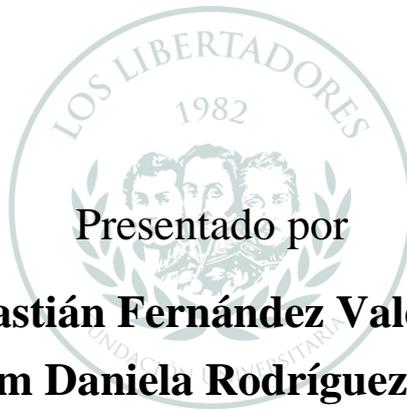

**DISEÑO PRELIMINAR DE UN
SISTEMA PARA LA MEDICIÓN DE
CARGA ÚTIL EN LAS AERONAVES
MI-17 SERIES.**



Presentado por

Sebastián Fernández Valencia

Karem Daniela Rodríguez Pérez

LOS LIBERTADORES
FUNDACIÓN UNIVERSITARIA

Fundación Universitaria Los Libertadores

Facultad de Ingeniería y Ciencias Básicas

Programa de Ingeniería Aeronáutica

Bogotá, D.C, Colombia

2019

**DISEÑO PRELIMINAR DE UN
SISTEMA PARA LA MEDICIÓN DE
CARGA ÚTIL EN LAS AERONAVES
MI-17 SERIES**

Presentado por

Sebastián Fernández Valencia
Karem Daniela Rodríguez Pérez

FUNDACIÓN UNIVERSITARIA
En cumplimiento parcial para optar por el
título de

Ingeniero Aeronáutico

Dirigida por
David Leonardo Silva Coronado

Codirector
Pedro Fernandez Melo Daza

Presentada a

Programa de Ingeniería Aeronáutica
Fundación Universitaria Los Libertadores
Bogotá, D.C, Colombia

2019

Notas de aceptación



LOS LIBERTADORES

FUNDACIÓN UNIVERSITARIA

Firma del presidente del
jurado

Firma del jurado

Firma del jurado

Bogotá D.C, diciembre de 2019



LOS LIBERTADORES

FUNDACIÓN UNIVERSITARIA

Las directivas de la Fundación Universitaria Los Libertadores, los jurados calificadores y el cuerpo docentes no son responsables por los criterios e ideas expuestas en el presente documento. Estos corresponden únicamente a los autores y a los resultados de su trabajo.

Dedicatoria



LOS LIBERTADORES

FUNDACIÓN UNIVERSITARIA

Quiero agradecer en primer lugar a Dios, por ser quien me mantuvo lleno de motivos hasta el final, quien me otorgó la sabiduría, inteligencia y conocimiento para la culminación del proyecto, sin el Señor este proyecto no hubiese podido ser terminado.

Quiero mostrar mi gratitud a todas aquellas personas que estuvieron presentes en la realización de esta meta que es tan importante para mí, agradecer todas sus ayudas, sus palabras motivadoras, sus conocimientos, sus consejos y su dedicación.

Deseo mostrar mi gratitud y amor a mi madre **MARCELA VALENCIA ARANGO** y a mi abuela **GLADYS ARANGO FRANCO** quienes siempre confiaron en mí.

Muestro mis más sinceros agradecimientos a mi tutor de proyecto, Jaime Enrique Orduy quien con su conocimiento y su guía fue una pieza clave para que pudiera desarrollar una clase de hechos que fueron imprescindibles para cada etapa de desarrollo del trabajo incluyendo datos que hacían falta, datos por mejorar y correcciones varias durante las sesiones de tutoría. También quiero agradecer a la Escuela de Aviación del Ejército ESAVI y al Ejército Nacional de Colombia por las ayudas informativas.

¡Muchas gracias por todo!

Sebastián F. Valencia

Dedicatoria



LOS LIBERTADORES

FUNDACIÓN UNIVERSITARIA

Primeramente, dedico este proyecto a Dios quien nos facultó y dio inteligencia para continuar y no desfallecer en este proceso, dedico esto a mi familia y amigos que siempre creyeron en mí, a mi Abuelo Marco Pérez quien ha sido un padre para mí, mi abuela Cenaida Rey mi madre Nubia Pérez y mi hermana Dayanna F Pérez, quienes estuvieron en este proceso con sus palabras de aliento y amor, su fe intacta para con Dios y conmigo, así mismo con amor lo dedico.

¡Muchas gracias por todo!

Karem Daniela Rodríguez Pérez

Agradecimientos



LOS LIBERTADORES

FUNDACIÓN UNIVERSITARIA

Dedico este proyecto a las personas que más han influenciado para su culminación, dándome los mejores consejos, guiándome y haciéndome creer en la realización del mismo; con afecto se lo dedico a:

Iván Felipe Rodríguez Barón.
Jorge Andrés Cruz Infante
Didier Aldana Rodriguez.
David Leonardo Silva.

Agradezco profundamente a Dios, la Universidad y sus docentes por la enseñanza otorgada en este camino, por su paciencia y comprensión, porque más que a ser ingenieros nos han enseñado a ser personas y sus conocimientos dados nos dieron la autonomía para elaborar este trabajo de grado, también agradezco a mi compañero de proyecto por su compromiso y dedicación, y a todas las personas que han estado en mi camino ya que me ayudado a crecer de gran manera.

Muchas Gracias.

Índice general

Capítulo 1 – Introducción

Introducción.....	3
-------------------	---

Capítulo 2 – Planteamiento del problema

Planteamiento del problema.....	4
2.1 Objetivos.....	7
2.1.1 Obgetivo general.....	7
2.1.2 Objetivo específico.....	7
2.2 Justificación.....	9

Capítulo 3 – Marco Teórico

Marco Teórico.....	10
3.1 Antecedentes de la investigación.....	10
3.2 Antecedentes internacionales.....	10
3.3 antecedentes nacionales.....	11
3.3.1 proptipo del Sistema de pesaje electrónico del ejército nacional.....	12
3.4 Cálculos matemáticos	13
3.5 Marco conceptual.....	14
3.5.1 Sistemas electrónicos	14
3.5.1.1 Microcontrolador	14
3.5.1.2 Microcontrolador Atmaega A328 NANO.....	15
3.5.1.3 Pantalla LCD	16
3.5.1.4 Amplificados HX711.....	16
3.5.1.5 Combinaodr de celdas de carga RJ45.....	17
3.6 Sensores	18
3.6.1 celda de carga	18
3.6.2 tipos de celda de carga	18
3.7 Batería	18
3.7.1 batería 5V	18

Capítulo 4 – Metodología Aplicada

4.1 Proyecto de desarrollo tecnológico.....	19
---	----

Capítulo 5 - Desarrollo

5.1 Diseño de la estructura	20
5.1.2 Análisis de compatibilidad	20
5.1.3 configuracion de la estructura	21
5.1.4 configuracion de celdas de carga	23
5.2 diseño del sistema electrónico	24
5.2.1 análisis de interferencia magnética	24
5.2.1.1 fuente de energía	24
5.2.1.2 recarga de la batería	25
5.2.2 interruptor	25
5.2.3 instalacion de celadas de carga Atmega 328 nano	26
5.2.4 seleccion de pines en el Atmega 328 nano	28

5.2.4.2 Selección de pines de los módulos HX711 al microcontrolador.....	28
5.2.4.3 Selección de pines de la pantalla LCD	28
5.2.5 Esquema del Sistema electrónico	29
5.2.5 Código de programación	29
5.2.5.2 Calibración y factor de calibración.	29
5.2.5.3 Código de programación del Sistema	30
5.2.6 Diseño del PCB del Sistema Integrado.	30
5.3 Diseño del <i>suitcase</i>	31

Capítulo 6 – Análisis y Resultados

6.1 Diseño de Estructura y ensamble.	34
6.1.1 Acople de sensores y estructura.	34
6.1.2 Acoplaje plataforma con la estructura.....	34
6.1.3 Plataforma	37
6.2. Simulación de la estructura.	38
6.3 Simulación Electrónica.....	42
6.4 Simulación.....	42
6.5 Características del sistema preliminar.....	43
6.6 Ilustración 3D del Sistema de Pesaje.....	43
6.7 IMPLEMENTACIÓN.....	44
6.8 DISCUSIÓN.....	46
6.8.1 Diseño Propuesto vs Proyecto de ESCOM.....	46

Capítulo 7 – Conclusiones y Recomendaciones

7.1 Conclusiones.....	48
7.2 Recomendaciones.....	49

APÉNDICES

A.....	52
B.....	54
C.....	56

Índice de figuras

Figura 1. Sistema de Balanza de Camiones JIK.....	10
Figura 2. Balanza por camión en marfil.	11
Figura 3. Sistema de Pesaje de Aviones Langa (LA-WTr).....	11
Figura 4. Sistema de cálculo de peso.....	12
Figura 5. Placa metalizada para extender el área a pesar.....	12
Figura 6. Suitcase con LCD y teclado.....	13
Figura 7. Microcontrolador Atmega A328.....	14
Figura 8. ATmega 328 NANO	15
Figura 9. Diagrama de pines ATmega328 NANO.....	15
Figura 10. Pantalla LCD 16X2 punto azul.....	16
Figura 11. Transmisor de carga HX711.....	16
Figura 12. Combinador de sensores de cargaRJ45.....	17
Figura.13 Celda de carga de compresión.	18
Figura 14. Batería de litio 5V recargable.....	18
Figura 15. Limitaciones de peso MI-17.....	20
Figura 16. Planos de separación fabriles de la estructura del helicóptero.....	20
Figura 17. Piso de helicóptero MI-17 para carga interna.....	21
Figura 18. Sistema de combustible aeronave MI-17.....	21
Figura 19. Estructura del Sistema de pesaje.....	22
Figura 20. Plano de medida de la barra.	22
Figura 21. Medidas del sensor de carga.	23
Figura 22. Acoplaje del sensor con su respectivo centro de gravedad.....	23
Figura 23. Distribución de sensores en la estructura.....	24
Figura 24. Batería de litio 5V recargable.....	25
Figura 25. Batería recargable con su respective cargador.....	25
Figura 26. Interruptor tipo Rocker.....	25
Figura 28. Cableado de la celda de carga.	26
Figura 29. Combinador de sensores de carga RJ45.....	27
Figura 30. Transmisor de carga HX711.....	27
Figura 31. Representación visual de la instalación de 12 sensores de carga.....	28
Figura 32. Esquema electrónico del Sistema.....	29
Figura 33. PCB Frontal.	30
Figura 34. PCB Posterior.	31
Figura 35. Diseño 3D del suitcase.	31
Figura 36. Model Sheet del suitcase.	32
Figura 37. Modelo 3D del Sistema de pesaje.	32
Figura 38. Visualización de sensores y acoplaje sujetos a la estructura.	34
Figura 39. Desplazamiento en el eje Y de sensores y acoplaje.	34
Figura 40. Acoplaje de la plataforma.	36
Figura 41. Vista de coplaje con la plataforma.	36
Figura 42. Acoplaje de la platafora y estructura.	37
Figura 43. Acoplaje entre la estructura y plataforma.....	37
Figura 44. Plataforma con cintas anti deslizantes industrial.	38
Figura 45. Fuerza estructural egercida en el diseño.	38
Figura 46. Diagrama de bloques en Labview.	41
Figura 47. Panel Frontal de la simulación Labview.	41
Figura 48. Deformación de la estructura.....	42
Figura 49. Ilustración 3D del tamaño Sistema junto a aeronave y soldado.....	44
Figura 50. Visualización posterior del MI-17 ubicando el Sistema dentro del fuselaje.....	44

Abreviaturas

CAD Computer Aid Design.

CLK Clock.

DAT Data.

ESCOM Escuela de Comunicaciones del Ejército Nacional.

GND Ground.

PCB Printed Circuit Board.

Mv Mili Voltios.

VI Virtual Instrument.

DISEÑO PRELIMINAR DE UN SISTEMA PARA LA MEDICIÓN DE CARGA ÚTIL EN LAS AERONAVES MI-17 SERIES.

Resumen

El peso y balance de las aeronaves es un factor esencial a la hora de volar, ya que con este se garantiza la seguridad operacional y en la faceta de diseño determina de que tipo será esta, es decir, si es de carga, pasajeros, bombero entre otras, es por ello que conocer la carga útil de las aeronaves es importante puesto que influye en el peso máximo de despegue y aterrizaje la cual la hacen eficiente.

Por consiguiente, para el Ejército Nacional de Colombia es importante mantenerse en los límites operacionales y ahorrar tiempo entre misiones de acuerdo al uso dado a los helicópteros MI-17 series como: de evacuación y apoyo humanitario, búsqueda y rescate, de modo que se creó un sistema que midió esta carga ingresada mediante una plataforma y sensores dispersos a lo largo por su superficie teniendo en cuenta los diversos factores a los que estará expuesta tales como corrosión debido a agentes químicos, sangre, gasolina agua entre otros y deformaciones estructurales por tal carga ingresada, el recorrer de las tropas sobre esta, etc.

Por tal se pudo concluir que este sistema permite una medición de masa más amplia y efectiva debido a la calibración con la que cuenta los diferentes sensores y toda la armadura que lo conforma, tal calibración fue establecida mediante el código elaborado en lenguaje de C++ y la visualización de tal medida fue observada por la Pantalla LCD.

Finalmente se analizó que este método cuantifica el valor de la masa y lo arroja tal que no se necesite un procedimiento que lo prosiga si no que es perfecto para la toma de decisiones a la hora de volar.

Palabras claves: carga útil, MI-17, Helicóptero, masa, sensor.

Abstract

The weight and balance of the aircraft is an essential factor when flying, since this guarantees operational safety and in the facet of design determines what type this will be, that is, if it is cargo, passengers, firefighter among others, that is why knowing the payload of aircraft is important since it influences the maximum takeoff and landing weight which makes it efficient.

Therefore, for the National Army of Colombia it is important to stay within the operational limits and save time between missions according to the use given to MI-17 series helicopters such as: evacuation and humanitarian support, search and rescue, so that it was created a system that measured this load is entered through a platform and sensors scattered along its surface taking into account the various factors to which it will be exposed such as corrosion due to chemical agents, blood, water, gas, among others and structural deformations by such load entered, troop travel over it, etc.

Therefore, it could be concluded that this system allows a wider and more effective mass measurement due to the calibration that the different sensors have and all the armor that forms it, such calibration was established by means of the code developed in the C++ language and the visualization of such moderation was observed by the LCD.

Finally, it was analyzed that this method quantifies the value of the mass and throws it in such a way that a procedure is not needed to continue it, but it is perfect for making decisions when flying.

Keywords: Payload, MI-17, Helicopter, Mass, Sensor.

Capítulo 1

Introducción

Los dispositivos de peso son instrumentos de medición. Están diseñados para medir la magnitud de masa acelerada por gravedad y utilizan diferentes técnicas para lograr su objetivo, a su vez deben de cumplir con especificaciones metrológicas según la (Normas Técnicas de Certificación 2031, 2014) para que su resultado sea un 95% confiable.

Según su principio de funcionamiento, se puede clasificar las básculas en tres grandes grupos que son mecánicas, electrónicas y electromecánicas. Dependiendo del tipo de sistema de pesaje, su principio de funcionamiento varía desde un mecanismo de palancas hasta el más sofisticado que lleva galgas o sensores que miden la fuerza siendo este último uno de los más eficaces y confiables a la hora de arrojar un resultado ya que estos sistemas utilizan transistores y circuitos integrados entre otros componentes electrónicos que arroja un resultado del peso ingresado para que se tengan una exactitud alta de clase II según la (Normas Técnicas de Certificación 2031, 2014).

Acorde a (Pramann y Rienitz, 2006) como todo sistema, se deriva de estos una ciencia que garantiza su integridad y esta es la Metrología que es la ciencia de la medida que incluye el estudio, mantenimiento y aplicación del sistema de pesos y medidas. Esta ciencia actúa tanto en los ámbitos científicos, industriales y hasta legales, como en cualquier otro demandado por la sociedad para garantizar su confianza. Su objetivo fundamental es la obtención y expresión del valor de las magnitudes, garantizando la trazabilidad de los procesos y la consecución de la exactitud requerida en cada caso (Restrepo, 2007). Por ende, para garantizar un dato confiable de pesaje es siempre recomendable la introducción de un método de medición que mesure este.

Los patrones de comparación que se derivan de sistemas metrológicos que se destina para conservar, definir, realizar o reproducir una unidad de magnitud para ser usada como referencia. En el caso de este, (Pramann y Rienitz, 2006) refiere que se trata de patrones de masa como el Prototipo Internacional del Kilogramo es un cilindro de 39 mm de altura y 39 mm de diámetro de una aleación platino-iridio, a un 90% de platino y un 10% de iridio; tiene una densidad de $21.500\text{kg}/\text{m}^3$.

Los materiales que se emplean para la construcción del dispositivo deben tener como prioridad su durabilidad y oposición al desgaste debido a que el mismo será sometido a un uso frecuente con pisaduras en botas, derramamiento de líquidos, exposición a polvo, arena y cuerpos externos, por ende, su cobertura debe impedir el ingreso de estos agentes externos para sobre guardar la integridad de los sensores.

Capítulo 2

Planteamiento del Problema

Las condiciones atmosféricas varían dependiendo de la latitud, altitud y condiciones meteorológicas de la zona. Estas juegan un papel importante para la aeronáutica debido a que las superficies aerodinámicas dependen de los porcentajes de variables atmosféricas como lo son la densidad del aire, fluido por el cual estas superficies modifican su presión para así dar una diferencia y lograr una sustentación. En condiciones meteorológicas estándar y tomando como referencia los datos suministrados por la ISA (International Standard Atmosphere) se evidencia que tanto importantes consideraciones como lo son la presión, temperatura y densidad varían dependiendo de la altitud, el cual entre mayor altura menor es la densidad del fluido debido a menor cantidad de partículas provocado por el efecto gravitatorio del planeta. (Isidoro, 2015, p.289)

Esta diferencia de menor cantidad de partículas originado por la gravedad del planeta que aglomera la mayor cantidad de partículas de la atmosfera a la superficie terrestre provoca que entre mayor sea la altitud menor sean las mismas, variando su presión y por ende su densidad. Esto, sumando a las condiciones térmicas del día atados a cambios meteorológicos impactan en el porcentaje de variables de la atmósfera. (Isidoro, 2015, p.289, p.290)

Los límites operacionales de una aeronave son suministrados por la casa fabricante para una correcta operación durante el vuelo. Esto implica que el manual de operaciones de la aeronave especifica ciertos requerimientos entre los cuales, el caso de la carga útil de uno de los pilares debido a que, durante una operación en vuelo, la diferencia de altitud a la cual a aeronave se expone, entra en consideración las condiciones atmosféricas derivando problemas cuando los límites operacionales no cumplen a cabalidad sus requisitos.

Acorde a informes de (Organización de Aviación Civil Internacional, 2011, DOC9756) destaca que uno de los efectos negativos de un error en el cálculo de peso en carga útil ya añadiendo una operación en altitudes no condicionadas para un vuelo seguro suministrado por la casa fabricante es el fenómeno *Hundimiento con Potencia* originado por el error del cálculo de peso para la operación de vuelo deseada el cual provoca que la sustentación dada por las aspas del rotor principal con sus revoluciones y ángulo de ataque no logre una sustentación requerida haciendo que la aeronave tenga una régimen de hundimiento ruda llegando a provocar daños estructurales o incluso la destrucción de la aeronave. (Organización de Aviación Civil Internacional, 2011, DOC9756)

En misiones nombradas anteriormente con aeronaves MI-17 series, conforme la información suministrada por la Aviación del Ejército Nacional de Colombia por medio del Sargento Aldana se informa que dos de estas han sufrido el efecto *hundimiento con potencia*¹ debido al error de cálculo de carga útil ingresada a la aeronave, esto es debido a que los límites de operación a los cuales la aeronave se ejecuto excedieron sus parámetros provocando un descenso brusco no previsto debido a su peso extra, estas sufrieron un aterrizaje violento lo cual produjo que fuesen ingresadas a mantenimiento.

Los motivos por el cual las aeronaves del ejército nacional de Colombia han experimentado estos fenómenos se ha debido a que en misiones militares donde el tiempo de embarco de

¹ CIAA, 27 abril 2013, INFORME FINAL N305SJ, Sirkosky S-76B, Constanza, Provincia La Vega, República Dominicana.

tropas, suministros y equipos se debe realizar de manera rápida y oportuna el cálculo para el peso se realiza de manera visual y cálculos mentales algo que es provocado para ahorrar tiempo debido a la peligrosidad y/o agilidad en el embarco de la misión. El no contar con un dispositivo de pesaje que suministre una lectura eficaz de la cantidad de masa ingresada a la aeronave dificulta obtener un resultado verás derivando que la aeronave despegue con mayor cantidad de peso o esta misma despegue con un peso mucho menor y desaprovechando el ingreso de más masa que hubiese podido llevar volando bajo condiciones de operación límite seguras. Por ende, la necesidad de un dispositivo de pesaje eficaz es de suma importancia para ahorrar tiempo, obtener un dato rápido y así tener una seguridad de cuánta masa se ha ingresado al fuselaje de la aeronave para determinar el máximo valor para tener un vuelo bajo operaciones límites dadas por la casa fabricante.

Para la resolución de este problema, se ha planteado el diseño de un sistema de pesaje para calcular la carga útil ingresada al fuselaje de los helicópteros MI-17 series ya que son de las versiones militares, esta misma no deberá comprometer el uso de la aviónica del helicóptero, por ende, deberá tener su propio suministro de energía. Del mismo modo, la instalación y remoción del dispositivo debe ser de manera fácil para así en caso de que no se use o sea reemplazado y puesto en otra aeronave se logre realizar sin dificultad.

La medida de este debe ser de forma rápida por medio de una pantalla digital el cual le muestre de manera visual por medio de números al encargado el valor en masa que está ingresando en la aeronave así, el encargado en calcular el peso límite para la operación deseada tenga mayor rapidez de la obtención del dato y decidir si ingresa o no más personal, equipo, entre otros.

Teniendo en cuenta que el uso del dispositivo será para misiones predispuestas por el Ejército Nacional de Colombia, los materiales a usar deberán ser de alta durabilidad y resistencia al desgaste, todo esto es debido a que el uso del mismo soportará desde derrames de diferentes líquidos, holladuras de bota, puesto de materiales metálicos, arena, tierra, polvo entre otros cuerpos externos que el dispositivo deberá ser confiable para un resultado óptimo.

Por lo tanto, desde la parte de ingeniería, ¿Cómo se puede determinar la cantidad de carga útil en aeronaves MI-17 series del ejército para asegurar el cumplimiento del límite operacional del manual de vuelo de la aeronave?

2.1 Objetivos

2.1.1 Objetivo General

Diseñar un Sistema de pesaje para medir la carga útil ingresada al fuselaje de las aeronaves MI-7 Series de uso militar a través de un Sistema automatizado electrónico.

2.1.2 Objetivos

Específicos

- Elaborar el diseño de un sistema que calcule y cense la carga aplicada que se ha ingresado a la aeronave.
- Diseñar un aparato electromecánico que no requiera conexión eléctrica directa a la aeronave ni haga parte de su estructura
- Diseñar un Sistema electrónico que muestre la adquisición y análisis de los datos del Sistema implementado.

2.2 Justificación

En este proyecto se desea diseñar un Sistema de pesaje el cual sea capaz de medir la carga útil ingresada a las aeronaves MI-17 para evitar un exceso de la masa permitida o desaprovechando dicho espacio y capacidad de la aeronave. Esto provoca que pueda exceder su carga útil permitida bajo límites operacionales, generando que deje equipos o personal en tierra de utilidad y haciéndole que sean vuelos más ineficientes ya que se está perdiendo la capacidad de esta y se genera pérdidas o si se excede puede generar daños y riesgos que a su vez también generan costos y gastos innecesarios. Por ende, se plantea la realización de un dispositivo como báscula interna en la aeronave que suministre al personal encargado la información de la cantidad de carga que se le está implementado para así dar con un dato que pueda ser usado por quien la desche para asegurar una operación de vuelo conforme a los límites operacionales de fabricación.

Según el Sargento Aldana del Ejército Nacional de Colombia el cual suministró la información de misiones realizadas por la institución a los autores de este proyecto de grado, se ha presentado el efecto *Hundimiento con Potencia* el cual básicamente es llevar a la aeronave a un exceso de peso el cual genera que no pueda volar de manera óptimas y tenga descensos de manera precipitada o buscos. Esto ha puesto en preocupación los cuerpos de aviación de la institución debido a que una de los MI-17 series se encuentra en mantenimiento por un daño estructural, esto se dio por lo ya mencionado *Hundimiento con potencia* ya que excedió los límites de carga para un vuelo bajo límites operacionales predeterminadas dado como consecuencia de un error de cálculo de la carga ingresada, en misiones militares el tiempo de embarco es crucial y los encargados para el cálculo en muchas veces deben hacerlo visualmente (es decir, según su criterio y experiencia de lo que pesa cada objeto) y hacer una estimación lo que conlleva que el peso ingresado sea superior al límite operacional o incluso embarquen menos como se había escrito en párrafos anteriores.

Capítulo 3

Marco Teórico

3.1 Antecedentes de la Investigación

La balanza es un instrumento que sirve para medir la masa de los objetos. Este instrumento para poder realizar las mediciones, utiliza patrones de masa cuyo grado de exactitud depende de la precisión del instrumento al igual que su diseño, ya sea por palancas, mecánico, electrónico o combinado como lo son los electromecánicos. (Nava, 2008).

3.2 Antecedentes internacionales

A grandes proporciones, la industria del transporte, construcción, entre otros, se han visto en la necesidad del desarrollo de balanzas que permitan medir la masa de objetos deseados de grandes magnitudes. Por ello, se han creado balanzas industrial capaces de medir el peso de camiones como puestos en puntos estratégicos de carreteras en diferentes países para así asegurar un límite de peso en el transporte de diferentes productos (ver figura 1).



Figura 1. Sistema de Balanza de Camiones JIK.²

Así mismo, en construcción, el mercado se ha visto en la necesidad de productos capaces de medir la masa de diferentes objetos deseados tal como se ve reflejado en la Figura 2. Para la medición durante una construcción civil y así tomar decisiones de operación y construcción.

² Recuperado de: <http://conectateperucom.blogspot.com/2013/08/sistemajadeversistema-de-balanza-de.html> Disponible en 08/08/2019



Figura 2. Balanza por camión en marfil.³

Al igual que las balanzas en el campo tanto del transporte como la construcción, el campo aeronáutico se ve en la necesidad de balanzas para las aeronaves y así lograr la toma de mediciones de operaciones como se muestra en la Figura 3.



Figura 3. Sistema de Pesaje de Aviones Langa⁴

Esta plataforma de pesaje proporciona la capacidad de pesar aviones de cuerpo estrecho a ancho, así lograr la toma de mediciones de su masa durante operaciones, mantenimiento o control entre otros.

3.3 Antecedentes Nacionales

³ Recuperado de: <http://main.speedsol.com/SpeedErp/Data/TaxInformation/DetailsPeru/7855872> Disponible en: 08/08/2019

⁴ Recuperado de: <https://www.aeroexpo.online/es/prod/langa-industrial/product-168785-5950.html> Disponible en: 08/08/2019

Las investigaciones y uso de medidores de pesaje en el campo aeronáutico en Colombia se limitan a la adquisición de equipos para el pesaje en tierra durante operaciones civiles tales vistas en aeropuertos u organizaciones de mantenimiento donde su uso es primordial para su correcto funcionamiento.

3.3.1 Prototipo de Sistema de pesaje del Ejército Nacional

El Ejército Nacional de Colombia no posee un Sistema de cálculo de peso útil ingresado a sus aeronaves MI-17 series, sin embargo, LA ESCUELA DE COMUNICACIONES MILITARES DEL DEPARTAMENTO DE EDUCACION COMPLEMENTARIA DE LA TECNOLOGÍA EN SUPERVISIÓN Y MANTENIMIENTO DE SISTEMAS DE COMUNICACION E INFORÁTICA localizada en el Batallón del ejército ubicado municipio de Facatativá, Cundinamarca desarrollaron un Proyecto para el cálculo de la masa permitida en los helicópteros con el nombre de “PROTOTIPO ELECTRÓNICO PARA CALCULAR EL PESO REQUERIDO EN APOYOS HELICOPORTADOS EN EJÉRCITO “BAPODI”.

El Proyecto que se realizo en la Escuela de Comunicaciones del Ejército consta de dos sensores de carga de 150Kg cada uno con un peso total máximo de 300Kg (ver Figura 4). La funcionalidad Sistema de pesaje requiere que el individuo se situe sobre una placa previamente puesta en la balanza y por medio de una pantalla se muestra la cuantía de masa ingresada, así mismo, digitando un número predeterminado hace que el valor ingresado se guarde para ser sumado al próximo dato que se le incorpore a la balanza, el sujeto se retira del dispositivo e ingresa al helicóptero. (Álvarez, 2018).



Figura 4. Sistema de cálculo de peso. (Autores)

En la Figura 4 hace referencia a la plataforma del dispositivo donde se hace el pesaje de este sistema, sin embargo, la limitación de esta ayuda externa es la dificultad de posicionar de manera balanceada la placa ya que demora su implementación sobre la zona azulada del

metodo de pesaje. Además, al no estar fija la placa ocasiona que ocupe un espacio que puede ser aprovechado en la aeronave.

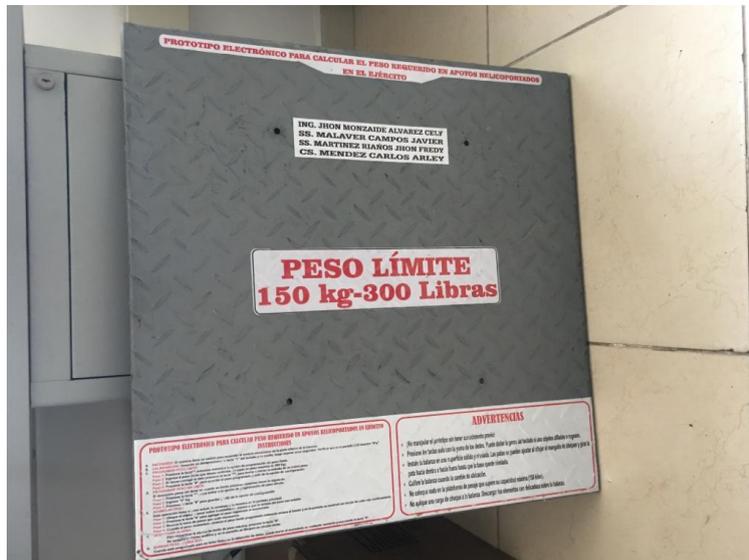


Figura 5. Placa metalizada para extender el área a pesar. (Autores)

Como mostrado en la Figura 6, la finalidad de este dispositivo es el de mostrar por medio de una pantalla LCD la cantidad de masa ingresada al Sistema y por medio de un teclado facilita el guardar la información de la masa para ser sumada en la próxima masa que ingrese y así dar un valor total.



Figura 6. Suitcase con LCD y teclado. (Autores)

3.4 Cálculos Matemáticos

Tomando la información de Balanza virtual, ecuaciones y sistemas matemáticos de signos Números (2010), este modelo matemático está basado en un Sistema de balanza con amortiguador en el sensor, por ende, se obtiene (p.5-20):

$$M \left(\frac{d^2(X1 - x0)}{dt^2} \right) = KX0 + B \left(\frac{d^2X0}{dt^2} \right) \quad Ecu [1]$$

Aplicado Laplace para pasar de tiempo a frecuencia.

$$\frac{X0(s)}{s^2 X1(s)} = \frac{\frac{M}{K}}{s^2 + s \left(\frac{B}{M} \right) + \left(\frac{K}{M} \right)} \quad Ecu [2]$$

Donde, X0= posición inicial, X1= desplazamiento, M=masa del cuerpo, K= constantes de rigidez en este caso la del acero que es de la que está hecho el sensor, B=coeficiente de amortiguamiento.

3.5 Marco Conceptual

Para el desarrollo del sistema de pesaje se realizará un sistema integrado debido a que contará con diversos sistemas que se complementan entre sí para dar el resultado deseado, este sistema integrado consta de sistemas electrónicos diversos.

3.5.1 Sistemas Electrónicos

En este capítulo se describirán los elementos electrónicos a usar en el sistema a diseñar en este proyecto.

3.5.1.2 Microcontrolador

Un **microcontrolador** (abreviado **μC**, **UC** o **MCU**) es un circuito integrado programable, capaz de ejecutar las órdenes grabadas en su memoria. Está compuesto de varios bloques funcionales, los cuales cumplen una tarea específica. Un microcontrolador incluye en su interior las tres principales unidades funcionales de una computadora: unidad central de procesamiento, memoria y periféricos de entrada/salida.⁵ El ejemplo de dicho circuito se encuentra en la Figura 7.

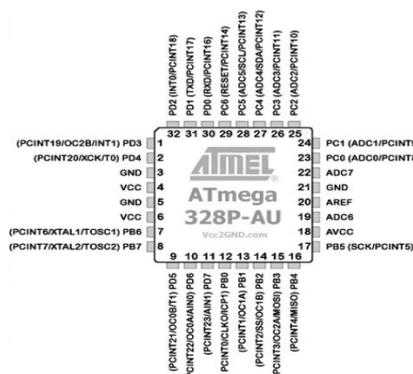


Figura 7. Microcontrolador Atmega A328.⁶

⁵ Recuperado de: <https://foro.hacklabalmeria.net/t/jugando-con-plauiqa-arduino-nano-play-board/7245/22> Disponible en: 15/08/2019

⁶ Recuperado de: <https://www.electronicoscaldas.com/es/microcontroladores-atmel-au.html> Disponible en: 15/08/2019

3.5.1.2 Microcontrolador ATmega A328 NANO

Este es una pequeña y completa placa basada en el ATmega328 en la cual también está basada la placa de Arduino UNO, la se usa conectándola a una protoboard. El ATmega 328 NANO presenta una apariencia miniatura en comparación con sus hermanos previamete mencionados. No tiene conector para alimentación externa, y funciona con un cable USB Mini-B para ingresar el código.⁷



Figura 8. ATmega 328 NANO.⁸

En la Figura 8. Muestra este integrado electrónico permite recibir y controlar el Sistema de pesaje y facilitando el código a usar gracias a que usa el lenguaje C++.

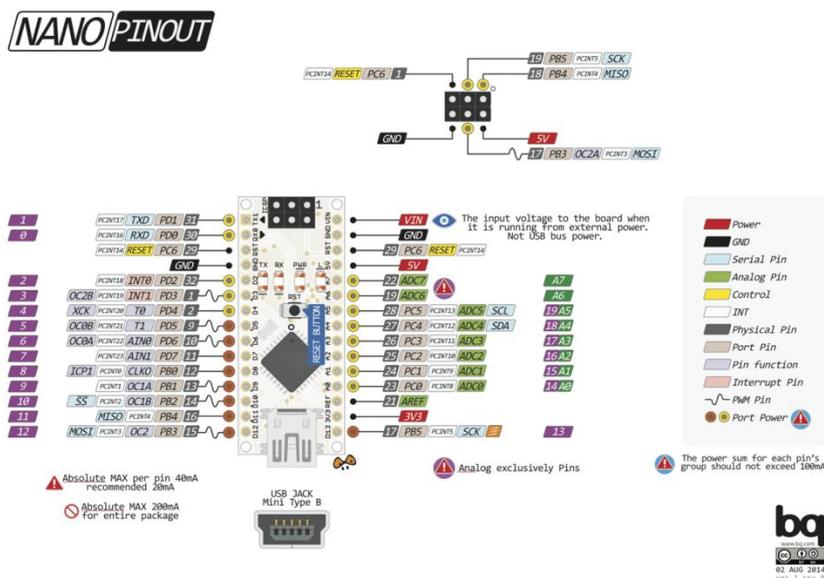


Figura 9. Diagrama de pines ATmega328 NANO.⁹

Como todo microcontrolador, posee sus respectivas entradas y salidas, tanto digitales como análogas.

Características

- Microcontrolador: Atmel ATmega328 (ATmega168 versiones anteriores)
- Tensión de Operación (nivel lógico): 5 V

⁷ Recuperado de: <https://foro.hacklabalmeria.net/t/jugando-con-plaquika-arduino-nano-play-board/7245/22> Disponible en: 15/08/2019

⁸ Recuperado de: <https://foro.hacklabalmeria.net/t/jugando-con-plaquika-arduino-nano-play-board/7245/22> Disponible en: 15/08/2019

⁹ Recuperado de: <https://foro.hacklabalmeria.net/t/jugando-con-plaquika-arduino-nano-play-board/7245/22> Disponible en: 15/08/2019

- Tensión de Entrada (recomendado): 7-12 V
- Tensión de Entrada (límites): 6-20 V
- Pines E/S Digitales: 14 (de los cuales 6 proveen de salida PWM)
- Entradas Analógicas: 8 Corriente máx por cada PIN de E/S: 40 mA
- Memoria Flash: 32 KB (ATmega328) de los cuales 2KB son usados por el bootloader (16 KB – ATmega168)
- SRAM: 2 KB (ATmega328) (1 KB ATmega168)
- EEPROM: 1 KB (ATmega328) (512 bytes – ATmega168)
- Frecuencia de reloj: 16 MHz
- Dimensiones: 18,5mm x 43,2mm

3.5.1.3 Pantalla LCD

Una **pantalla de cristal líquido** o **LCD** (sigla del inglés *Liquid Crystal Display*) es una pantalla delgada y plana formada por un número de píxeles en color o monocromos colocados delante de una fuente de luz o reflectora. A menudo se utiliza en dispositivos electrónicos de pilas, ya que utiliza cantidades muy pequeñas de energía eléctrica. Ver Figura 10.



Figura 10. Pantalla LCD 16X2 punto azul. ¹⁰

3.5.1.4 Amplificador HX711

La función del amplificador o transmisor de carga HX711 es el de incrementar el voltaje que recibe por parte de los sensores de carga ya que estos transmiten un voltaje en Mili Voltios por la presión que se le ejerce a sus resistencias y así mismo transforma la señal análoga a digital para ser interpretada de manera dócil al microcontrolador debido a la existencia de códigos en lenguajes C++ de la interpretación de la señal en peso.

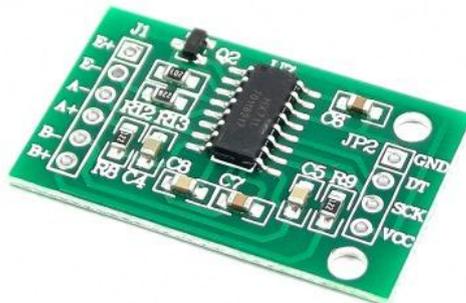


Figura 11. Transmisor de carga HX711. ¹¹

¹⁰ Recuperado de: <https://www.smelpro.com/tienda/home/129-pantalla-lcd-2x16.html> Disponible en: 15/08/2019

¹¹ Recuperado de: <https://www.robotshop.com/es/es/combinador-sensor-carga-v11.html> Disponible en: 15/08/2019

3.5.1.5 Combinador de Celdas de carga RJ45

Para disminuir el número de cables de salida para ser conectados en el amplificador, y así aprovechar menos espacio con más sensores de carga, facilita su función con el Combinador de Sensores de Carga RJ45, este posee la capacidad de situar 4 celdas de carga y situar sus cables de salida entre sí para que su salida final solo sean los de 1 sensor al haber sumado sus valores cuando sean estimulados en la presión. La gama de colores puede variar de la casa fabricante, sin embargo, los valores se muestran al respaldo de la placa o en el *datasheet* del elemento el cual es dado por la casa fabricante.

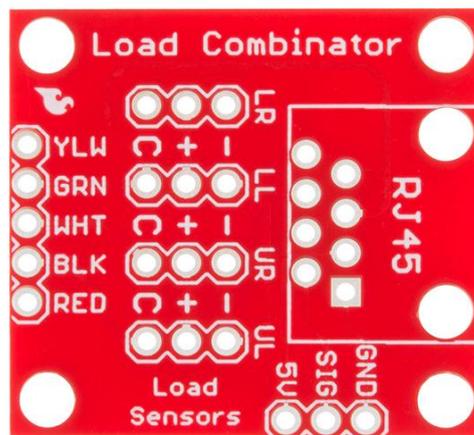


Figura 12. Combinador de sensores de carga RJ45.¹²

3.5 Sensores

En este fragmento de capítulo se hablará de la celda de carga (sensor de peso) a tratar en este proyecto.

3.6.1 Celda de Carga.

La definición de una celda de carga, Espinoza (1998) afirma que: en general es que son transductores electrónicos que transforman o trasladan de fuerza o peso a cambios de voltaje. (p.5) Por lo que este cambio de voltaje produce en la instrumentación de salida una deflexión repetible o indicación que puede ser calibrado directamente en términos de la carga aplicada a la celda.

El principio de operación depende sobre da deflexión de filamento del Strain-Gages, creando un cambio en su resistencia y por lo tanto un desbalance en el circuito puente. Como resultado, se tiene que, para una señal de voltaje de entrada dada, el voltaje de salida del puente varía proporcionalmente con la carga.

3.6.2 Tipos de celdas de carga

Se pueden dividir en los siguientes tipos: tensión, compresión, alternancia y flexión.

¹² Recuperado de: <https://naylampmechatronics.com/sensores/147-modulo-hx711-transmisor-de-celda-de-carga.html> Disponible en: 15/08/2019

Celdas de carga de compresión

Como lo dice su nombre, son celdas de carga que miden según su compresión con una excelente estabilidad a largo plazo. En su mayoría, son construidas en acero inoxidable para asegurar la fiabilidad en entornos industriales. Están diseñadas para operar montadas a una superficie plana, y tienen un botón de carga mecanizado como parte integrante de la celda de carga básica, la cual se muestra en la Figura 13.



Figura.13 Celda de carga de compresión. En su parte superior tiene un botón de carga para efectuar la medición de presión.¹³

Se hace la selección de esta celda debido a que por su diseño geométrico facilita un resultado más aproximado y así mismo su vida útil debido a que no cuenta con una deformación de su geometría como los usados en celdas de presión tipo Z.

3.7 Batería

Es un dispositivo que consiste en una o más celdas electroquímicas que pueden convertir la energía química almacenada en corriente eléctrica.

3.7.1 Batería 5V

La batería de 5V recargable se seleccionó para este proyecto debido a que el microcontrolador tiene un pin de 5V el cual permite el ingreso de voltajes en un rango de 5 a 12V para la distribución de todo el complemento o sistema electrónico.



Figura 14. Batería de litio 5V recargable.¹⁴

¹³ Recuperado de: <https://mx.omega.com/prodinfo/celdas-de-carga.html> Disponible en: 17/08/2019

¹⁴ Recuperado de: <https://www.amazon.es/Drfeify-2600mAh-Bater%C3%ADa-Recargable-Modelos/dp/B07RZS7N1C> Disponible en: 17/08/2019

Capítulo 4

Metodología aplicada

4.1 Proyecto de desarrollo tecnológico

Las nuevas tecnologías se han convertido en un factor decisivo en la mayoría de organizaciones y negocios, razón por la cual el crecimiento de los proyectos Tecnológicos, los cuales involucran *hardware*, *software* y elementos de red para crear determinado bien o servicio, han cobrado gran importancia y han obligado a que las organizaciones reconozcan que su éxito depende del éxito de todos estos proyectos, por lo cual se hace necesario utilizar técnicas de gestión de proyectos modernas enfocadas en el desarrollo de proyectos tecnológicos. (Schwalbe, K.,2013).

Según (Alzate, 2018) los proyectos de tecnología suelen tener características muy similares a las de los proyectos genéricos o proyectos de otras áreas, sin embargo teniendo en cuenta que las nuevas tecnologías aparecen de una forma mucho más rápida y cambiante que en otros entornos, además que existen características de *hardware*, *software*, estabilidad, disponibilidad y redundancia que deben ser considerados a la hora del diseño e implementación, hacen que este tipo de proyectos presenten diferencias o peculiaridades con respecto a los genéricos. Dentro de los proyectos tecnológico se pueden mencionar los de Bases de datos, adquisición de Infraestructura, implementación de aplicaciones, ya sea desarrolladas a la medida o aplicaciones estándar, integración de sistemas. Por lo general, para el desarrollo de este tipo de proyectos se toma personal de las diferentes áreas de la organización que lo está implementando, ya que su alcance impacta a todas o a la mayoría de las áreas impactadas durante el proceso de desarrollo del proyecto trabajado.

Capítulo 5

Desarrollo

5.1 DISEÑO DE LA ESTRUCTURA

En esta sección se plantea el desarrollo del diseño de la estructura de la plataforma de pesaje el cual se especifican los programas usados para la simulación 3D del diseño y los análisis previos para saber la ubicación y posicionamiento de este.

5.1.2 Análisis de compatibilidad

Tomando como referencia del manual *Helicopter utility, MI-17 helicopter, Operator's Manual, Headquarters, Department of the army, Date 6 APR 07* en la sección 5 de límites de operación y sección 2 *Fuselaje*, se corrobora una masa máxima de 4.000kg en la rampa entre las costillas 13 y 5.

LIMITACIONES DE PESO.		
a.	peso maximo de despegue	13000 Kg
b.	peso normal de despegue	11100Kg
	peso maximode de	
c.	despegue con carga interna	13000 Kg
	peso maximo para	
d.	transporte de carga interna	4000 Kg
e.	peso maxio de carga extern	3000 Kg
f.	resistencia del piso	

Figura 15. Limitaciones de peso MI-17¹⁵

La rampa del MI-17 tiene diversas configuraciones, entre ellas las configuraciones de carga dispone de paneles, un ensamblaje de paneles y elementos por separados de una super estructura ubicada entre las costillas 13 y 5 tomados del manual previamente mencionado.

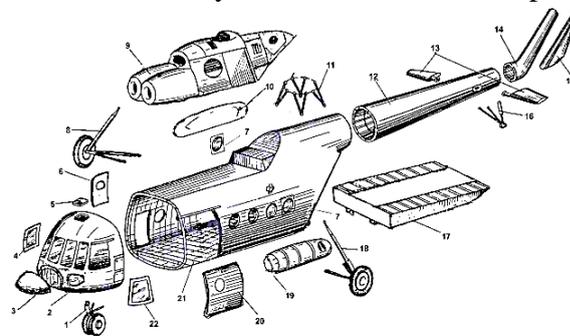


Fig. 1. Componentes estructurales desmontables de la célula del helicóptero

1. Pata delantera del tren de aterrizaje	11. Bastidor del reductor
2. Fuselaje de nariz	12. Botón de cola
3. Radómio de nariz	13. Estabilizador horizontal
4, 22. Ventanas correderas	14. Payton
5. Tapa de la escotilla de acceso al grupo propulsor	15. Carenado
6. Puerta correderiza	16. Patín de cola
7. Capó del calentador	17. Rampa
8, 18. Patas principales del tren de aterrizaje	20. Puerta correderiza ensanchada
9. Capó	21. Fuselaje central
10, 19. Tanque de combustible exterior	

Figura 16. Estructura del helicóptero explosionada. (Manual MI-17)

¹⁵ Recuperado de: *Helicopter utility, MI-17 helicopter, Operator's Manual, Headquarters, Department of the army, Date 6 APR 07*

Por ende, las diferentes configuraciones de carga darán como resultado un piso predeterminado plano para evitar un desnivel del Sistema de pesaje.



Figura 17. Piso de helicóptero MI-17 para carga interna. (Manual MI-17)

Así mismo, se descarta existencia de tuberías de combustible de acuerdo al manual de operador, sección 4, *Sistema de Combustible* como se observa en la figura 18. Exceptuando una válvula conectora del tanque.¹⁶

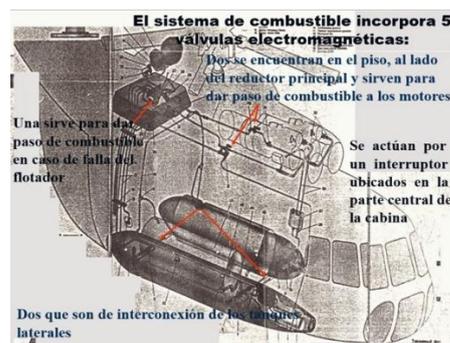


Figura 18. Sistema de combustible aeronave MI-17. (Manual MI-17)

5.1.3 Configuración de la estructura.

Tomando como base las medidas deseadas para la aeronave MI-17 series, y por medidas otorgadas por ESAVE se realiza un boceto amateur plasmado en papel. Aunque de acuerdo al manual del operador, la longitud del fuselaje es de 5.3m¹⁷, sin embargo, requerimientos de ESAVI en citas previas del desarrollo de la estructura se planteó las medidas de 1m de base x 2m de longitud. Para ello, se realiza una estructura de barras entrelazadas como se muestra en la Figura 19 realizado en el programa AutoDesk MAYA Student version 2019.

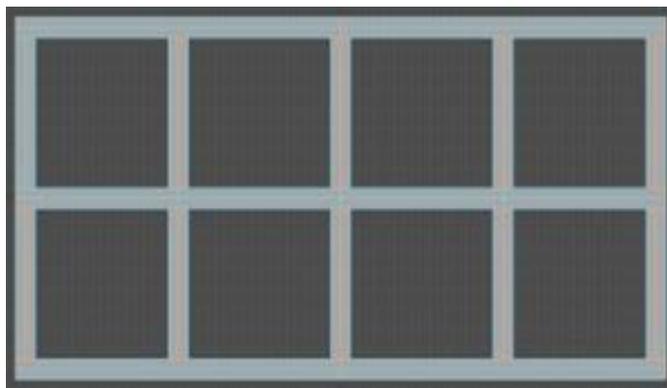


Figura 19. Estructura del Sistema de pesaje. (Autores)

¹⁶ Recuperado de: *Helicopter utility, MI-17 helicopter, Operator's Manual, Headquarters, Department of the army, Date 6 APR 07*

¹⁷ Recuperado de: *Helicopter utility, MI-17 helicopter, Operator's Manual, Headquarters, Department of the army, Date 6 APR 07*

Esta configuración permite un refuerzo equitativo de cargas a lo largo de la estructura, así mismo su geometría interna se propone una barra hueca de 50.8mm con un espesor de 10mm debido a que esta configuración ofrece una reducción de masa sin comprometer una fatiga del material para el cual será implementado, tales dimensiones se ven mostradas en la Figura 20.

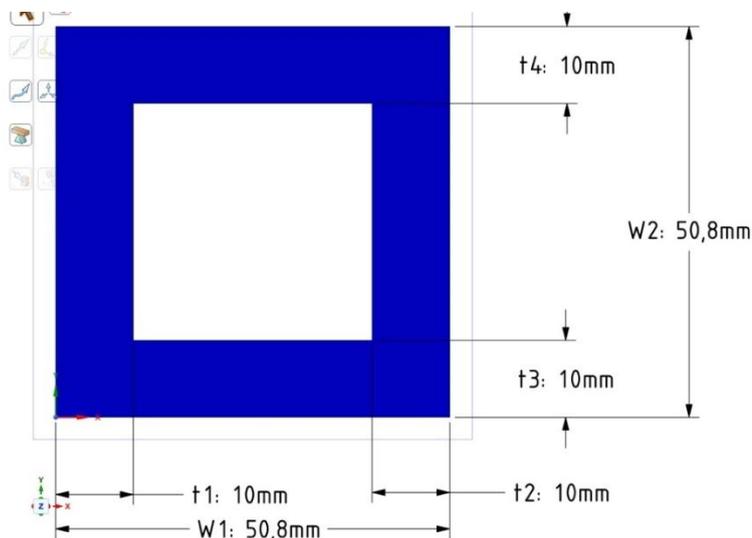


Figura 20. Plano de medida de la barra. (Autores)

Esta estructura se plantea un material de aluminio 2024 T351 debido que la forma T351 tiene una resistencia a la tensión de 470 MPa y un límite elástico de 280 MPa y gracias su elevada solidez y su resistencia a la fatiga, la aleación es usada comúnmente en aeronáutica, especialmente en la estructura de las alas y el fuselaje.

5.1.4 CONFIGURACIÓN DE CELDAS DE CARGA

La celda previamente mencionada tiene un diseño geométrico predeterminado por su casa fabricante como se muestra en la Figura 21.

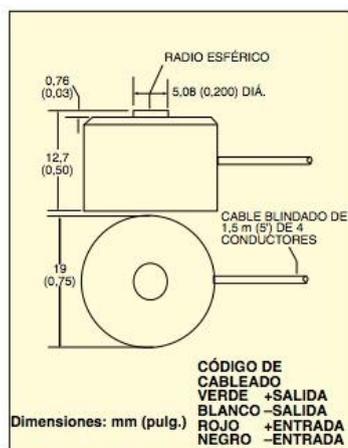


Figura 21. Medidas del sensor de carga.¹⁸

¹⁸ Recuperado de: <https://mx.omega.com/prodinfo/celdas-de-carga.html> Disponible en: 15/08/2019

Como se muestra en la Figura 21, las medidas dadas por su fabricante deben situarse en la estructura, por ello se realiza el modelamiento 3D de un acople el cual abarca y sostiene el sensor de tal manera que quede sujeto en la estructura sin posibilidad de deslizamiento y facilitando de igual manera una remoción accesible a la hora de cambio de sensor, mantenimiento, calibración, limpieza o sea el caso requerido para su remoción. Dicho acople se puede observar en la Figura 22.

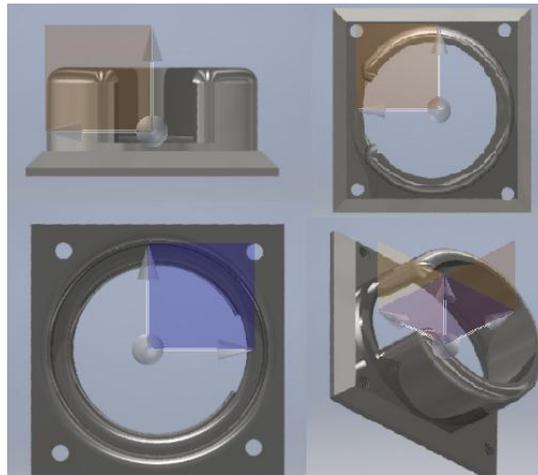


Figura 22. Acoplaje del sensor con su respectivo centro de gravedad (Autores)

Como se observa en la Figura 22 el acople 3D del sensor proporciona una sujeción del mismo en la estructura, las medidas del acople pueden ser observadas en el apéndice C sección del presente proyecto.

Debido a que a los sensores debe llegar una carga distribuida y de manera ortogonal a su eje X se ubicaron en los puntos centrales y de soldadura de la estructura estos para abarcar la mayor parte de esta, se propone la distribución de 11 celdas de carga como se visualiza en la Figura 23. Es por ello que su geometría es un simple rectángulo subdividido sin deformaciones para que esto no altere la magnitud de la fuerza.

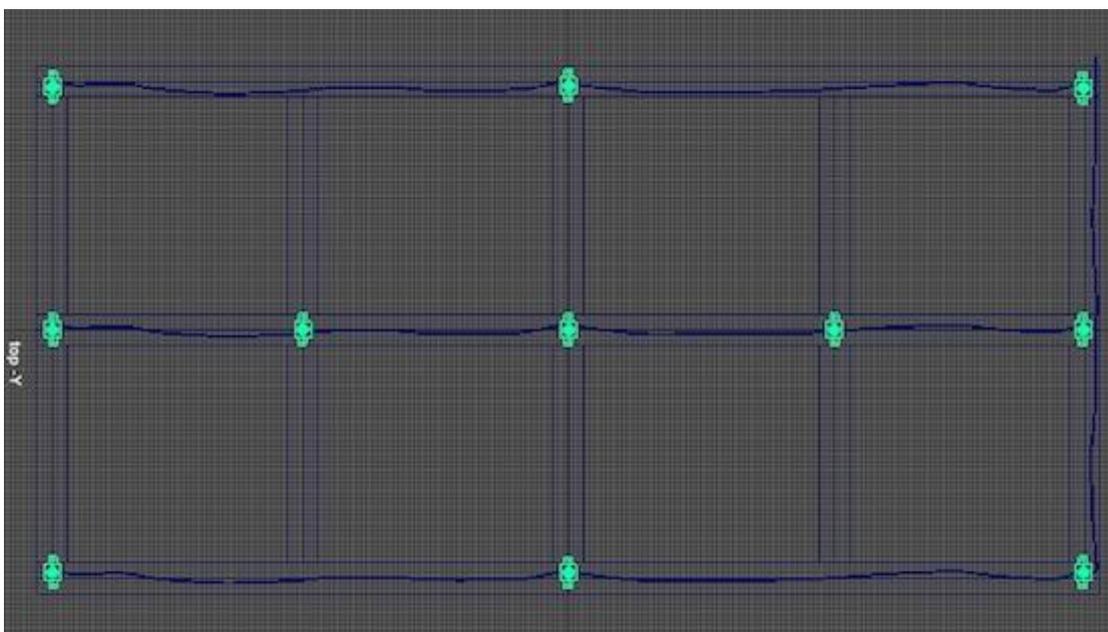


Figura 23. Distribución de sensores en la estructura. (Autores)

En la Figura 23, se observa el posicionamiento propuesto de los sensores con su acoplaje a lo largo de la estructura.

5.2 DISEÑO DEL SISTEMA ELECTRÓNICO

El Sistema electrónico se recomienda ser instalado en una Baquelita Placa Fenólica PCB donde los componentes serán situados de manera fija y segura, así mismo el interruptor, el elemento de Fuente de energía es conectado de tal manera que provea la energía a todo el sistema.

5.2.1 Análisis de Interferencia magnética

Al realizar un análisis de compatibilidad electro magnética para verificar la interferencia entre los sensores y el Sistema eléctrico y electrónico de la aeronave. (Espinoza, 1998) refiere que los errores de medición constatan que un cambio en la lectura de la celda de carga puede influir un campo magnético alto producido por grandes cantidades de radiación a altos niveles. Por ende, un error significativo de la medición de los sensores puede verse afectado si los mismos son expuestos a cargas magnéticas bastante altas.

5.2.1.2 Fuente de energía.

Debido a que el Sistema tiene un consumo de 5V por sus componentes como la pantalla LCD de 16x2 y el microcontrolador ATmega 328 NANO según sus *datasheet*, se usará una batería de Litio de 5V la cual suministrará la energía al Sistema.



Figura 24. Batería de litio 5V recargable.¹⁹

5.2.1.3 Recarga de la batería

¹⁹ Recuperado de: <https://www.amazon.es/Drfeify-2600mAh-Bater%C3%ADa-Recargable-Modelos/dp/B07RZS7N1C> Disponible en: 18/08/2019

Para asegurar un correcto funcionamiento del Sistema, la recarga de la batería es primordial que, aunque esta posee una capacidad de 6800mAh²⁰ necesita ser recargada periódicamente, esta batería posee un cable recargable como lo muestra en la Figura 25.



Figura 25. Batería recargable con su respectivo cargador.²¹

5.2.2 Interruptor

Se optó por un interruptor tipo Rocker como se muestra en la Figura 26 para el adecuado encendido y apagado del Sistema y también, para evitar un cortor circuito o que se acorte la vida útil de la batería.



Figura 26. Interruptor tipo Rocker.²²

5.2.3 Instalación de celdas de carga al ATmega 328 NANO.

Debido a que se usarán 12 celdas de carga por motivos de la distribución de cargas como se constata en el capítulo 5, subsección 5.1.4, cada celda de carga posee 3 cables con un color diferente, estos colores corresponden a la codificación de color convencional de las celdas de carga, donde los cables rojo, negro, verde y blanco provienen del medidor de tensión en la celda de carga y el amarillo es un cable de tierra opcional que no está conectado al medidor de tensión pero está ahí para ser conectado a tierra cualquier. A veces, en lugar de un cable amarillo, hay un cable negro más grande, papel de aluminio o cables sueltos para proteger los cables de señal. Para este caso, se encontrarán 3 cables de color verde, Amarillo y blanco.

²⁰ Recuperado de: <https://www.amazon.es/Drfeify-2600mAh-Bater%C3%ADa-Recargable-Modelos/dp/B07RZS7N1C> Disponible en: 18/08/2019

²¹ Recuperado de: <https://www.amazon.es/Drfeify-2600mAh-Bater%C3%ADa-Recargable-Modelos/dp/B07RZS7N1C> Disponible en: 18/08/2019

²² Recuperado de: https://www.mcielectronics.cl/en_US/shop/product/interruptor-tipo-rocker-10130 Disponible en: 18/08/2019

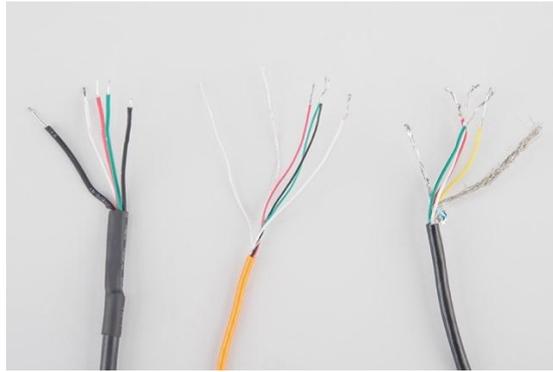


Figura 27. Diferentes cables de sensores de carga.²³

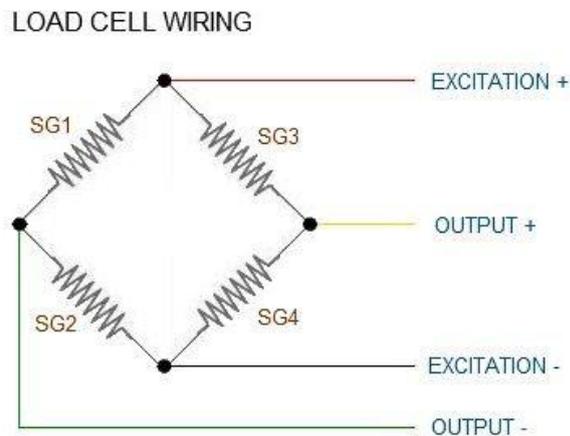


Figura 28. Cableado de la celda de carga.²⁴

Algunos cables de sensores de carga pueden variar los colores debido a la decisión de la casa fabricante, sin embargo, en el *datasheet*²⁵ del sensor se corrobora su significado.

Para disminuir el número de cables de salida para ser conectados en el amplificador, se toman 3 Combinadores de Sensores de Carga RJ45 el cual tienen la capacidad de situar 3 celdas de carga, por ende, disminuye el número de salidas a la cual serán conectados al microcontrolador.

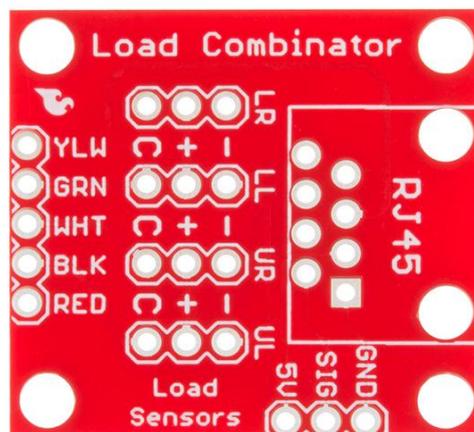


Figura 29. Combinador de sensores de carga RJ45.²⁶

²³ Recuperado de: <http://trobotica.co/celda-de-carga-de-10-kg-barra-recta-/400.html> Disponible en: 15/08/2019

²⁴ Recuperado de: <https://co.pinterest.com/pin/86483255324808706/?lp=true> Disponible en: 15/08/2019

²⁵ Recuperado de: <https://mx.omega.com/pressure/pdf/LCGD.pdf> Disponible en: 15/08/2019

²⁶ Recuperado de: <https://www.robotshop.com/es/es/combinador-sensor-carga-v11.html> Disponible en: 15/08/2019

Como se evidencia en la Figura 29, el combinador posee la capacidad de situar 4 diferentes sensores y su salida, la cual es conectada directamente a un amplificador o transmisor de carga como el HX711 ya que las señales de los sensores de carga son diminutas la aumenta y así mismo le transmite la señal de análogo a digital al microcontrolador para su lectura.

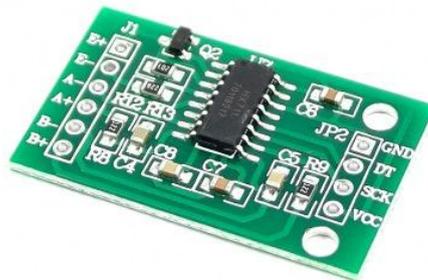


Figura 30. Transmisor de carga HX711.²⁷

Una vez que el combinador de celdas de carga esté conectado al amplificador, se procede a conectar VDD, DAT, CLK y GND al microcontrolador. ATmega 328 NANO.

Al unir 3 amplificadores HX711 con los 3 combinadores de celdas de carga los cuales a su vez poseen 4 celdas de carga una se habrá disminuido el número de salidas para que los amplificadores se sitúen al microcontrolador el cual recibirá la señal de los 3 amplificadores y sumando las mismas se obtendrá el resultado total de todas las celdas de carga como vista en el montaje hecho por el programa de electrónica Fritzing el cual se muestra de manera visual la instalación de 12 celdas de carga con sus combinadores de celdas y 3 amplificadores.

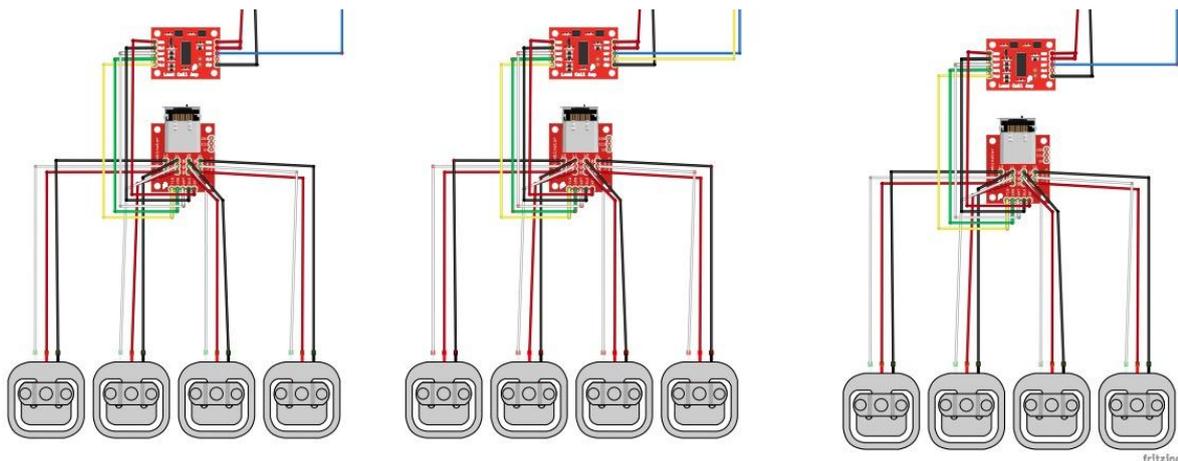


Figura 31. Representación visual de la instalación de 12 sensores de carga. (Adaptada de combinador de celdas por los Autoesr)

En la Figura 31. Se puede evidenciar que los pines de salida GND, VDD y VCC que son la tierra y energía irán situados fuera del ATmega 328 NANO y solo los pines de salida CLK y DAT de cada amplificador irán conectados al ATmega 328 NANO.

²⁷ Recuperado de: <https://naylampmechatronics.com/sensores/147-modulo-hx711-transmisor-de-celda-de-carga.html> Disponible en: 15/08/2019

5.2.4 Selección de Pines en el ATmega 328 NANO

La selección de pines en el microcontrolador ATmega 328 NANO se seleccionan en las entradas Digitales representadas por la letra mayúscula **D** seguido de un número, esto es porque que el amplificador envía una señal digital debido a que el mismo transforma la señal análoga en digital para ser procesada en el micro controlador

5.2.4.2 Selección de pines de los módulos HX711 al microcontrolador

La selección de pines de las unidades HX711 se configuran de la siguiente manera:

- *U1 Módulo HX711*
DT: D2
CLK: D3

- *U2 Módulo HX711*
DT: D4
CLK: D5

- *U3 Módulo HX711*
DT: D6
CLK: D7

5.2.4.3 Selección de pines de la pantalla LCD

Después que los pines del Sistema eléctrico han sido instalados, los pines digitales se establecen de la siguiente manera para la pantalla LCD:

- *RS = D8*
- *D4 = D12*
- *D5 = D11*
- *D6 = D10*
- *D7 = D9*

Así mismo, se debe tener en cuenta que para el correcto funcionamiento de la pantalla LCD se debe hacer la instalación de un potenciómetro de 100K de Resistencia.

5.2.5 Esquema del Sistema electrónico

En la Figura 32 se evidencia el esquema electrónico del sistema, se evidencian las conexiones tanto de las unidades HX711 las cuales previamente se han conectado las celdas combinadores de carga RJ45, así como también las conexiones eléctricas de la alimentación. Este esquema fue realizado con el programa EasyDEA el cual tiene una licencia abierta.

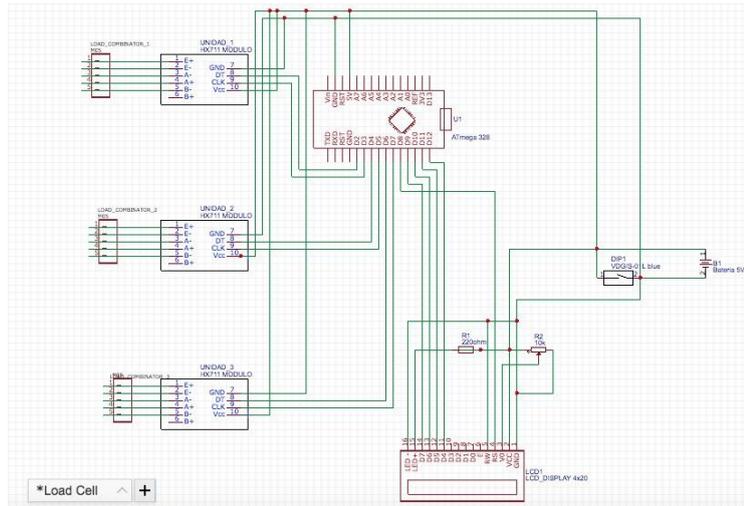


Figura 32. Esquema electrónico del Sistema. (Autores)

5.2.5 Código de programación

El microcontrolador ATmega328 NANO utiliza un lenguaje de programación C++, este facilita la programación de los elementos a usar ya que se posee la existencia de librerías ya predeterminadas de los elementos como la calibración de sensores o el módulo HX711 posibilitando de manera más óptima datos más congruentes. Este código reúne la información de las señales digitales previamente obtenidas al módulo HX711 e interpretadas a valores de masa en Kilogramos o en Libras dependiendo de la necesidad que para este último se debe agregar pasos adicionales para el cambio de Kilogramos a Libras. Así mismo, los valores adquiridos como resultante de la transformación de la señal digital a un dato en kilogramos son visualizado en una pantalla LCD.

5.2.5.2 Calibración y factor de calibración.

El factor de calibración es general. Este factor es obtenido manualmente situando masas conocidas a lo largo de la lamina, los datos que se observan usando un programa tal como Arduino en la pantalla de *Serial Monitor* no es de 0.0Kg lo cual se concluye que la estructura no está calibrada, este código ofrece la simplicidad para alguien con conocimientos previos de lenguaje de programación C++ de modificarse mas o menos sea el número obtenido. Una vez obtenido este factor donde se conoce que las masas de prueba ingresadas al armazón 1Kg cada una, en seguida se incorpora en el código dicho factor el cual deja el sistema calibrado. Este código se visualiza en el apéndice B sección 1.

5.2.5.3 Código de programación del Sistema

Una vez se obtiene el factor de carga, se procede con la implementación del código de programación hacia el Microcontrolador ATmega328 NANO, para ingresar los datos al microcontrolador se pueden usar diversos programas los cuales el más famoso es el Arduino, se debe corroborar que los pines a los cuales se les está implementando las órdenes sean congruentes con los instalados en los elementos. Este código se visualiza en el apéndice B sección 2.

5.2.6 Diseño del PCB del Sistema Integrado.

La tarjeta con el circuito impreso ayuda a la reducción de espacio y facilita las conexiones entre componentes realizado con el programa EasyDEA.

Las dimensiones por las cuales se arrojan en el programa después de haber ubicado cada componente en la placa (ver Tabla 1.) el programa EasyDEA arroja la dimensión de cómo será la placa.

Mouse-X	860,000 mil
Mouse-Y	-405,000 mil
Mouse-DX	860,000 mil
Mouse-DY	-405,000 mil

Tabla 1. Dimensiones del PCB (Autores)

Como se observa en la Tabla 1, las dimensiones horizontales de la placa PCB corresponden de 860mm y vertical de 405mm. Estos datos son obtenidos en el mismo programa.

Por medio de este mismo programa, o en su defecto uno similar, se puede hacer la configuración de color o material de la placa PCB. En este caso, se usó un color azul para la placa y dorado para las conexiones del circuito lo sé cuál uso la opción de *AutoRouter* (es el término que se usa para conectar automáticamente pistas y vías en sistemas electrónicos, Easy PC, 2015, *Schematic Capture, PCB Layout, Libraries, Autorouting*) para que configure automáticamente cada conexión entre las partes.

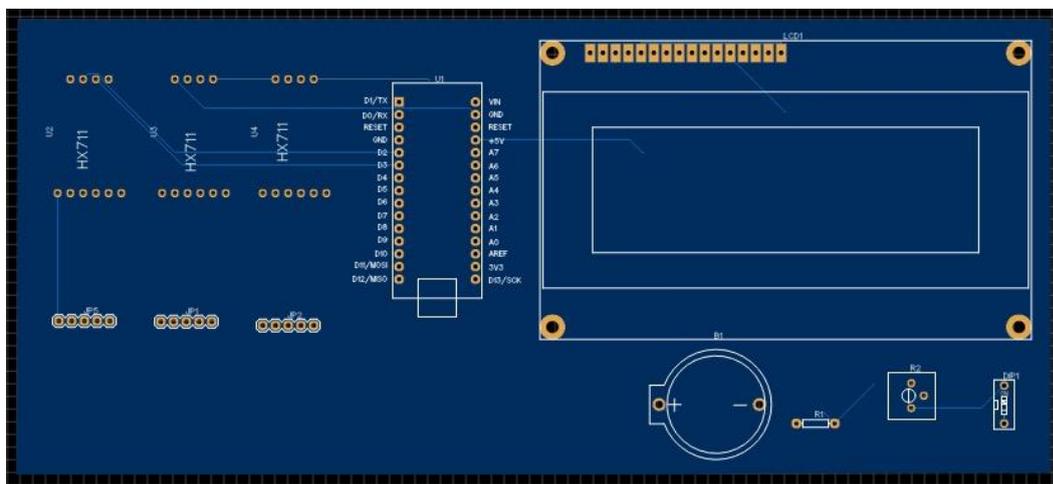


Figura 34. PCB Frontal. (Autores)

La tarjeta de circuito impreso integra todos los circuitos electrónicos en una plaqueta minimizando espacios como se visualiza en la Figura 34. De igual manera, se puede observar en la Figura 35 el respaldo de la tarjeta PCB.

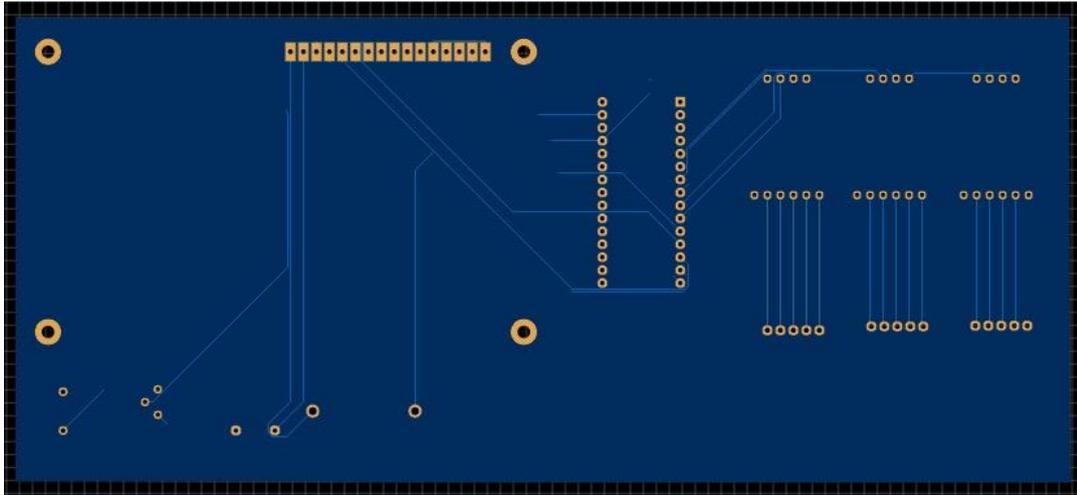


Figura 35. PCB Posterior. (Autores)

La parte posterior de la placa PCB, debido al tamaño reducido de la placa donde irán instalados los elementos electrónicos, disminuye la problemática del despegue y separación de circuitos, lo que conlleva a una mayor seguridad y reducción del tamaño.

5.3 Diseño del *suitcase*

La necesidad de un *suitcase* es para preservar y almacenar el integrado del sistema electrónico, también la necesidad de que el mismo tenga una protección contra líquidos y polvo surge del uso que se le dará debido a que será sometido a misiones militares donde el derrame de toda clase de líquidos es inminente por el uso del operario y también la exposición al polvo surgido por el rebote del mismo producido por el movimiento de las aspas del rotor con el ambiente. Por ende, también el material es de plástico por su buena durabilidad y bajo costo. En la Figura 36, se puede observar un modelo 3D del *suitcase* diseñado gracias a la herramienta Autodesk MAYA Student version 2019.

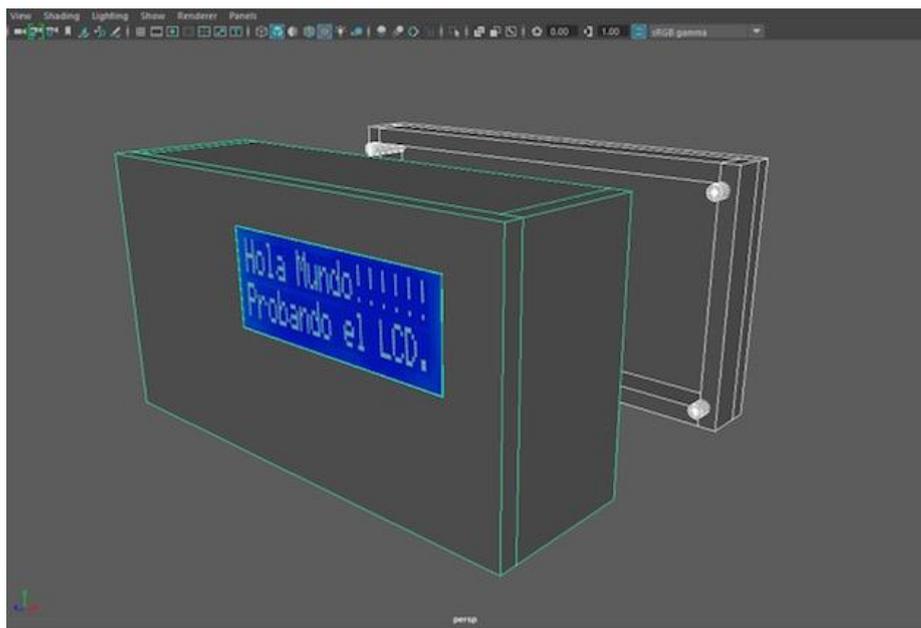


Figura 36. Diseño 3D del *suitcase*. (Autores)

el *suitcase* consta de la simplicidad del interruptor en una posición lateral para asegurar que por error humano no sea encendido o apagado, en la Figura 37. Se puede observar un plano desglosado del *suitcase*.

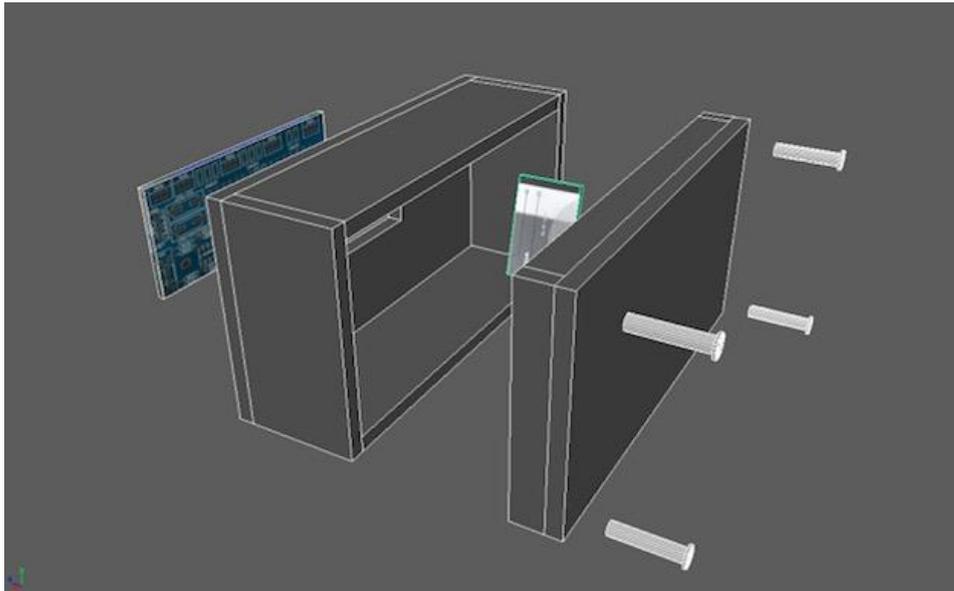


Figura 37. Desglosamiento del *suitcase*. (Autores)

La parte posterior del *suitcase* cuenta con una tapa de protección para almacenar y asegurar la batería 5V para evitar que sea expulsada erróneamente durante su uso, también facilita la remoción manual para la recarga de la misma. En la figura 37, se puede observar el desglosamiento del *suitcase* y su mecanismo de cerrado.

El *suitcase* será recubierto por medio de un plástico para así proteger su integrado frente al polvo y derrame de líquidos, este plástico de cerrado térmico contra polvo y líquidos.

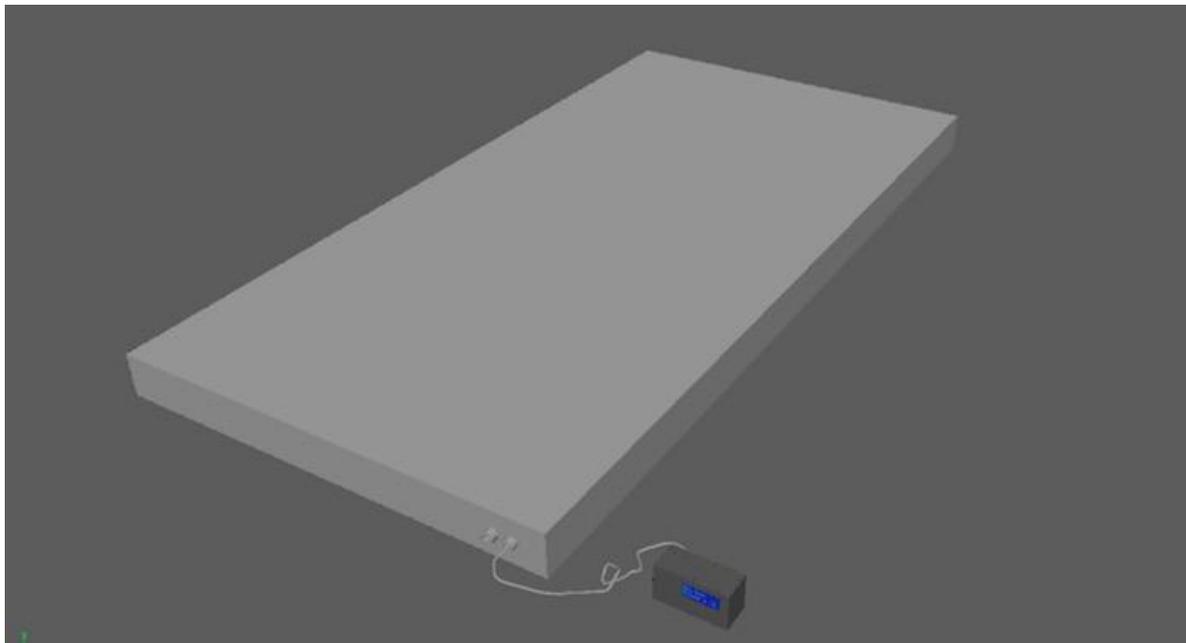


Figura 38. Modelo 3D del Sistema de pesaje. (Autores)

En la Figura 38 se puede apreciar el modelo 3D del Sistema de pesaje donde se puede visualizar el diseño del *suitcase*.

Capítulo 6

Análisis y Resultados

6.1 Diseño de Estructura y ensamble.

Como se observa en el capítulo 5, sección 5.1.3, el diseño de la estructura se plantea por barras entrelazadas. Así mismo, la importancia de un acople del sensor con la estructura es fundamental como la plataforma a la cual será puesto sobre la estructura para su uso. Por lo tanto, se desarrolló un diseño que cobije lo anterior dicho.

6.1.1 Acople de sensores y estructura.

En el capítulo 5 sección 5.1.4 se plantea un diseño de acople lo cual irá atornillado a la estructura y así sujetar los sensores de tal manera que el mismo no sea desplazado de manera accidental, cada sensor contará con su respectivo acople como se muestra en la figura 39 realizado con el programa de diseño AutoDesk MAYA Student Version 2019.

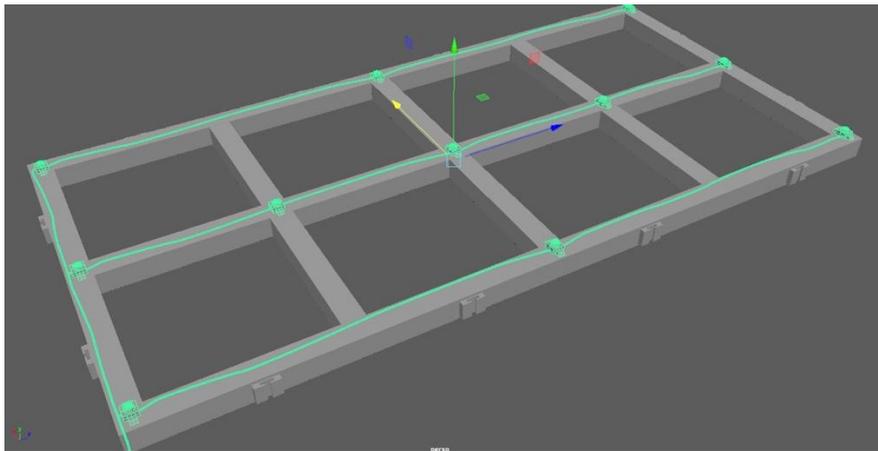


Figura 39. Visualización de sensores y acoplaje sujetos a la estructura. (Autores)

En la figura anterior, se observa la posición de los sensores sujetos por medio del acople a la estructura.

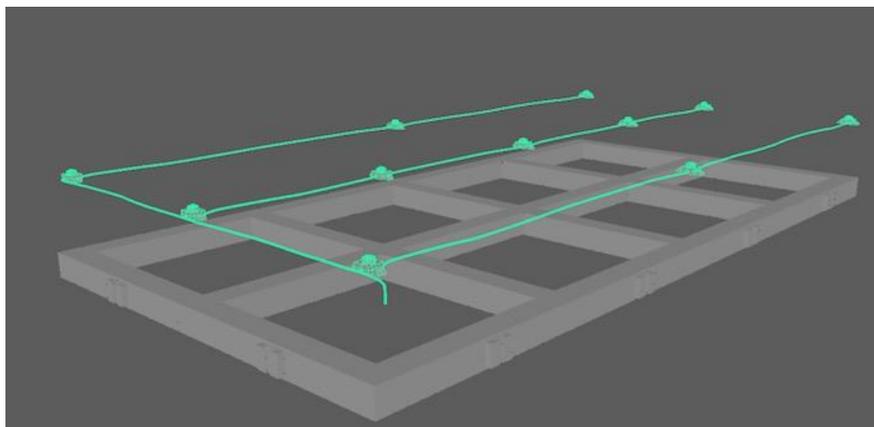


Figura 40. Desplazamiento en el eje Y de sensores y acople. (Autores)

En la Figura 40, se observa el desplazamiento sobre el eje Y de los sensores y visualizando el cableado resultante de cada uno de los sensores, estos cables irán unidos hasta el *suitcase* donde serán conectados a las celdas combinadoras de carga.

6.1.1.2 Análisis de compatibilidad de los sensores.

Debido a que los sensores deben recibir la carga de manera ortogonal, la ubicación de las mismas debe ser una superficie sin ninguna imperfección o deformación alguna para que los datos sean precisos, estos estarán ubicadas en la estructura que irá sobre el piso de la aeronave, por ende, estará expuesto a posibles vibraciones las cuales los someten a posibles deformaciones que afecten las mediciones.

Por ende, según Idrovo (2010) afirma que las vibraciones producen una deformación en celdas de carga de perfil bajo, aquellas que soportan pesos por debajo de 20kg debido a que su material es de baja densidad su sensibilidad es mayor, sin embargo para celdas de carga mayor, estas deformaciones que se dan son muy mínimas, dato que ofrecen las diferentes casas matriz, así mismo, estas ya vienen previamente calibradas lo cual se corrobora en el *datasheet* de estas, sin embargo por parte de la casa fabricante, su límite de peso a censar no debe ser mayor para evitar deformaciones permanentes que puedan errar el sensor.

Otro paso a tener en cuenta como previo a tal deformación es localizar un tope mecánico, el cual consiste en fijar un límite entre el sensor y la carga para que este debido al tiempo y la fuerza no se deforme gradualmente, sin embargo, aplica a sensores de baja densidad. (Idrovo, 2010, p.100)

La vida útil de estas, dependiendo del *datasheet* es de 10 a 20 años con ciclos anuales de 50.000 antes de presentar deformaciones considerables los cuales provocan datos erróneos. Dichos datos erróneos se identifican con la lectura de peso no regresa a cero, se queda desplegando un peso cuando no hay nada sobre la plataforma. Sin embargo, estos datos son corroborados en el *datasheet*²⁸ del sensor cuya casa fabricante anexa su número de ciclos máximo, periodo de calibración y certificado de calibración.

6.1.2 Acoplaje plataforma con la estructura

Debido a que la plataforma deberá tener movimiento sobre el eje Y de la estructura para ser excitado los sensores de carga, se ve en la necesidad de un diseño de acople plataforma-estructura, por lo cual se diseña un mecanismo capaz de evitar una salida errónea de la plataforma con la estructura como lo es mostrada en la Figura 41. Dichos diseños fueron igual diseñados por el programa AutoDesk MAYA Student Version 2019.

²⁸ Recuperado de: <https://mx.omega.com/pressure/pdf/LCGD.pdf> Disponible en: 15/08/2019

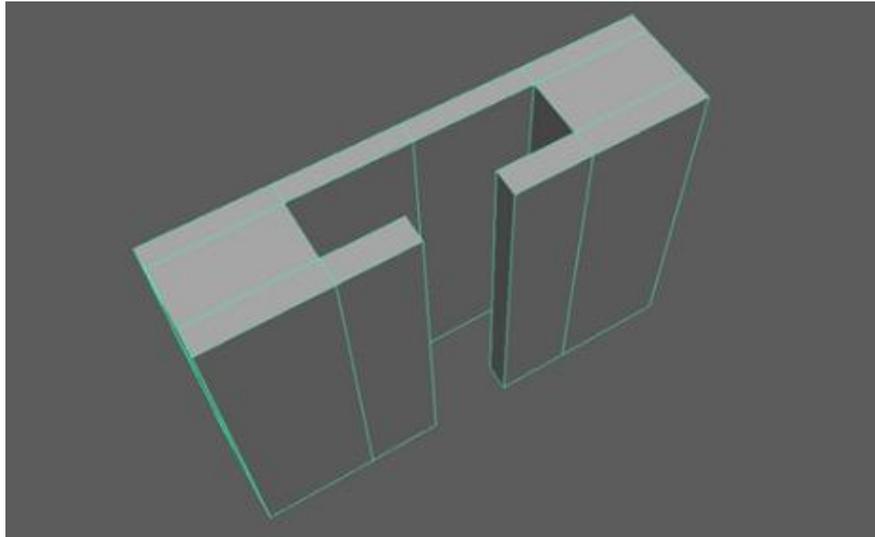


Figura 41. Acople de la plataforma. (Autores)

En la Figura 41 se observa el diseño del Acople de la plataforma, las medidas del mismo se encuentran en el apéndice A.

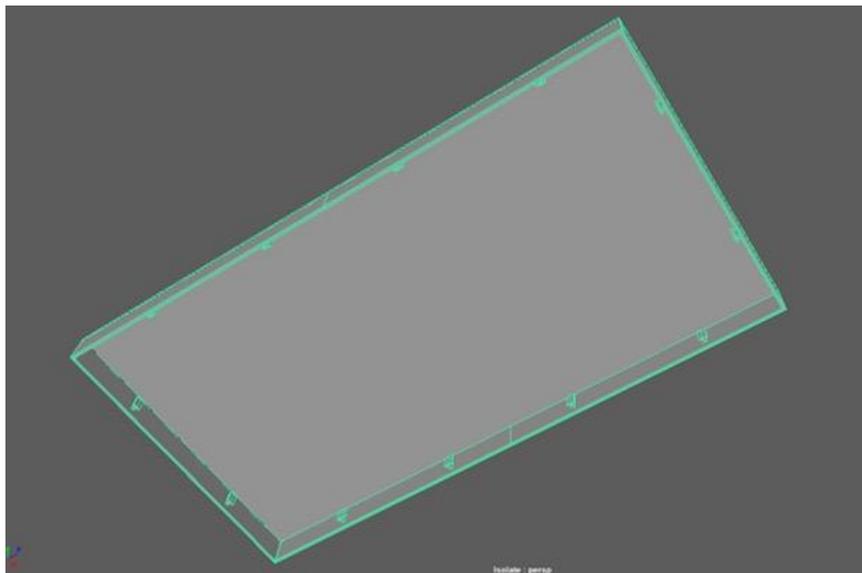


Figura 42. Vista de coplaje con la plataforma. (Autores)

En la Figura 42 se percibe la posición del acople donde se visualiza los elementos que se entrelazan entre la junta y la estructura permitiendo un desplazamiento acorde con la tarea a usar. Tal empalme se puede observar en la Figura 43, como ambos acoples se entrelazan.

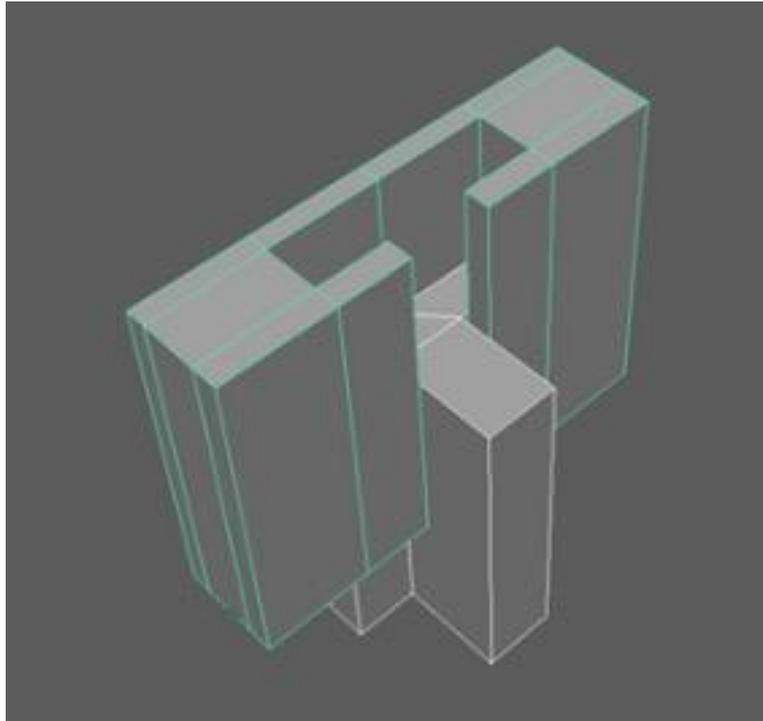


Figura 43. Acoplaje de la plataforma y estructura. (Autores)

Los entrelazados de los acoples van unidos a la respectiva estructura y plataforma, ambos cumpliendo la función de entrelazarse para dar como resultado un mecanismo, tal se muestra en la siguiente Figura 44.

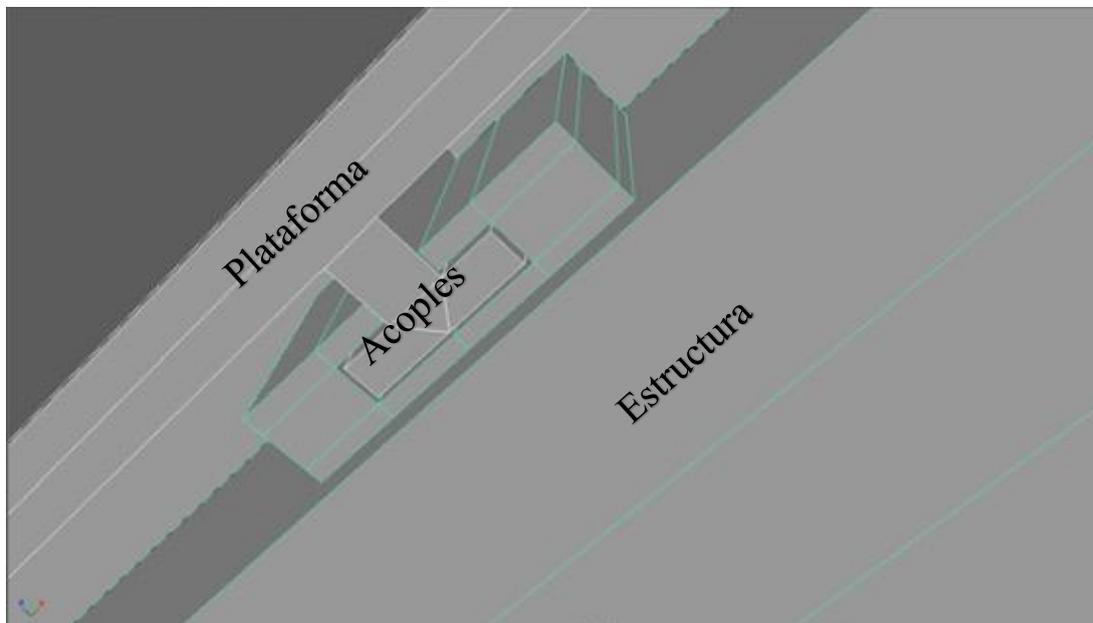


Figura 44. Acoplaje entre la estructura y plataforma. (Autores)

6.1.3 Plataforma

La plataforma servirá como área de medición debido a que la misma recibe la masa ingresada que será transferida a los sensores, debido a que en esta se va a desplazar personas se ve la necesidad de implementar un método antideslizante para evitar accidentes. Se plantean cintas industriales anti-deslizantes sobre la plataforma con su respectiva textura tal como se observa en la Figura 45.

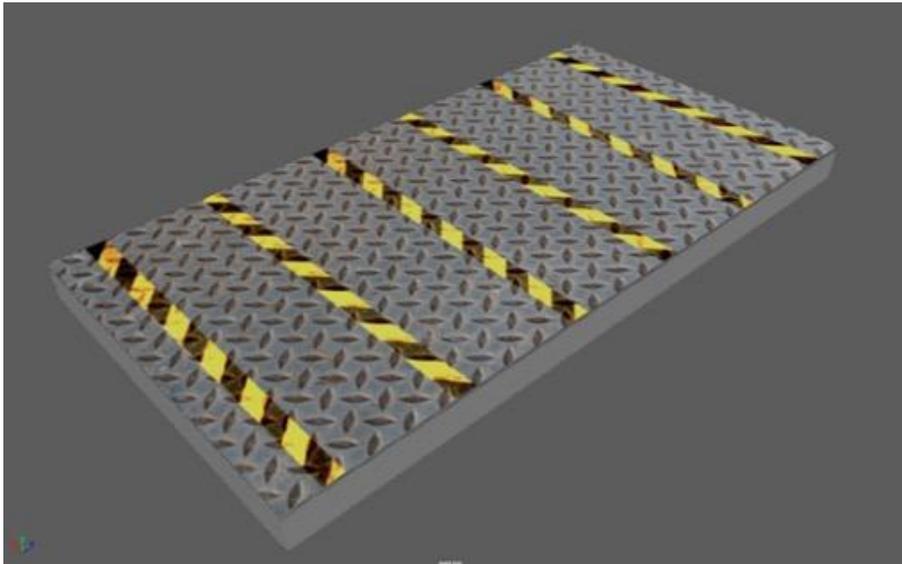


Figura 45. Plataforma con cintas anti deslizantes industrial. (Autores)

En la Figura 45, se puede observar el diseño de la plataforma con un método antideslizante así se disminuye el riesgo de una posible incidente de alguna persona por el uso que se le será dado.

6.3 Simulación de la estructura.

Para corroborar que la estructura sea apta para el Proyecto y para garantizar que el material seleccionado sea el correcto, y que la configuración de la estructura y puntos donde se ubican las celdas sea los adecuados sin que se presente una fractura de la misma se procede a realizar una simulación de esfuerzos y deformaciones de la estructura por medio del programa CAD Ansys Academic 18.9 disponible en laboratorios de la Fundación Universitaria Los Libertadores. Por ende, en la simulación realizada por Ansys se muestra en la Figura 46 un esquema de colores el cual informa la presión en pascales. Donde la tonalidad más cálida, es decir, roja o la equivalente a $-4.725e7$ Pa según la barra localizada en la superior izquierda de la imagen, hace alusión a la concentración de presión debido a que se simuló las cargas a los extremos de la estructura.

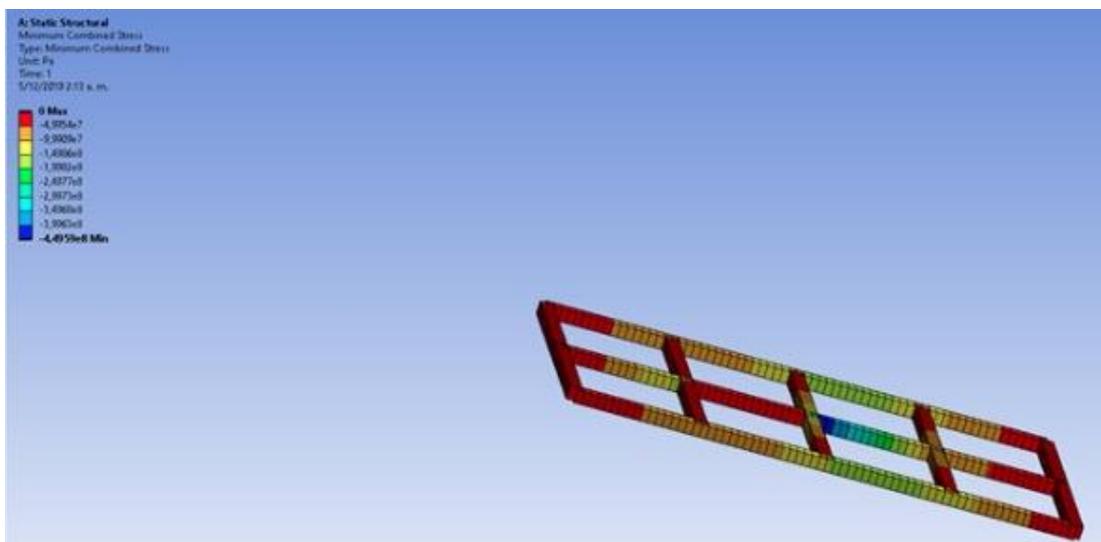


Figura 46. Simulación realizada en CAD Ansys Academic 18.9 (Autores)

En la Figura 46 se aprecia la concentración de fuerza a lo largo de la estructura al hacer aplicado el peso máximo de 53860N. La concentración de presión a los lados cabeceros y traseros sobre el eje X de la estructura es debido a la posición de los sensores. Se aprecia una ligera disminución de fuerza al centro de la estructura provocado por la distribución de las fuerzas hacia los extremos.

Se realizan dos diferentes simulaciones en dos configuraciones de la barra para determinar la mejor opción. En la Tabla 2 referente a la configuración 1, se toman las mismas dimensiones exteriores de la barra como mostrada en la Figura 19 del capítulo 5, subsección 5.1.3 siendo una barra maciza, al realizar el análisis de deformación se corrobora la inexistencia de deformación al ser aplicados 53860N. Dicho dato se muestra en la Tabla mencionada en este párrafo.

Object Name	Force Reaction	Force Reaction 2	Deformation Probe
State	Solved		
Definition			
Type	Force Reaction		Deformation
Location Method	Boundary Condition		Geometry Selection
Boundary Condition	Displacement	Fixed Support	
Orientation	Global Coordinate System		
Suppressed	No		
Geometry			1 Vertex
Options			
Result Selection	All		X Axis
Display Time	End Time		
Spatial Resolution			Use Maximum
Results			
X Axis	0, N		0, m
Y Axis	29420 N	53936 N	
Z Axis	0, N		
Total	29420 N	53936 N	
Maximum Value Over Time			
X Axis	0, N		0, m
Y Axis	29420 N	53936 N	
Z Axis	0, N		
Total	29420 N	53936 N	
Minimum Value Over Time			
X Axis	0, N		0, m
Y Axis	29420 N	53936 N	
Z Axis	0, N		
Total	29420 N	53936 N	
Information			
Time	1, s		
Load Step	1		
Substep	1		
Iteration Number	1		

Tabla 2. Tabla de deformación del material configuración 1. (Autores)

Como se observa en la Tabla 2, al ser aplicada una fuerza de 53936N no se evidencia una deformación ni tampoco un sobrepaso de las características geométricas del material. Sin embargo, al analizar los datos de la tabla 2 de la estructura configuración 1 posee una masa considerable.

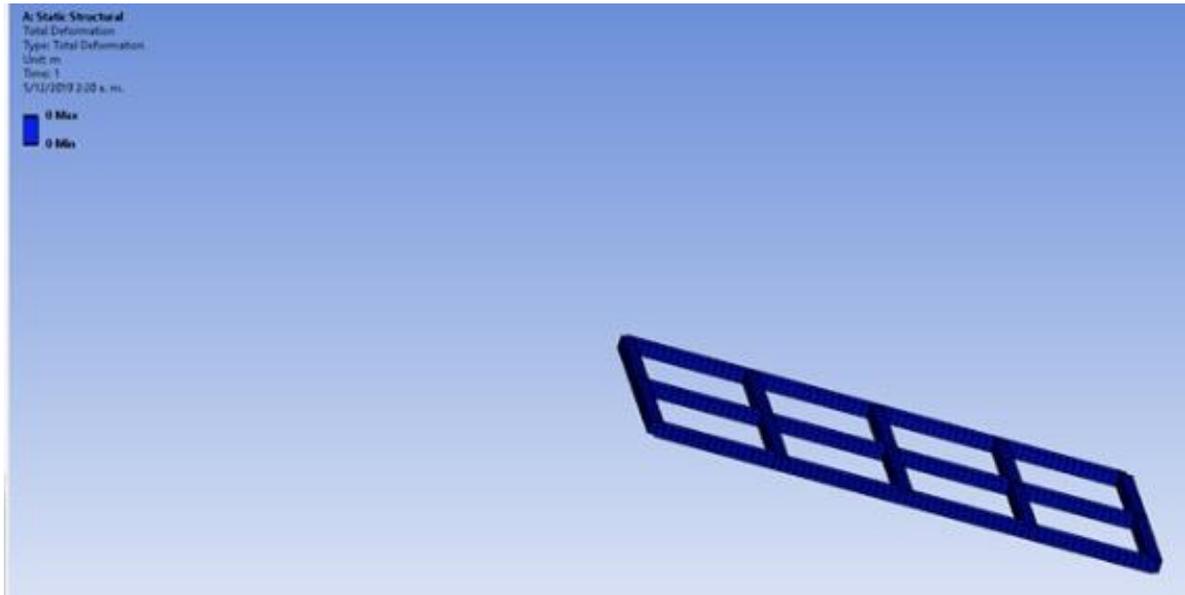


Figura 47. Deformación de la estructura. (Autores)

Como se evidencia en la Figura 47, no presenta una deformación del material. En configuración 1 y 2. Dicha tonalidad morada muestra un resultado de deformación de 0 mm por lo que se deduce que no existe una deformación, ya que si se generase una tabla de colores el cual Ansys Academic 18.9 muestra en la parte superior izquierda, arrojaría los valores en gama de colores la cual arroja una tonalidad morada informando que no existe deformación del material.

Object Name	Geometry
State	Fully Defined
Definition	
Source	C:\Users\CALDAS\Documents\SYS.scdoc
Type	SpaceClaim
Length Unit	Meters
Element Control	Program Controlled
Display Style	Body Color
Bounding Box	
Length X	1, m
Length Y	0, m
Length Z	2, m
Properties	
Volume	2,8387e-002 m³
Mass	78,916 kg
Scale Factor Value	1,
Statistics	
Bodies	5
Active Bodies	5
Nodes	741
Elements	374
Mesh Metric	None

Tabla 3. Características físicas de la estructura configuración 1. (Autores)

En la Tabla 3, se puede apreciar que, aunque se corrobora la Resistencia a la deformación tras ser aplicadas 53936N, su masa total es de 78,9 Kilogramos. Por ende, se procede a la realización de una segunda configuración para su análisis y así reducir su masa usando las mismas cargas previamente mencionadas y con la configuración geométrica de la barra mostrada en la Figura 23. Los datos del análisis estructural se muestran en la Tabla 4.

Object Name	Force Reaction	Force Reaction 2	Deformation Probe
State	Solved		
Definition			
Type	Force Reaction	Deformation	
Location Method	Boundary Condition		Geometry Selection
Boundary Condition	Displacement	Fixed Support	
Orientation	Global Coordinate System		
Suppressed	No		
Geometry			1 Vertex
Options			
Result Selection	All		X Axis
Display Time	End Time		
Spatial Resolution			Use Maximum
Results			
X Axis	0, N		0, m
Y Axis	29420 N	53936 N	
Z Axis	0, N		
Total	29420 N	53936 N	
Maximum Value Over Time			
X Axis	0, N		0, m
Y Axis	29420 N	53936 N	
Z Axis	0, N		
Total	29420 N	53936 N	
Minimum Value Over Time			
X Axis	0, N		0, m
Y Axis	29420 N	53936 N	
Z Axis	0, N		
Total	29420 N	53936 N	
Information			
Time	1, s		
Load Step	1		
Substep	1		
Iteration Number	1		

Tabla 4. Tabla de deformación del material configuración 2. (Autores)

Dados los resultados de deformación del material de la configuración 2 usando las mismas fuerzas previamente mencionadas se observa la inexistencia de deformación y tampoco un sobrepaso de la deformación geométrica del material. Sin embargo, al observar los resultados del material que se muestran en la Tabla 4 cabe destacar la disminución de la masa

Object Name	Geometry
State	Fully Defined
Definition	
Source	C:\Users\CALDAS\AppData\Local\Temp\WB_C12027297_caldas_4856_12\unsaved_project_files\dp0\SYS\DM\SYS.scdoc
Type	SpaceClaim
Length Unit	Meters
Element Control	Program Controlled
Display Style	Body Color
Bounding Box	
Length X	1, m
Length Y	0, m
Length Z	2, m
Properties	
Volume	1,7952e-002 m³
Mass	49,907 kg
Scale Factor Value	1,
Statistics	
Bodies	5
Active Bodies	5
Nodes	741
Elements	374
Mesh Metric	None

Tabla 5. Características físicas de la estructura configuración 2. (Autores)

En esta Tabla 5, se destaca lo mencionado de la disminución de la masa y sin afectar una posible deformación al ser aplicadas 53936N una fuerza que no sobrepasará el uso que se le dará a la estructura y así asegurar un performance seguro en términos estructurales.

Sin embargo, al hacer un análisis comparativo de aplicación de la fuerza concentrada a un solo lado de la sección de la estructura se aprecia una deformación vista en la Figura 48.

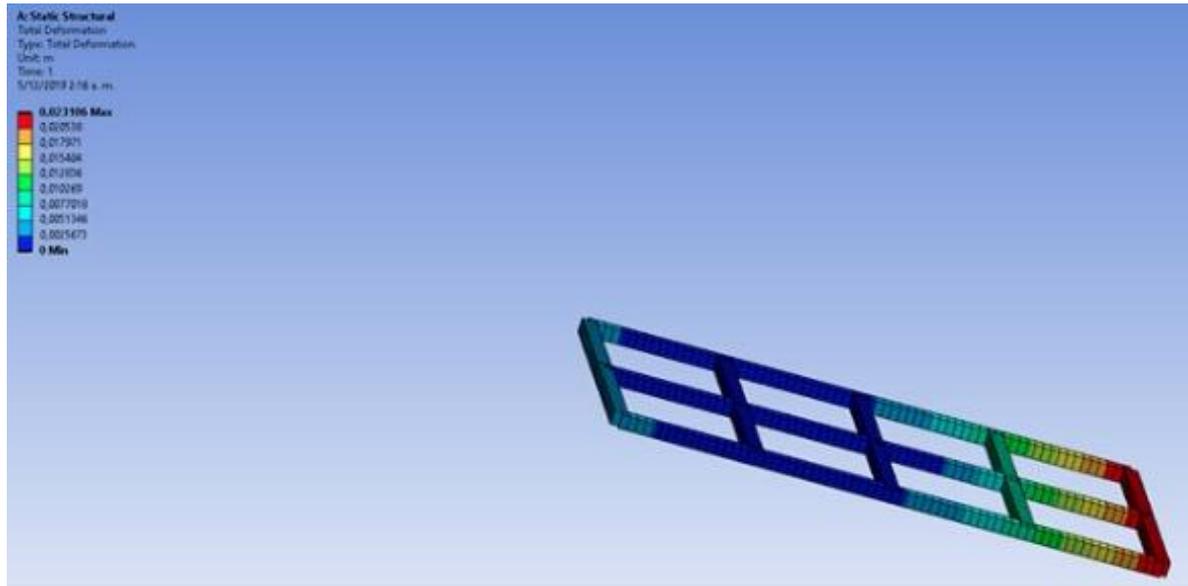


Figura 48. Deformación de la estructura. (Autores)

Como se evidencia en la Figura 48, la gama de colores simboliza la deformación sufrida en la estructura donde colores más cálidos dan como resultado a una mayor deformación. En este caso, la deformación en la tonalidad roja es equivalente de 0.023m que es provocado por la aplicación máxima de peso a un solo lado de la estructura y no distribuida sobre la misma como ha sido diseñada.

6.4 Simulación Electrónica

Para una mayor seguridad y confiabilidad en el análisis de los resultados se realiza una simulación por medio del programa LabVIEW 2010 NXG. Este programa posibilita tratar los datos del microcontrolador a través de una conexión USB COM PORT al computador el cual se simula LabVIEW 2019 NXG y el programa arrojará los datos el cual este obtiene, con ello se corrobora que los datos que se obtienen directamente a la pantalla LCD por medio del microcontrolador que previamente ha recibido la señal digital de los sensores sea mostrada en el formato de pantalla VI (Virtual Instruments) como se muestra en la Figura 47. Donde la pantalla de instrumentos muestra los datos y conexiones para que sea visualizado en la pantalla de simulación.

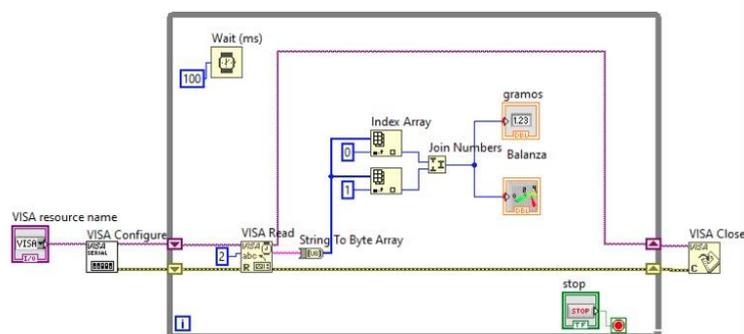


Figura 49. Diagrama de bloques en LabVIEW 2019 NXG. (Adaptada de simulación LabVIEW 2019 sistema de balanza electrónica a los Autores)²⁹

²⁹ Recuperado de: <https://www.youtube.com/watch?v=vb8aRw14ccM> / <https://www.youtube.com/watch?v=rbqIpf1are> Disponible en 25/09/2019

Gracias a esta herramienta, se puede observar en tiempo real el comportamiento de cada sensor y así corroborar la información dada por el mismo. Así mismo su calibración al ser modificado el factor de calibración el cual es crucial a la hora de tener una correcta medición. Tal medición se puede observar en la Figura 50.

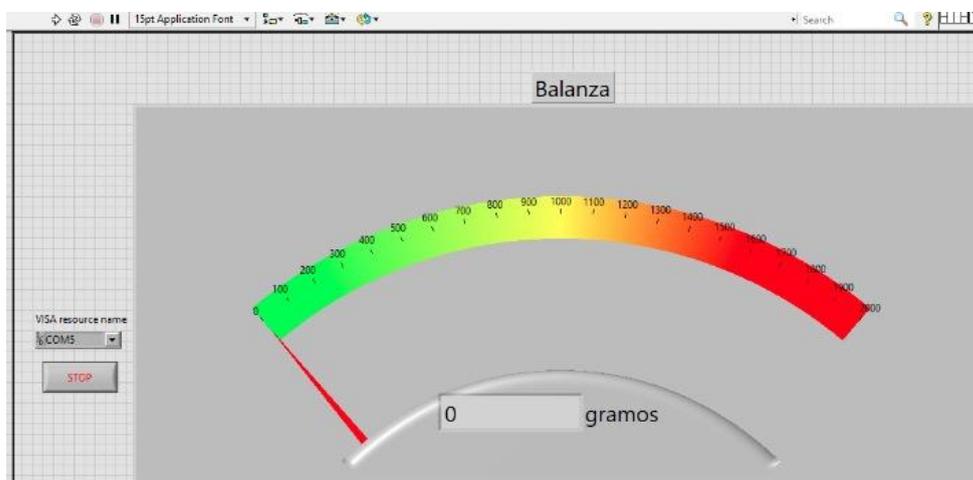


Figura 50. Panel Frontal de la simulación LabVIEW 2019 NXG. (Adaptada de simulación LabVIEW 2019 sistema de báscula electrónica a los Autores)³⁰

Tal como se muestra en esta Figura 50, el panel frontal provee una muestra visual del comportamiento de los sensores los cuales son interpretados en un formato numérico en unidades de peso.

6.5 Características del sistema preliminar

Las características primordiales del sistema de pesaje se ven reflejadas en la Tabla 6.³¹

Descripción	Unidad
Unidad de medida	Kg / Lb
Capacidad máxima con factor de seguridad	5.200Kg
Material Estructura	Aluminio 2024 – T351
Masa	58kg
Voltaje	5V
Corriente de la Batería por hora	4800mAh
Voltaje Batería	5V
Galgas de Carga	LCK – 1000
Número de Galgas de Carga	12
Dimension de base eje x y altura eje y	2 metros eje X– 1 metro eje Y
Temperatura de funcionamiento de celdas de carga (°C):	54 a 121 °C
Efectos Térmicos sobre la celda	±0,018% lectura / °C
Error combinado de celdas de carga (% FS)	±0.020%

Tabla 6. Características del Sistema Preliminar (Autores)

³⁰ Recuperado de: <https://www.youtube.com/watch?v=vb8aRw14ccM> / <https://www.youtube.com/watch?v=rbqIPfIarek> Disponible en: 15/08/2019

³¹ Recuperado de: <https://mx.omega.com/pressure/pdf/LCGD.pdf> Disponible en: 15/08/2019

6.6 Ilustración 3D del Sistema de Pesaje

Esta ilustración 3D visualiza el tamaño comparativo del Sistema propuesto junto a una aeronave puesta de ejemplo *UH60 Black Hawk* y un humano. Dicha ilustración se realiza con el programa de modelamiento 3D previamente mencionado AutoDesk MAYA Student Version 2019 para dar un contexto visual del tamaño la plataforma como se muestra en la Figura 51.

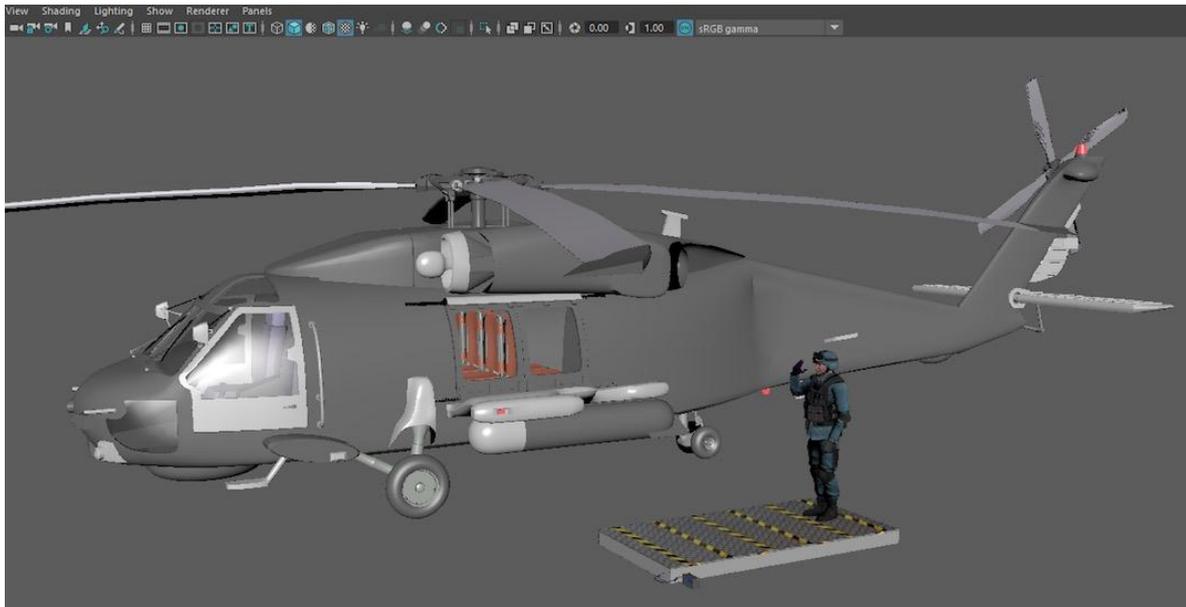


Figura 51. Ilustración 3D del tamaño Sistema junto a aeronave y soldado. (Autores)³²

6.7 IMPLEMENTACIÓN

De acuerdo al Segundo objetivo del proyecto de grado, el Sistema de pesaje no hace parte de la estructura de la aeronave, así como tampoco su Sistema eléctrico. Teniendo en cuenta el uso que se le daría al dispositivo será en misiones por parte del ejército, su instalación dentro de la aeronave en el área del fuselaje (ver Figura 52) no es permanente por lo cual no se requiere un análisis de peso y balance para su modificación.

Debido a que las medidas de la plataforma son acordes a las requeridas del ejército para que su instalación y remoción por parte de 2 individuos sea de forma manejable y rápida se cumple con la necesidad de este objetivo.

³² Recuperado de: El helicóptero Blackhawk y Soldado fueron descargados de www.freemodel.com disponible en 03/12/2019

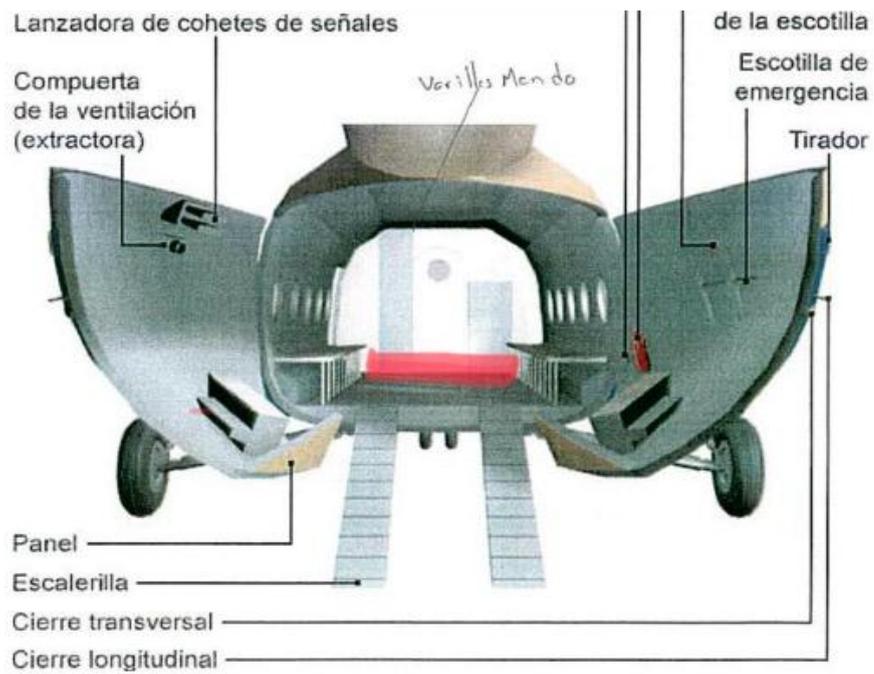


Figura 52. Visualización posterior del MI-17 donde se ubicará el Sistema dentro del fuselaje. (Manual de Vuelo MI-17)

6.8 DISCUSIÓN

6.8.1 Resultados

Gracias a un código C++ donde logra una sumatoria de datos arrojados por el acondicionador HX711 se obtiene la masa total sobre la superficie del sistema de pesaje sin la necesidad de una tarea extra.

Al igual que la fuente de alimentación al ser externa no es necesario una conexión eléctrica a la aeronave, así como modificaciones de su estructura ya que el sistema de pesaje es de manejable instalación y remoción dentro de la aeronave con un área de pesaje de $2m^2$.

6.8.2 Diseño Propuesto vs Proyecto de ESCOM

Al haber realizado el diseño preliminar se constata que el código a usar en el microcontrolador proporcionará un resultado continuo lo cual facilita la toma de decisiones en operaciones ya que no se debe realizar una tarea adicional para la sumatoria del peso neto como la que se usa en el sistema de pesaje fabricado por ESCOM del ejército, esto optimiza la tarea de obtener un resultado final en menos tiempo y reduciendo un posible error humano al no ser necesario digitalizar un número en la suma del peso final.

Al igual que su plataforma de pesaje posee un área mayor comparada con el ejército el cual da como resultado un área total de $2m^2$ del diseño propuesto en esta tesis con los $0.18m^2$ del proyecto propuesto por ESCOM. Esto, otorga una mejora considerable si se tiene en cuenta que el dispositivo propuesto sería usado en el helicóptero para la medición de masa ingresada, esto optimiza obtener el resultado total en menos tiempo ya que no se tiene la necesidad de ingresar un individuo a uno por la limitación de área de la plataforma de pesaje. Una tabla comparativa entre los 2 proyectos es visualizada en la Tabla 7.

La estructura hueca de la estructura hueca posee la ventaja de disminuir el peso de la misma sin sacrificar una posible deformación gracias a los datos obtenidos por dichas simulaciones. Sin embargo, esta decisión puede ser cambiada a disposición de quien lo desee.

Características	Proyecto de grado	Proyecto ESCOM
Área de medición de masa	$2m^2$	$0.18m^2$
Automatización de suma de datos de masa	SÍ	NO
Límite de medición de masa	6.000kg	150kg
Uso dentro del fuselaje	SÍ	NO
Masa total del sistema de pesaje	58kg	2kg

Tabla 7. Tabla comparativa del proyecto propuesto vs proyecto de ESCOM.

6.9 Mejora del microcontrolador

Al proponer en el proyecto el uso de un microcontrolador ATmega A328 NANO se considera una mejora el uso de un microcontrolador certificado por alguna Industria Aeroespacial para obtener mayor seguridad en la programación, implementación y uso en el ámbito aeroespacial, sin embargo, sus costos se elevan y su programación en el lenguaje C++ incrementa su dificultad.

Capítulo 7

Conclusiones y Recomendaciones

7.1 Conclusiones

Este proyecto de grado presentó, como se describe en el objetivo general, el diseño preliminar para la implementación de un Sistema para la medición de carga útil en aeronaves MI-17.

El objetivo general del proyecto consistía en diseñar un sistema de pesaje electrónico, para ello se usaron sensores de presión interpretados por un microcontrolador que lo visualiza a una pantalla LCD y corroborado en computadora este se logró en el Capítulo 6, sección 6.1 con la estructura y el Sistema automatizado en el Capítulo 5, sección 5.2.5, código de programación.

- Se necesitaba una plataforma para la medición de masa, dicho objetivo se cumple con el diseño propuesto visto en el capítulo 5, sección 5.1, subsección 5.1.3 con un área considerablemente mayor y el cual el mismo fue puesto a simulación de cargas y deformaciones por medio del programa CAD Ansys Academic 18.9, dichos resultados fueron satisfactorios mostrados en el capítulo 6, Sección 6.3
- Según la necesidad de un Sistema que tuviera una electrónica independiente y que su estructura no hiciera parte de la aeronave, por lo tanto, se evidencia en el Capítulo 5, Sección 5.2, subsección 5.2.1.2 su cumplimiento, al igual que su esquema electrónico se encuentra en la subsección 5.2.5. así mismo, la estructura propuesta no hará parte de la estructura de la aeronave y su remoción e instalación es simple como se denota en el Capítulo 6, Sección 6.7.
- El diseño de un Sistema electrónico que muestre la adquisición y análisis de los datos del Sistema implementado para este, se hizo la integración de un código de programación de lenguaje C++ para dar cumplimiento con la solicitud de un Sistema de adquisición de datos, se usó el microcontrolador ATmega 328 NANO el cual posee una buena cantidad de recursos óptimos un rápido procesamiento de datos por medio de programación gracias a que es compatible con programas como Arduino de lenguaje C++. Este microcontrolador cumple con el objetivo de adquisición y tratamiento de los datos entregados por el acondicionador de señal HX711, además de disponer de la visualización de la masa en la pantalla LCD, así como en la computadora por medio de una comunicación serial al programa deseado. Dicho objetivo se evidencia en el capítulo 5, subsección 5.2.5 y el código en el apéndice B.

7.2 Recomendaciones

Con el fin de proporcionar mejoras, más adelante en el Sistema de pesaje automatizado y proveer más estudios con relación a la medición de carga útil ingresada en las aeronaves, se pueden destacar algunas recomendaciones para realizar trabajos futuros:

- La implementación de alarmas y un Sistema visual extra podrá ser útil para que sea visualizado por el operario y también por los pilotos de la aeronave, así mismo propuestas de incremento la superficie de la plataforma o de su geometría para ser implementada en más aeronaves.
- Teniendo en cuenta la masa total del Sistema, surge la necesidad de propuestas de diferentes materiales o geometría diferente para la disminución considerable del Sistema de pesaje para aprovechar más peso útil en donde fue implementado el dispositivo.
- Los sensores son una celda de carga para la medición del peso y aunque este sensor recomendado está diseñado para soportar una capacidad de hasta 500kg, es preferible no sobrepasar este límite ya que se corre el riesgo de deformar permanentemente el sensor,
- Debido a que los sensores pueden presentar un resultado erróneo después de haber sido expuestos a campos magnéticos altos ocasionado por ejemplo a radiación, se recomienda un análisis e investigación de la tolerancia magnética máxima a una celda de carga para que su funcionamiento no se vea afectado por el mismo.

Bibliografía

- John Monzaide Alvarez Cely, Prototipo Electrónico para calcular el peso requerido en apoyos helicópteros en ejército, Escuela de Comunicaciones Militares, 2018
- D'Amico, M. B., Guerin, N., Oliva, A., & Paolini, E. E. (2007). Dinámica de un convertidor buck con controlador PI digital. *Revista Iberoamericana de Automática e Informática Industrial RIAI*, 4(3), 126-131.
- Kathy Schwalbe, An Introduction to Project Management, Fifth Edition, Professor Emeritus, Augsburg College, Department of Business Administration, Minneapolis, Minnesota, 2015.
- Augen, J. (2004). *Bioinformatics in the post-genomic era: Genome, transcriptome, proteome, and information-based medicine*. Addison-Wesley Professional. Vienna University of Technology, Introduction to Microcontrollers (Gunther Gridling, Bettina Weiss), 26 de febrero de 2007
- Helicopter utility, MI-17 helicopter, Operator's Manual, Headquarters, Department of the army, Date 6 APR 07.
- METROLOGIA II Jaime Restrepo Diaz, 4to libro, ITM, 2007
- Leidy Eliana Vivas Alzate, Metodologías para la implementación de proyectos de tecnología. Un Caso de estudio en la virtualización de aplicaciones y hardware, especialización en gerencia integral de proyectos universidad militar nueva granada Bogotá, d.c diciembre 2014.
- Moises Espinoza tesis de grado de Maestría *Diseño y construcción de una celda de carga*, de la Universidad de Nuevo León, México, facultad de ingeniería mecánica y electrónica, división de estudios de post-grado.
- Pablo Xavier Idrovo Urgiles, Tesis de grado, Aplicación de galgas extensiométricas en el laboratorio de mecánica de materiales, Universidad Politécnica Salesiana Sede Cuenca.
- Fujii K., Bettin H., Becker P., Massa E., Rienitz O., Pramann A., Nicolaus A., Kuramoto N., Busch I. and Borys M., *Metrologia* 53 (2016) A19–A45
- Basculas poise, 2009, como funcionan las celdas de carga, recuperado de http://rcm.gov.co/images/ eventos/2016/Principios_basicos_de_laboratoris_de_pesaje_20160428_EXT.pdf .
- Markem espacio inteligente, 2018, descripción y uso de las básculas electrónicas, recuperado de <https://markem.com.co/producto/basculas-digitales-electronicas/>
- Omega, 2003, celda de carga de compresión, industriales y subminiatura modelos estándar y métricos, recuperado de <https://mx.omega.com/pressure/pdf/lckd.pdf>
- Montenegro Jorge, 11 abril 2016, zona military, Actualidad y futuro de las alas rotatorias del Ejército Argentino, recuperado de

<https://www.zonamilitar.com/2016/04/11/actualidad-futuro-las-alas-rotatorias-del-ejercito-argentino/>

- MDT armor, 2017, blindaje para aviacion, recuperado de http://www.mdt-armor.com/es/blindaje-para-aviacion/#gallery_fancybox_900-2
- Modelación concreta en álgebra: balanza virtual, ecuaciones y sistemas matemáticos de signos *Números*, ISSN 0212-3096, N°. 75 (noviembre), 2010, pags. 5-20
- shenzhen eone electronics, 2017, Specification for LCD Module, recuperado de <https://www.openhacks.com/uploadsproductos/eone-1602a1.pdf>
- Habitissimo, 3 diciembre 2019, cotizacion estructura, recuperado de https://www.habitissimo.com.co/usuario/listar_presupuestos#quotation-list-container
- Dr. Héctor O. Nava Jaimes, GUÍA TÉCNICA DE TRAZABILIDAD E INCERTIDUMBRE EN LA MAGNITUD DE MASA, abril de 2008.

Apéndice A

Primer Apéndice

DISEÑO 2D ESTRUCTURA

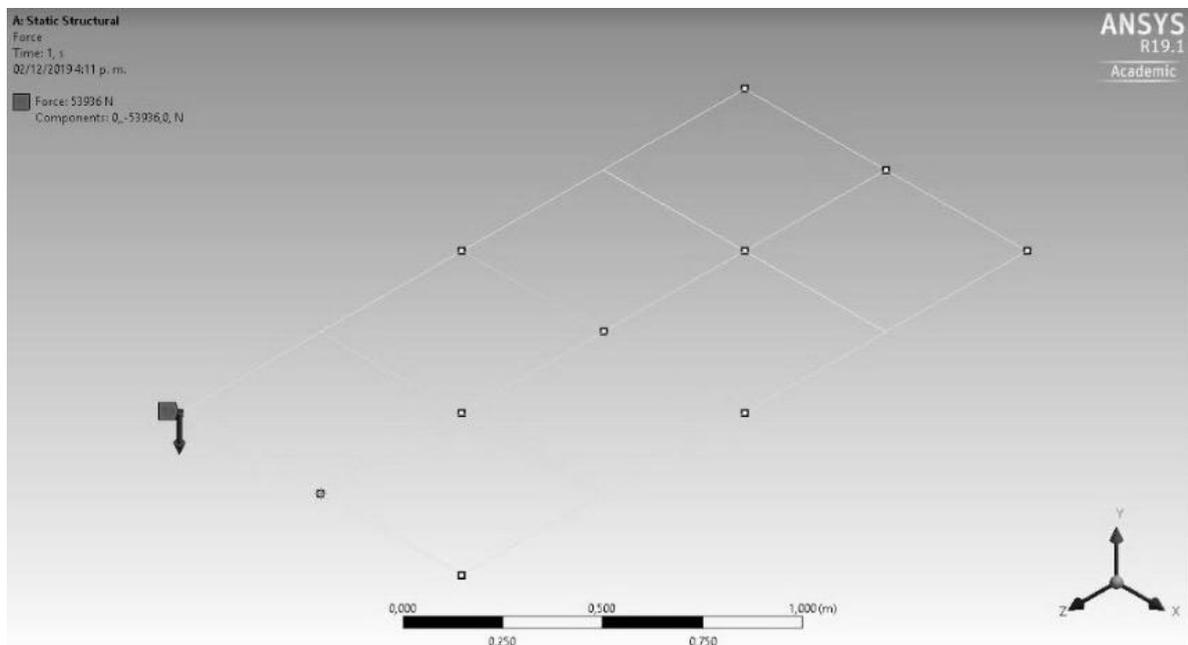


Figura 1. Carga distribuída a los sensores.

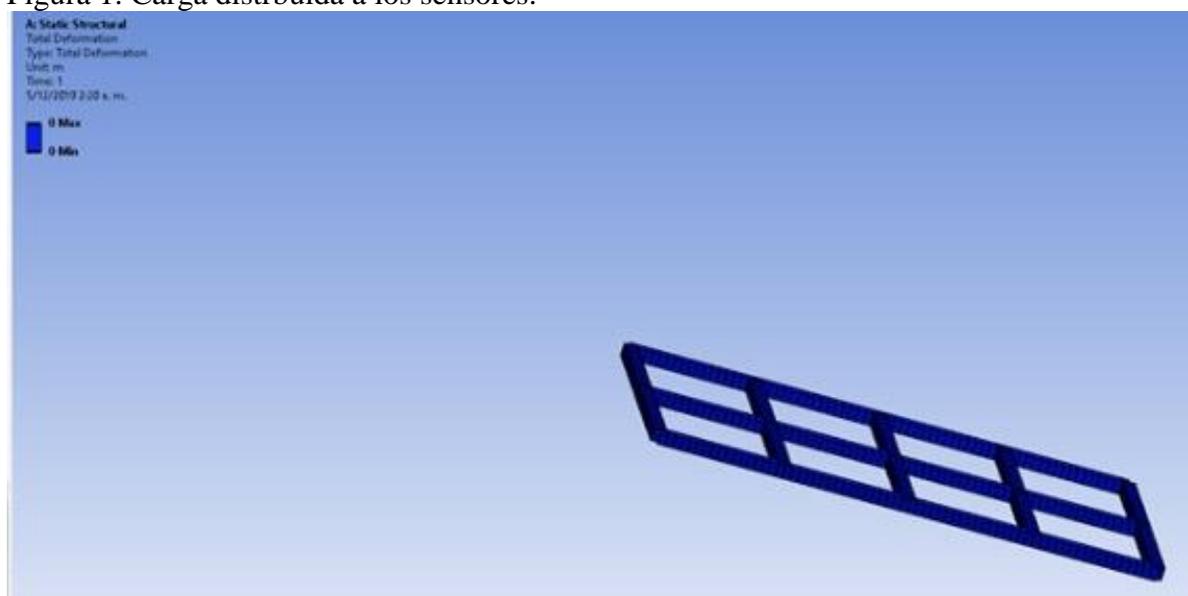
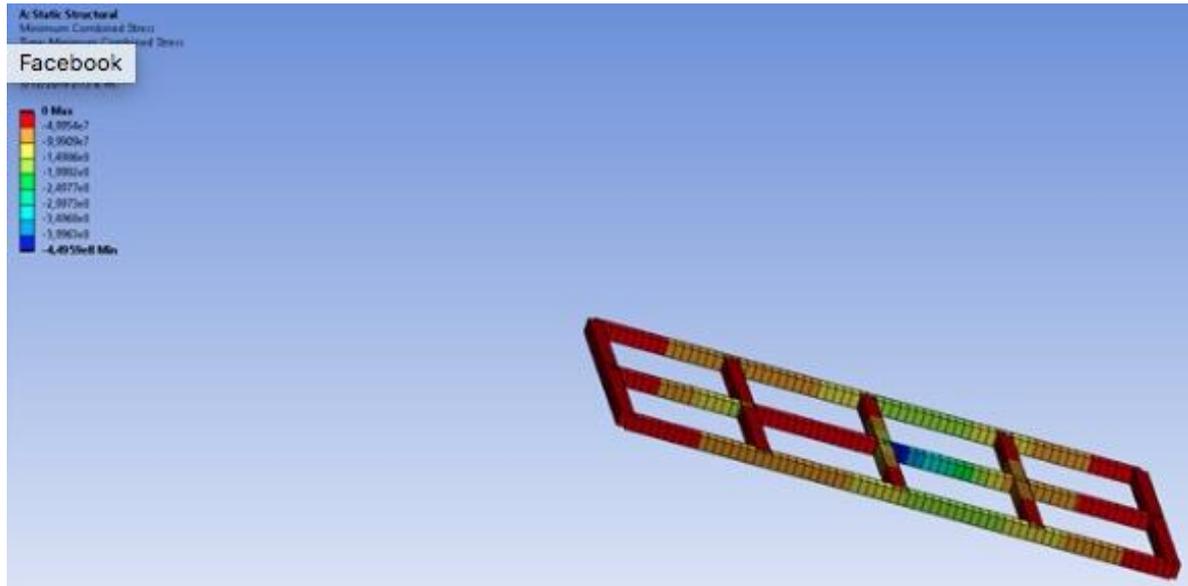


Figura 1. Visualización en ANSYS de una deformación de 0m.



Figural1. Gama de colores representando cargas en la estructura.

Definition	
Type	Directional Axial Force
By	Time
Display Time	Last
Coordinate System	Solution Coordinate System
Calculate Time History	Yes
Identifier	
Suppressed	No

Tabla 1. Dirección axial de la fuerza aplicada sobre los puntos seleccionados.

Apéndice B

Segundo Apéndice

Código C++ para la Calibración de cada modulo HX711

```
#include "HX711.h"

#define DOUT 7 // selección de pin en el microcontrolador
#define CLK 6 // selección de pin en el microcontrolador

HX711 scale;

float calibration_factor = -7500; //-7050 funcionó para la muestra, pero puede ser
modificado

void setup() {
  Serial.begin(9600);
  Serial.println("HX711 calibration sketch");
  Serial.println("Remueva todo peso de la balanza");
  Serial.println("Después de que la lectura inicie, sitúe el peso conocido en la balanza ");
  Serial.println("Presiona + o a para incrementar factor de calibración");
  Serial.println("Presiona - o z para disminuír factor de calibración ");

  scale.begin(DOUT, CLK);
  scale.set_scale();
  scale.tare();

  long zero_factor = scale.read_average(); //Get a baseline reading
  Serial.print("Zero factor: ");
  Serial.println(zero_factor);
}

void loop() {

  scale.set_scale(calibration_factor); //Ajuste el factor de calibración

  Serial.print("Reading: ");
  Serial.print(scale.get_units(), 1);
  Serial.print(" lbs"); //Lo cambia a kg y lo re ajusta el factor de calibración si se desea usar
unidades SI
  Serial.print(" calibration_factor: ");
  Serial.print(calibration_factor);
  Serial.println();
```

```

if(Serial.available())
{
  char temp = Serial.read();
  if(temp == '+' || temp == 'a')
    calibration_factor += 10;
  else if(temp == '-' || temp == 'z')
    calibration_factor -= 10;
}
}

```

Código C++ en el microcontrolador

```

#include "HX711.h"

#define calibration_factor -7050.0 //Este valor es el obtenido después de la calibración

#define DOUT 3
#define CLK 2

#define DOUT2 3
#define CLK2 2

#define DOUT3 3
#define CLK3 2

HX711 scale;

void setup() {
  Serial.begin(9600);
  Serial.println("HX711 scale demo");

  scale.begin(DOUT, CLK);
  scale.begin(DOUT2, CLK2);
  scale.begin(DOUT3, CLK3);

  scale.set_scale(calibration_factor); // Este es el valor arrojado en el código anterior

  scale.tare(); // La plataforma debe estar en sin pesos.

  Serial.println("Readings:");
}

void loop() {
  Serial.print("Reading: ");
  Serial.print(scale.get_units(), 1); //scale.get_units() returns a float
  Serial.print(" lbs"); // Se puede modificar a Kg
  Serial.println();
}

```

Data Sheet de los elementos usados

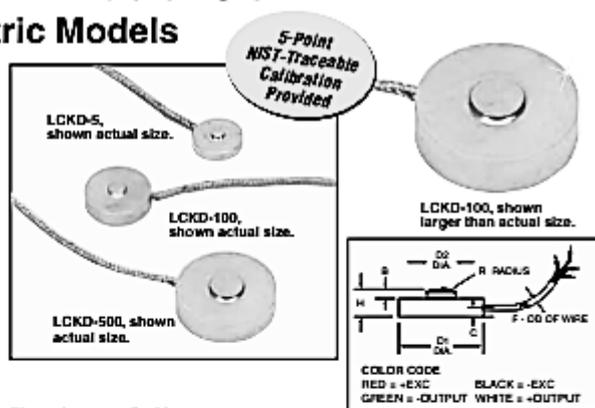
Subminiature Industrial Compression Load Cell

Standard and Metric Models

Compression
0-2.2 lb to 0-1000 lb
0-10 to 0-5000 N

1 Newton = 0.2248 lb
 1 daNewton = 10 Newtons
 1 lb = 454 g
 1 t = 1000 kg = 2204 lb

LCKD/LCMKD Series



Small in size but not in performance, OMEGA's LCKD/LCMKD Series compression load cells are designed to measure load ranges from 1 kg to 1000 lb. Rugged all stainless steel construction and high-performance strain gages ensure superior linearity and stability. Temperature compensation is achieved through a miniature circuit board in the cable. These cells are designed to be mounted on a smooth, flat surface.

SPECIFICATIONS

Excitation: 5 Vdc, 7 Vdc maximum
 Output: 2 mV/V nominal
 5-Point Calibration:
 0%, 50%, 100%, 50%, 0%
 Linearity: $\pm 0.25\%$ FSO
 Hysteresis: $\pm 0.25\%$ FSO
 Repeatability: $\pm 0.10\%$ FSO
 Zero Balance: $\pm 2\%$ FSO
 Operating Temp Range:
 -54 to 121°C (-65 to 250°F)
 Compensated Temp Range:
 16 to 71°C (60 to 160°F)
 Thermal Effects:
 Span: $\pm 0.018\%$ FSO/°C
 Zero: $\pm 0.009\%$ FSO/°C
 Safe Overload: 150% of capacity
 Ultimate Overload: 300% of capacity
 Bridge Resistance: 350 Ω minimum
 Full Scale Deflection: 0.001 to 0.003"
 Electrical Connection: 1.5 m (5")
 4-conductor insulated cable with temperature compensation board
 Weight: <14 g (<0.5 oz)
 Protection Class: IP54

Dimensions: mm (Inch)

CAPACITY	D1	D2	H	B	C	F	R
10 to 200 N 1 kg to 50 lb	9.8 (0.39)	2.2 (0.09)	3.0 (0.12)	0.76 (0.03)	1.0 (0.04)	1.3 (0.05)	6.3 (0.25)
500 to 1000 N 100 to 250 lb	13 (0.50)	3.0 (0.12)	3.8 (0.15)	0.51 (0.02)	1.5 (0.06)	1.3 (0.05)	13 (0.5)
2000 to 5000 N 500 to 1000 lb	19 (0.75)	6.1 (0.24)	6.4 (0.25)	0.76 (0.03)	2.5 (0.10)	1.3 (0.05)	101 (4)

STANDARD MODELS

CAPACITY		MODEL NO.	COMPATIBLE METERS
lb	N		
2.2	9.8	LCKD-1KG	DPiS, DP41-S, DP25B-S
5	22.2	LCKD-5	DPiS, DP41-S, DP25B-S
10	46	LCKD-10	DPiS, DP41-S, DP25B-S
25	111	LCKD-25	DPiS, DP41-S, DP25B-S
50	222	LCKD-50	DPiS, DP41-S, DP25B-S
100	445	LCKD-100	DPiS, DP41-S, DP25B-S
250	1112	LCKD-250	DPiS, DP41-S, DP25B-S
500	2224	LCKD-500	DPiS, DP41-S, DP25B-S
1000	4448	LCKD-1000	DPiS, DP41-S, DP25B-S

METRIC MODELS

CAPACITY		MODEL NO.	COMPATIBLE METERS
N	lb		
10	2.25	LCMKD-10N	DP41-S, DP25B-S, iSeries
20	4.5	LCMKD-20N	DP41-S, DP25B-S, iSeries
50	11.2	LCMKD-50N	DP41-S, DP25B-S, iSeries
100	22.5	LCMKD-100N	DP41-S, DP25B-S, iSeries
200	45	LCMKD-200N	DP41-S, DP25B-S, iSeries
500	112	LCMKD-500N	DP41-S, DP25B-S, iSeries
1000	225	LCMKD-1KN	DP41-S, DP25B-S, iSeries
2000	450	LCMKD-2KN	DP41-S, DP25B-S, iSeries
5000	1124	LCMKD-5KN	DP41-S, DP25B-S, iSeries

Comes complete with 5-point NIST-traceable calibration and 59 kHz shunt data.
 Ordering Examples: LCKD-1KG, 1 kg capacity load cell.
 LCKD-25, 25 lb capacity load cell.
 LCMKD-10N, 10 Newton capacity load cell.
 LCMKD-2KN, 2000 Newton capacity load cell.

Figura 1. Datasheet sensor de carga a compresion LCKD.

SHENZHEN BONE ELECTRONICS CO., LTD

1. 0 FEATURES

- Display Mode: STN, BLUB
- Display Format: 16 Character x 2 Line
- Viewing Direction: 6 O'Clock
- Input Data: 4-Bits or 8-Bits interface available
- Display Font : 5 x 8 Dots
- Power Supply : Single Power Supply (5V±10%)
- Driving Scheme : 1/16Duty,1/5Bias
- BACKLIGHT (SIDE) : LED (WHITE)

2.0 ABSOLUTE MAXIMUM

Item	Symbol	Min.	Max.	Unit
Power Supply for logic	Vdd	-0.3	+7.0	V
Power supply for LCD Drive	Vled	Vdd-10.0	Vdd+0.3	V
Input Voltage	Vi	-0.3	Vdd+0.3	V
Operating Temperature	Ta	0	+50	°C
Storage Temperature	Tstg	-10	+60	°C

3.0 ELECTRICAL CHARACTERISTICS

(Ta=25°C;Vdd=3.0V±10%,otherwise specified)

Item	Symbol	Test Condition	Min.	Typ.	Max.	Unit
Power Supply for Logic	Vdd	--	4.7	5.0	5.5	V
Operating Voltage for LCD	Vdd-Vo	--	--	5.0	--	V
Input High voltage	Vih	--	2.2	--	Vdd	V
Input Low voltage	Vil	--	-0.3	--	0.6	V
Output High voltage	Voh	-Ioh=0.2mA	2.4	--	--	V
Output Low voltage	Vol	Iol=1.2mA	--	--	0.4	V
Power supply current	Idd	Vdd=3.0v	--	1.1	--	mA

4.0 MECHANICAL PARAMETERS

Item	Description	Unit
PCB Dimension	80.0*36.0*1.6	mm
View Dimension	69.5*14.5	mm

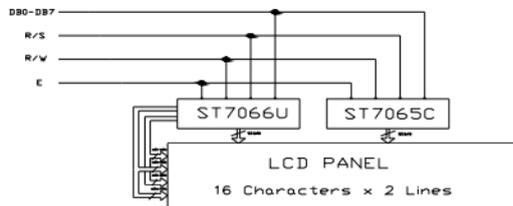
Figura 2. *datasheet* de pantalla LCD 16x2

SHENZHEN BONE ELECTRONICS CO., LTD

5. 0 PIN ASSIGNMENT

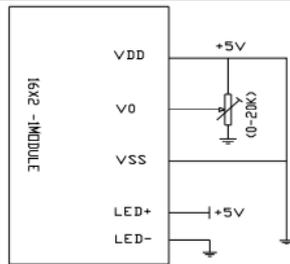
No.	Symbol	Level	Function
1	Vss	--	0V
2	Vdd	--	+5V
3	V0	--	for LCD
4	RS	H/L	Register Select: H:Data Input L:Instruction Input
5	R/W	H/L	H:Read L:Write
6	E	H,H-L	Enable Signal
7	DB0	H/L	Data bus used in 8 bit transfer
8	DB1	H/L	
9	DB2	H/L	
10	DB3	H/L	
11	DB4	H/L	Data bus for both 4 and 8 bit transfer
12	DB5	H/L	
13	DB6	H/L	
14	DB7	H/L	
15	BLA	--	BLACKLIGHT +5V
16	BLK	--	BLACKLIGHT 0V-

6. 0 BLOCK DIAGRAM



7. 0 POWER SUPPLY BLOCK DIAGRAM

Figura 3. *datasheet* de pantalla LCD 16x2

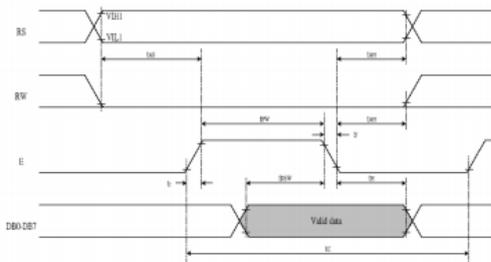


8.0 TIMING CHARACTERISTICS

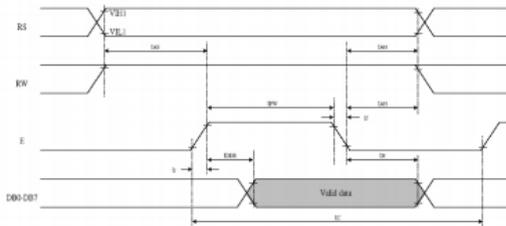
Write Mode (Writing data from MPU to ST7066U)						
T _C	Enable Cycle Time	Pin E	1200	-	-	ns
T _{PW}	Enable Pulse Width	Pin E	140	-	-	ns
T _{R,Tf}	Enable Rise/Fall Time	Pin E	-	-	25	ns
T _{AS}	Address Setup Time	Pins: RS,RW,E	0	-	-	ns
T _{AH}	Address Hold Time	Pins: RS,RW,E	10	-	-	ns
T _{DSW}	Data Setup Time	Pins: DB0 - DB7	40	-	-	ns
T _{HD}	Data Hold Time	Pins: DB0 - DB7	10	-	-	ns
Read Mode (Reading Data from ST7066U to MPU)						
T _C	Enable Cycle Time	Pin E	1200	-	-	ns
T _{PW}	Enable Pulse Width	Pin E	140	-	-	ns
T _{R,Tf}	Enable Rise/Fall Time	Pin E	-	-	25	ns
T _{AS}	Address Setup Time	Pins: RS,RW,E	0	-	-	ns
T _{AH}	Address Hold Time	Pins: RS,RW,E	10	-	-	ns
T _{DDR}	Data Setup Time	Pins: DB0 - DB7	-	-	100	ns
T _{HD}	Data Hold Time	Pins: DB0 - DB7	10	-	-	ns

Figura 4. *datasheet* de pantalla LCD 16x2

• Writing data from MPU to ST7066U



• Reading data from ST7066U to MPU



9.0 Display control instruction

The display control instructions control the internal state of the ST7066U-0A. Instruction is received from MPU to ST7066U-0A for the display control. The following table shows various instructions.

Figura 5. *datasheet* de pantalla LCD 16x2

9. EXTERNAL DIMENSIONS

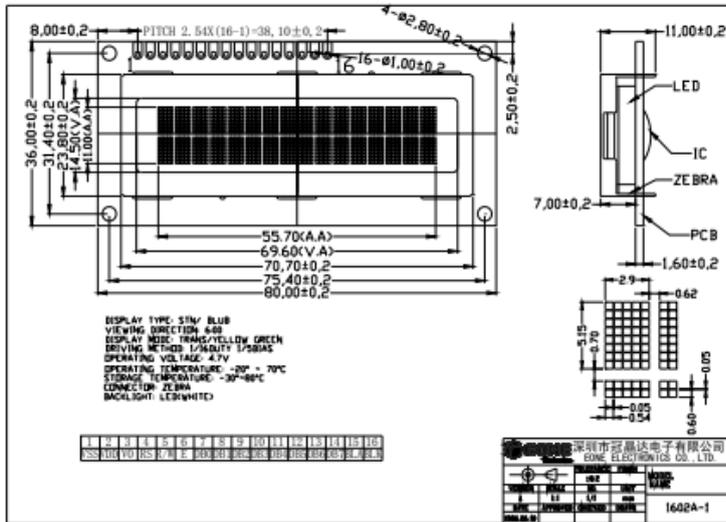


Figura 6. datasheet de pantalla LCD 16x2

MMA8452Q, 3-axis, 12-bit/8-bit digital accelerometer

The MMA8452Q is a smart, low-power, three-axis, capacitive, micromachined accelerometer with 12 bits of resolution. This accelerometer is packed with embedded functions with flexible user programmable options, configurable to two interrupt pins. Embedded interrupt functions allow for overall power savings relieving the host processor from continuously polling data.

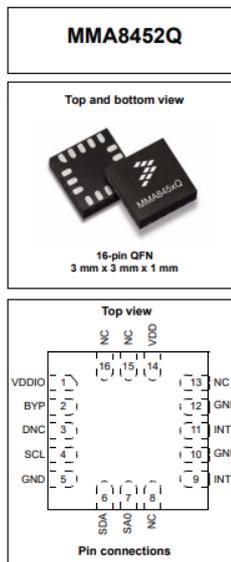
The MMA8452Q has user selectable full scales of ±2 g/±4 g/±8 g with high-pass filtered data as well as non-filtered data available real-time. The device can be configured to generate inertial wakeup interrupt signals from any combination of the configurable embedded functions allowing the MMA8452Q to monitor events and remain in a low-power mode during periods of inactivity. The MMA8452Q is available in a 16-pin QFN, 3 mm x 3 mm x 1 mm package.

Features

- 1.95 V to 3.6 V supply voltage
- 1.6 V to 3.6 V interface voltage
- ±2 g/±4 g/±8 g dynamically selectable full-scale
- Output data rates (ODR) from 1.56 Hz to 800 Hz
- 99 µg/√Hz noise
- 12-bit and 8-bit digital output
- I²C digital output interface
- Two programmable interrupt pins for six interrupt sources
- Three embedded channels of motion detection
 - Freefall or motion detection: one channel
 - Pulse detection: one channel
 - Transient detection: one channel
- Orientation (portrait/landscape) detection with set hysteresis
- Automatic ODR change for auto-wake and return to sleep
- High-pass filter data available real-time
- Self-test
- Current consumption: 6 µA to 165 µA

Typical applications

- E-compass applications
- Static orientation detection (portrait/landscape, up/down, left/right, back/front position identification)
- Notebook, e-reader, and laptop tumble and freefall detection
- Real-time orientation detection (virtual reality and gaming 3D user position feedback)
- Real-time activity analysis (pedometer step counting, freefall drop detection for HDD, dead-reckoning GPS backup)
- Motion detection for portable product power saving (auto-sleep and auto-wake for cell phone, PDA, GPS, gaming)
- Shock and vibration monitoring (mechatronic compensation, shipping and warranty usage logging)
- User interface (menu scrolling by orientation change, pulse detection for button replacement)



Ordering information			
Part number	Temperature range	Package description	Shipping
MMA8452QT	-40°C to +85°C	QFN-16	Tray
MMA8452QR1	-40°C to +85°C	QFN-16	Tape and Reel

Figura 7. datasheet combinador de sensores.

Table 1. Pin descriptions

Pin #	Pin name	Description
1	VDDIO	Internal power supply (1.62 V to 3.6 V)
2	BYP	Bypass capacitor (0.1 μF)
3	DNC	Do not connect to anything, leave pin isolated and floating.
4	SCL	I ² C serial clock, open drain
5	GND	Connect to ground
6	SDA	I ² C serial data
7	SA0	I ² C least significant bit of the device I ² C address, I ² C 7-bit address = 0x1C (SA0 = 0), 0x1D (SA0 = 1).
8	NC	Internally not connected
9	INT2	Inertial interrupt 2, output pin
10	GND	Connect to ground
11	INT1	Inertial interrupt 1, output pin
12	GND	Connect to ground
13	NC	Internally not connected
14	VDD	Power supply (1.95 V to 3.6 V)
15	NC	Internally not connected
16	NC	Internally not connected (can be GND or VDD)

The device power is supplied through VDD line. Power supply decoupling capacitors (100 nF ceramic plus 4.7 μF bulk, or a single 4.7 μF ceramic) should be placed as near as possible to the pins 1 and 14 of the device.

The control signals SCL, SDA, and SA0 are not tolerant of voltages more than VDDIO + 0.3 V. If VDDIO is removed, the control signals SCL, SDA, and SA0 will clamp any logic signals with their internal ESD protection diodes.

The functions, the threshold and the timing of the two interrupt pins (INT1 and INT2) are user programmable through the I²C interface. The SDA and SCL I²C connections are open drain and therefore require a pullup resistor as shown in the application diagram in Figure 4.

Figura 8. datasheet combinador de sensores.

Convertidor analógico a digital de 24 bits (ADC) para balanzas

<p>DESCRIPCIÓN</p> <p>Basado en la patente de Avia Semiconductor tecnología, HX711 es un analógico de precisión de 24 bits convertidor digital (ADC) diseñado para pesar escalas y aplicaciones de control industrial para interfaz directamente con un sensor de puente.</p> <p>El multiplexor de entrada selecciona cualquiera de las entradas A o B entrada diferencial al ruido bajo amplificador de ganancia programable (PGA). Canal B se puede programar con una ganancia de 128 o 64; correspondiente a una entrada diferencial a escala voltaje de ± 20mV o ± 40mV respectivamente, cuando un suministro de 5V está conectado a la alimentación analógica VDD pin de suministro. El canal B tiene una ganancia fija de 32. El regulador de la fuente de alimentación del chip elimina la necesidad para un regulador de suministro externo para proporcionar alimentación para el ADC y el sensor. La entrada del reloj es flexible. Puede ser de una fuente de reloj externa, un cristal, o el oscilador en chip que no requieren cualquier componente externo. Potencia inicialización</p> <p>No se necesita programación para registros internos. Todos los controles del HX711 son a través de los alfileres.</p>	<p>CARACTERÍSTICAS</p> <ul style="list-style-type: none"> • Dos canales de entrada diferencial seleccionables • PGA activo de bajo ruido en chip con ganancia seleccionable de 32, 64 y 128 • Regulador de fuente de alimentación en chip para celdas de carga y Fuente de alimentación analógica ADC • Oscilador en chip que no requiere externo componente con cristal externo opcional • Encendido en chip de reinicio • Control digital simple e interfaz en serie: controlados por pin, no se necesita programación • Velocidad de datos de salida seleccionable de 10SPS u 80SPS • Suministro simultáneo de 5V y 0Hz. • Registro de datos de alimentación: incluido el analógico en chip • Consumo de potencia normal <1.5mA, apagado <1uA • Rango de voltaje de suministro de operación: 2.0 ~ 5.5V • Rango de temperatura de operación: -40 ~ +85 °C • Paquete de 10 pines SOP-10
<p>APLICACIONES</p> <ul style="list-style-type: none"> • Básculas de pesaje • Control de procesos industriales 	

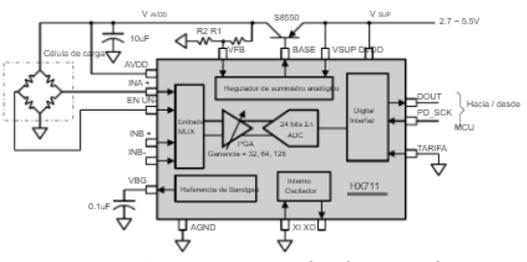
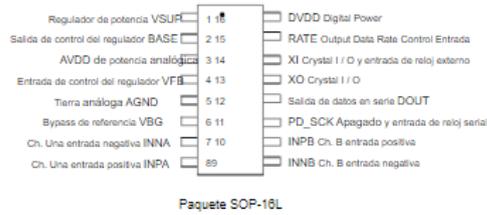


Fig. 1 Diagrama de bloques de aplicación de báscula de pesaje típico

Figura 9. datasheet convertir HX711.

Pin Descripción



Pin #	Nombre Función	Descripción
1	potencia VSUP	Suministro del regulador: 2.7 ~ 5.5V
2	BASE Salida de control del regulador de salida analógica	(NC cuando no se utiliza)
3	AVDD Power	Suministro analógico: 2.6 ~ 5.5V
4	Entrada de control del regulador de entrada analógica VFB	(se conecta a AGND cuando no se usa)
5	AGND Ground	Tierra analógica
6	Salida de derivación de referencia de salida analógica de 6 VBG	
7	INA- Entrada negativa del canal de entrada analógica A	
8	INA+ Entrada analógica Canal A entrada positiva	
9	INB- Entrada negativa del canal B de entrada analógica	
10	INB+ Entrada analógica Canal B entrada positiva	
11	PD_SCK Entrada digital Control de apagado (alto activo) y entrada de reloj serie	
12	DOUT Salida digital Salida de datos en serie	
13	XO Digital I/O Crystal I/O	(NC cuando no se usa)
14	XI Entrada digital Crystal I/O	O o entrada de reloj externo, 0: use oscilador en chip
15	TASA Entrada digital Salida control de velocidad de datos, 0: 10Hz; 1: 80Hz	
16	DVDD Power	Suministro digital: 2.6 ~ 5.5V

Tabla 1 Descripción del pin

Figura 10. *datasheet* convertir HX711

5. BASIC CHARACTERISTICS

5.1 Capacity (25±5°C)	Nominal Capacity: 2600mAh (0.52A Discharge, 2.75V) Typical Capacity: 2550mAh (0.52A Discharge, 2.75V) Minimum Capacity: 2500mAh (0.52A Discharge, 2.75V)
5.2 Nominal Voltage	3.7V
5.3 Internal Impedance	≤ 70mΩ
5.4 Discharge Cut-off Voltage	3.0V
5.5 Max Charge Voltage	4.20±0.05V
5.6 Standard Charge Current	0.52A
5.7 Rapid Charge Current	1.3A
5.8 Standard Discharge Current	0.52A
5.9 Rapid Discharge Current	1.3A
5.10 Max Pulse Discharge Current	2.6A
5.11 Weight	46.5±1g
5.12 Max. Dimension	Diameter(Ø): 18.4mm Height (H): 65.2mm
5.13 Operating Temperature	Charge: 0 ~ 45°C Discharge: -20 ~ 60°C
5.14 Storage Temperature	During 1 month: -5 ~ 35°C During 6 months: 0 ~ 35°C

6. Standard conditions for test

All the tests need to be done within one month after the delivery date under the following conditions :
Ambient Temperature: 25±5°C; Relative Humidity: 65±20%

Standard Charge	Constant Current and Constant Voltage (CC/CV) Current = 0.52A Final charge voltage = 4.2V Final charge Current = 0.052A
Standard Discharge	Constant Current (CC) Current = 0.52A End Voltage = 3.0V

7. Appearance

All surfaces must be clean, without damages, leakage and corrosion. Each product will have a product label identifying the model.

Figura 11. *datasheet* batería.

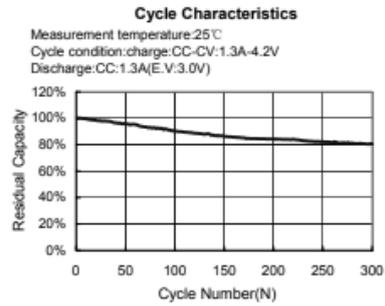
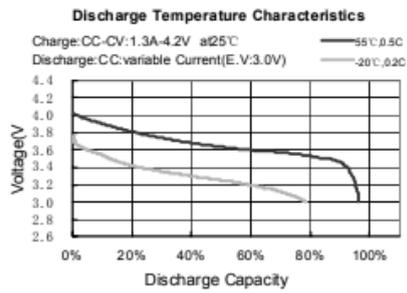
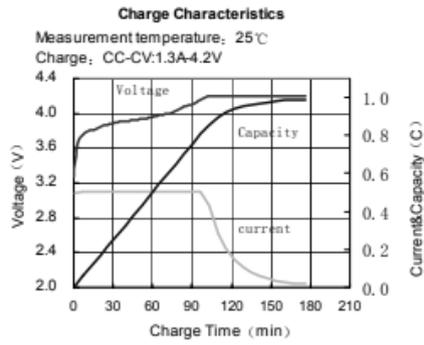
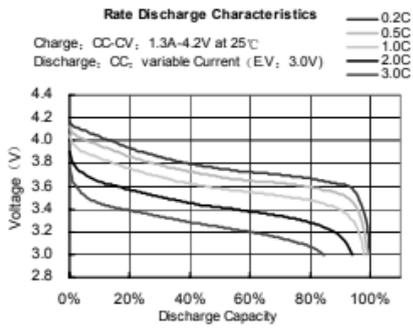


Figura 12. datasheet bateria.