

Diseño y construcción de la computadora de vuelo para un cohete experimental

Design and construction of the flight computer an experimental rocket

Romero Salas, Luis Ángel^{1*}; Pérez Merlos, Juan Carlos¹, Morán Solano, María Guadalupe¹

¹Licenciatura en Ingeniería en Electrónica, Facultad de Ingeniería, Universidad Autónoma del Estado de México, Toluca, Estado de México.

*romero885@alumno.uaemex.mx

Resumen

En la actualidad, la cohetaría experimental es una disciplina que presenta enormes áreas de oportunidad para el desarrollo tecnológico en materias como la ingeniería de materiales, los sistemas de propulsión, así como de sistemas electrónicos, dando el espacio perfecto para la puesta en prueba de sistemas de instrumentación, telecomunicaciones y control automático. En este trabajo se describe el diseño y la construcción de la computadora de vuelo para su uso en el cohete experimental XITZIN II basada en un sistema de control redundante, con un microcontrolador central Atmega 2560 y el de respaldo Raspberry Pi pico RP2040, se utilizó control PID con PWM en un Arduino nano para los servomotores de control de los alerones, así como un módulo XBee para la comunicación con una estación terrena a 2.4 GHz. La misión del cohete consiste en expulsar un microsatélite cubesat y dos paracaídas uno arrastre y otro principal, las variables principales a medir son altitud y temperatura, control de trayectoria y localización final del cohete. Los resultados mostraron en una prueba estática la medición de altitud del gps NEO 6M y el BMP180 de 2580 mts. en la cd. De Toluca y temperatura de 16°. El cohete busca alcanzar una altitud de 3,000 mts. en apogeo sobre el nivel de referencia.

Palabras clave: Cohete experimental, aviónica, computadora de vuelo.

Abstract

Currently, experimental rocketry is a discipline that presents enormous areas of opportunity for technological development in subjects such as materials engineering, propulsion systems, as well as electronic systems, providing the perfect space for testing systems of instrumentation, telecommunications and automatic control. This work describes the design and construction of the flight computer for use in the experimental rocket XITZIN II, the design was based on a redundant system, the Atmega 2560 as central microcontroller and Raspberry Pi pico as backup, it was used PID control with PWM and Arduino nano to control fins's servomotors, as well as an Xbee module to 2.4 GHz for communication with de earth station. The rocket's mission consists of ejecting a cubesat microsatellite and two parachutes one drag and other main, the main variables to be measured are altitude and temperature, trajectory control and final location of the rocket. The results showed in a static test the altitude measurement of the NEO 6M GPS and the BMP180 of 2580 meters. on the Toluca city and temperature of 16°. The rocket aims to reach an altitude of 3,000 meters. at apogee above the reference level.

Keywords: Experimental rocket, avionics, flight computer.

1 Introducción

A partir del lanzamiento del satélite Sputnik en 1957 por parte de la ex Unión Soviética, la humanidad inició una carrera espacial a la cual se han unido diversos países, los cuales han desarrollado ciencia y tecnología para ello, y capacidades que los coloca dentro del círculo reducido de

naciones que tienen la oportunidad de construir, lanzar y emplear satélites y vehículos espaciales (Rivera 2017).

De acuerdo con Sasaki y cols. (2009), desde 1962 jóvenes entusiastas del espacio en Francia han estado lanzado cohetes apoyados por el Centro Nacional de Estudios Espaciales (Centre National d'Etudes Spatiales, CNES) con la asistencia de la Asociación de Ciencias de los Planetas (Association of

Planete Sciencies). Cada año se reúnen en el evento lanzamiento de verano en Francia donde los cohetes deben construirse de acuerdo con ciertas restricciones técnicas y de seguridad.

También en el noroeste de Tailandia se tiene una celebración llamada Cohete Tradicional Tailandés (Bangfai) o cohete local, esto se realiza cada año iniciando en abril hasta junio incluso la población local participa y construye sus propios cohetes con los recursos disponibles como se muestra en la Figura 1, la fuerza de arrastre del cohete se puede calcular con la ecuación 1 (Ujjin y cols; 2021).

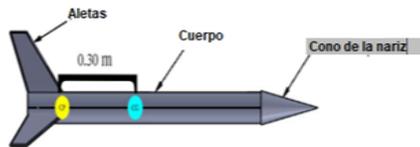


Fig. 1. Partes del cohete. Fuente: (Ujjin y cols; 2021).

$$D_T = D_{NC} + D_B + D_F \quad \text{Ec. (1)}$$

Donde:

- D_T =Fuerza de arrastre total en Newtons
- D_{NC} =Arrastre del cono de la nariz en Newtons
- D_B =Arrastre de cuerpo en Newtons
- D_F =Arrastre de la aleta en Newtons

Ujjin y cols. (2021), mencionan que el arrastre o resistencia aerodinámica es una fuerza inducida por la velocidad relativa del aire que es proporcional a la presión dinámica del aire del área sobre la cual actúa. La resistencia varía de acuerdo con la forma del cuerpo, la rugosidad de la superficie y otros factores. Además, se utiliza el coeficiente de arrastre para describir qué tanto de la fuerza de la presión dinámica es convertida en arrastre. La ecuación 2 también permite calcular la fuerza de arrastre.

$$D = D_d \frac{1}{2} \rho v^2 A \quad \text{Ec. (2)}$$

Donde

- D: Fuerza de arrastre en Newtons
- D_d : Coeficiente de arrastre
- ρ : Densidad Kg/m³
- v: Velocidad m/s
- A: Área en m²

Un cohete de sondeo o tipo sonda se puede definir como un pequeño cohete que porta instrumentos y que está diseñado para la investigación, como tomar medidas y realizar experimentos científicos durante un vuelo suborbital.

Un cohete sonda, contrario de un vehículo de lanzamiento, no entra en órbita y generalmente su vuelo realiza una trayectoria parabólica describiendo un vuelo suborbital. Estos cohetes son utilizados para transportar

instrumentos desde los 10-50 kilómetros (estratósfera) hasta los 1,500 km sobre la superficie de la tierra (exosfera); generalmente la altitud de los globos meteorológicos son regiones del espacio que son “demasiado bajas” para ser muestreadas por satélites. Un cohete sonda común consiste en un motor cohete de combustible sólido y una carga útil científica (también llamada carga paga) (Robayo-Salazar y Colombiana 2019).

Se puede decir que las aplicaciones más comunes de este tipo de cohetes se enmarcan en cuatro grandes áreas: salud, telecomunicaciones, ambiente y seguridad y defensa. Un cohete tipo sonda se puede representar como una estructura integrada por 6 componentes o sistemas, los cuales corresponden a: (Robayo-Salazar y Colombiana 2019)

- 1) Ojiva
- 2) Fuselaje (cuerpo y estructura)
- 3) Sistema de recuperación
- 4) Instrumentos y carga útil
- 5) Motor cohete (cámara de combustión, propelente y tobera)
- 6) Sistemas de control de vuelo (aletas)

Los cohetes sonda son considerados por la NASA como una oportunidad única de investigación científica debido a que la carga útil no entra en órbita y las misiones de los cohetes sonda no necesitan refuerzos costosos o telemetría extendida y cobertura de rastreo (Robayo-Salazar y Colombiana 2019).

Vergara y Agudelo (2007), desarrollaron un sistema de comunicaciones para la aviónica o computadora de vuelo con el sistema operativo de tiempo real QNX de un mini helicóptero llamado Colibrí, basado en una arquitectura distribuida tipo CAN, utilizando sensores como una unidad de medida inercial IMU (Inertial Measurement Unit, IMU), un GPS, magnetómetro o brújula digital y un sonar para altitudes bajas aplicada al despegue y al aterrizaje; cada sensor utiliza una frecuencia para enviar sus datos aproximadamente a una frecuencia cerca a los 250 KHz. Para el control y el filtrado se transmite entre 50 y 100 KHz. Además, se cuenta con un microcontrolador PIC 18F258 con el sistema operativo de tiempo real, se realizó un hilo (programa) para cada sensor.

Sasaki y cols. (2009), construyeron un cohete experimental llamado UCG-07, de altura 2.2 mts. y 15 Kg de peso, con un coeficiente de arrastre de 0.4, alcanzó una altitud máxima de 850 mts. en 13.7 seg., su máxima aceleración y velocidad fueron 102.9 m/seg² y una velocidad de 108 m/seg. respectivamente, la secuencia de vuelo fue controlada por dos microcontroladores. Mencionan que los tiempos de las secuencias de cada operación en el cohete son críticas, también al despegue y al aterrizaje hay que evitar colisiones y recomienda no desplegar los paracaídas a altas velocidades.

Salazar y Solorzano (2016), construyeron un cohete Aristarco I con una computadora de vuelo basada en Arduino Uno, cuyo objetivo fue la adquisición de datos y el sistema de recuperación a un kilómetro de altitud. Las variables que almacena en una memoria SD (security digital) son condiciones atmosféricas (presión, temperatura, altitud sobre el nivel del mar y altitud sobre el punto de referencia) con el sensor BMP 180, altitud y tiempo. El sistema de recuperación se activa cuando se detecta un giro para descender, esto cuando la inclinación esté a 75° sobre la vertical con el sensor MPU 6050, todos los circuitos usan la comunicación I²C, previenen como seguridad, si no activan los sensores se toma en cuenta el tiempo de 2.5 min.

Kobald y cols. (2018), en la Universidad de Stuttgart, lanzaron un cohete experimental con combustible híbrido llamado HEROS 3, con un alcance en el apogeo de altitud de 32,300 mts., quienes resaltaron las ventajas sobre las máquinas de combustible sólido y de líquido propelente. La telemetría utilizada se basó en dos computadoras de vuelo comercial, una fue de respaldo y la otra se utilizó en la misión que fue poner en órbita un microsatélite Mikro Rückkehrkapsel (MIRKA). Asimismo, las computadoras tuvieron el microcontrolador Genuino y las cuales se adaptaron con amplificadores para incrementar la potencia hacia la estación terrena y con una antena de varilla en la banda de 70 cm. Las variables que midieron fueron: velocidad, aceleración, posición, temperatura y presión, además de monitorear la energía; describieron que una de las tareas importantes de la computadora fue la expulsión de dos paracaídas.

Amado y Mendoza (2017), presentaron una computadora de vuelo para el cohete Sonda Libertador I, con el objetivo de la recuperación del cohete. La misión se dividió en dos partes, liberación del paracaídas y enviar una señal cuando el cohete fuera en caída libre; utilizaron dos arduinos, uno con Atmega 328 y otro con Atmega 128 en conexión maestro esclavo respectivamente con el bus I²C así como con los sensores acelerómetro, medidor de altitud (a través del barómetro) y una micro SD para almacenar los datos.

Con base a la información anterior, se puede decir, que muchos artículos describen las partes mecánicas y pocos son los que detallan el control electrónico o la instrumentación que manipula los tiempos y las acciones al interior del cohete, por ello, es interesante describir a más detalle el proceso de diseño de la instrumentación o aviónica del cohete experimental, que permita controlar las acciones en los tiempos requeridos, para lograr esto, en la Facultad de Ingeniería de la Universidad Autónoma del Estado de México, se diseñó y construyó una computadora de vuelo para un cohete experimental de nombre XITZIN II cuyo objetivo es llevar consigo una carga útil que para este caso será un cubesat a una altitud de 3000m. sobre el nivel del

suelo, medir algunas variables ambientales y realizar un descenso controlado del cohete.

2 Metodología

Para el desarrollo de la computadora de vuelo del cohete XITZIN-II se siguió la siguiente metodología:

- Investigación documental
- Determinación de las variables a medir
- Propuesta de diseño del sistema de instrumentación
- Selección de materiales
- Diseño y construcción de la computadora de vuelo
- Pruebas y análisis de resultados
- Conclusiones

3 Desarrollo

De acuerdo con la metodología de 14 pasos Ingeniería de Misiones Espaciales (Space Missions Engineering, SME) propuesta por Álvarez y cols. (2015), se utilizó parte de ella para el diseño de la misión del cohete XITZIN-II (Alvarez y cols; 2015).

Si bien los sistemas que componen a un cohete experimental pueden cambiar ligeramente dependiendo de la misión y/o experimento que éste debe cumplir, en general con los subsistemas básicos, en el XITZIN-II los sistemas que lo componen son los siguientes:

- *Sistema de propulsión:* motor, combustible e ignitor
- *Aero estructuras:* fuselaje, retenedores de motores, estructura interna y bahías para cargas útiles
- *Sistema de descenso y recuperación:* paracaídas y liberadores de paracaídas
- *Sistemas electrónicos:* computadora de vuelo, sistemas de ignición para paracaídas, sistemas de alarma para recuperación y fuentes de alimentación

La computadora de vuelo construida tiene como funciones básicas: medir la altura hasta 3 km como apogeo, mantener el descenso controlado, transmisión de datos en tiempo real y así como sistema de control activo de trayectoria; para el diseño de la computadora de vuelo se hizo un desglose con mayor detalle contando las siguientes características:

- Monitoreo de altitud
- Monitoreo de orientación (posición angular respecto a 3 ejes)
- Monitoreo de velocidad
- Monitoreo del nivel de voltaje de las baterías
- Corrección de trayectoria de vuelo mediante alerones móviles (con fines de experimentación mas no de implementación)
- Geolocalización

- Liberación de 2 paracaídas: uno de arrastre justo en el momento del apogeo y otro principal a una altitud de 500 mts.
- Almacenamiento de datos recolectados
- Suministro energético para un funcionamiento continuo por un periodo de al menos 2 horas
- Transmisión en tiempo real de datos recolectados
- Posesión de una estación terrena para recepción de datos

El cohete construido mide 2.90 mts. con los compartimientos que se muestran en la Figura 2.

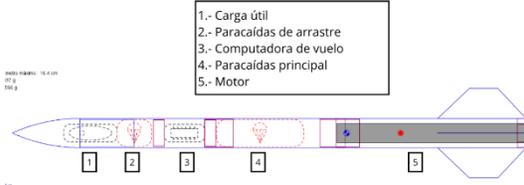


Fig. 2. Propuesta de distribución de los elementos del cohete XITZIN-II. Fuente: Elaboración propia

Se propuso un esquema de la misión del cohete XITZIN-II, cuyo fin es llevar consigo un cubesat (micro satélite) cuya función sale fuera de este trabajo, además de expulsar dos paracaídas y lograr la localización del cohete al final de la misión, como se esquematiza en la Figura 3.

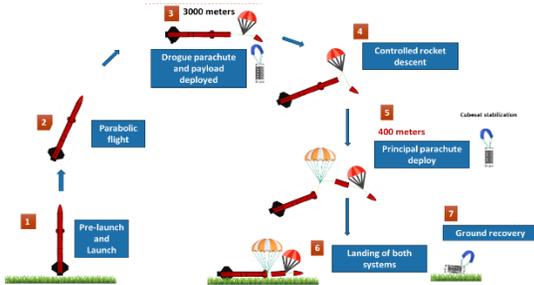


Fig. 3. Modelo conceptual de la misión del cohete XITZIN-II. Fuente: Elaboración propia

Como un bosquejo inicial de la computadora de vuelo se muestra la Figura 4, la cual muestra los elementos básicos que habrán de componer la computadora de vuelo.

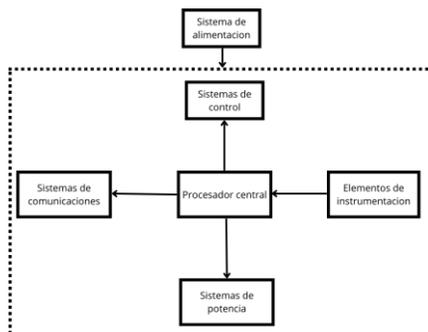


Fig. 4. Diagrama a bloques básico de la computadora de vuelo del XITZIN-II. Fuente: Elaboración propia

En la Figura 5 se muestra un diagrama a bloques de la computadora de vuelo y en la Figura 6 uno para la estación terrena, cuya función es monitorear las variables de altitud, velocidad y geolocalización; estos dos haciendo alusión al tipo de componentes que habrán de componerlas.

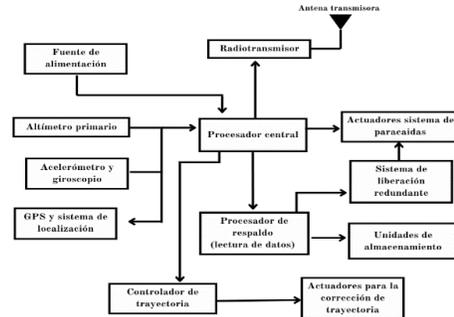


Fig. 5. Diagrama a bloques propuesto para la computadora de vuelo para el cohete XITZIN-II. Fuente: Elaboración propia.

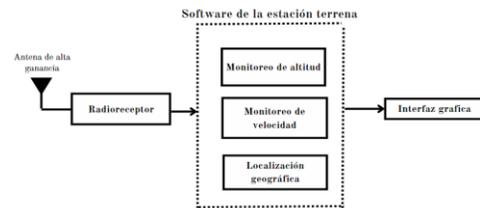


Fig. 6. Diagrama a bloques propuesto para la estación terrena del cohete XITZIN-II. Fuente: Elaboración propia.

El control central, como se muestra en la Figura 6, es una tarjeta electrónica de desarrollo Arduino MEGA PRO basada en el microcontrolador ATMEGA 2560, siendo el microcontrolador de la familia Arduino más potente en un empaquetado compacto; este posee tres puertos UART, un puerto I2C, un puerto SPI, 53 puertos digitales con salida a 5 V y una velocidad de reloj de 16 kHz. La conexión de sensores al sistema central se presenta en la Figura 7.

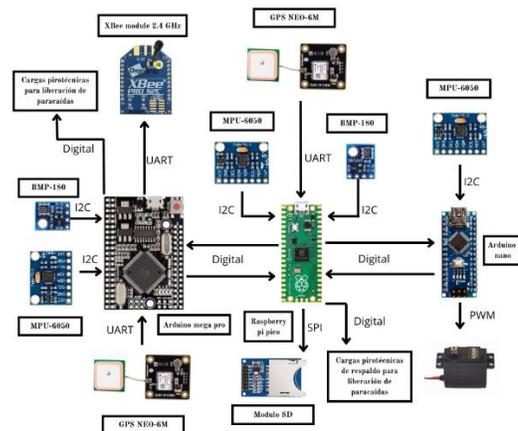


Fig. 7. Conexión de sensores al sistema central de la computadora de vuelo para el cohete XITZIN-II. Fuente: Elaboración propia.

También se utilizó un procesador de respaldo, en caso de falla de la computadora principal, con la tarjeta Raspberry Pi

pico, basada en el microcontrolador RP2040; este tiene alta potencia de procesamiento, costo relativamente bajo y proporciona conexiones con los protocolos de comunicación más comunes (UART, SPI e I2C), con una frecuencia de reloj de 144 MHz y la característica de ser programable en microPython.

En la Figura 8, se muestra el diagrama de flujo general del sistema completo de la programación de la computadora de vuelo, las funciones principales son: encendido de la computadora de vuelo, inicialización de sensores, creación de archivos de almacenamiento, lectura de sensores, almacenamiento de información y transmisión a la estación terrena, control de trayectoria del cohete, liberación de la carga útil (cubesat) y el primer paracaídas, liberación del segundo paracaídas y la geolocalización para la recuperación del cohete, cabe destacar que el programa opera en un ciclo infinito.

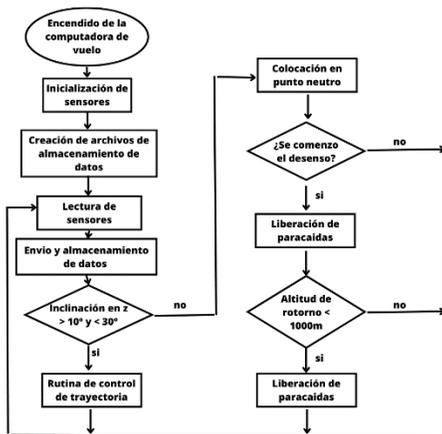


Fig. 8. Diagrama de flujo de la programación de la computadora de vuelo para el cohete XITZIN-II. Fuente: Elaboración propia.

En el caso de los actuadores se utilizó un servomotor controlado por un PID con PWM que controlan el ángulo de ataque del juego de alerones móviles, la selección de los servomotores fue con el objetivo de ejercer torques altos y que sean lo suficientemente resistentes para no ceder a los esfuerzos aerodinámicos ejercidos sobre estos elementos. En la Figura 9, se muestra el diagrama a bloques del control PID.

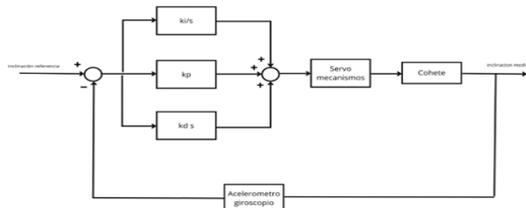


Fig. 9. Diagrama a bloques del control PID para control de trayectoria a través de los servomotores que controlan los alerones. Fuente: Elaboración propia.

Los servomotores fueron tres del modelo MG-995 como se muestra en la Figura 10, los cuales son una de las versiones más robustas que proporcionan un torque de hasta 15 kg/cm y tienen engranes metálicos los cuales brindan una gran resistencia a fuerzas puestas que sean ejercidas sobre su eje.



Fig. 10. Servomotor MG-995 controlado por PID utilizado como control de los alerones para el control del vuelo. Fuente: Elaboración propia.

Para la programación del Arduino se utilizó la plataforma del mismo nombre y para la Raspberry Pi Pico la plataforma Thonny, como se muestra en las Figuras 11 y 12 respectivamente.

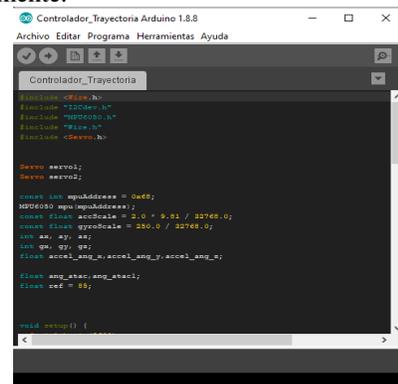


Fig. 11. Ambiente de desarrollo Arduino para la programación del Atmega 2560 y Arduino nano. Fuente: Elaboración propia.

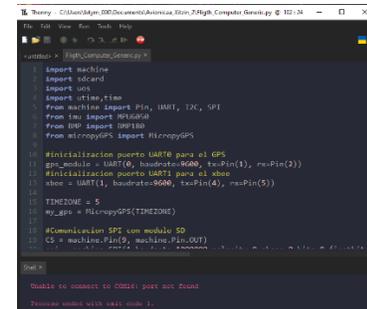


Fig. 12. Ambiente de desarrollo de Thonny para la programación de la Raspberry Pi Pico. Fuente: Elaboración propia.

4 Pruebas y resultados

La Figura 13, muestra la construcción de la placa de circuito impreso de la computadora de vuelo, la tarjeta soporta a los microcontroladores utilizados como se indicó anteriormente, también los sensores de altitud y temperatura, el acelerómetro, GPS, y el módulo de transmisión por radio XBee.



Fig. 13. Construcción de la Computadora de vuelo. Fuente: Elaboración propia.

Las pruebas de los sensores se describen a continuación. De acuerdo con Amado y Mendoza (2017), para calcular el ángulo de inclinación del sensor mpu6050 (acelerómetro y giroscopio) se realizó a través de la aceleración en sus tres ejes, por medio trigonométrico se pueden definir las ecuaciones 3, 4 y 5:

$$\theta_x = \tan^{-1} \frac{a_x}{\sqrt{a_y^2 + a_z^2}} \quad \text{Ec. (3)}$$

$$\theta_y = \tan^{-1} \frac{a_y}{\sqrt{a_x^2 + a_z^2}} \quad \text{Ec. (4)}$$

$$\theta_z = \tan^{-1} \frac{a_x}{\sqrt{a_x^2 + a_y^2}} \quad \text{Ec. (5)}$$

El mismo circuito integrado que mide las aceleraciones sirve como giróscopo y mide velocidades angulares, obteniendo el ángulo en que se encuentra el mpu6050, además se puede sumar el valor del giróscopo para saber el nuevo ángulo como se indica en la ecuación 6 (Amado y Mendoza 2017).

$$\dot{\text{Ángulo}}_y = \text{Ángulo}_{y\text{anterior}} + \text{giroscopio}_y * \Delta t \quad \text{Ec. (6)}$$

Donde

Δt : es el tiempo que transcurre cada que se calcula en la ecuación 6

$\text{Ángulo}_{y\text{anterior}}$: es el ángulo calculado la última vez

giroscopio_y : es la lectura del Ángulo_y del giróscopo

En las Figuras 14 y 15 se muestran las pruebas del giroscopio con respecto al eje z, para 0° y 90° grados respectivamente.

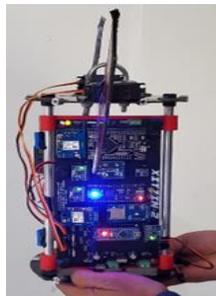


Fig. 14. Prueba del giroscopio con inclinación a 0° con respecto al eje z. Fuente: Elaboración propia.

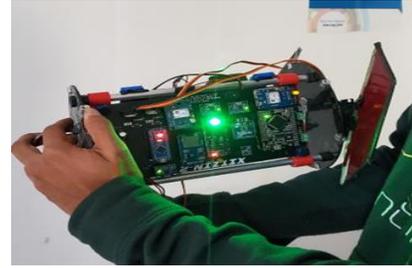


Fig. 15. Prueba del giroscopio inclinación a -90° con respecto al eje z. Fuente: Elaboración propia.

En la gráfica de la Figura 16, se muestran los valores obtenidos del acelerómetro, en esta se representa la inclinación del sistema respecto al eje z (paralelo a eje del cohete) donde los valores positivos representan una inclinación hacia la derecha y los valores negativos una inclinación hacia la izquierda.

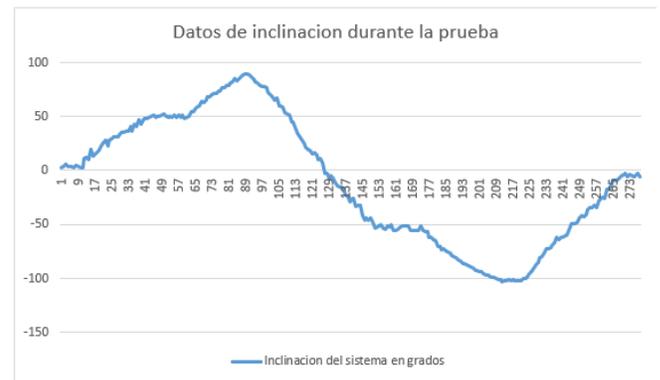


Fig. 16. Inclinación del cohete con respecto al eje z, los valores positivos indican inclinación a la derecha y los negativos a la izquierda. Fuente: Elaboración propia.

Asimismo, en la gráfica de la Figura 17 se muestra la inclinación y la acción de los alerones para corregir la trayectoria de vuelo del cohete.

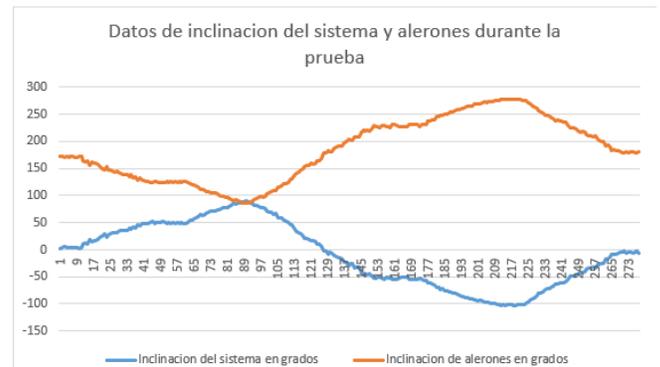


Fig. 17. La inclinación del cohete con respecto al eje z es la línea azul y la naranja representa la acción de los alerones para el control del vuelo. Fuente: Elaboración propia.

En la gráfica de la Figura 17 se muestran las señales de inclinación y la que se envía a los servomotores para controlar la posición de los alerones y corregir la trayectoria.

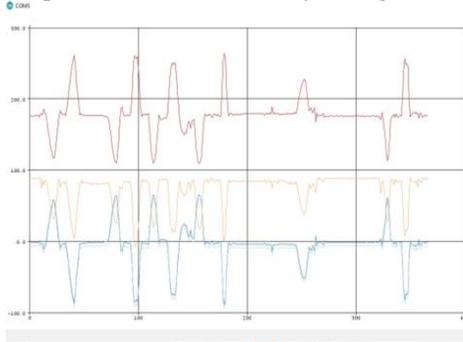


Fig. 18. Señales de inclinación del cohete con respecto al eje z la superior e inferior y la gráfica central representa la acción enviada a los servomotores para accionar a los alerones para el control del vuelo. Fuente: Elaboración propia.

Las pruebas de telemetría consistieron en el enlace de los módulos de radiofrecuencia XBee y una computadora corriendo el software XCTU, este es un software especializado para la creación de enlaces con módulos de la familia XBee, Esta prueba permite tener seguridad de los enlaces de radiofrecuencia entre la computadora de vuelo y la estación terrena, además, de ver que el alcance del enlace cubra la distancia que se prevé el cohete alcanzará tanto en vuelo y al momento de su aterrizaje, la Figura 20 muestra los datos recibidos desde la computadora de vuelo a 1.5 km de la estación terrena en zona urbana.



Fig. 19. Pruebas de telemetría de la computadora de vuelo. Fuente: Elaboración propia.

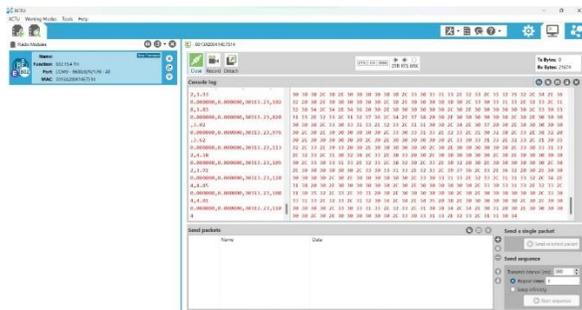


Fig. 20. Trama de datos recibida desde los módulos XBee. Fuente: Elaboración propia.

Para la expulsión de los paracaídas a través de presión de gas ejercida por la quema de pólvora se utilizó un cerillo eléctrico como se indica en la Figura 21, su modelo eléctrico mostrado en la Figura 22.



Fig. 21. Cerillo eléctrico utilizado para la ignición del combustible. Fuente: (Son y cols; 2002).

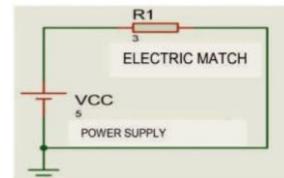


Fig. 22. Modelo eléctrico del cerillo eléctrico de disparo. Fuente: (Pérez Merlos y cols; 2023).

Con esta idea del modelo, se calculó la corriente para activar el cerillo con la ley de Ohm, la corriente calculada fue de 1 amperio, las pruebas fueron exitosas como se aprecia en la Figura 23.

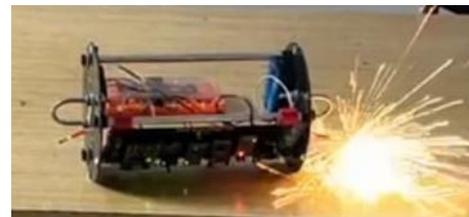


Fig. 23. Prueba de encendido de cerillo eléctrico para la chispa de ignición del cohete desde la estación terrena. Fuente: Elaboración propia.

El funcionamiento es de un control ON-OFF cuya activación está en referencia al altímetro, como se indica en el diagrama de flujo de la Figura 24.

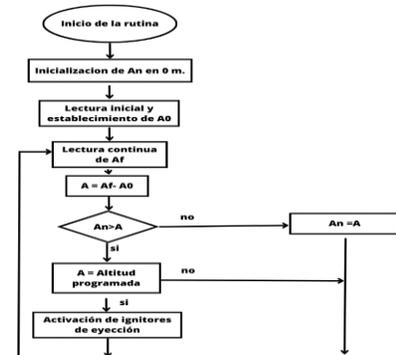


Fig. 24. Diagrama de flujo de la programación de la liberación de los paracaídas para el cohete XITZIN-II. Fuente: Elaboración propia.

En la Figura 25, se puede apreciar el resultado después de haber activado el cerillo eléctrico, como se indicó al inicio, el cerillo quema la pólvora y expulsa en el apogeo de 3,000 mts. al cubesat y al paracaídas al mismo tiempo, este paracaídas llamado de arrastre y el otro que es el principal se activa a 500 metros en descenso.



Fig. 25. Pruebas de control de liberación de paracaídas del cohete XITZIN-II. Fuente: Elaboración propia.

El algoritmo de liberación de paracaídas se basa en calcular el descenso, esto se realizó utilizando una variable para la altitud de referencia y otra para la lectura actual, la relación entre ambas se almacena como variable que tiene el valor neto, esto permite saber si el cohete va en ascenso o en descenso, el apogeo está calculado para alcanzar 3,000 mts.

Para ubicar al cohete al final de su misión, se utilizó un geo-localizador GPS (Global Position System) con el dispositivo GPS NEO 6M-x2 mostrado en la Figura 26, la comunicación es de manera serial con un UART (Universal Asynchronous Receiver Transmitter), que permitió, a través de las coordenadas que almacena, localizar la caída final del cohete para su recuperación, en la Figura 27 se muestra la prueba en tierra en la ciudad de Toluca.

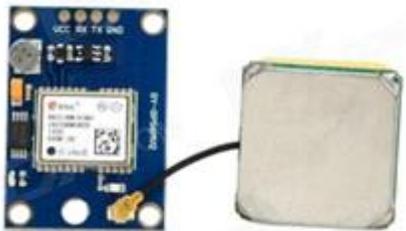


Fig. 26. GPS NEO 6M utilizado para recuperación del cohete. Fuente: Elaboración propia.

Date	Time	Alt	Speed	Course	Distance	Course	Dist	Chase	Penetration	Checksum			
120 18.264514	-99.703689	513	01/13/2024 23:08:18	331	2748.200,00	0,07	W	0903	38.45	98	492	2	0
120 18.264514	-99.703689	526	01/13/2024 23:08:19	343	2749.400,00	0,17	W	0903	38.45	98	894	4	0
120 18.264511	-99.703689	533	01/13/2024 23:08:20	352	2749.200,00	0,13	W	0903	38.45	98	1476	4	0
120 18.264507	-99.703689	543	01/13/2024 23:08:22	345	2749.400,00	0,20	W	0903	38.45	98	1968	6	0
120 18.264503	-99.703697	553	01/13/2024 23:08:22	373	2750.000,00	0,33	W	0903	38.45	98	2460	10	0
120 18.264503	-99.703697	567	01/13/2024 23:08:23	385	2750.400,00	0,13	W	0903	38.45	98	2952	12	0
120 18.264501	-99.703697	575	01/13/2024 23:08:24	392	2750.700,00	0,20	W	0903	38.45	98	3444	14	0
120 18.264499	-99.703697	584	01/13/2024 23:08:24	411	2751.000,00	0,20	W	0903	38.45	98	3936	16	0
120 18.264499	-99.703697	594	01/13/2024 23:08:24	411	2751.000,00	0,20	W	0903	38.45	98	4428	18	0

Fig. 27. Medición de localización en Toluca Edo. México. Con GPS, altura=2597.92 mts, 739.30 mb, 16.6 OC. Fuente: Elaboración propia

También, se utilizó como sensor de altitud al medidor de presión atmosférica BMP 180 como se muestra en la Figura 28, que mide presiones desde 30 a 110 Kpa. y su protocolo de comunicación es a través I2C.



Fig. 28. Barómetro BMP180. Fuente: Elaboración propia

El sensor BMP 180 está diseñado para ser conectado a un microcontrolador de un dispositivo móvil a través de la conexión I2C, los datos de la presión y temperatura son calibrados con los datos de la memoria interna E²PROM del BMP180. Consiste en un material piezo-resistivo, un convertidor A/D y una unidad de control E²PROM y una interface de comunicación I2C. El sensor entrega un valor de presión y temperatura sin compensar. La memoria E²PROM tiene almacenados 176 bits de datos de calibración individual, estos son usados para compensar el desplazamiento por temperatura y otros parámetros del sensor como se muestra en la Figura 29.

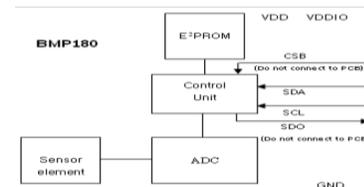


Fig. 29. Arquitectura interna del sensor BMP180. Fuente: (Sensortec 2015).

Con la medición de la presión actual y la del nivel del mar (1013.25hPa), se puede calcular la altitud en metros con la fórmula barométrica internacional de la ecuación 7. En la Figura 30, se muestran los resultados de prueba de la medición de altitud.

$$\text{Altitud} = 44330 * \left(1 - \left(\frac{p}{p_0} \right)^{\frac{1}{5.255}} \right) \quad \text{Ec. (7)}$$

Temperatura	Presión	Altitud
16.68 °C	739.37 mb	Altitud: 2580.12 m
16.68 °C	739.39 mb	Altitud: 2580.43 m
16.67 °C	739.39 mb	Altitud: 2579.97 m
16.68 °C	739.38 mb	Altitud: 2580.09 m
16.68 °C	739.40 mb	Altitud: 2579.85 m
16.69 °C	739.42 mb	Altitud: 2579.60 m
16.68 °C	739.39 mb	Altitud: 2580.05 m
16.68 °C	739.38 mb	Altitud: 2580.01 m
16.68 °C	739.39 mb	Altitud: 2579.96 m
16.68 °C	739.38 mb	Altitud: 2580.09 m
16.70 °C	739.43 mb	Altitud: 2579.72 m
16.68 °C	739.40 mb	Altitud: 2579.81 m
16.68 °C	739.39 mb	Altitud: 2579.92 m

Fig. 30. Medición de la altitud con el sensor BMP180, 2580 mts. en Toluca Edo. México. Fuente: Elaboración propia.

Finalmente se muestra en las Figuras 31 y 32 respectivamente, la prueba de continuidad del circuito impreso realizado y la programación de los microcontroladores antes mencionados.



Fig. 31. Pruebas de continuidad de la computadora de vuelo. Fuente: Elaboración propia.



Fig. 32. Programación del Arduino Mega con el programa principal de la computadora de vuelo. Fuente: Elaboración propia.

En la Figura 33, se muestra el producto final de la computadora de vuelo en el cohete XITZIN II y en la Figura 34 el cohete experimental terminado.



Fig. 33. Cohete experimental XITZIN II con la computadora de vuelo construida. Fuente: Elaboración propia.



Fig. 34. Fuselaje del cohete XITZIN-II. Fuente: Elaboración propia

5. Conclusiones

La computadora de vuelo construida cumplió de forma satisfactoria con los requisitos impuestos al inicio de este trabajo, al pasar las pruebas realizadas en ella y mostrar los siguientes resultados:

Mediciones correctas del GPS y del BMP180 en prueba estática de altitud, midiendo 2580 mts. aprox. y 160 grados Celsius sobre el nivel del mar, esto correspondiendo a la ciudad de Toluca, Edo. Mex.

Activación correcta de los cerillos electrónicos con base a las mediciones del BMP180, esto para la expulsión de los paracaídas y la carga útil.

Una respuesta óptima y rápida de los alerones móviles con base al sistema de control diseñado.

Finalmente, un enlace de radio lo suficientemente estable y con la potencia necesaria para cubrir las necesidades de la misión.

Estos resultados nos garantizan un funcionamiento en vuelo seguro y el cooperar para el alcance de la misión del XITZIN-2 que es alcanzar 3km de apogeo.

Referencias

- Alvarez Rojas, N., Huérfano Romero, J. L., y Ojeda Ramírez, O. I. (2015). Diseño e implementación de misión para el lanzamiento de un cohete para tres kilómetros de altura. VIII Congreso Argentino de Tecnología Espacial, Buenos Aires Argentina.
- Amado Morales, G., y Mendoza Mendoza, L. A. (2017). *Diseño detallado e integración de un sistema de recuperación para el cohete Sonda Libertador I* [Fundación Universitaria Los Libertadores]. Bogota D.C.
- Kobald, M., Fischer, U., Tomilin, K., Petrarolo, A., y Schmierer, C. (2018). Hybrid experimental rocket stuttgart: a low-cost technology demonstrator. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 55(2), 484-500.
- Pérez Merlos, J. C., Salgado Gallegos, M., Rodríguez Angeles, E., y Albarran Trujillo, S. E. (2023). Prototype of a console for the electronic ignition of a pyrotechnic fire. *Journal of Engineering Research* 3(10), 1-11. <https://doi.org/10.22533/at.ed.3173102330036>
- Rivera Parga, J. R. (2017). La exploración espacial: una oportunidad para incrementar el poder nacional del Estado mexicano. *Número 4*.
- Robayo-Salazar, R. A., y Colombiana, F. A. (2019). Cohetes tipo sonda con fines científicos, tecnológicos y militares: una oportunidad para su desarrollo en la EMAVI-FAC. *Comando Grupo Académico Escuela Militar de Aviación "Marco Fidel Suárez" 2019*.
- Salazar Ceballos, O. D., y Solorzano Gomez, M. A. (2016). *Diseño conceptual, preliminar y detallado del cohete sonda recuperable "aristarco i" propulsado con propelente sólido* [Fundación Universitaria Los Libertadores Facultad de Ingenierías]. Bogota D.C.
- Sasaki, M., Nakano, N., Ohmayu, S., y Ogushi, N. (2009). System Development of an Experimental Rocket for a Launch Campaign Organized by The Association of Planete Sciences, France. *Transactions of the*

- Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Space Technology Japan 7(ists26), Tu_13-Tu_18.*
- Sensortec, B. (2015). *BMP180 Digital pressure sensor* (2764-1317).
- Son, S. F., Hiskey, M. A., Naud, D., Busse, J. R., y Asay, B. W. (2002). *Lead-free electric matches.*
- Ujjin, R., Chaikiandee, S., y Ngaongam, C. (2021). *Low Altitude Local Rocket Aerodynamics Analysis and Experimental Testing.* Presented at the 2nd Innovation Aviation y Aerospace Industry-International Conference.
- Vergara Díaz, J. M., y Agudelo Toro, A. Y. (2007). *Diseño e implementación del sistema de comunicaciones basado en CAN para la aviónica en un vehículo aéreo autónomo no tripulado.* *Revista Ingenierías Universidad de Medellín*, 6(11), 209-221.

Recibido: 21 de noviembre de 2023

Aceptado: 20 de febrero de 2024

Romero Salas, Luis Ángel: Egresado de la licenciatura en Ingeniería en Electrónica de la Facultad de Ingeniería de la Universidad Autónoma del Estado de México en 2023. Alumno participante en el grupo de investigación de coherencia experimental de la Facultad de Ingeniería UAEMex.

 <https://orcid.org/0009-0009-5285-0844>

Pérez Merlos, Juan Carlos: Ingeniero en Electrónica en Instrumentación egresado del Instituto Tecnológico de Ciudad Guzmán Jalisco en 1986. Obtuvo el grado de Maestro en Ingeniería en Informática en 1998 en la Universidad Autónoma del Estado de México y es Doctor en Ingeniería Industrial en Tecnologías de Información en el 2018 por la Universidad Anáhuac Norte de México. *Correo electrónico:* jcjc63@yahoo.com

 <https://orcid.org/0000-0001-6189-5125>

Morán Solano, María Guadalupe: Ingeniera en Electrónica en Instrumentación egresada del Instituto Tecnológico de Ciudad Guzmán Jalisco en 1996. Obtuvo el grado de Maestra en Ingeniería en Informática en 2000 en la Universidad Autónoma del Estado de México y es Doctora en Control, automatización y robótica en 2012 por la Universidad del País Vasco, España. *Correo electrónico:* mgmorans@uaemex.mx

 <https://orcid.org/0009-0003-7431-5080>