

## Artículo Científico

### **Diseño de un banco de pruebas experimental para simulación del comportamiento de la estructura alar de un MUAV**

#### **Design of an experimental bench test for behaviour simulation of a MUAV wing's structure**

Daniela Fernández Suarez 1.

Estudiante de la carrera de Ingeniería Aeronáutica, Universidad del valle, Cochabamba.  
danielafernandez1suarez1@gmail.com

#### **RESUMEN**

Los vehículos aéreos no tripulados conocidos como UAVs fueron creados con propósito militar en el campo aeronáutico, surgiendo grandes avances en el área de diseño de UAVs en los últimos años. Este documento presenta los diferentes parámetros que debe ser considerado en el diseño alar de un Mini vehículo aéreo no tripulado bajo la normativa de FAA (Federal Aviation Administration) y EASA (European Union Aviation Safety Agency).

El objetivo del presente estudio fue proponer el diseño conceptual de un banco de pruebas experimental para la simulación del comportamiento de la estructura alar de un MUAV (Miniature Unmanned Aerial Vehicle – Vehículo Aéreo No Tripulado en Miniatura). El diseño fue realizado utilizando diferentes softwares: tales como SolidWorks, en la parte de diseño del ala; XFLR5, para simulaciones aerodinámicas, y ANSYS-Workbench para el análisis estructural del ala. Todo esto se elaboró para obtener las cargas aerodinámicas (sustentación) más críticas distribuidas en superficie alar durante vuelo.

**Palabra claves:** Análisis estructural. Banco de prueba. Cargas aerodinámicas. Diseño. EASA. FAA. Sistema neumático.

#### **ABSTRACT**

Unmanned aerial vehicles known as UAVs were created for military purposes in the aeronautical field, with great advances in the area of UAV design in recent years. This document presents the different parameters that should be considered in the wing design of a Mini unmanned aerial vehicle under the regulations of FAA (Federal Aviation Administration) and EASA (European Union Aviation Safety Agency).

The objective of the present study was to propose the conceptual design of an experimental test bench for the behavior simulation of a MUAV wing's structure of a MUAV (Miniature Unmanned Aerial Vehicle). The design was done using different software, such as: SolidWorks, in the wing design part; XFLR5, for aerodynamic simulations, and ANSYS-Workbench for the structural analysis of the wing. All this was developed to obtain the most critical aerodynamic (lift) loads distributed on the wings' surface during flight.

**Keywords:** Aerodynamics forces. Brench test. Design. EASA. FAA. Neumatic system. Structural analysis.

## INTRODUCCIÓN

El efecto de aeroelasticidad es una amenaza en la estructura de las aeronaves, lo cual afecta la seguridad y la habilitación de aeronavegabilidad en la industria aeronáutica. Las autoridades aeronáuticas (FAA y EASA), a través del certificado tipo (TC), garantizan la seguridad de la aeronave. La obtención del TC pasa por diferentes pruebas experimentales. Ello llevó a diferentes países a realizar nuevos proyectos e investigación de bancos de prueba para análisis estructural de las aeronaves.

La realización de este proyecto está basada en el diseño conceptual de un banco de prueba experimental para la simulación del comportamiento de la estructura alar, esto, debido a que el ala es la parte más importante de la aeronave y está sometida a cargas aerodinámicas como la de sustentación (Lift), una de las cargas que causan más daños en la estructura alar.

El objetivo del estudio es realizar el diseño conceptual de un banco de prueba para el análisis de la estructura alar de un MUAV, con el fin de verificar que cumpla con los requerimientos de diseño que son establecidos y determinados en base a los parámetros dados por la reglamentación aeronáutica CS-VLA (Certification Specifications for Very Light Aeroplanes).

## MATERIALES Y MÉTODOS

El procedimiento que se adoptó para el desarrollo del diseño del banco de pruebas es el siguiente:

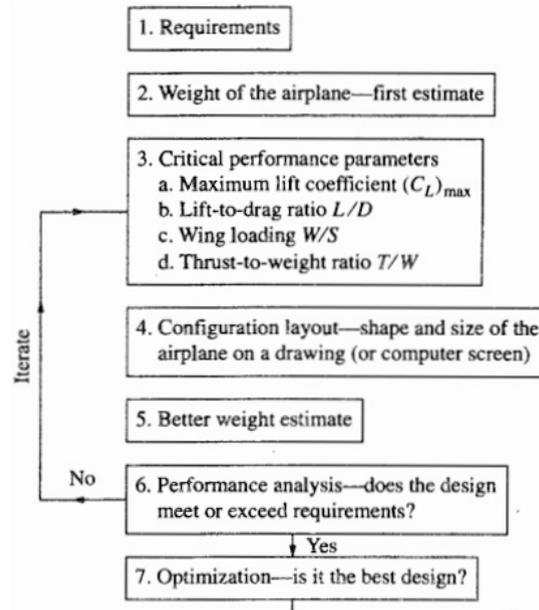
- a. Conocer los parámetros de las aeronaves.
- b. Obtener las cargas aerodinámicas que la estructura debe soportar en vuelo (Fase de crucero).
- c. Diseño del banco de pruebas.

### Método para el diseño del ala

Los métodos referentes fueron los de Roskam (1997), Raymer (1992), y Anderson (1999). También se apoyó en la normativa europea CS-VLA (Certification Specifications for Very Light Aeroplanes), que debe cumplir el diseño de la aeronave.

La Figura N°1 presenta el esquema propuesto por Anderson (1999) para el proceso del diseño conceptual de aeronaves que fue tomado para el desarrollo de este proyecto.

Figura N°1 - Método para el diseño conceptual del ala



Fuente: Anderson, 1999, p.387.

### Requerimientos de diseño de la aeronave

La primera fase de diseño es la dimensión del ala del MUAV, denominado “Tunki TP-01”, basándose bajo los parámetros de diseño; el cual debe cumplir las siguientes especificaciones dadas en la Tabla N°1.

Tabla N°1 - Requerimientos del diseño

Requerimientos	Valor	Unidad	Especificaciones
Máxima altura de despegue (ASL)	2548	m	Cochabamba
Techo de operación (ASL)	3048	m	
Alcance	2	km	
Peso de carga	1,46	kg	
Longitud de pista de despegue (Sg)	50	m	SAE
Longitud de pista de aterrizaje	25	m	SAE
Velocidad máxima	22	m/s	Carpio (2015)

Fuente: Elaboración Propia, 2018.

### Estimación del peso de la aeronave

Como parte inicial del diseño de la aeronave, es la estimación del peso considerado como un punto muy importante para el dimensionamiento del ala “Tunki TP-01”. El peso está expresado en la ecuación 1, que se consideró del método propuesto por Roskam (1997):

$$W_O = W_{Crew} + W_{Fuel} + W_{Empety} + W_{Payload} \quad (1)$$

De manera simplificada, para obtener la ecuación 1 en relación con el peso de la aeronave es expresada por la ecuación 2:

$$W_O = \frac{W_{Crew} + W_{PL}}{1 - \left(\frac{W_F}{W_O}\right) - \left(\frac{W_E}{W_O}\right)} \quad (2)$$

### Estimación del peso de vacío

Se optó el método de estimación estadística. Para ello se realizó una base de datos de MUAVs y de aeronaves con las características similares de acuerdo con los requerimientos de diseño “Tunki TP-01”, las cuales se detallan en la Tabla N°2.

Tabla N° 2 - Características de MUA´s

UAV	MTOW (kg)	WPL (kg)	WE (kg)	Autonomía (min)	Alcance (km)	Envergadura (m)	Área alar (m2)	WE/WTO
PteryxUAV Lite	5	1	4	55	-	2,8	-	0,80
PR-5 Viewior+	5	2,5	2,5	50	-	2,14	0,53	0,50
EMT Aladin	4	0,8	3,2	60	Hasta 15	1,46	-	0,8
Desert Hawk III	3,86	0,91	2,95	90	Hasta 15	1,32	0,323	0,76
RQ-20 Puma	5,9	0,65	5,25	120	15	2,8	-	0,89
El Gavilan	5,9	1,36	4,54	90	5	2,34	-	0,77
Skylite B	6	1,2	4,8	90	10-35	2,4	0,8	0,8
Skylark I- LE	7,5	1,2	6,3	90	10-40	3	-	0,84
IAI Bird EYE 400	5,6	1,2	4,4	60	Hasta 10	2,2	-	0,79

Fuente: Carpio, 2015, p.47.

### Cálculo del peso de combustible

El cálculo del peso de combustible se considera una parte del suministro de combustible que está disponible para el performance de la misión de la aeronave; y la otra parte es la reserva de combustible que es dada como un requerimiento para la certificación de la aeronave. Este cálculo se lo efectúa con la ecuación 3:

$$W_F = W_{F\ used} + W_{F\ Resv.} \quad (3)$$

Expresada de una manera simplificada por la ecuación 4, tomando consideración de un 10% de combustible adicional por la CS-VLA:

$$\frac{W_f}{W_o} = 1,10 \left( 1 - \frac{W_f}{W_o} \right) \quad (4)$$

### Perfil de misión

Es una herramienta muy importante para estimar el peso de combustible. Este punto es significativo para realizar estimación de la cantidad de combustible que es consumido durante la misión. La cantidad de combustible requerido para llevar a cabo la misión depende de la eficiencia del dispositivo de propulsión; el consumo específico del motor y la eficiencia aerodinámica. Estos son los factores principales de la ecuación 5:

$$R = \frac{\eta_{pr} L}{c D} \ln \frac{W_o}{W_i} \quad (5)$$

Cada segmento del perfil de misión es asociado con una fracción del peso, definida como el peso de la aeronave final dividida por el peso inicial de cada fase de vuelo, expresada en la ecuación 6:

$$\text{La fracción de peso por segmento de la misión} = \frac{W_i}{W_{i-1}} \quad (6)$$

El cálculo del peso de despegue de la aeronave es el paso final, para poder obtener el peso neto del MUAV, se utiliza la ecuación 2.

Simplificado la ecuación y reemplazando los datos, se tiene finalmente la expresión 7:

$$W_0 = \frac{W_{Crew} + W_{PL}}{1 - \left(\frac{W_F}{W_0}\right) - \left(\frac{W_E}{W_0}\right)} = \frac{1,46}{1 - (0,968) - (0,1406 \ln(W_0) + 0,5372)} \quad (7)$$

Mediante iteración en función del peso máximo de despegue teniendo como resultado:

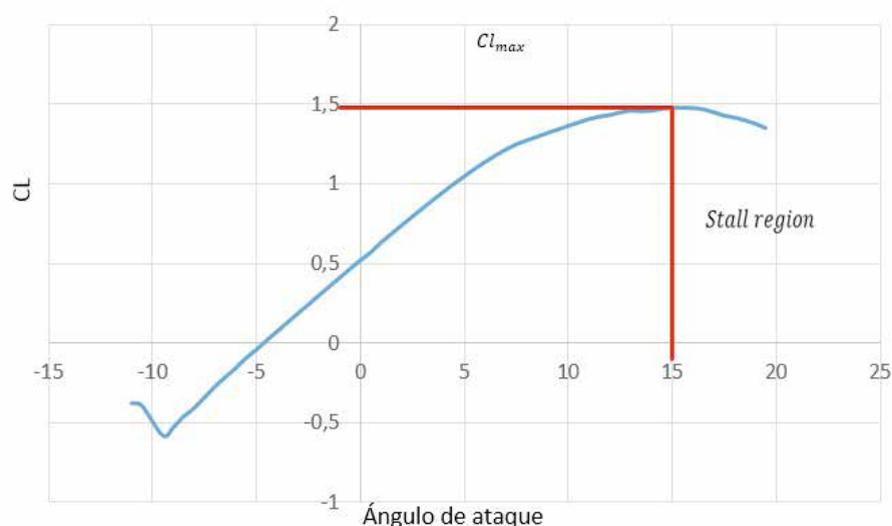
$$w = 5,187 \text{ kg}$$

### Selección del perfil aerodinámico

En la selección del perfil aerodinámico el coeficiente de sustentación máximo tiene gran influencia sobre la resistencia en fase de crucero, también afecta el peso de la aeronave en despegue. El coeficiente de sustentación máximo del ala sin uso de dispositivos hipersustentadores, por lo general será alrededor del 90% del coeficiente máximo del perfil (Raymer, 1992).

Para la selección del perfil, se siguieron las recomendaciones del Brusov y Petruichik (2011), de donde se seleccionó el perfil, NACA 4512, que fue analizado con el software XFLR5 teniendo como resultado el coeficiente de sustentación máximo que cumpla con las características aerodinámicas, Figura N°2.

Figura N° 2 Coeficiente de sustentación y ángulo de ataque crítico



Fuente: Elaboración Propia, 2018.

### Carga alar (W/S)

La carga alar está definida como el peso de la aeronave (W) dividido entre el área del ala (S). Este parámetro es uno de los más importantes, que afecta al rendimiento y dimensionamiento de la aeronave (Anderson, 1999).

La carga alar afecta:

- La velocidad de pérdida
- Distancia de despegue y aterrizaje
- Tasa de ascenso
- Giro sostenido

### Características de la aeronave “Tunki tp-01”

Los parámetros de diseño de la aeronave, Tabla N°3, cumple con todas las restricciones y normativa de la CS-VLA, representa el punto de partida para el diseño de la aeronave.

Tabla N°3 - Parámetros de diseño de la aeronave “Tunki TP-01”

CI max de sustentación	1,3
Máxima eficiencia aerodinámica (L/D)	9
Carga alar	52,231 $\frac{N}{m^2}$
Carga de potencia	8,802 $\frac{lb}{Hp}$
Peso de despegue	50,83 N
Superficie alar	0,97 m <sup>2</sup>
Relación de aspecto	7,6

Fuente: Elaboración propia, 2018.

### Configuración del ala

#### Estrechamiento (Taper ratio)

Es la relación entre cuerda de la punta (C<sub>t</sub>) y la cuerda del encastre (C<sub>r</sub>), ecuación 8. Afecta la distribución de sustentación a lo largo del larguero del ala. La mayoría de las alas de baja incidencia tiene la relación de taper ratio entre los rangos de 0,4-0,5 (Anderson, 1992).

$$\lambda = \frac{C_t}{C_r} \quad (8)$$

#### Forma taperada

Para este tipo de geometría el área de la superficie alar es denominado por la ecuación 9:

$$A = \frac{1}{2} (a + b) \quad (9)$$

Anderson (1992) lo expresa como la ecuación 10:

$$\frac{S}{2} = \frac{1}{2} (C_r + C_t) \frac{b}{2} \quad (10)$$

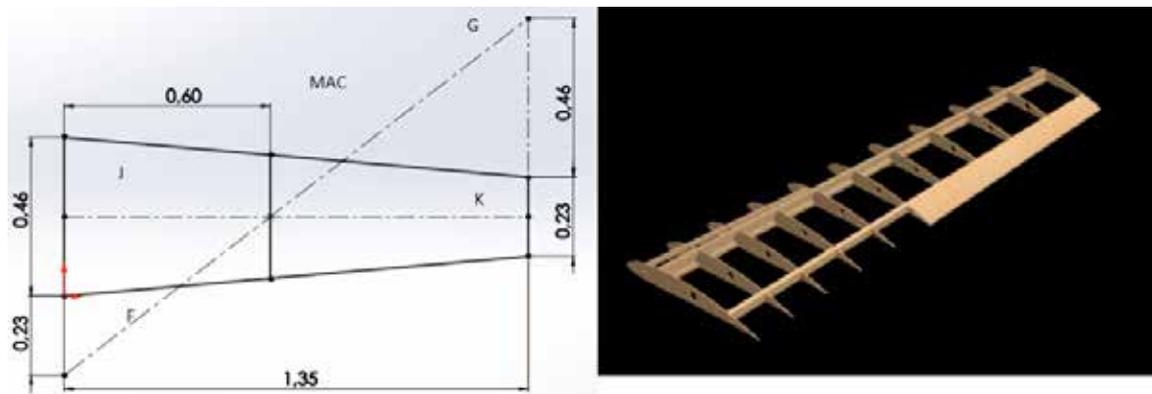
### Cuerda media aerodinámica (Mean Aerodynamic Chord)

Es importante que, en cuanto a las consideraciones de estabilidad longitudinal, el cálculo de la cuerda media aerodinámica, para lo cual se utilizó la ecuación 11:

$$c = \frac{2}{3} C_r \left( \frac{1+\lambda+\lambda^2}{1+\lambda} \right) \quad (11)$$

Finalmente, la Figura N°3 presenta el dimensionamiento y forma del ala.

Figura N°3. Dimensionamiento y forma del ala



Fuente: Elaboración propia (2018), utilizando Solidworks.

### Distribución de sustentación

La distribución de sustentación se obtuvo mediante el método propuesto por Hollman (1983), que se utilizó para el cálculo de la distribución de sustentación elíptica a lo largo de la semi-envergadura. La ecuación 12 es propuesta por Hollman (1983):

$$L' = 2 * W * n(C_r + 2 * C_t * \frac{x}{b} - 2 * C_r * \frac{x}{b}) / [b(C_r + C_t)] \quad (12)$$

Para hacer posible su aplicación se deben conocer varios datos de la aeronave (Ver Tabla N°4).

Tabla N° 4. Valores iniciales para la distribución de sustentación

Peso de la aeronave menos el peso del ala	11,43 lb
Factor de carga	1,0
Envergadura	8,9 ft
Cuerda del encastre	1,51 ft
Cuerda de la punta	0,75 ft

Fuente: Elaboración propia, 2018.

Los resultados obtenidos de la Tabla N° 5 son de los cálculos utilizando la ecuación 12. La finalidad de esto fue para el diseño de la parte de los cálculos para la selección de los actuadores neumáticos del banco de pruebas.

Tabla N° 5. Fuerza de sustentación que actúa sobre la estructura

Fuerzas de aplicación sobre la estructura (N)	Distancia de aplicación en la semi-envergadura (m)
$F_A = 221,64$	0,36
$F_B = 178,43$	0,84
$F_C = 77,22$	1,3

Fuente: Elaboración propia (2018)

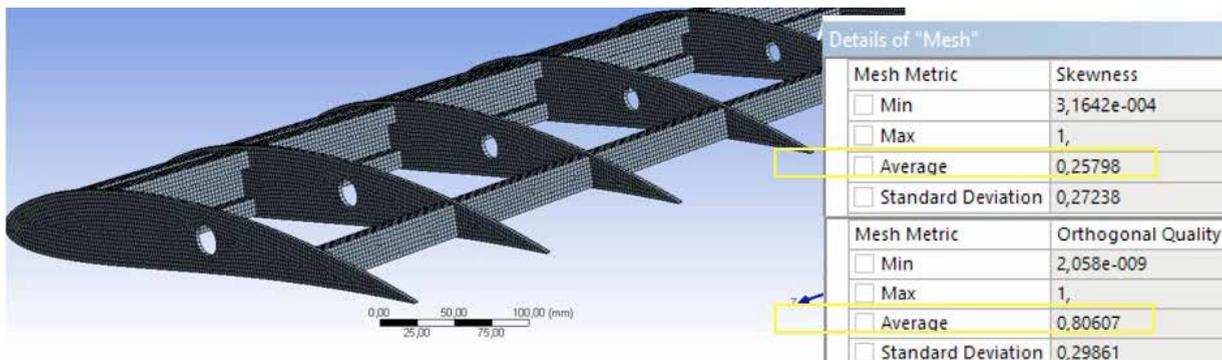
### Análisis estructural del ala mediante el software ANSYS-Workbench

Esta etapa se realizó el análisis estructural del ala mediante el software ANSYS-Workbench, por el método de elementos finitos (FEM). Para el análisis de la estructura del ala del “Tunki TP-01”, se realizó mediante el análisis estático (Static Analysis). Este módulo para analizar la estructura alar sometida a cargas estáticas, debido a las fuerzas de sustentación que son las que actúan directamente en la estructura causando la deformación.

Primeramente, para el análisis de la estructura, se determinó las condiciones, de donde se analizó la estructura alar y las cargas máximas a las que fue sometida. La Figura N°4 muestra el análisis en el programa ANSYS-Workbench.

- Velocidad de máxima de 22 m/s (Fase de Crucero)
- Temperatura = 268,36 K
- Densidad = 0,905 kg/m<sup>3</sup>
- Viscosidad absoluta = 1,609 kg/ms

Figura N°4. Análisis- ANSYS-Workbench



Fuente: Elaboración propia (2018), utilizando ANSYS-Workbench.

Los resultados obtenidos de la simulación del análisis en ANSYS-Workbench con una calidad de enmallados en la estructura fue:

- Distancia de 0,36 m se obtuvo una deformación de 13 mm, este sector es la que debe soportar la máxima fuerza de sustentación, y también es la que tiene mayores esfuerzos cortantes.
- Distancia de 0,84 m la deformación obtenida fue de 103,9 mm.
- Distancia de 1,3 m la deformación fue de 256,31 mm, esta sección es la que debe soportar la mínima fuerza de sustentación, pero se da deformaciones máximas, y la que entra en pérdida, debido a las turbulencias que se da en el sector de la punta del ala, debido a que son consecuencia por la diferencia de presiones en la parte de los intradós y extradós.

### Sistema neumático del banco de pruebas

Para el desarrollo de esta subparte se hizo necesario tomar referencia de la normativa aeronáutica europea (EASA); tales como, la CS-VLA 305 de resistencia y deformación y la CS-VLA 306 de pruebas de estructura.

Para la sección del funcionamiento del banco de pruebas se realizó estudios de diferentes bancos de pruebas para el análisis estructural del ala con el objetivo de tener una referencia del funcionamiento esta se representó en el diagrama de flujo de la Figura N°5.

Figura N°5. Diagrama de flujo puesta en marcha y funcionamiento del banco de pruebas



Fuente: Elaboración propia, 2018.

**CS-VLA 305: resistencia y deformación**

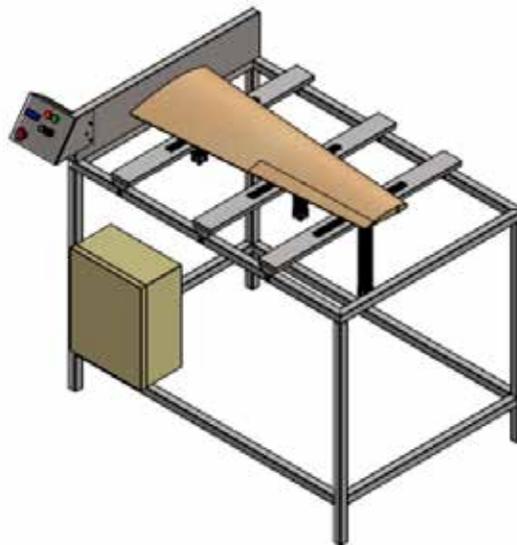
(a) La estructura debe ser capaz de soportar cargas límites sin afectar su integridad a una deformación permanente, estas cargas no pueden interferir con la seguridad de su operación.

(b) La estructura debe ser capaz de soportar cargas máximas sin falla, durante al menos tres segundos. Sin embargo, cuando la prueba de fortaleza es demostrada por pruebas dinámicas que simulan carga de condiciones reales, el límite de tres segundos no se aplica en esta prueba.

**CS-VLA 306: pruebas de estructura**

El cumplimiento de las fuerzas aerodinámicas y los requisitos de deformación de CS-VLA 305 deben demostrarse para cada condición de carga crítica. El análisis estructural puede usarse solo si la estructura se ajusta a aquellos para los que la experiencia ha demostrado que este método es confiable. En otros casos, se deben realizar pruebas de carga esenciales, como pruebas dinámicas y pruebas estructurales de vuelo. La Figura N°6 presenta el diseño del banco de pruebas.

Figura N°6. Diseño del banco de pruebas

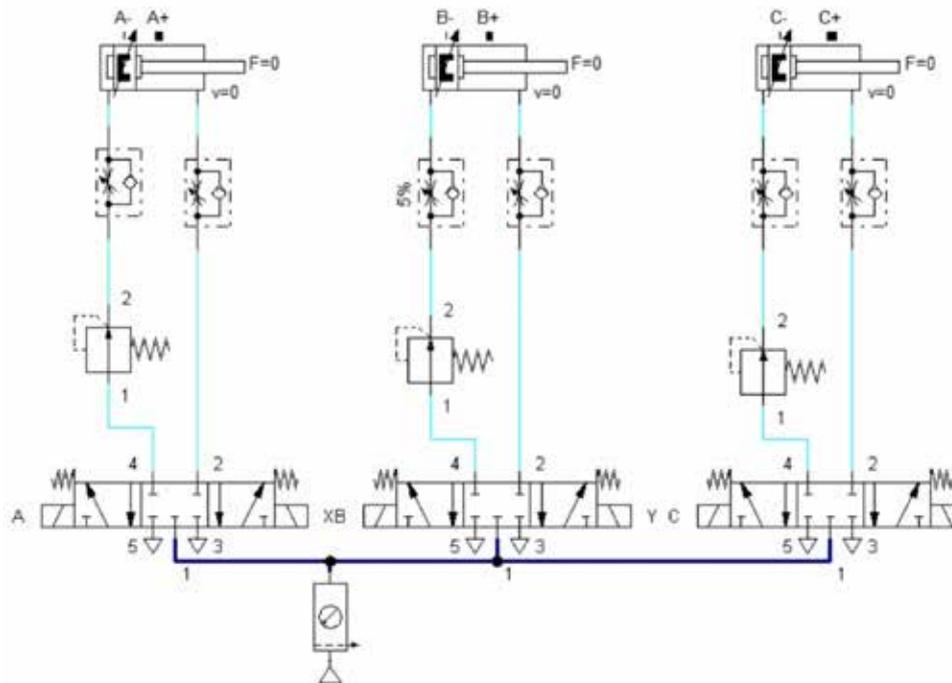


Fuente: Elaboración propia, 2018.

El banco de pruebas está equipado por 3 actuadores neumáticos, el cual simularán las fuerzas aerodinámicas (sustentación) puntuales que se aplicarán a lo largo de la semienvergadura del ala. Para el dimensionamiento de los actuadores se realizó mediante monogramas y se diseñó la lógica de funcionamiento en el software FluidSIM® (Figura N° 7), este proceso se hizo para realizar la selección de los componentes del sistema neumático; los actuadores serán controlados por un PLC SIMATIC de la familia S7-200.

Para el banco de pruebas serán instalados sensores de medición de distancia, mismas que estarán instaladas cerca de los actuadores neumáticos y será utilizado para medir la distancia de deformación de la estructura del ala durante la simulación. Los resultados serán mostrados a través de un LCD (16X2).

Figura N°7. Circuito neumático



Fuente: Elaboración propia, 2018.

El diseño de las estructuras está rígido por especificaciones y normas, el cual es desarrollada por varias organizaciones; entre estas organizaciones está el AISC y la ASHTO. Para la elaboración del diseño del banco de pruebas se elaboró en el software RAM-Elements por el método de diseño por factores de carga y resistencia (LFRD).

## CONCLUSIONES

Se determinó los parámetros de diseño de la aeronave “Tunki TP-01”, de acuerdo con la normativa aeronáutica europea CS-VLA (Certification Specifications for Very Light Aeroplanes); se tomó en cuenta la misión para la cual la aeronave será diseñada y los parámetros principales de su diseño con el objetivo de tener las variables de inicio para el diseño del banco de pruebas.

Con diferentes herramientas y el uso de diferentes softwares como XFLR5 se logró obtener las fuerzas de sustentación del ala del MUAV. Con ANSYS-Workbench se logró obtener resultados adecuados en el análisis estructural de ala del MUAV.

Se diseñó la lógica de funcionamiento que debe tener el banco de pruebas para un óptimo análisis estructural del ala, el cual se desarrolló en el software FluidSIM y posteriormente se realizó la automatización con la familia SIMATIC.

Se calculó y dimensionó el sistema neumático de acuerdo con los requerimientos del banco de prueba y se realizó la selección de los componentes de forma correcta para la simulación de las cargas aerodinámicas (sustentación). Se diseñó y optimizó la estructura del banco de pruebas con el software RAM-Elements, de manera apropiada.

**REFERENCIAS BIBLIOGRÁFICAS**

- Anderson, J. (1999). Aircraft Performance and Design. (1a Ed.) New York: The McGraw-Hill.
- Carpio, A. (2015). Diseño conceptual y análisis de la célula de un MUAV “Tunki”. Proyecto de grado de la carrera de Ingeniería Aeronáutica, Universidad privada del Valle.
- Raymer, D. (1992). Aircraft Design: A conceptual Approach. (2aEd.): AIAA Education.
- Roskam, J. (1997). Airplane Design, Part I: Preliminary Sizing of Airplane. (1aEd.) Kansas, USA: DARcorporation.
- Brusov, V., Petrushik, V. (2011). Design Approach for Selection of Wing Airfoil with Regard to Micro-UAVs. Proceedings of the International Micro Air Vehicles conference 2011 summer edition. 't Harde-Netherlands, p. 6.
- Hollman, M. (1983). Composite Aircraft Design. (4°Ed.): Aircraft Designs, Incorporated. 168 p.

Derechos de Autor (c) 2019 Daniela Fernández Suarez.



Este texto está protegido por una licencia [Creative Commons 4.0](https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/).

Usted es libre para Compartir —copiar y redistribuir el material en cualquier medio o formato— y Adaptar el documento —remezclar, transformar y crear a partir del material— para cualquier propósito, incluso para fines comerciales, siempre que cumpla la condición de:

**Atribución:** Usted debe dar crédito a la obra original de manera adecuada, proporcionar un enlace a la licencia, e indicar si se han realizado cambios. Puede hacerlo en cualquier forma razonable, pero no de forma tal que sugiera que tiene el apoyo del licenciante o lo recibe por el uso que hace de la obra.

*Resumen de licencia - Texto completo de la licencia*