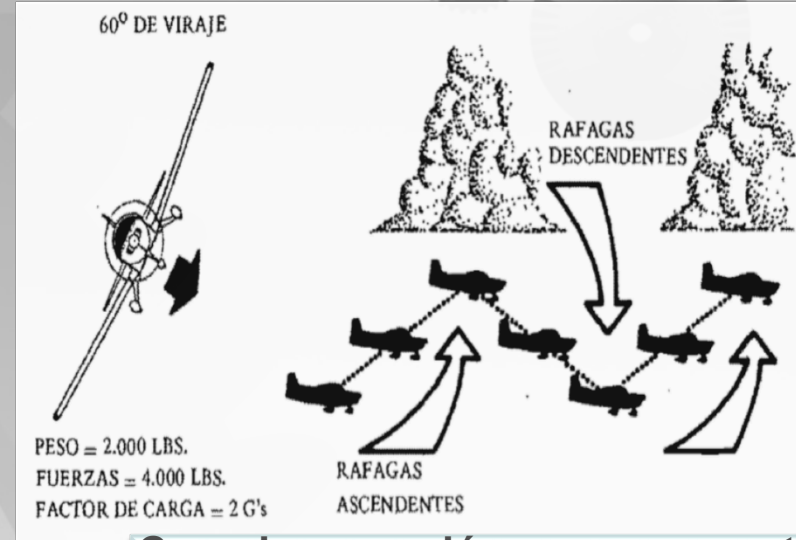
RESISTENCIA

- Es la fuerza que impide o retarda el movimiento de un aeroplano con una dirección opuesta a la trayectoria.

FACTOR DE CARGA



Se define como la relación que existe entre la fuerza total que actúa sobre el avión y el peso del mismo.



Cuando un avión se ve sometido a 1G (n=1) significa que su factor de carga es 1, o lo que es igual que soporta unas fuerzas iguales a su peso

$$n = \frac{\text{Fuerza Sustentación}}{\text{Peso del avión}}$$

MATERIALES DE LAS ALAS DE AVIONES

MADERA

- Proporcionaban una resistencia adecuada con un peso muy bajo
- Sufre cambios en su tamaño y sus propiedades.

ACERO

- Tiene buenas cualidades respecto a resistencia
- Su densidad es excesiva y tiene graves problemas de corrosión.

ALUMINIO

- Elevada relación de resistencia al peso, la corrosión, flexibilidad.

TITANIO

- Una buena resistencia a la fatiga, relación de resistencia a la tracción con un límite de fatiga destacado.

COMPUESTOS

- Posee una resistencia mucho mayor que la de los mismos materiales de mayor volumen.
- Costosos programas de evaluación, calificación y certificación de estructuras.

DISEÑO

Para el diseño, La carga se obtuvo a partir del peso del avión UNASUR I de 8330 N y una fuerza de sustentación sobre un ala de 5390 N y un factor de carga de 4,4.

$$\text{Fuerza sustentación máxima} = \text{Peso del avion} * n$$

$$\text{Fuerza sustentación máxima} = 5390 * 4,4$$

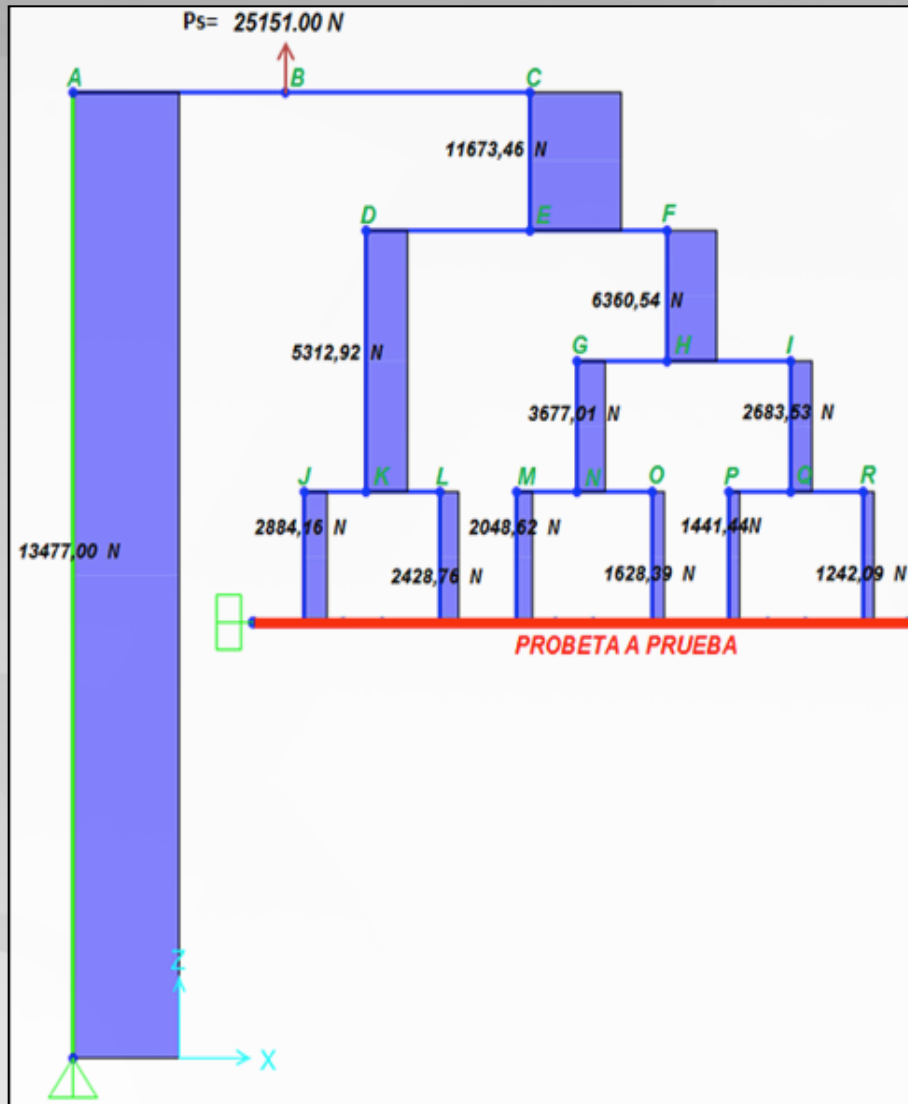
$$\text{Fuerza sustentación máxima} = 23716 \text{ N}$$

Una vez obtenido la fuerza de sustentación máxima hay que sumar la carga muerta de la estructura del banco de pruebas para determinar la carga (P) que debe soportar la distribución de fuerzas, el bastidor de la estructura y el sistema de sujeción de la probeta.

$$P = 23716 \text{ N} + 1435 \text{ N}$$

$$P = 25151 \text{ N}$$

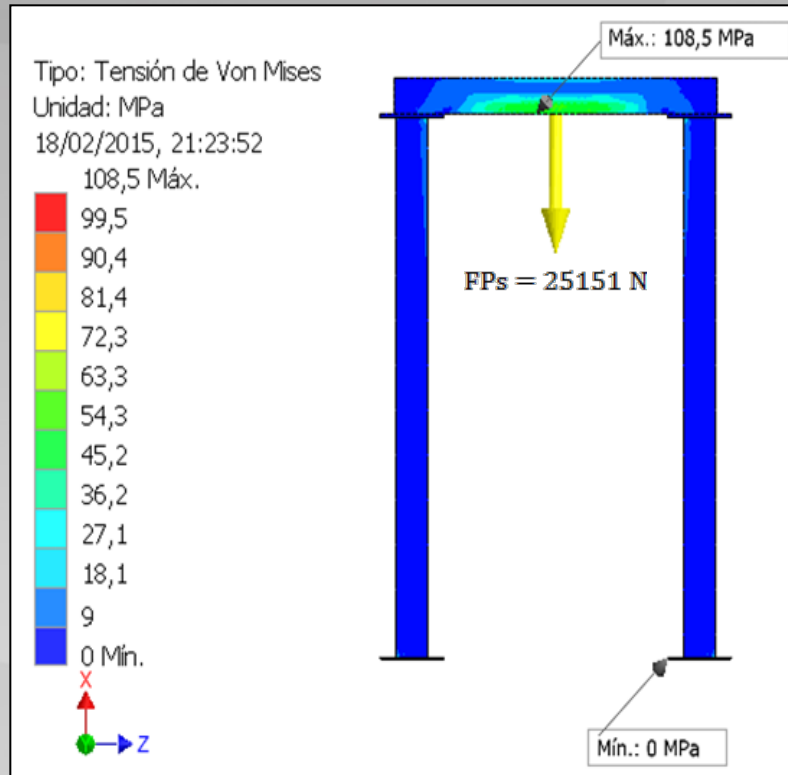
SISTEMA DE DISTRIBUCIÓN DE FUERZAS



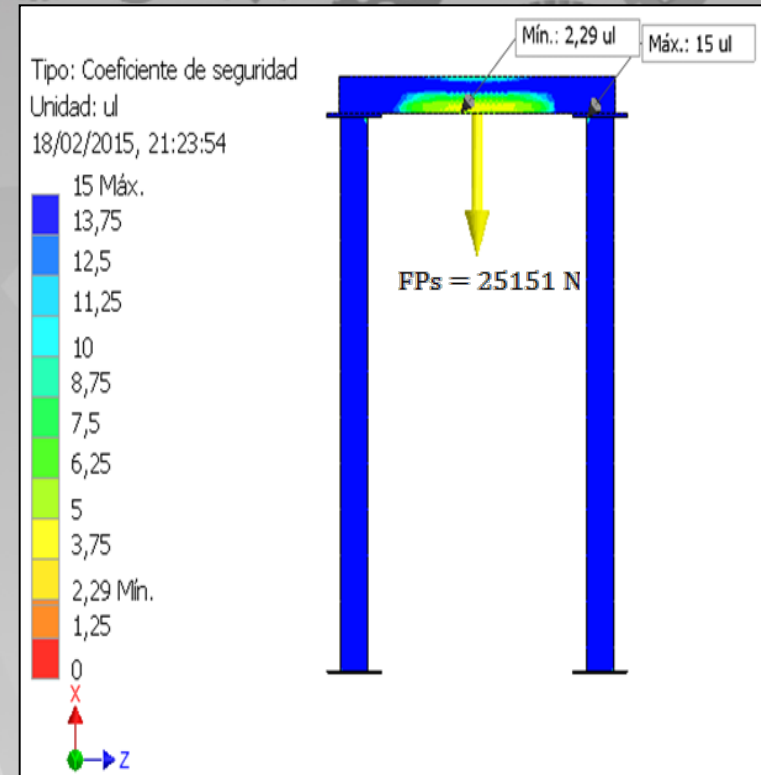
| ELEMENTO | TENSIÓN DE VON MISSES | FACTOR DE SEGURIDAD |
|--------------------|-----------------------|---------------------|
| VIGA (AC) | 122 MPa | 2,03 |
| VIGA (DF) | 156,7 MPa | 1,58 |
| VIGA (GI) | 62,5 MPa | 3,97 |
| VIGA (JL) | 86,95 MPa | 2,85 |
| ESLABÓN (CE) | 89,56 MPa | 2,77 |
| ESLABÓN (DK) | 36,49 MPa | 6,29 |
| SUJECCIÓN SUPERIOR | 65,57 MPa | 2,85 |

ANÁLISIS DE LA ESTRUCTURA DEL BASTIDOR

TENSIÓN DE VON MISSES



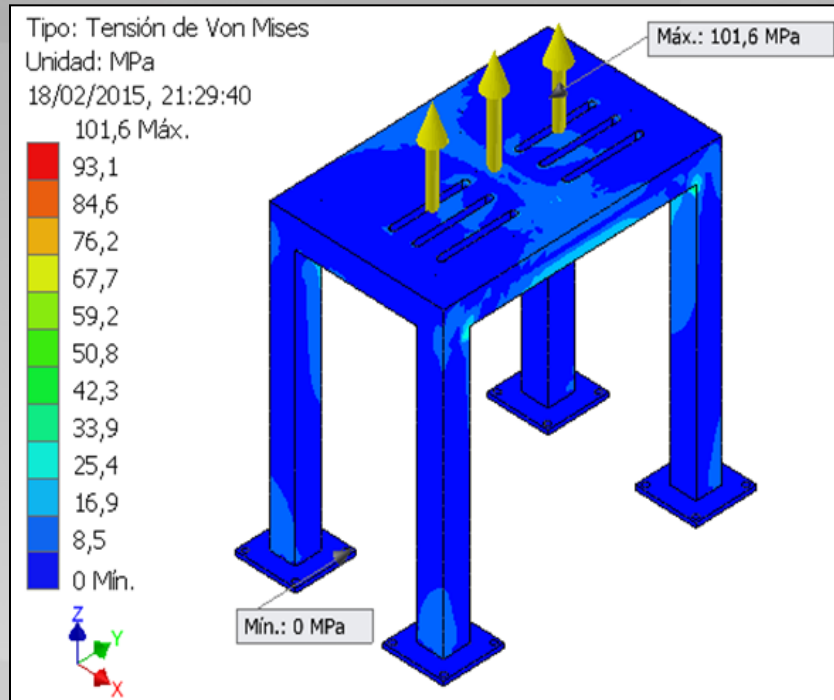
FACTOR DE SEGURIDAD



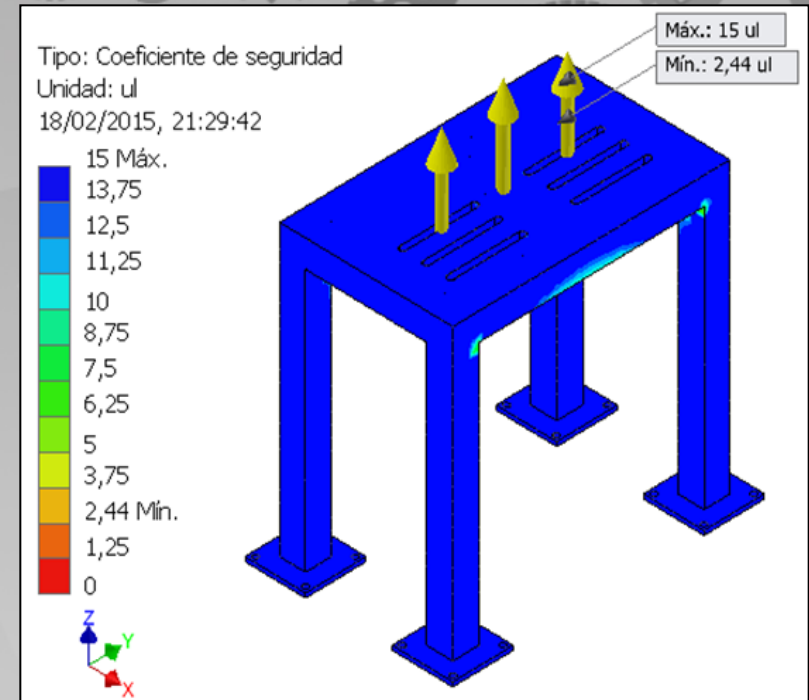
La tensión de Von Mises máxima es de 108,5 MPa, menor que el límite de elasticidad del material ASTM A36 y un factor de seguridad de 2,29 con lo que concluimos que el material y el diseño es correcto.

ANÁLISIS DEL SISTEMA DE ANCLAJE DE LA PROBETA

TENSIÓN DE VON MISSES



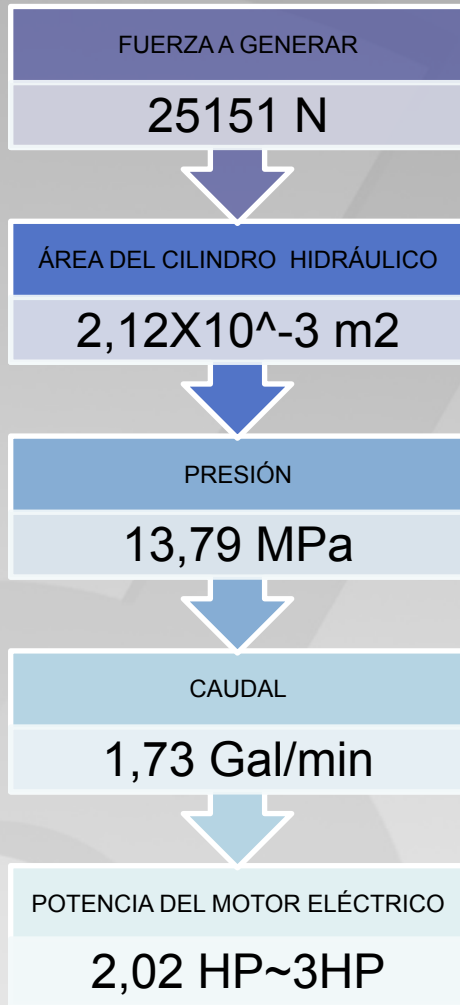
FACTOR DE SEGURIDAD



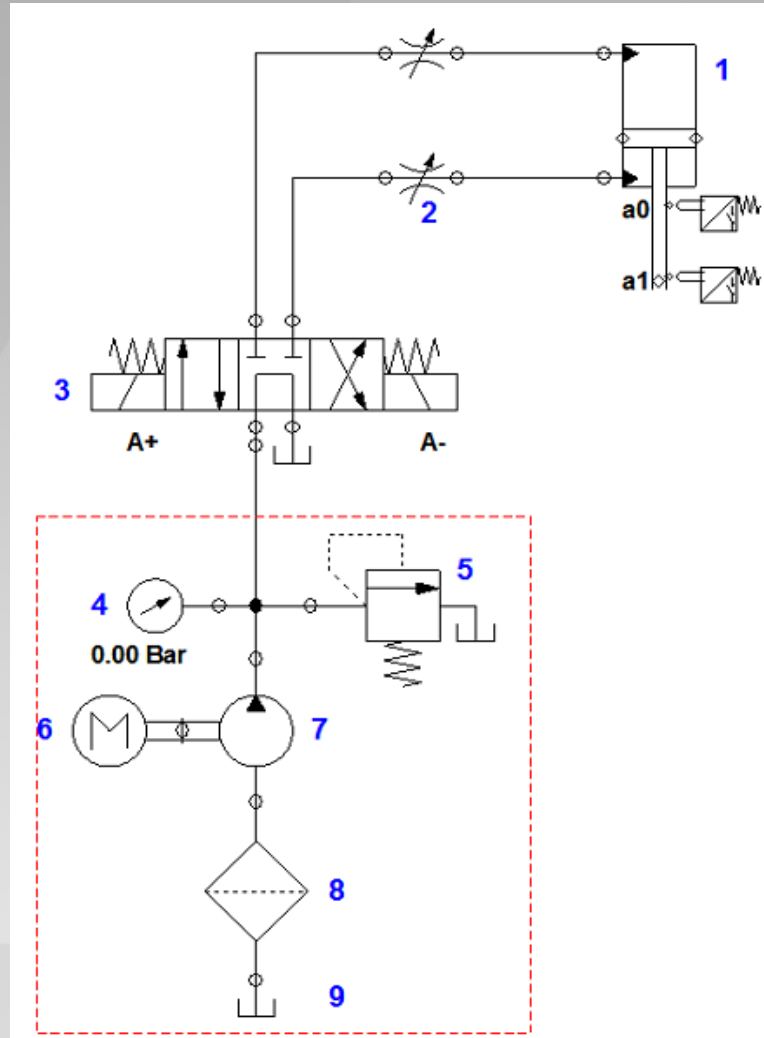
la tensión de Von Mises máxima es de 101,6 MPa, menor que el límite de elasticidad del material ASTM A36 y un factor de seguridad de 2,44 con lo que concluimos que el material y el diseño es correcto.

SISTEMA HIDRÁULICO

PARÁMETROS



CIRCUITO HIDRÁULICO

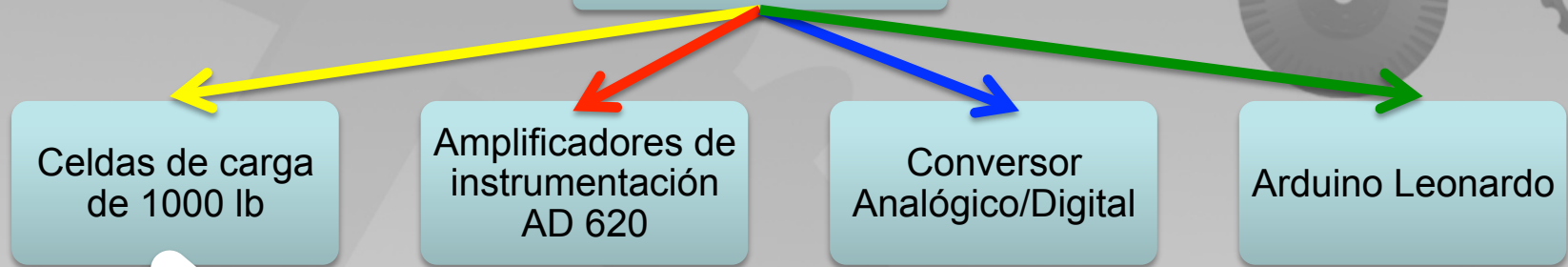


COMPONENTES

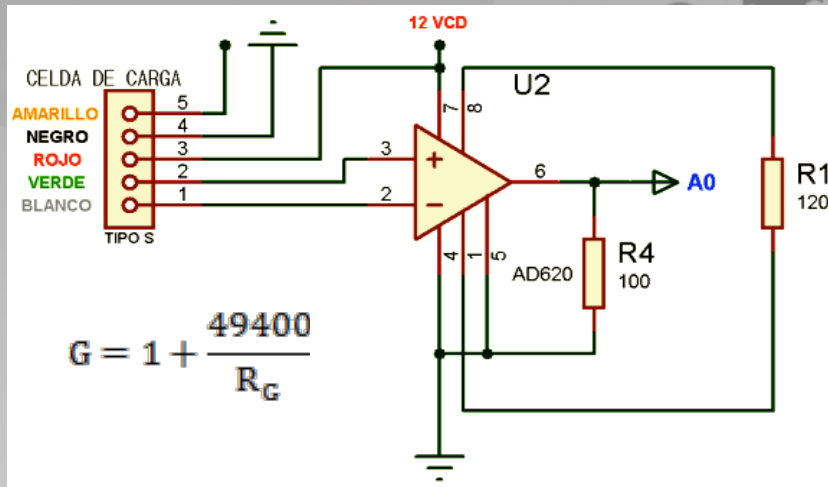
| N° | ELEMENTO HIDRÁULICO |
|----|---|
| 1 | Cilindro hidráulico doble efecto |
| 2 | Regulador de caudal unidireccional |
| 3 | Válvula 4/3 tipo tándem - Doble control eléctrico |
| 4 | Manómetro |
| 5 | Válvula de seguridad |
| 6 | Motor eléctrico |
| 7 | Bomba unidireccional |
| 8 | Filtro |
| 9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

SISTEMA ELECTRÓNICO

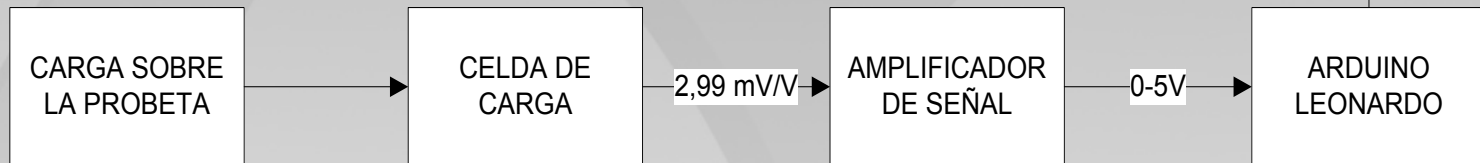
ELEMENTOS



ACONDICIONAMIENTO DE LA SEÑAL DE LA CELDA DE CARGA DE CARGA

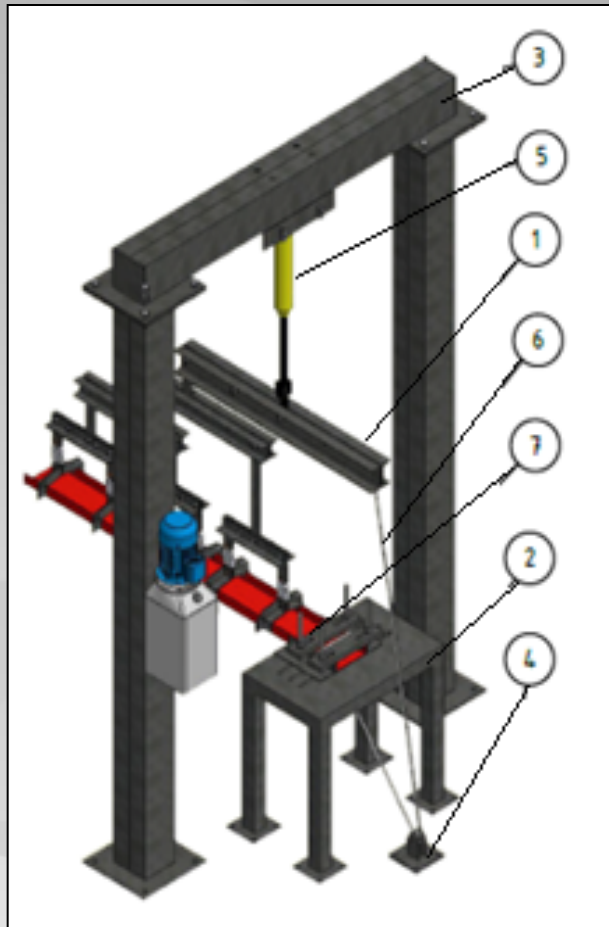


$$R_G = \frac{49,400 \Omega}{400 - 1}$$
$$R_G = 123 \Omega$$



Se cálculo la resistencia de ganancia R_G con la ecuación provista por el fabricante del amplificador de instrumentación AD 620 que tiene una ganancia (G) de 1 a 1000 debido a que el voltaje diferencial entregado por la celda de carga es demasiado pequeño.

BANCO DE PRUEBAS



| N° 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 |



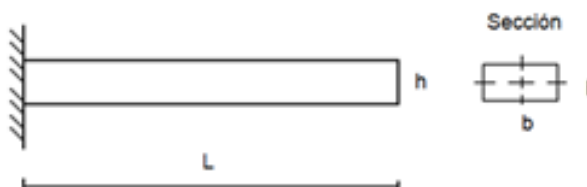
LOS ENSAYOS DE RESISTENCIA

Se
realizaron
en una

SECCIÓN RECTANGULAR DE MADERA.

Abeto

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


$$I_x = \frac{b \cdot h^3}{12}$$

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

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

Fuente: (Castaño, En línea)

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 flexionante y deflexión.

Ensayos de Resistencia

PARÁMETROS DE FUERZA SOBRE LA PROBETA

| | |
|---------------------|--------|
| PESO DEL AVIÓN | 4410 N |
| FUERZA SOBRE UN ALA | 2205 N |
| FACTOR DE CARGA | 2 G |

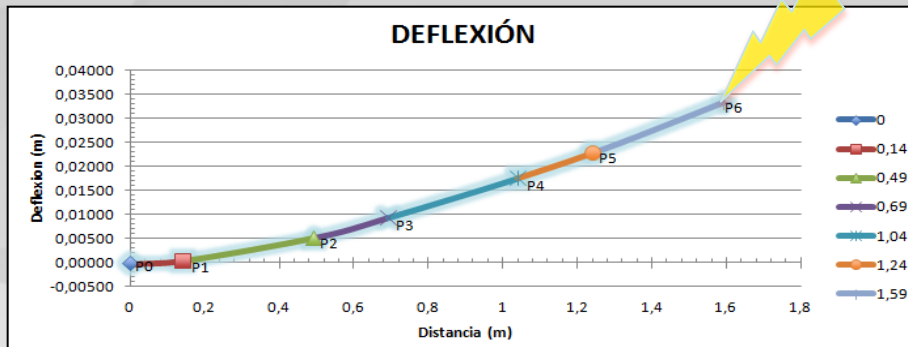
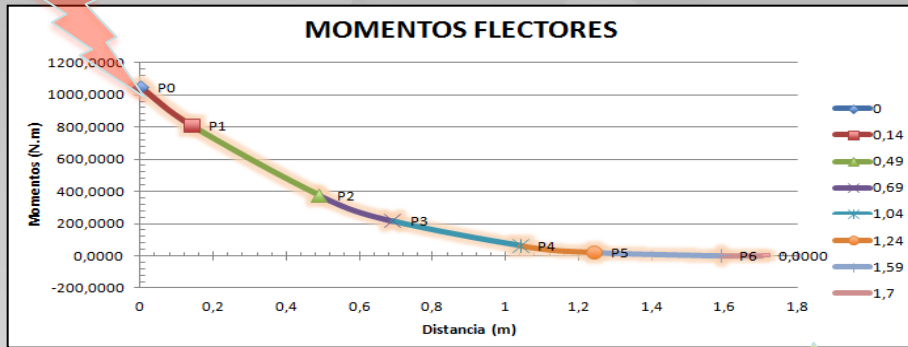
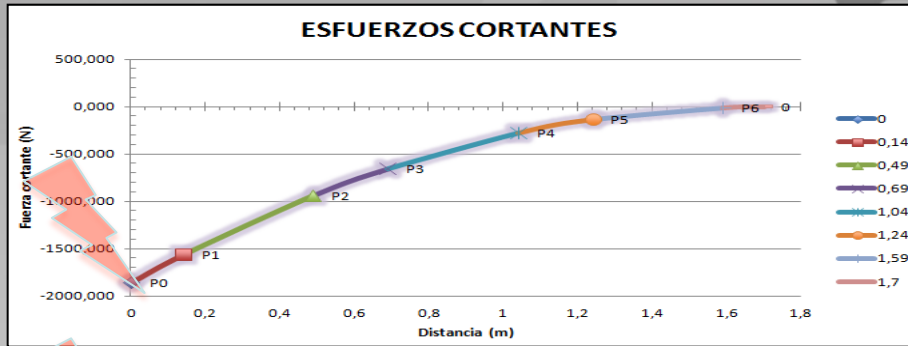


Prueba I al 1 G de carga

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.

| n | PRESIÓN | FUERZA | Σ FUERZA | | CARGA |
|----|--------------------|----------|----------|---------|--------|
| | CILINDRO | CILINDRO | CELDA | DE | MUERTA |
| | (Pa) | (N) | (Lb) | (N) | (N) |
| 1G | $1,74 \times 10^6$ | 3650,7 | 490 | 2179,63 | 1445,7 |

ANÁLISIS DE RESULTADOS



| PUNTOS | DISTANCIA (m) | FUERZA CELDAS DE CARGA (N) | ESFUERZOS CORTANTES (N) | MOMENTOS (Nm) | DEFLEXIÓN (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 |

El punto más crítico es P0 en la unión de la estructura alar al empotramiento .

La deflexión en el punto P6 es 0,034 m < (L/240) = 0,70 m

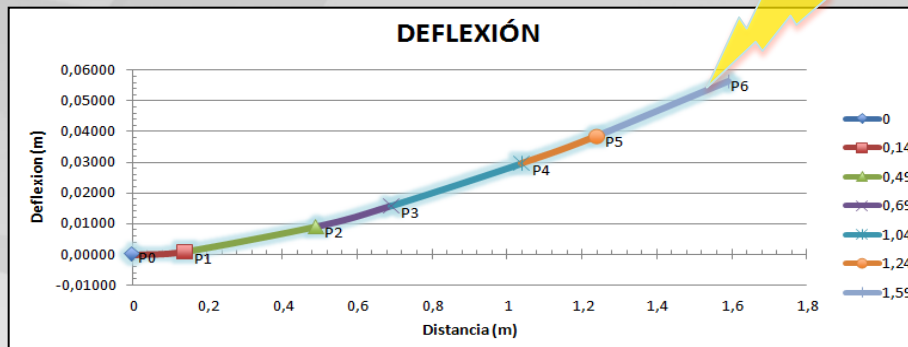
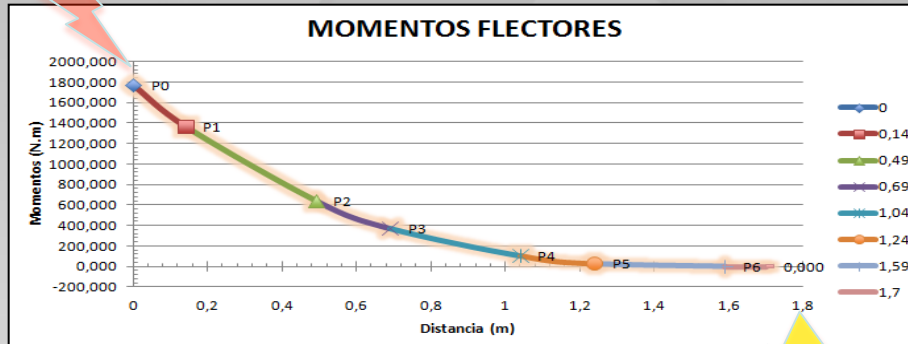
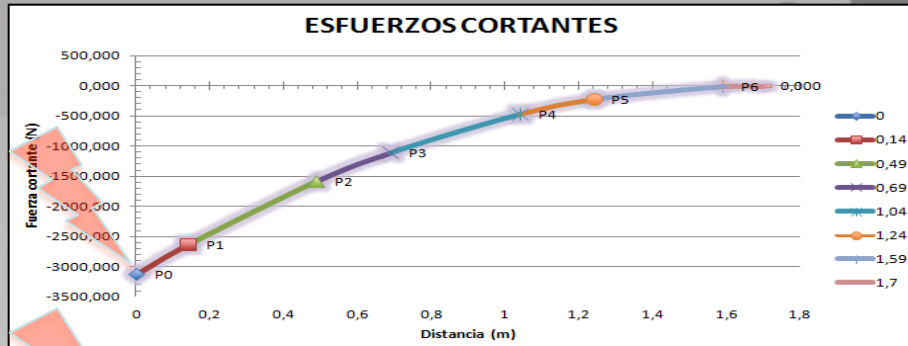
CONCLUSIÓN: La probeta puede resistir la fuerza en función del peso del avión UAV

Prueba II al 1,25 G de carga

En esta prueba se consideró el peso del avión sobre una de las alas multiplicado por un factor de carga de 1,25 G que es 2756,25 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 4205,5 N

| | PRESIÓN CILINDRO | FUERZA CILINDRO | Σ FUERZA CELDA DE CARGA | | CARGA MUERTA |
|----------|-----------------------------|----------------------------|--|------------|-------------------------|
| n | (Pa) | (N) | (Lb) | (N) | (N) |
| 1,25 G | 2,01X10 ⁶ | 4205,5 | 825 | 2179,63 | 1445,7 |

ANÁLISIS DE RESULTADOS



| PUNTOS | DISTANCIAS (m) | FUERZA CELDAS DE CARGA (N) | ESFUERZOS CORTANTES (N) | MOMENTOS (Nm) | DEFLEXIÓN (m) |
|--------|----------------|----------------------------|-------------------------|---------------|---------------|
| P0 | 0 | - | -3119,314 | 1767,611 | 0,0000 |
| P1 | 0,14 | 1040,88 | -2626,700 | 1365,884 | 0,0009 |
| P2 | 0,49 | 858,51 | -1580,273 | 637,377 | 0,0089 |
| P3 | 0,69 | 653,89 | -1101,042 | 370,684 | 0,0158 |
| P4 | 1,04 | 475,96 | -470,164 | 103,436 | 0,0297 |
| P5 | 1,24 | 338,06 | -228,390 | 35,020 | 0,0386 |
| P6 | 1,59 | 302,48 | -13,060 | 0,479 | 0,0565 |

El punto más crítico es P0 en la unión de la estructura alar al empotramiento.

La deflexión en el punto P6 es $0,0565 \text{ m} < (L/240) = 0,70 \text{ m}$

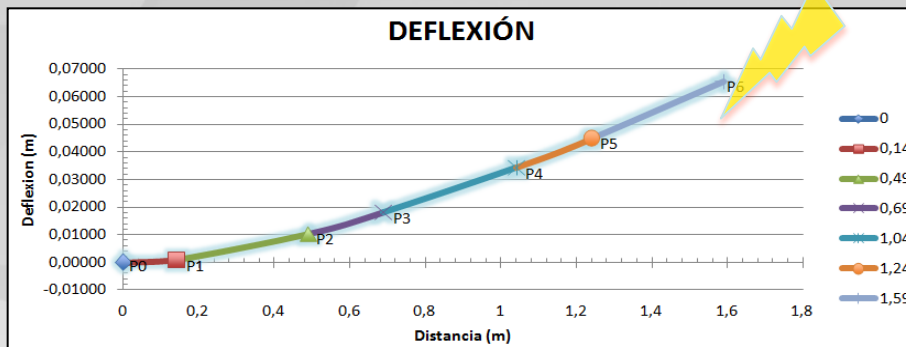
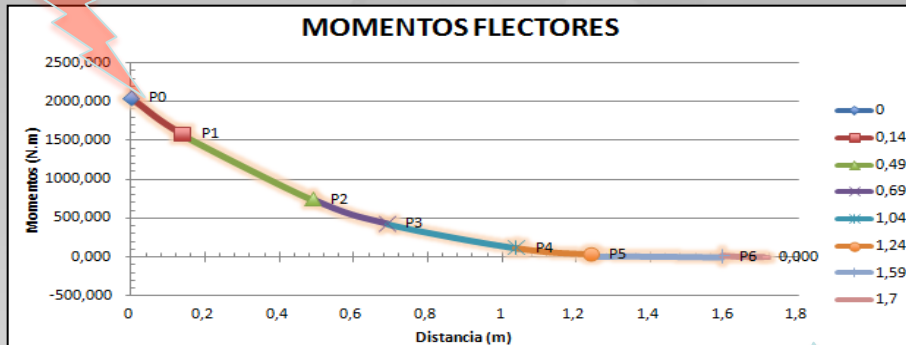
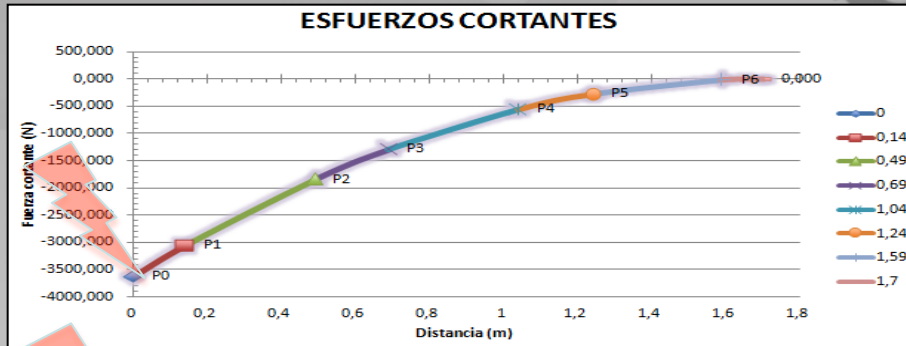
CONCLUSIÓN: La probeta puede resistir la fuerza en función del peso del avión UAV

Prueba III al 1,5 G de carga

En esta prueba se consideró el peso del avión sobre una de las alas multiplicado por un factor de carga de 1,5 G que es 3307,5 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 4753,2 N.

| | PRESIÓN CILINDRO | FUERZA CILINDRO | Σ FUERZA CELDAS DE CARGA | | CARGA MUERTA |
|----------|-----------------------------|----------------------------|---|------------|-------------------------|
| n | (Pa) | (N) | (Lb) | (N) | (N) |
| 1,5 G | 2,27X10 ⁶ | 4753,2 | 956 | 4252,50 | 1445,7 |

ANÁLISIS DE RESULTADOS



| PUNTOS | DISTANCIA (m) | FUERZA CELDAS DE CARGA (N) | ESFUERZOS CORTANTES (N) | MOMENTOS (Nm) | DEFLEXIÓN (m) |
|--------|---------------|----------------------------|-------------------------|---------------|---------------|
| P0 | 0 | - | -3614,624 | 2048,287 | 0,0000 |
| P1 | 0,14 | 1036,44 | -3043,788 | 1582,770 | 0,0010 |
| P2 | 0,49 | 1005,30 | -1831,201 | 738,584 | 0,0103 |
| P3 | 0,69 | 787,33 | -1275,875 | 429,544 | 0,0183 |
| P4 | 1,04 | 604,96 | -544,820 | 119,860 | 0,0344 |
| P5 | 1,24 | 427,03 | -264,655 | 40,581 | 0,0447 |
| P6 | 1,59 | 391,44 | -15,134 | 0,555 | 0,0655 |

El punto más crítico es P0 en la unión de la estructura alar al empotramiento.

La deflexión en el punto P6 es 0,0655 m < $(L/240) = 0,70$ m

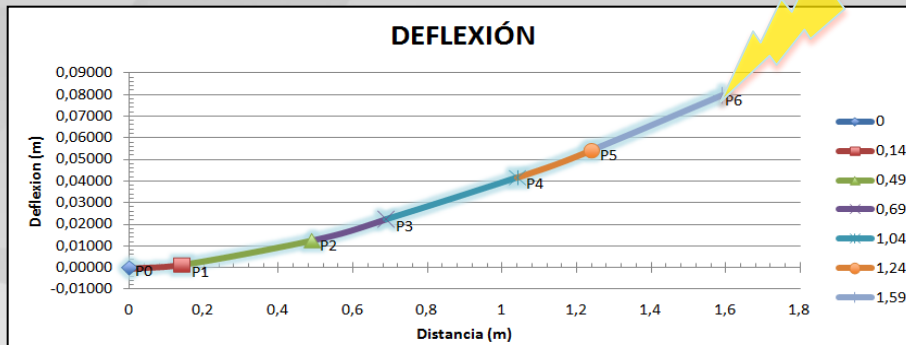
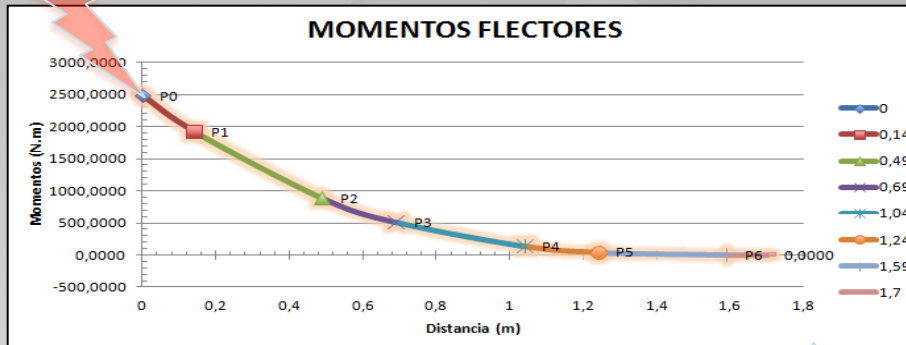
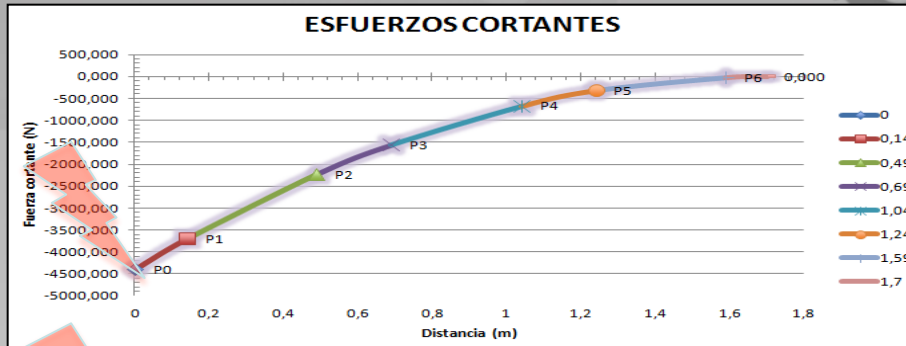
CONCLUSIÓN: La probeta puede resistir la fuerza en función del peso del avión UAV

Prueba IV al 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 más la carga muerta de la distribución de fuerzas obteniendo 5855,7 N.

| | PRESIÓN CILINDRO | FUERZA CILINDRO | Σ FUERZA CELDA DE CARGA | CARGA MUERTA |
|----------|-----------------------------|----------------------------|--|-------------------------|
| n | (Pa) | (N) | (Lb) | (N) |
| 2 G | 12,8X10 ⁶ | 5855,7 | 1160 | 5159,94 |
| | | | | 1445,7 |

ANÁLISIS DE RESULTADOS



| PUNTOS | DISTANCIA (m) | FUERZA CELDAS DE CARGA (N) | ESFUERZOS CORTANTES (N) | MOMENTOS (Nm) | DEFLEXIÓN (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 |

El punto más crítico es P0 en la unión de la estructura alar (probeta) al empotramiento.

La deflexión en el punto P6 es 0,0795 m < $(L/240) = 0,70$ m

CONCLUSIÓN: La probeta puede resistir la fuerza en función del peso del avión UAV.

CONCLUSIONES

- El banco de pruebas para ensayos de resistencia estructural de alas y alerones soporta las cargas establecidas en el diseño, que permite realizar las pruebas en probetas rectangulares que soportan una fuerza máxima de 25151 N y una longitud de 1700 mm garantizando su correcto funcionamiento.
- 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 del esfuerzo cortante, momento flexionante y deflexión en función de una carga desde 490 N hasta una carga máxima de 25151 N distribuida sobre la probeta con el objetivo de indicar la mejor relación de resistencia sobre el peso del ala a un bajo costo.
- Los modelos matemáticos para el dimensionamiento de los elementos constitutivos del banco de prueba se comparo 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.

RECOMENDACIONES

- Se recomienda no exceder la capacidad de carga del banco de pruebas de 25151N debido a que la selección del grupo hidráulico y celdas de carga se realizó en función de la carga máxima, ya que estos pueden sufrir daños y dichos accesorios son muy costosos y difícil de adquirirlos en el mercado de nuestro país.
- Antes de poner en funcionamiento el banco de pruebas verificar que todos los elementos estén conectados correctamente a su respectivo voltaje (grupo hidráulico 220 V y acondicionamiento de las celdas de carga 110 V) para evitar daños en el funcionamiento del banco.
- Leer las normas de seguridad para el correcto funcionamiento del banco de pruebas, antes de proceder a utilizarlo debido a que se podría sufrir lesiones.

The background features a large, faint silhouette of a gear on the left side. In the upper right corner, there is a cluster of various smaller gears of different sizes and designs, some with teeth and some without. The overall color scheme is grayscale.

GRACIAS

*NINGUN SUEÑO ES MUY GRANDE Y
NINGIUN SOÑADOR ES MUY PEQUEÑO*