

**Artículo Científico****Diseño de un banco de prueba para simulación de absorción de energía de impacto en un tren de aterrizaje principal Boeing 737-300****Design of a test bench for simulation of impact energy absorption in a main landing gear Boeing 737-300****Narda Estefany Sánchez Castellón**

Estudiante de Ingeniería Aeronáutica, Universidad Privada del Valle Cochabamba

*nsanchezcasteuonca@gmail.com***RESUMEN**

En este documento se presentan los métodos y cálculos del diseño de un banco de prueba de absorción de energía destinado a los trenes principales de aterrizaje Boeing 737-300. El diseño del circuito hidráulico simula el Sistema Hidráulico A de la aeronave, cuenta con: una unidad hidráulica de potencia de 3 Hp que suministra 15 gpm a 3000 psi, un filtro de 10  $\mu\text{m}$ , un reservorio de 4,8 gal, una electroválvula direccional 4/3 vías con capacidad de 2 gpm, una válvula reductora de presión y un cilindro de doble efecto cuya fuerza de extensión es de 37 KN.

Cumpliendo con la FAR 23.723, el diseño del circuito neumático aplicado en la estructura del banco cuenta con seis cilindros normalizados, cuya fuerza de extensión es de 4,5 KN, seis válvulas de estrangulación y seis electroválvulas bistables 5/2 vías. El sistema de generación de aire está compuesto por un compresor helicoidal de 6 334 m<sup>3</sup>/min a 10 bar; un depósito de aire de 0,2 m<sup>3</sup>, un secador de adsorción y una unidad de mantenimiento presión DHS.

La simulación de los circuitos es realizada a través del software Fluid SIM; el control se realiza a partir de circuitos eléctricos que hacen uso de pulsadores, interruptores, relés y válvulas solenoide. La parte estructural es limitada por un diseño sencillo debido a que la base de estudio

del presente proyecto está centrada en el diseño neumático e hidráulico.

De acuerdo con la selección y cotización de los componentes requeridos para la implementación del proyecto, éste tiene un costo de USD 56 847 (Bs 396 224), incluidos los gastos de personal y ensamble.

**Palabras clave:** Banco de pruebas. Absorción de energía. Impacto. Regulación FAR 23.723. Simulación. Tren de Aterrizaje.

**ABSTRACT**

This paper presents the methods and calculations of the design of an energy absorption test bench for the Boeing 737-300 main landing gear. The design of the hydraulic circuit simulates the Hydraulic System A of the aircraft, it has: a hydraulic power unit of 3Hp that supplies 15 gpm at 3000 psi, a filter of 10  $\mu\text{m}$ , a reservoir of 4.8 gal, a directional solenoid valve 4/3 ways with capacity of 2 gpm, a pressure reducing valve and a double acting cylinder whose extension force is 37 KN.

Complying with FAR 23.723, the design of the pneumatic circuit applied to the structure of the bench; has six standard cylinders whose extension force is 4.5 KN, six throttle valves, six bistable 5/2way solenoid valves. The air generation system is composed of a helical

compressor from 6.334 m<sup>3</sup>/min to 10 bar; an air tank of 0.2 m<sup>3</sup>, an adsorption dryer and a DHS pressure maintenance unit.

The simulation of the circuits is done through the FluidSIM® software; the control is made from electrical circuits that use push buttons, switches, relays, and solenoid valves. The structural part is limited by a simple design because the base of study of the present project is centered on the pneumatic and hydraulic design.

According to the selection and quotation of the components required for the implementation of the project, it has a cost of USD56,847(Bs396,224), including staff and assembly costs.

*Keywords:* Testing bench. Energy Absorption. Impact. Regulation FAR 23.723. Simulation. Landing Gear.

## INTRODUCCIÓN

En el ámbito aeronáutico internacional nos encontramos con un desarrollo exhaustivo de la industria con el paso de los años; sin embargo, dentro del desarrollo de los bancos de absorción de energía de impacto, se ha encontrado antecedentes de bancos incursionados por las siguientes empresas: Guipuzcoana DMP, que es una empresa especializada en la certificación de amortiguadores y piezas críticas para trenes de aterrizaje (incluidas las pruebas de absorción de impacto); Safran Messier-Dowty, la cual es una compañía especializada en la certificación y mantenimiento de la aeronavegabilidad de todo tipo de trenes de aterrizaje de aeronaves; Carter Aviation Technologies que desarrolló un banco mecánico inteligente que puede determinar la velocidad de impacto en la primera pulgada de deflexión y luego aplicar una presión de desaceleración constante durante un impacto grande para asegurar aterrizajes seguros de 24 a 36 pies por segundo y-ta Texas Air Services, Inc, que cuenta con un simulador de prueba de caída libre de alto impacto, el cual tiene una velocidad de caída de 20 ft/s y cargas de impacto de hasta

20000 lb.

La Carrera de Ingeniería Aeronáutica de la Universidad Privada del Valle, en el ámbito del estudio y análisis del ATA 32 de aeronaves, cuenta con un plan de estudio teórico y conceptual. Con el avance tecnológico de la industria aeronáutica, es importante para los estudiantes adquirir conocimientos no sólo teóricos, sino también experimentales para poder afrontar situaciones de emergencia en el campo laboral, por lo cual se plantea realizar el diseño de un banco que se enfoque en la evaluación de la acción determinante durante el proceso de aterrizaje de una aeronave, siendo esta la absorción de energía. El banco permitirá valorar la durabilidad y funcionalidad del tren de aterrizaje, realizando el cumplimiento de la Regulación Federal de Aviación FAR 23.723.

La motivación principal para la realización de este proyecto es el carácter pionero que conlleva, ya que se desconocen antecedentes de trabajos similares en nuestro país. Además, se busca poner en práctica todos los conocimientos adquiridos durante los años de estudio de la Carrera, demostrando las habilidades adquiridas en los diferentes campos. Por lo cual, se pretende analizar, estudiar, diseñar y seleccionar los componentes proporcionados por la industria hidráulica y neumática para el diseño del banco de pruebas aplicado en el montante principal de la aeronave Boeing 737-300.

Considerando que la absorción de energía de impacto en un tren de aterrizaje representa su eficacia, entonces disponer de un banco de pruebas para realizar la simulación del impacto durante el aterrizaje es considerado relevante. Este proyecto tecnológico tendrá la finalidad de coadyuvar al estudio de los sistemas hidráulicos de aeronaves realizado por los estudiantes de Ingeniería Aeronáutica en la Universidad del Valle, para que puedan realizar análisis experimentales en situaciones de sobrecarga de vuelo y aterrizajes maniobrados. La implementación futura de este banco contribuirá

satisfactoriamente al estudio experimental del ATA 32 y -por consiguiente- al desarrollo de la tecnología en los centros de práctica de la Universidad del Privada del Valle.

## **METODOLOGÍA**

### **Extensión y retracción del tren**

El tren de aterrizaje se acciona hidráulicamente utilizando el sistema A, controlado por una palanca selectora ubicado en el compartimiento de vuelo. El sistema hidráulico <sup>13</sup> puede ser aplicado través de una válvula de transferencia para retraer el tren cuando el motor-izquierdo no está funcionando durante el despegue. Está disponible un sistema de extensión manual para extender el tren mecánicamente en ausencia de presión hidráulica (Boeing Company, 1984).

### **Cinemática de la extensión y retracción**

Se llama geometría de la extensión-retracción al movimiento de extensión y de retracción del tren de aterrizaje desde el punto de vista geométrico. Cinemática es el estudio matemático del mismo proceso (Oñate, 2007).

La extensión y retracción del tren está basada en las propiedades de forma de las palancas o barras articuladas. La articulación básica de movimiento del tren es el cuadrilátero deformable. Aunque se hace uso del término cuadrilátero, en realidad sólo existen tres barras (A, B y C), pues la cuarta barra es la estructura de la aeronave. El cuadrilátero articulado da lugar a cuatro movimientos básicos, de los cuáles se derivan múltiples posibilidades (Oñate, 2007).

### **Energía cinética de impacto**

Durante el aterrizaje, el tren debe absorber la energía cinética producida por el impacto. Los neumáticos son el primer elemento que absorbe tal impacto, pero no es suficiente; así el tren de aterrizaje debe poseer un sistema de amortiguación para poder disminuir el impacto. La velocidad de descenso de un avión en el aterrizaje, el peso total del avión, su distribución sobre las ruedas principales y la proa o popa, la cantidad de unidades de ruedas, las dimensiones y presión de los neumáticos y otros son los factores que influyen sobre la amortiguación del choque y esta debe ser tal que la estructura del avión no esté expuesta a fuerzas excesivas (Heckmann, Heckmann & Heckmann, 2017).

### **Absorción de energía cinética**

La verdadera absorción de impacto ocurre cuando la energía de impacto de aterrizaje se convierte en energía térmica, como en un amortiguador del tren. Este es el método más común para disipar la energía cinética durante el aterrizaje de aeronaves (Sterkenburg et al., 2013).

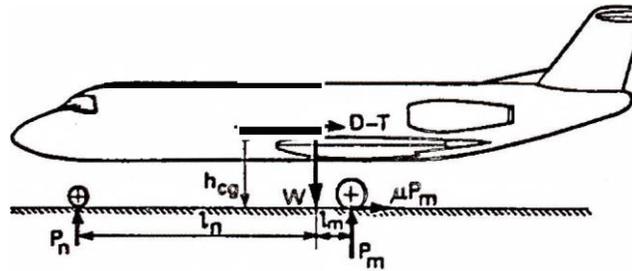
La absorción de energía que tiene que realizar el amortiguador en el impacto es calculada a través de la geometría del tren, las cargas del tren nariz y del tren principal (Gómez Rodríguez, 2013).

- **Cargas del tren principal**

El tren principal es el que soporta las mayores solicitaciones. Su selección está basada en la carga estática que dependerá del peso del avión, el número de brazos, la disposición de los brazos respecto al centro de gravedad (c.g) y del número de ruedas por brazo principal (Torenbeek, 1982).

Para la obtención de las cargas estáticas, se considerará que el avión avanza sin frenos aplicados y a baja velocidad, de modo que estas cargas dependerán del equilibrio estático (ver figura N°1).

Figura N°1. Fuerzas aplicadas en una aeronave durante el rodaje



Fuente: Torenbeek, 1982

Siguiendo la nomenclatura presentada en la figura, la carga que soporta el tren principal será:

$$P_m = \frac{L_n}{L_m + L_n} * W$$

Siendo:

- P<sub>m</sub>: carga del tren principal
- L<sub>m</sub>: Distancia horizontal desde el centro de gravedad hasta el tren principal
- L<sub>n</sub>: Distancia horizontal desde el centro de gravedad hasta el tren nariz
- W: Peso

• **Absorción de energía del tren en el impacto**

La máxima energía cinética del avión normal a la pista a ser absorbida en el toque es:

$$E = \frac{W}{2g} * v^2$$

Siendo *v* la velocidad de descenso final. Asumiendo que toda la energía es absorbida por el tren principal, el vástago requerido por cada amortiguador se deduce de la siguiente expresión:

$$E = N_s * p_s * A * (TJ_t * St + TJ_s * Ss)$$

Siendo:

- N<sub>s</sub>: Número de amortiguadores del tren pr
- P<sub>s</sub>: Carga estática por cada pata del tren
- A: Factor de reacción. Se calcula por cada
- St: Deflexión máxima del vástago
- Ss: Longitud del vástago del amortiguador
- nt: Factor de eficiencia del neumático
- TJS: Factor de eficiencia del amortiguador

**Fuerza de impacto**

Para comprender la *performance* de una aeronave durante la fase de aterrizaje de un ciclo de vuelo, es necesario tomar en cuenta que la maniobra completa del aterrizaje tiene como finalidad un único requerimiento: el instante del contacto con el suelo y la necesidad que ese contacto se realice de forma correcta (Langewiesche, 1994).

La energía total del sistema es la sumatoria de las energías involucradas (Gómez Rodríguez, 2013).

$$E_p + E_e + E_c = W$$

El análisis se inicia comprendiendo las variables involucradas en la energía potencial para posteriormente hallar la velocidad de caída y con esta la energía cinética. Por último, mediante la deflexión del sistema o el coeficiente de elasticidad correspondiente, se puede hallar la energía elástica y posteriormente la fuerza de impacto (Torenbeek, 1982).

La energía potencial gravitatoria está dada por:

$$EP = m * g * h$$

La velocidad se halla mediante la siguiente ecuación:

$$V = \sqrt{2 * g * h}$$

Consecuentemente se halla la energía cinética, donde la masa está dada en kilogramos y la velocidad en m/s.

$$E_c = \frac{1}{2} * m * V^2$$

La energía elástica recibe el trabajo realizado hasta el momento y lo absorbe mediante la deformación del sistema.

$$E_e = \frac{1}{2} * k * x^2$$

Sin embargo, el cálculo de la fuerza de impacto sólo es posible cuando se produce una variación de longitud que se puede determinar o cuando se conoce el coeficiente de elasticidad de un material o elemento que se designa para recibir el choque; si -por lo contrario- no se produce ninguna elongación o esta es imperceptible, el valor de la fuerza de impacto puede ser incalculable (Currey, 2007).

La magnitud de la fuerza de impacto es la resultante de la carga estática del tren, la cual se prueba multiplicando por un factor de impacto que depende de la característica de amortiguamiento del tren. El valor máximo de impacto es determinado por una fuerza estática equivalente que producirá la misma deflexión (definida por la Ley de Hooke).

$$FE = k * \delta$$

Donde:

FE: Fuerza Estática

K: Constante de Elasticidad

O: Deflexión Producida del Sistema

Es importante mencionar que la deflexión estática ( $\delta_{ST}$ ) es aquella que se presenta después que el tren de aterrizaje ha recibido la fuerza de impacto y, por lo tanto, ha amortiguado la energía y el peso de la aeronave.



Tabla N°1. Variables críticas impuestas por la regulación de la FAA

Variable	Regulación Federal de Aviación (FAR)	Consideraciones
Peso de la aeronave (peso simulado que deba soportar el tren de aterrizaje)	FAR 23.725	MTOW Boeing Classic, 61 236 kg o 135 000 lb.
Velocidad de descenso	FAR 23.723	1.2 veces la velocidad de la aeronave.
Altura de caída	FAR 23.727	1.44 veces la velocidad hallada en la FAR 23.725.

Fuente: Elaboración propia, 2017

## VARIABLES CRÍTICAS DEL SISTEMA

### Peso estático

Se determinó el peso que soporta cada montante del tren principal de acuerdo con lo siguiente:

$$MTOW=135\ 000\ lb =61\ 235\ kg$$

$$WM=135\ 000\ lb*0.46$$

$$WM=62\ 100\ lb =28\ 168\ kg$$

### Peso del montante del tren de aterrizaje principal

Para una aeronave Boeing 737-300 (turborreactor) se obtuvo lo siguiente:

$$MTOW=135\ 000\ lb =61\ 235\ kg$$

$$WML=135\ 000\ lb*0.045$$

$$WML=6\ 075\ lb =2\ 755.57\ kg$$

$$WML=6\ 075\ lb*0.46$$

$$WM=2794.5\ lb =1267.56\ kg$$

### Deflexión del neumático

De acuerdo con los datos proporcionados por el manual de MICHELIN AIRCRAFT y considerando que son radios de carga estáticos, la deflexión es obtenida de la sustracción de ambos radios, con y sin presión.

$$8=d=(16.7\ in^2)-(13.4\ in^2)$$

$$cS=d=6.6\ in =0.167\ m$$

### Relación de sustentación del ala

De acuerdo con lo establecido por la normativa, la relación de sustentación del ala debe no debe ser mayor a 0.667, dando lugar a:

$$L=0.667$$

### Cálculo final del peso efectivo

De acuerdo con la FAR 23.725, el peso efectivo de la prueba es:

$$W_e = W * \frac{[h + (1 - L) * d]}{(h + d)}$$

$$W_e = 62\ 100\ lb * \frac{(26.93\ in + (1 - 0.667) * 6.6\ in)}{(26.93\ in + 6.6\ in)}$$

$$W_e = 53\ 946.81\ lb = 24\ 469.86\ kg$$

**Velocidad de descenso**

Para hallar la velocidad de descenso impuesta por la normativa 23.743 se tiene:

$$V = 4.4 * C^{5/4}$$

$$V = 4.4 * \frac{135\,000\,lb}{(995.69\,ft^2)^{1/4}}$$

$$V = 15.01 \frac{ft}{s} = 4.58 \frac{m}{s}$$

Debido a que la velocidad calculada excede los límites establecidos, se tomará en cuenta una velocidad de descenso de 10 ft/s (3.04 m/s) con la finalidad de dar cumplimiento a la FAR 23.473.

**Altura de caída**

La altura de caída determinada para el ensayo de caída libre viene determinada por la siguiente ecuación.

$$h = 3.6 * C^{1/2}$$

$$h = 3.6 * \frac{135\,000\,lb}{(995.69\,ft^2)^{1/2}}$$

$$h = 41.2\,in = 1.06\,m$$

La normativa impuesta por el numeral 23.727 indica que la altura de caída límite no debe ser menor de 9.2 pulgadas ni mayor a 18.7 pulgadas; multiplicado por un valor de seguridad equivalente a 1.44. La altura de caída libre que se utilizará en el banco de prueba será de 26.9 in. equivalentes a 69 cm.

$$h = 18.7\,in * 1.44$$

$$h = 26.93\,in = 69\,cm.$$

**Circuito electrohidráulico**

Se ha diseñado un circuito electrohidráulico para simular el sistema hidráulico A de la aeronave con los requerimientos de cada componente (ver tabla N°2).

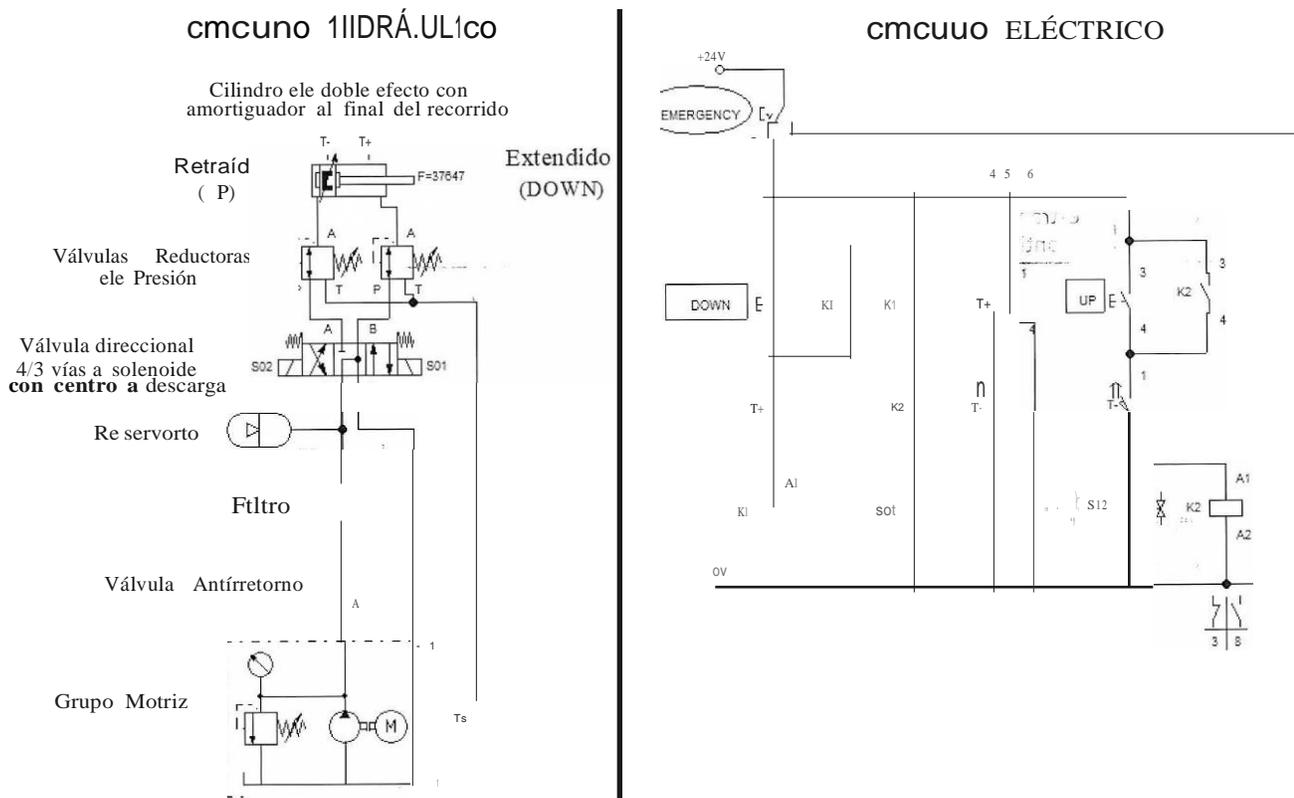
Tabla N°2. Requerimientos hidráulicos del circuito hidráulico del tren

Cantidad	Componente	Parámetros
1	Cilindro de doble efecto con amortiguador al final del recorrido	Presión = 3 000 psi Caudal= 15 gpm OVÁSTAGO = 45 mm CILINDRO = 63 mm Carrera= 300 mm Carga= 2 539 lb Fuerza= 37 647 N Velocidad pistón=0.183 m/s
1	Filtro de 10 µm	Presión= 3 000 psi Caudal= 15 gpm
1	Reservorio de vejiga	Presión = 3 000 psi Caudal= 15 gpm Volumen= 4.8 gal

	1	Unidad Hidráulica de Potencia	Volumen Reservorio = 20 gal Caudal de la Bomba= 15 gpm Potencia eléctrica=3.06 Hp Cilindrada=51.5f cm3
	2	Válvula reductora de presión	Presión= 3 000 psi Caudal = 2 gpm
	1	Válvula antirretorno	Presión = 3 000 psi Caudal= 15 gpm
	1	Válvula direccional 4/3 vías a solenoide con centro a descarga	Presión = 3 000 psi Caudal = 2 gpm

Fuente: Elaboración propia, 2017

Figura N°2. Simulación del circuito electrohidráulico para un montante del tren



Fuente: Elaboración propia, 2017

**Circuito electroneumático**

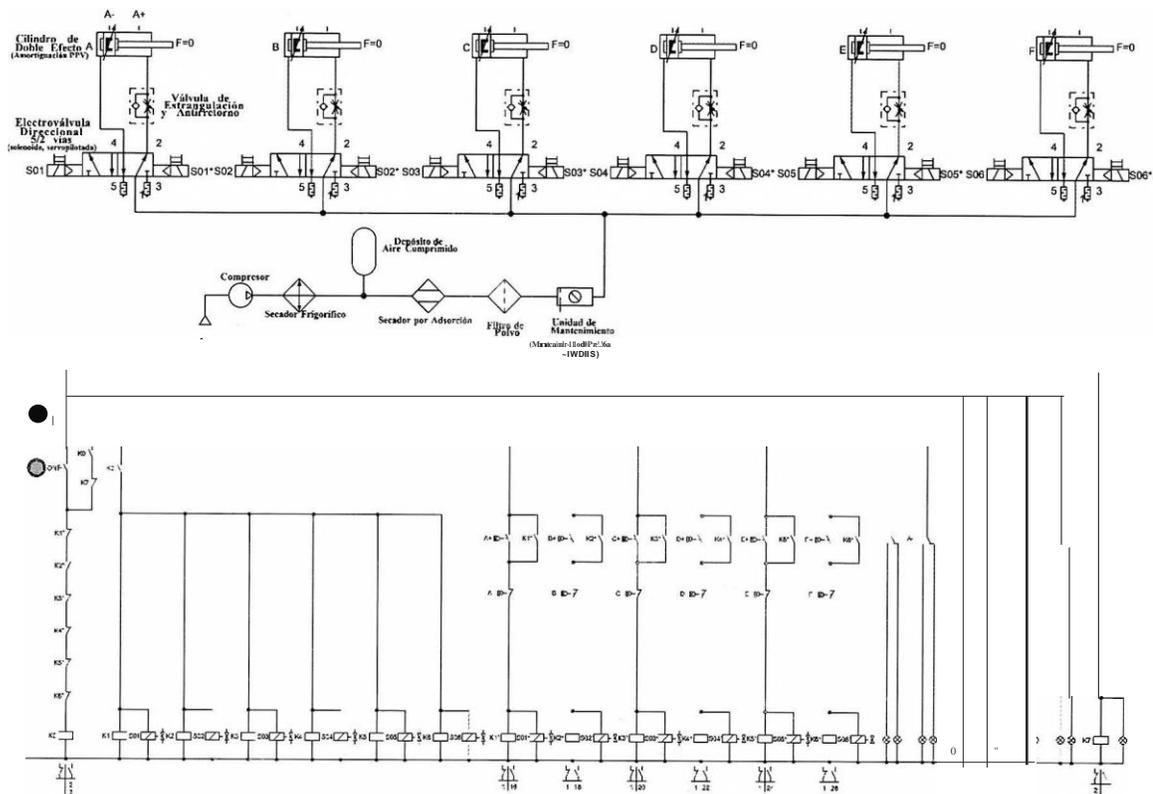
El circuito propuesto en el rango de presión para la simulación de absorción de energía se encuentra definido por el circuito electroneumático con los componentes detallados en la tabla N°3 (los diagramas son detallados en la figura N°4).

Tabla N°3. Selección de componentes neumáticos del banco de pruebas

Cantidad	Componente	Fabricante
1	Secador de adsorción	Modelo KAESER KAD 260 con un flujo de entrada de 260 cfm (7.36 m <sup>3</sup> /min) cumple con los requerimientos siendo la capacidad del compresor de 238 cfm (6.74 m <sup>3</sup> /min).x
1	Filtro de polvo	Presión de 230 psi (1585 bar) con un factor de corrección Kp = 1.46, el filtro coalescente KD de polvo KAESER modelo F46 tiene una capacidad de 238 cfm (6.74 m <sup>3</sup> /min).
1	Depósito de aire	KAESER 2000 L
1	Sistema de mantenimiento de la Presión	KAESER DHS 40G, el sistema electrónico de mantenimiento de la presión se realiza con la modulación por ancho de impulso.
1	Compresor helicoidal	KAESER CSD 105T, el cual cuenta con secador frigorífico integrado, tiene una sobrepresión máxima de servicio de 15 bar, una potencia nominal del motor de 55 kW y una potencia absorbida por el secador de 0.8 kW.
6	Válvula bidireccional 5/2 vías	FESTO Biestable Servopilotada, Caudal 1150 l/min y Presión de 10 bar
6	Actuadores de doble efecto	Diámetro del émbolo: 80 mm Margen de carrera: 1- 2800 mm Amortiguación regulable en ambos lados PPV Presión de trabajo: 0.2 a 12 bares
6	Válvula de estrangulación y antirretorno	FESTO GRLA, Caudal 1450l/min y Presión de 10 bar

Fuente: Elaboración propia, 2017

Figura N°4. Diagrama de distribución electroneumática del banco de prueba



Fuente: Elaboración propia, 2018

**Fuerza de impacto**

El factor resultante anterior se puede aplicar directamente cambiando la deflexión producida por la variable de fuerza.

$$F_{IMP} = W * \left( 1 + \sqrt{1 + \frac{2h}{\delta_{ST}}} \right)$$

$$F_{IMP} = 240\ 048.74\ N * \left( 1 + \sqrt{1 + \frac{2 * 0.69m}{0.2848\ m}} \right)$$

$F_{IMP} = 820\ 426.11\ N$

**Medición de las variables**

Las variables, que serán verificadas a través del banco de prueba propuesto, vienen detalladas en la tabla N°4. No todas las variables serán medidas de forma directa; a través de unas se hará el cálculo de otras.

Tabla N°4. Variables verificadas por el banco de prueba

Variable	Símbolo	Magnitud teórica
Velocidad de impacto (V-I. Vertical de toque)	$V_z$	3.04 m/s
Altura de caída	$h$	0.69 m
Deflexión del amortiguador	$\delta_S$	0.1178 m
Deflexión de la llanta	$\delta_{OT}$	0.167 m
Deflexión general del tren	$\delta_{ST}$	0.2848 m
Fuerza de impacto absorbida por el tren	$F_{IMP}$	820 426.11 N

Fuente: Elaboración propia, 2018

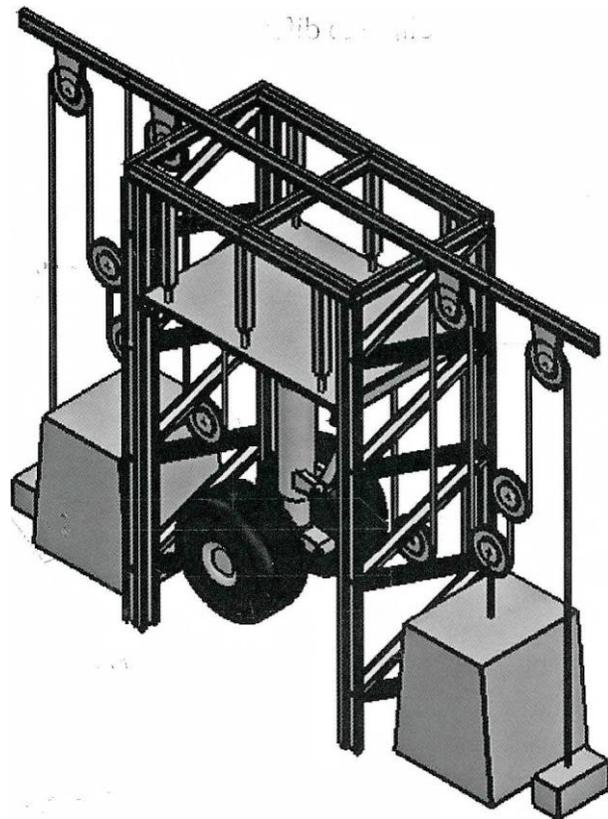
Para la medición de las variables se seleccionó una cámara de alta velocidad S-VIT (AOS Technologies) 800x600 @1250 fps (frames per second), la cual funciona de manera confiable bajo altas fuerzas de gravedad, como también al momento de tomar grabaciones de alta velocidad en aplicaciones de prueba de impacto en automóviles. Dicha cámara cuenta con un software compatible denominado AOS Imaging Studio V3; en el cual la interfaz de usuario permite el control de la cámara conectada, el procesamiento de secuencias y la exportación

de datos para análisis prolongados.

**Propuesta estructural**

La siguiente propuesta estructural no es única en el área y puede estar sujeta a cambios en proyectos posteriores debido a que el centro de estudio investigativo del presente proyecto es el área neumática y el área hidráulica.

Figura N°5. Estructura del banco de prueba de absorción de impacto



Fuente: Elaboración propia, 2018

El peso muerto tendrá empotrado cuatro grilletes en la parte superior de la pirámide con la finalidad de ser la conexión futura con las eslingas de cuatro ramales.

- Peso de la aeronave en un montante: 24 470 kg
- Peso de la aeronave levantado por un polipasto: 12 235 kg
- Densidad del Hierro: 7 860 kg/m<sup>3</sup>

$$W = \text{volumen (vol)} * \text{densidadr}ó$$

$$\text{vol} = \frac{W}{\rho} = \frac{12\,235 \text{ kg}}{7\,860 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}}$$

$$\text{vol} = 1.56 \text{ m}^3$$

Considerando una altura de la pirámide truncada igual a 1.20 m, un lado mayor de 1.40 m y un lado menor de 0.80 m.

$$\text{Vol} = h * \left( \frac{A_1 + A_2}{2} \right) = 1.20 \text{ m} * \left( \frac{(1.40 \text{ m})^2 + (0.80 \text{ m})^2}{2} \right)$$

$$\text{vol} = 1.56 \text{ m}^3$$

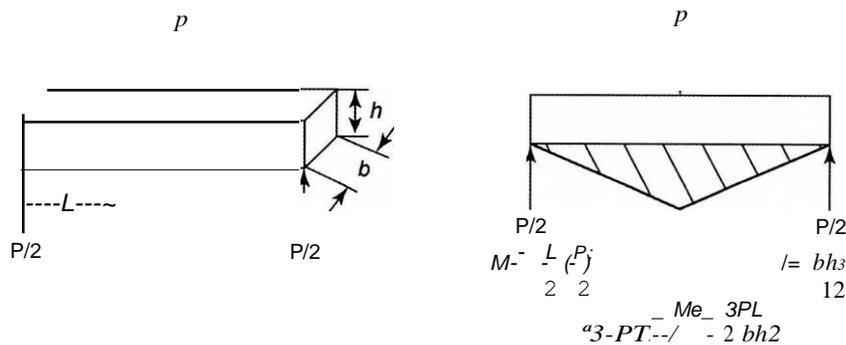
Un sistema de polipasto diferencial viene determinado por la siguiente ecuación:

$$n = \left( \frac{\log \left( \frac{R}{F} \right)}{\log 2} \right)$$

Considerando el uso de un cabrestante con capacidad de levantamiento de 4 000 kg (39 240 N) y una fuerza de resistencia de 12 235 kg (120 025.3 N).

$$n = 1.61 - 2$$

Figura Nü6. Módulo de ruptura de una placa



Fuente: Hertzberg, Vinci y Hertzberg, 2012

Se ha considerado una lámina de ACERO 1045 CD con 1 V2 pulgadas de espesor.

$$J_{3-PT} = \frac{Me}{\sigma} = \frac{3PL}{2bh^2}$$

$$J_{3-PT} = \frac{3 * 240\,051 \text{ N} * 2 \text{ m}}{2 * 1.5 \text{ m} * (0.0381 \text{ m})^2}$$

$$u_{3-PT} = 330.7 \text{ Mpa}$$

Se ha considerado usar un margen de seguridad equivalente a 1.2

$$C_{I3-pr} = 330.7 \text{ Mpa} * 1.2$$

$$a_{3-pr} = 396.9 \text{ Mpa}$$

De acuerdo con los factores de diseño, para la deflexión se escoge entre 0.6 y 0.75. En este caso se ha tomado un valor de 0.75.

$$J_{3-PT} = \frac{396.9 \text{ Mpa}}{Q.75}$$

$$a_{3-PT} = 529.2 \text{ MPa}$$

Debido a esto, es seleccionado el Acero 1050 CD, debido a que cuenta con una resistencia a la cedencia de 530 MPa.

### Análisis económico

Se ha realizado una cotización de todos los componentes y partes requeridas en empresas bolivianas para la futura implementación del proyecto.

Tabla N°5. Análisis de costos del banco de prueba

N°	Costos por área	Costo total (USD)	Precio total (Bs) (c/6.97)
1	Área hidráulica	3,480	24,256
2	Área neumática	27,165	189,340
3	Área eléctrica	16,777	116,936
4	Área estructural	5,067	35,317
5	Mano de obra e instalación	4,358	30,375
Total general de costos		\$56,847	Bs396,224

Fuente: Elaboración propia, 2018

## DISCUSIÓN

### Variables críticas

Los resultados encontrados del peso estático y el peso del montante del tren de aterrizaje fueron hallados satisfactoriamente debido a las normas de diseño de aeronaves comerciales y al manual operacional de la aeronave, brindando de este modo valores confiables para la simulación del sistema y cumpliendo con las regulaciones de la FAA.

Se realizó la determinación de la deflexión del neumático con ayuda de la hoja de datos de MICHELIN. Este es un valor que podría tener un rango mínimo de variación considerando otro fabricante de neumáticos; sin embargo, en Bolivia para aeronaves Boeing 737-300 se hace uso de neumáticos de este fabricante.

El cálculo final del peso efectivo hace uso de la altura y deflexión obteniendo un valor preciso que cumple con la normativa y con las características de la aeronave de estudio.

En el caso de la velocidad de descenso y la altura de caída se hizo uso del mayor valor de tolerancia, debido a que los valores hallados se encontraban fuera de rango; por lo tanto, al posicionarse dentro

del rango mayor de tolerancia proporcionan mayor confiabilidad al sistema.

**Circuitos de simulación**

El diseño de los circuitos electrohidráulico y electro neumático fue realizado con base al libro de diseño de Antonio Creus, que delimita tanto el diseño de los componentes consumidores de fluido como de los componentes productores para el funcionamiento de estos dentro del rango predefinido. Se ha considerado la fuerza de extensión y retracción de los actuadores, así como la potencia hidráulica y el consumo de aire.

**Fuerza de impacto**

La magnitud de la fuerza de impacto será hallada durante las pruebas experimentales que efectúe el banco; sin embargo, el valor hallado en esta investigación es el valor límite teórico que podrá tener un montante en sus pruebas; todos los valores por debajo de este serán aceptados para la certificación.

**Medición de las variables**

Serán medidas por la cámara de alta velocidad, siendo esta de alta confiabilidad debido a los antecedentes que presenta; además, la gran ventaja de hacer uso de estas cámaras es el hecho de poder medir las variables sin el uso de sensores electrónicos y el uso gratuito del software proporcionado por su fabricante que muestra datos precisos de trayectoria, posición, desplazamiento, velocidad y aceleración. La tabla N°6 muestra los valores de tolerancia para realizar la verificación de las variables.

Tabla Nü6. Variables verificadas por el banco de prueba

Variable sensada por el software	Variable teórica	Símbolo	Magnitud teórica	Observaciones
Velocidad del descenso	Velocidad de impacto	$V_i$	3.04 m/s	$7 \frac{ft}{s} \leq V_z \leq 10 \frac{ft}{s}$
Trayectoria del tren	Altura de caída	h	0.69 m	Margen de error admisible $\pm 5\%$
Desplazamiento del amortiguador	Deflexión del amortiguador	$0_s$	0.1178 m	0, ~ 2.5 cm
Desplazamiento de la llanta	Deflexión de la llanta	$0_l$	0.167 m	0,;; 16.7 cm
Desplazamiento general de la estructura	Deflexión general del tren	$0_{st}$	0.2848 m	0,;; 28.48 cm

Fuente: Elaboración propia, 2018

**Propuesta estructural**

La propuesta estructural realizada cuenta con un análisis de cargas básico del peso muerto de la estructura, además de un análisis de fatiga de la placa móvil y el cálculo de los polipastos; esto debido a que el objetivo fundamental de esta investigación es el cumplimiento de la normativa aeronáutica a través de los circuitos electroneumático y electrohidráulico; por lo cual, la estructura requiere de un análisis estructural detallado, siendo éste el único motivo por el cual quedará dispuesta a modificaciones.

**CONCLUSIONES**

Para dar cumplimiento a la normativa aeronáutica aplicada en la aeronave Boeing 737-300, se utiliza

el diseño electroneumático que proporciona la velocidad requerida por la norma para llevar a cabo las pruebas de impacto. Se hace uso del circuito electrohidráulico para simular el sistema hidráulico A de la aeronave en el montante.

Es importante mencionar que durante la verificación por simulación en el software de FESTO Didactic® se ha utilizado una escala de 1:100, debido a que el software no proporciona componentes del rango aeronáutico.

El desarrollo de un banco de absorción de energía se encuentra estrechamente relacionado con los datos de deflexión crítica, los cuáles sólo podrán ser obtenidos del fabricante. Por consiguiente, se han desarrollado los cálculos en función de la cartilla de servicio del amortiguador que es proporcionada por el fabricante en el ATA 12.

La propuesta estructural realizada en el presente artículo no es la única opción que podría emplearse para la instauración del banco de pruebas. No se realizó un análisis a detalle de la estructura, solamente un análisis básico, debido a que el propósito esencial de este proyecto es el ámbito hidráulico, neumático y el cumplimiento con la normativa aeronáutica. El análisis estructural realizado se limita al análisis de cargas y al análisis de fatiga del sistema, para concluir con un diseño que cumpla con las expectativas del banco.

El análisis de costos realizado ha demostrado que este es un proyecto bastante costoso, pero al tratarse de la certificación de aeronaves, se encuentra dentro del rango económico de los equipos de certificación de la industria aeronáutica.

## REFERENCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- 1) Boeing Company. (1984). Training Manual 8737-300/400/500ATA 32 Landing Gear (2da Ed.). Chicago, Estados Unidos: Boeing Company.
- 2) Creus Solé, A. (2007). Neumática e hidráulica (1era Ed.). Barcelona: Marcombo.
- 3) Currey, N. (2007). Aircraft landing gear design (2da Ed.). Norwich, New York: Knovel.
- 4) Esteban Oñate, A. (2007). Conocimientos del avión (2da Ed.). Madrid: Thomson-Paraninfo.
- 5) Federal Aviation Administration, FAA. (1997). Federal Aviation Regulation (FAR) Part 23 Landing Gear (1era ed.). Washington D.C: Federal Aviation Administration (FAA).
- 6) Gómez Rodríguez, J. (2013). Tren de aterrizaje del FOCKE WULFFW 190, reconstrucción y análisis virtual (1era ed.). Barcelona: Universidad Politécnica de Cataluña.
- 7) Heckmann, H., Heckmann, R. y Heckmann, C. (2017). Mecánica- Dinámica (1era Ed.). Hamburg, Alemania: Gunt Hamburg. p. 144-145. [https://doi.org/10.1007/978-3-658-13840-0\\_4](https://doi.org/10.1007/978-3-658-13840-0_4)
- 8) Hertzberg, R., Vinci, R. y Hertzberg, J. (2012). Deformation and fracture mechanics of engineering materials (Sta Ed.). Hoboken, NJ: John Wiley & Sons, Inc.
- 9) Langewiesche, W. (1994). Stick & rudder (2da Ed.). New York: McGraw-Hill.
- 10) Michelin Aircraft Tire. (2001). Aircraft Tire Engineering Data (1era Ed.). Greenville, South Carolina: Michelin.
- 11) Serway, R. y Jewett, J. (2004). Physics for scientists and engineers (6ta Ed.). Belmont, CA: Thomson-Brooks/Cole.
- 12) Sterkenburg, D., Rahm, M., Eismain, D., McNeill, M., Forenz, M. y Wang, M. (2013). Handbooks Manuals - Chapter 13: Aircraft Landing Gear Systems (1era Ed.). Washington D.C.: Federal Aviation Administration. p. 1-96.
- 13) Torenbeek, E. (1982). Synthesis of Subsonic Airplane Design (1era Ed.). The Netherlands: Delft University Press. <https://doi.org/10.1007/978-94-017-3202-4>

**Fuentes de financiamiento:** Esta investigación fue financiada con fondos de los autores. **Declaración de conflicto de intereses:** Los autores declaran que no tiene ningún conflicto de interés.

Copyright (c) Narda Estefany Sánchez Castellón



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.

[Resumendelicencia](#) - [Textocompletodelalicencia](#)