



Universidad Autónoma de Yucatán

Faculté d'ingénierie

Équipe Ka'an Astra

Projet :
E.L.V.I.R.A Mark I

Counselor : Dr. Renán Quijano

Rapport réalisé par :

Nom	Licence	Semestre
Br. Evia Durán Manuel A.	Ing. Physique	8°
Br. Córdova Carrillo M. Damián	Ing. Physique	8°
Br. García Santos J. Armando	Ing. Physique	8°
Br. Martínez Miranda Jeffrey A.	Ing. Physique	8°
Br. Rodríguez Aguilar Miguel J.	Ing. Mécatronique	8°
Br. Sánchez Camelo Isaac J.	Ing. Physique	8°
Br. Torruco Alamilla Jhan C.	Ing. Renouvelable	8°
Br. Flores Noh David O.	Ing. Mécatronique	8°
Br. Chay Tun Jesús A.	Ing. Software	8°

31 août 2025

Table des matières

1	Introduction	3
1.1	Le club	3
1.2	L'équipe	4
1.3	Objectifs de la mission	6
1.4	Missions supplémentaires	6
2	Conception du satellite	7
2.1	Conception 3D	7
2.2	Caractéristiques structurelles	7
2.3	Fabrication structurelle	8
3	Chaîne de récupération	8
3.1	Fondements théoriques	8
3.2	Dimensionnement du parachute	10
4	Composants de la charge primaire	10
4.1	Système d'alimentation	10
4.1.1	Composants principaux	11
4.2	Capteurs	12
4.3	Système de découplage	14
5	Composants de la charge secondaire	15
5.1	Système d'alimentation	15
5.2	Capteurs	17
6	Sous-systèmes du satellite	17
6.1	Amortissement	17
6.2	Système d'atterrissage	18
7	Protocole de communication entre charges et station terrestre	19
8	Station terrestre	19

8.1	Variables capturées	20
8.2	Traçage du satellite en carte GPS	24
8.3	Capture de mouvement en temps réel du satellite	24
9	Résultats obtenus	26
9.1	Analyse des données de mission	26
9.2	Sauvetage du passager	26
9.3	Chute sûre du satellite	26
9.4	État du satellite après la mission	27
10	Annexe	29
10.1	Annexe 1 : Programmation de la charge primaire	29
10.2	Annexe 2 : Programmation de la charge secondaire	29
10.3	Annexe 3 : Programmation de la Station terrestre	29

1 Introduction

Dans le présent document, sont décrits les objectifs, les caractéristiques, les dimensions, les composants et les propositions liées au projet “**Station de Localisation et de Surveillance Intelligente pour la Reconnaissance et l’Analyse**”, également connu par son acronyme en espagnol sous le nom de **E.L.V.I.R.A Mark I**.

Ce projet a pour objectif d’améliorer les conceptions utilisées dans le premier modèle de satellite de l’équipe *Ka’an Astra*, lancé lors de la compétition mondiale CanSat 2024 au Mexique.

Au fil des pages suivantes, nous présentons le travail préliminaire dont le but est de :

- Définir le type de projet à développer
- Établir les principes fondamentaux
- Détailler les sous-systèmes prévus pour la réalisation réussie du projet

1.1 Le club

Ka’an Astra est un groupe étudiant de l’Université Autonome du Yucatán (UADY), dédié au développement de projets d’ingénierie. Il a été fondé en 2024 avec pour objectif de participer au Concours Mondial CanSat, où il a obtenu une remarquable troisième place internationale, s’imposant ainsi comme une référence en matière d’excellence académique et technologique.

Aujourd’hui, l’équipe continue d’élargir ses horizons en intégrant dans ses projets des disciplines telles que la robotique, l’intelligence artificielle et l’exploration aérospatiale (voir Figure 1).



FIGURE 1 – Ka’an Astra

1.2 L'équipe

Le groupe est composé de 9 membres répartis selon des rôles spécifiques (voir Figure 2).



(a) Br. Evia Durán Manuel A.
Líder



(b) Br. García Santos J.
Armando
Conception



(c) Br. Martínez Miranda
Jeffrey A.
Jefe



(d) Br. Rodríguez Aguilar
Miguel J.
Fabrication



(e) Br. Sánchez Camelo Isaac
J.
Co-líder



(f) Br. Torruco Alamilla Jhan
C.
Fabrication



(g) Br. Flores Noh David O.
Programmation



(h) Br. Chay Tun Jesús A.
Programmation



(i) Br. Córdova Carrillo M.
Damián
Conception

FIGURE 2 – Rôles des membres de l'équipe

1.3 Objectifs de la mission

Conformément au règlement de la *19^e édition de C'Space (2025)*, ainsi qu'au projet que souhaite développer l'équipe Ka'an Astra, les objectifs de la mission sont les suivants :

- **Séparation** : Le CanSat doit se séparer en deux parties à une altitude comprise entre 40 et 60 mètres. Le mécanisme de séparation doit résister à une traction de 20 N.
- **Transmission** : L'une des parties du CanSat doit transmettre en temps réel l'altitude ainsi qu'un paramètre atmosphérique à une station terrestre.
- **Charge utile** : La charge utile principale est un œuf de caille, et l'objectif de l'équipe est de garantir que l'œuf survive à l'impact grâce à un système d'amortissement.

1.4 Missions supplémentaires

De la même manière, les missions additionnelles proposées par l'équipe sont les suivantes :

- **Mesure alternative** : Trouver une méthode permettant de déterminer l'altitude à l'aide d'un capteur différent d'un altimètre barométrique ou d'un GPS.
- **Distance** : Intégrer un système capable de mesurer la distance entre les deux parties du CanSat et de la transmettre par télémétrie à la station terrestre.
- **Atterrissage sécurisé** : Le CanSat est doté des sous-systèmes nécessaires pour atterrir sur ses pattes au moment de l'impact.

2 Conception du satellite

2.1 Conception 3D

La proposition de conception du CanSat est présentée ci-dessous (voir Figure 3), en incluant les caractéristiques structurelles et fonctionnelles considérées pour garantir ses performances.

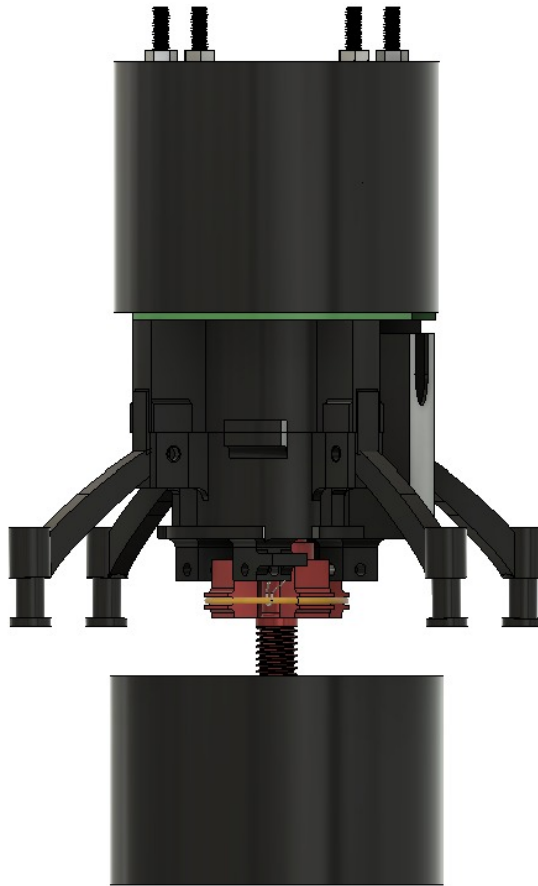


FIGURE 3 – Vue du CanSat avec ses composants principaux

2.2 Caractéristiques structurelles

La conception du CanSat a été développée avec les objectifs suivants :

- Optimiser l'utilisation de l'espace disponible
- Garantir la stabilité pendant la descente
- Protéger les composants essentiels

La structure contient :

- Œuf de caille (57 mm de diamètre $\times$ 70 mm de hauteur)
- PCB avec l'électronique
- Batteries LiPo

Le tout intégré dans la charge principale (148 mm de hauteur $\times$ 78 mm de diamètre) et secondaire (50 mm de hauteur $\times$ 80 mm de diamètre).

2.3 Fabrication structurelle

Pour la fabrication du corps du CanSat, l'impression 3D de type FDM (Fused Deposition Modeling) sera principalement utilisée. Durant la phase de conception et de tests, le PLA (Polylactic Acid) sera employé en raison de sa facilité d'impression et de son faible coût. Toutefois, pour le prototype final, on utilisera du PETG (Polyethylene Terephthalate Glycol-modifié) renforcé par des fibres de carbone. Le choix de ce matériau repose sur ses bonnes propriétés mécaniques, telles que :

- Haute résistance aux chocs
- Grande ténacité
- Faible densité

De plus, il reste plus facile à imprimer en comparaison avec d'autres options comme le Nylon ou le Polypropylène.

3 Chaîne de récupération

La chaîne de récupération est le mécanisme chargé d'assurer la récupération sécurisée du CanSat après son lancement et une fois sa mission terminée. À cette fin, un parachute a été conçu et fabriqué afin d'amortir l'impact du CanSat lors de l'atterrissage.

3.1 Fondements théoriques

Force de traînée

Un parachute est un dispositif destiné à réduire la vitesse de chute d'un corps. Son fonctionnement repose sur des concepts de mécanique des fluides et d'aérodynamique. Conformément aux objectifs de la mission du CanSat, le parachute doit minimiser l'impact au sol et garantir la survie de la charge utile.

Le calcul de base repose sur l'expression de la force de traînée :

$$D = \frac{1}{2} \rho C_D A v^2 \quad (1)$$

où :

- D = force de traînée (N),
- C_D = coefficient de traînée,
- ρ = densité de l'air (kg/m^3),
- A = surface frontale (m^2),
- v = vitesse de chute (m/s).

En supposant que la force de traînée équilibre la force gravitationnelle et en adoptant un coefficient de traînée issu de la littérature pour un parachute idéal, il est possible de déterminer la surface frontale nécessaire au parachute :

$$A = \frac{2D}{\rho C_D v^2} \quad (2)$$

[Agencia Espacial Mexicana, 2015, Skydive Palm Beach, 2024]

Formes de parachute

On distingue principalement deux types de parachutes : les parachutes circulaires et les parachutes *Ram-Air*. Les modèles *Ram-Air* sont constitués de cellules qui se gonflent sous l'effet de l'air, formant une structure proche d'une aile aérodynamique.

Avantages :

- Haut degré de contrôle directionnel,
- Capacité de déplacement horizontal,
- Atterrissages plus doux grâce au vol plané.

Inconvénients :

- Nécessitent une compréhension technique plus poussée,
- Sensibles aux effondrements partiels,
- Conception plus complexe et donc plus coûteuse.

Les parachutes circulaires, plus classiques, présentent une coupole arrondie et sont largement utilisés dans les applications militaires et le transport de charges.

Avantages :

- Taux de descente constant et faible sensibilité aux effondrements,
- Conception simple facilitant la fabrication,
- Moins de composants susceptibles de défaillance lors du déploiement.

Inconvénients :

- Faible contrôle directionnel,
- Vitesse de descente plus élevée, entraînant un impact plus brusque,
- Absence de déplacement horizontal.

[Knacke, 1992, Peterson et al., 1996]

3.2 Dimensionnement du parachute

La surface frontale nécessaire a été calculée à partir de l'équation de la traînée :

$$A = \frac{2D}{\rho C_D v^2}. \quad (3)$$

En substituant les valeurs retenues :

- $D = 30$ N,
- $C_D = 1.75$,
- $\rho = 1.2$ kg/m³,
- $v = 8$ m/s,

on obtient :

$$A = \frac{2 \times 30}{1.2 \times 1.75 \times 8^2} = 0.4464 \text{ m}^2. \quad (4)$$

Deux prototypes de parachutes ont été fabriqués avec cette surface : un modèle circulaire et un modèle *Ram-Air*. Les essais ont montré que le **parachute circulaire** était le plus adapté, offrant une descente plus stable et un impact réduit. À l'inverse, le modèle *Ram-Air*, conçu pour un passager contrôlant activement son vol, s'est révélé instable pour une charge rigide comme le CanSat, entraînant des déplacements horizontaux excessifs.

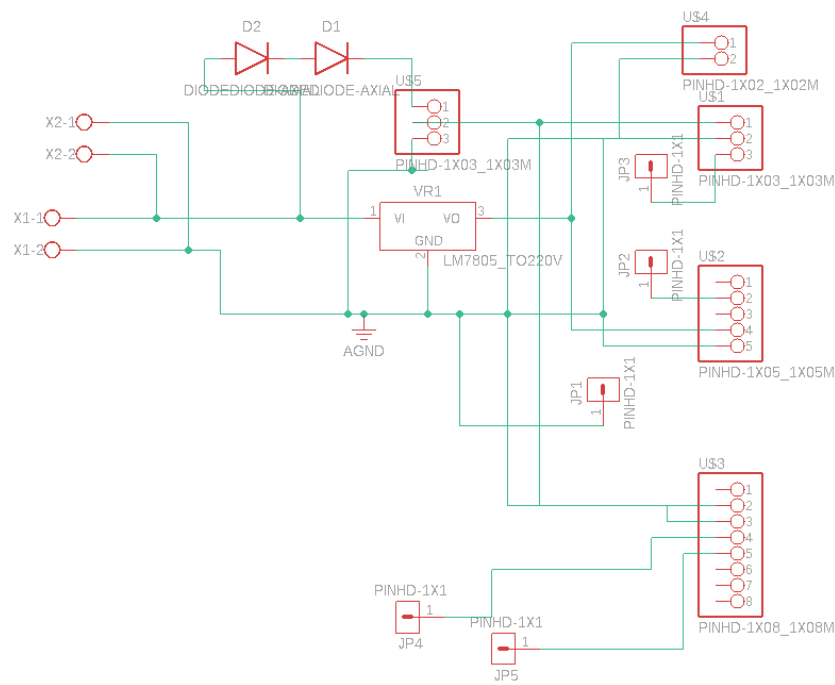
Pour la fabrication finale, un **tissu déperlant** a été retenu. Ses propriétés imperméables limitent le passage de l'air entre les fibres, augmentant ainsi le coefficient de traînée et améliorant l'efficacité du parachute.

4 Composants de la charge primaire

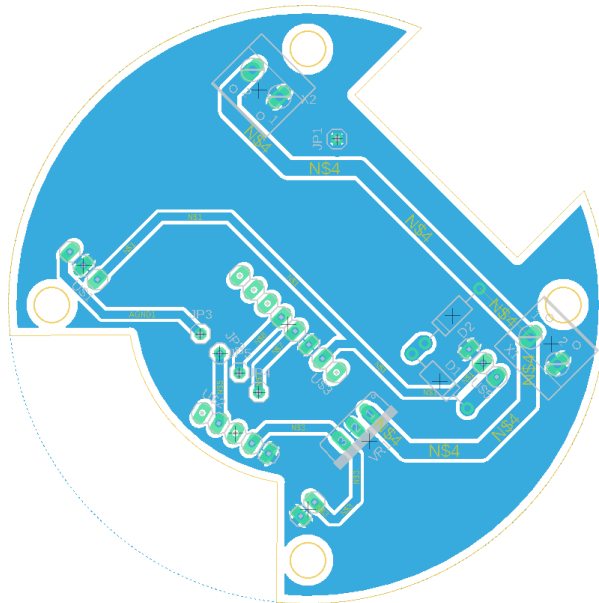
Cette section présente l'ensemble de l'électronique, la conception et le fonctionnement de la charge primaire. (voir Annexe 1 : Programmation de la charge primaire).

4.1 Système d'alimentation

Le système de puissance est chargé de fournir la tension et le courant nécessaires au circuit pour fonctionner de manière stable et sécurisée. À travers des essais expérimentaux, il a été déterminé que, pour la charge primaire, il faut au minimum **8.4 V** et **0.6 A** pour garantir le fonctionnement correct du circuit, y compris la communication, la prise de données et le système de désaccouplement. La Figure 4 illustre le schéma du circuit de la charge primaire ainsi que la carte PCB correspondante. Le circuit est conçu pour distribuer l'énergie de manière contrôlée, en intégrant un régulateur de tension, un module relais et une gestion spécifique de la batterie.



(a) Schéma du circuit



(b) Conception PCB

FIGURE 4 – Circuit de la charge primaire

4.1.1 Composants principaux

Le tableau 8 liste les composants clés utilisés pour la distribution de puissance.

Composant	Modèle	Quantité
Régulateur	LM7805	1
Relais	Module relais	1
Batterie LiPo	Nano-tech 370 mAh	1
Microcontrôleur	ESP32	1

TABLA 1 – Composants de puissance de la charge primaire.

4.2 Capteurs

Les capteurs et actionneurs proposés jouent un rôle fondamental dans l'accomplissement des missions du CanSat.

Le tableau suivant présente les modèles de capteurs utilisés dans la charge primaire.

Composant	Modèle	Quantité
Gyroscope	GY-82 IMU 10DOF	1
GPS	NEO-6M	1
Capteur de vitesse du vent	Windsensor Rev C	1
Microcontrôleur	ESP32	1
Caméra	ESP32-CAM + OV2640	1

TABLA 2 – Capteurs de la charge primaire.

Les caractéristiques idéales de chaque composant sont détaillées ci-dessous.

GY-82 IMU 10DOF

Le **GY-82** est un module intégrant un gyroscope, un magnétomètre et un accéléromètre, idéal pour divers types d'applications.

Mod.	Axes	Capteurs intégrés	Rotation max.	Com.
GY-82 IMU	9	— Accéléromètre — Magnétomètre — Gyroscope	2000°/s	I2C

TABLA 3 – Caractéristiques techniques du GY-82 [ElectroPeak, 2022]

GPS GT-U7 NEO-6M

Le **GT-U7** est un GPS autonome intégrant le moteur de positionnement **u-blox 6**, offrant une grande précision pour des applications embarquées.

Mod.	Précision	Capteurs suppl.	Fréquence	Com.
Ublox GT-U7 NEO-6M	± 2.5 m	-	5 Hz	UART

TABLA 4 – Caractéristiques techniques du GPS [u-blox, 2013]

Windsensor Rev C

Le **Windsensor Rev C**, développé par **MODERN DEVICE**, est le premier capteur de flux d'air spécialement conçu pour des applications embarquées (voir Figure 5).

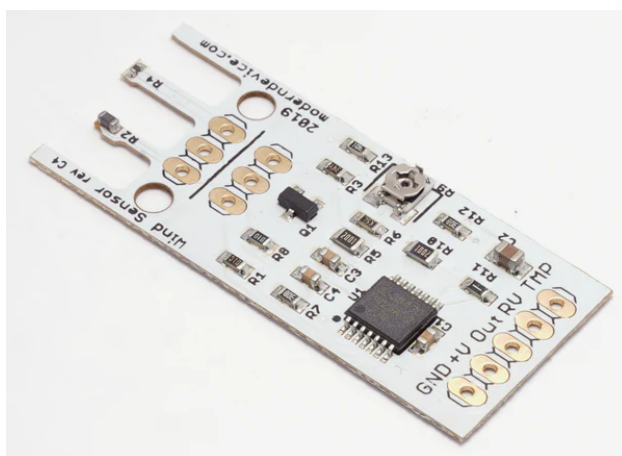


FIGURE 5 – Windsensor Rev C

Son fonctionnement repose sur le maintien d'un élément chauffant à température constante. La puissance nécessaire varie avec le flux d'air : la vitesse du vent est proportionnelle à l'énergie thermique dissipée.

Mod.	Dimensions	Alim.	Plage de vitesses	Sortie
Windsensor Rev C	17,272 mm	4 – 5 V	0 à VCC	0 – 60 mph

TABLA 5 – Caractéristiques techniques du Windsensor Rev C [Device,]

Microcontrôleur ESP32

Le **ESP32** est un microcontrôleur avec Bluetooth et WiFi intégrés. Sa compacité et son antenne intégrée en font un choix optimal pour l'intégration dans le CanSat (voir Figure 6) [Systems, sf].

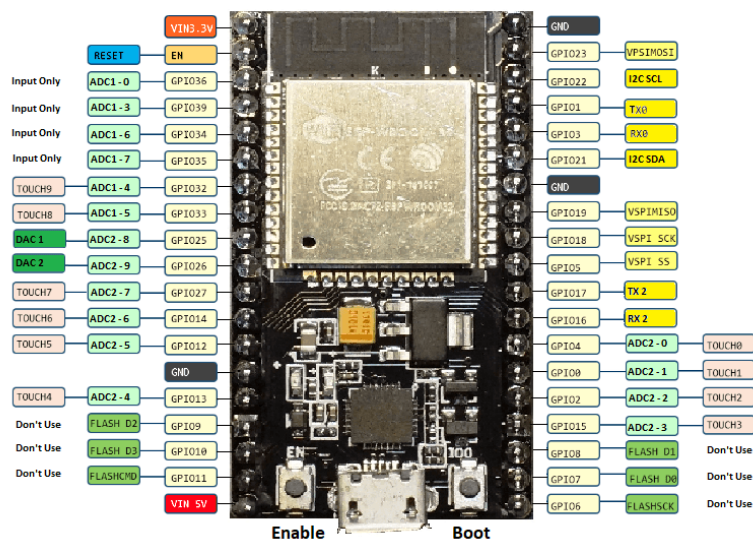


FIGURE 6 – Spécifications et conception de l'ESP32 [Electricos, 2020]

ESP32-CAM + OV2640

La carte **ESP32-CAM** est une déclinaison de l'ESP32 intégrant un module caméra, idéale pour des applications IoT et des projets embarqués (voir Figure 7).

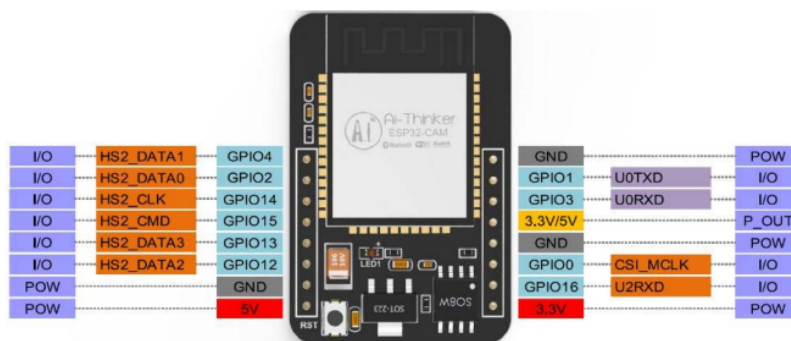


FIGURE 7 – Spécifications et conception de l'ESP32-CAM [DFR,]

4.3 Système de découplage

Le système de désaccouplement est chargé de séparer les deux charges à une distance spécifique. Pour remplir cette mission, des systèmes mécaniques ont été combinés avec des systèmes de puissance. Le principe de fonctionnement consiste à faire passer un courant suffisant à travers un fil résistif, de manière à ce que la chaleur générée fasse fondre l'élastique qui maintient les pièces reliant les deux charges.

Le modèle 3D conçu se compose de :

- 4 leviers maintenus ouverts par l'action de la gravité,
- un élastique qui maintient les leviers fermés,
- un axe qui s'accouple aux leviers lorsqu'ils sont fermés et se libère lorsqu'ils sont ouverts.

Grâce au fil résistif, on s'attend à ce que la chaleur générée soit suffisante pour rompre l'élastique et libérer l'axe (voir Figure 8).

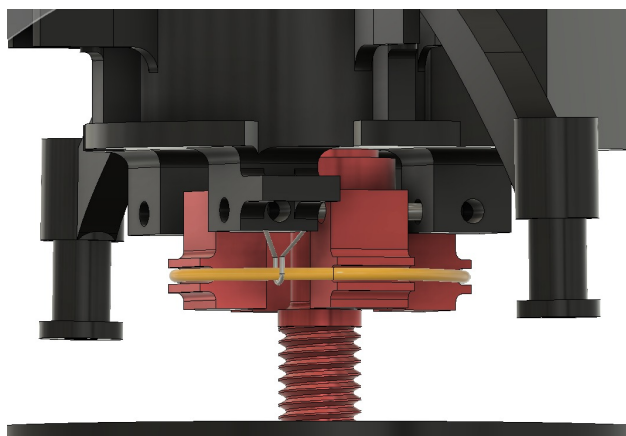


FIGURE 8 – Système de désaccouplement 3D

Le tableau suivant présente les composants utilisés :

Composant	Modèle	Quantité
Régulateur	LM1117t-3.3	1
Relais	Module relais	1
Batterie	Nano-tech 370 mAh	1
Microcontrôleur	ESP32	1

TABLA 6 – Composants de la charge primaire.

5 Composants de la charge secondaire

Cette section présente l'ensemble de l'électronique, la conception et le fonctionnement de la charge secondaire. (voir Annexe 2 : Programmation de la charge secondaire).

5.1 Système d'alimentation

Pour le système de puissance de la charge secondaire, des essais expérimentaux ont permis de déterminer qu'un minimum de 8,4 V et 0,3 A est nécessaire pour garantir son fonction-

nement stable, y compris les systèmes de télémétrie et d'acquisition de données. La Figure 9 présente le circuit du système de puissance.

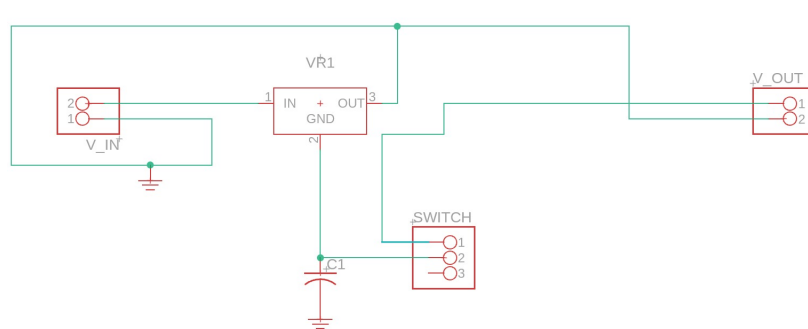


FIGURE 9 – Système de puissance

En complément, une carte PCB a été conçue à l'aide de *Fusion360* (voir Figure 10).

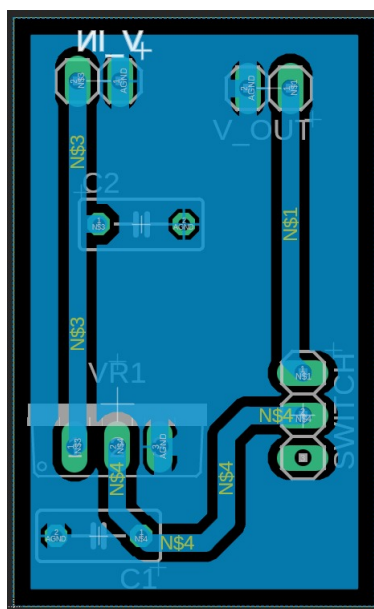


FIGURE 10 – PCB du système de puissance

Le tableau suivant présente les composants utilisés :

Composant	Modèle	Quantité
Régulateur	Module AMS1117 3.3	1
Microcontrôleur	ESP32	1

TABLA 7 – Composants de la charge secondaire.

5.2 Capteurs

Comme cela a été fait pour la charge primaire, le tableau suivant présente les modèles des capteurs utilisés dans la charge secondaire.

Composant	Modèle	Quantité
Gyroscope	GY-82 IMU 10DOF	1
GPS	GPS Neo 6M	1
Capteur de pression	BME280	1
Microcontrôleur	ESP32	1

TABLA 8 – Composants de la charge secondaire.

Les caractéristiques idéales pour leur mise en œuvre dans le projet sont détaillées ci-dessous.

BME280

Le **BME280** est un module intégré qui combine des capteurs de pression, de température et d'humidité, ce qui le rend idéal pour des projets académiques à caractère météorologique.

Mod.	Fonction	Dimensions	Masse	ΔV
BME280	P, T et Humidité	10x8x3 mm	2 g	1.8-3.6

TABLA 9 – Caractéristiques techniques du BME280 [Bosch Sensortec, 2020]

Pour consulter les caractéristiques du gyroscope, du GPS et du microcontrôleur, se référer respectivement à la Table 3, à la Table 4 et à la Figure 6.

6 Sous-systèmes du satellite

6.1 Amortissement

Le système d'amortissement a pour fonction principale de protéger la charge utile lors de l'atterrissage. Ce système comprend :

- Deux couvercles en mousse de polystyrène
- Remplissage interne en billes de polystyrène expansé pour l'absorption des chocs
- Un moule imprimé en polyuréthane thermoplastique (**TPU**) pour contenir les billes de polystyrène

L'ensemble est conçu pour dissiper efficacement l'énergie d'impact (voir Figure 11).

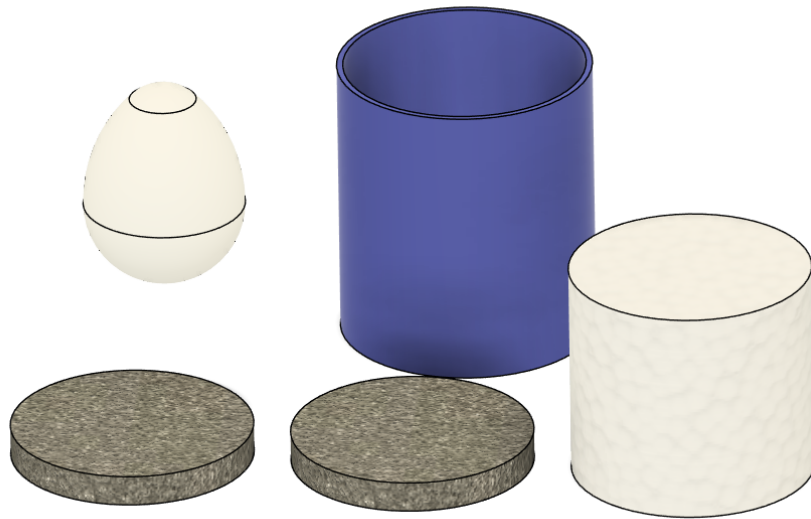


FIGURE 11 – Parties du système d'amortissement et de l'œuf : en bleu, le moule en TPU ; en gris, les couvercles en mousse de polystyrène ; et, modélisées pour plus de commodité sous forme de bloc blanc solide, les sphères en polystyrène expansé.

6.2 Système d'atterrissage

Ce système a pour objectif d'assurer un atterrissage stable du satellite. Il est composé de quatre pieds qui restent repliés jusqu'à l'activation du système de désaccouplement. Lorsque la charge secondaire est libérée, l'énergie potentielle stockée dans les ressorts est libérée, déployant les pieds à 65° et fournissant une base stable pour l'atterrissage (voir Figure 12).

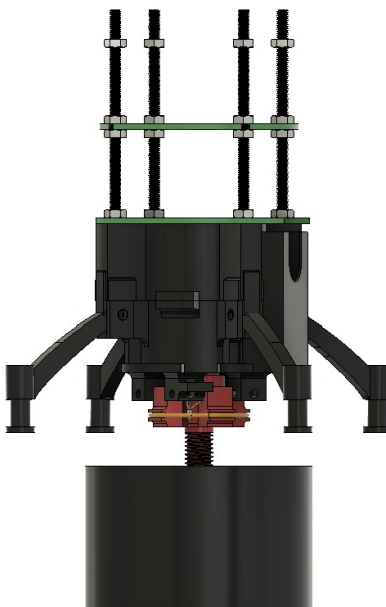


FIGURE 12 – Système d'atterrissage

7 Protocole de communication entre charges et station terrestre

Le protocole de communication entre les charges et la station terrestre est basé sur **ESP-NOW**. ESP-NOW est un protocole de communication développé par Espressif qui permet la communication sans fil entre plusieurs appareils. Il permet :

- Transmission **sans connexion** dans la bande 2,4 GHz.
- Paquets jusqu'à **250 bytes** avec une latence < 10 ms.
- Portée effective de **200 mètres** (en espace ouvert).

À la réception des paquets, via ESP-NOW, la station terrestre redirige les paquets valides vers les fonctions correspondantes : `ProcessingPrimaryData` ou `ProcessingSecondaryData`. Ces fonctions interprètent les données et mettent à jour les champs dans l'interface utilisateur graphique.

8 Station terrestre

La estación terrena es el sistema en tierra que recibe, mediante telemetría, los datos del CanSat en tiempo real (ver Annexe 3 : Programmation de la Station terrestre).

8.1 Variables capturées

Cette section présente une démonstration des variables capturées pendant le lancement.

Vitesse du vent

La Figure 13 montre la courbe de variation de la vitesse du vent en fonction du temps pendant une section du parcours du CanSat.



FIGURE 13 – Vitesse du vent en fonction du temps

Température

La Figure 14 montre la courbe de variation de la température en fonction du temps pendant une section du parcours du CanSat.

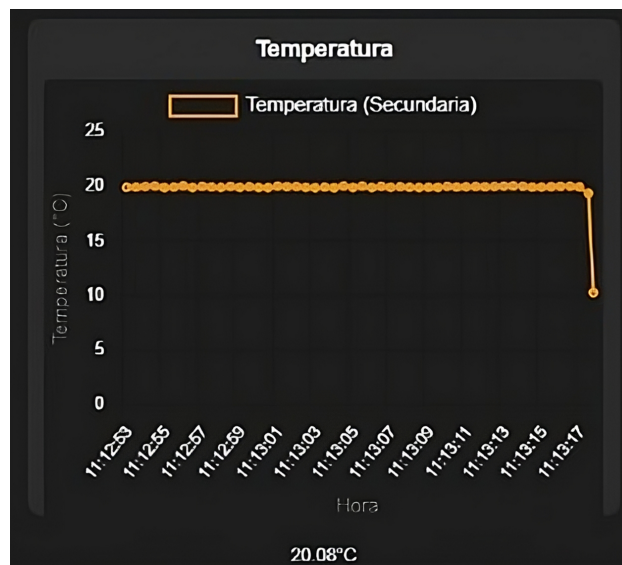


FIGURE 14 – Température en fonction du temps

Pression

La Figure 15 montre la courbe de variation de la pression en fonction du temps pendant une section du parcours du CanSat.

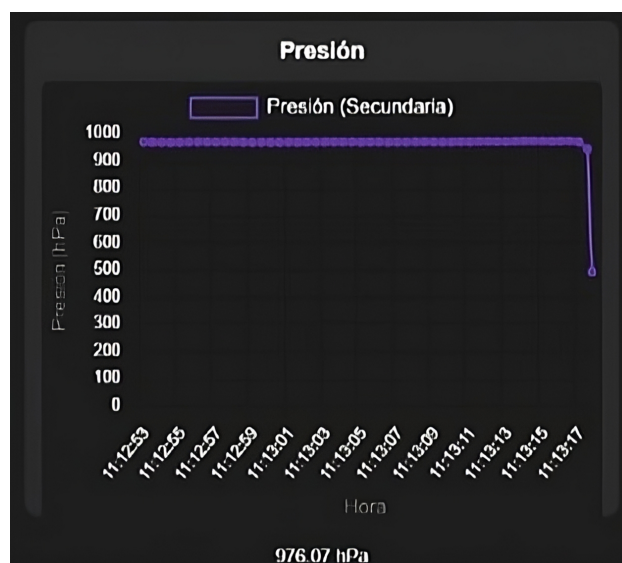


FIGURE 15 – Pression en fonction du temps

Humidité

La Figure 16 montre la courbe de variation de l'humidité en fonction du temps pendant une section du parcours du CanSat.

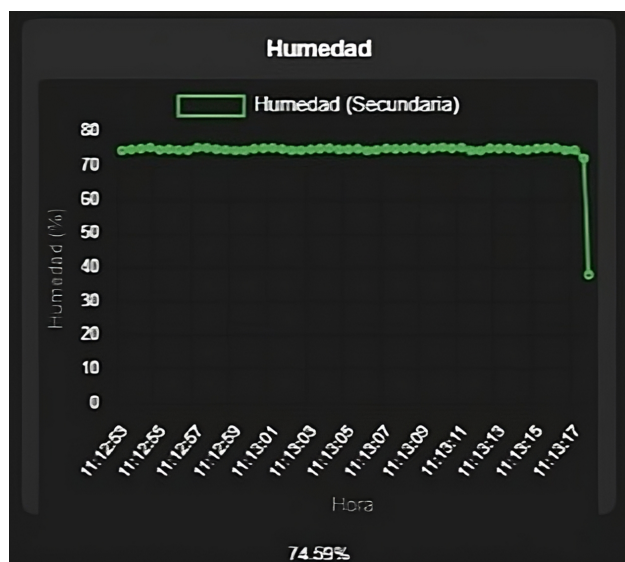


FIGURE 16 – Humidité en fonction du temps

Distance entre charges

La Figure 17 montre la courbe de variation de la distance entre les charges en fonction du temps pendant une section du parcours du CanSat.



FIGURE 17 – Distance en fonction du temps

Vitesse de chute

La Figure 18 montre la courbe de variation de la vitesse de chute en fonction du temps pendant une section du parcours du CanSat.

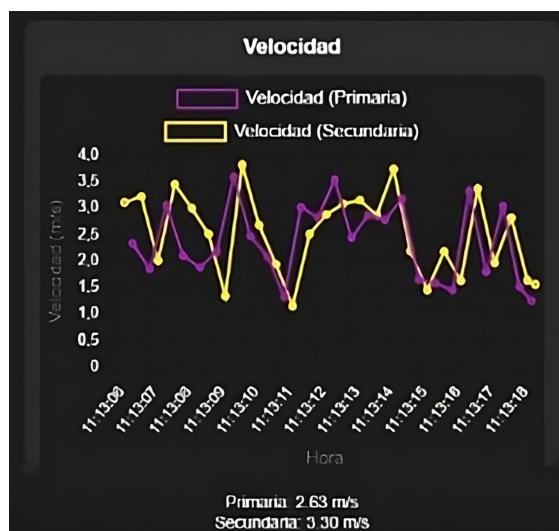


FIGURE 18 – Vitesse de chute en fonction du temps

Altitude

La Figure 19 montre la courbe de variation de l'altitude en fonction du temps pendant une section du parcours du CanSat.

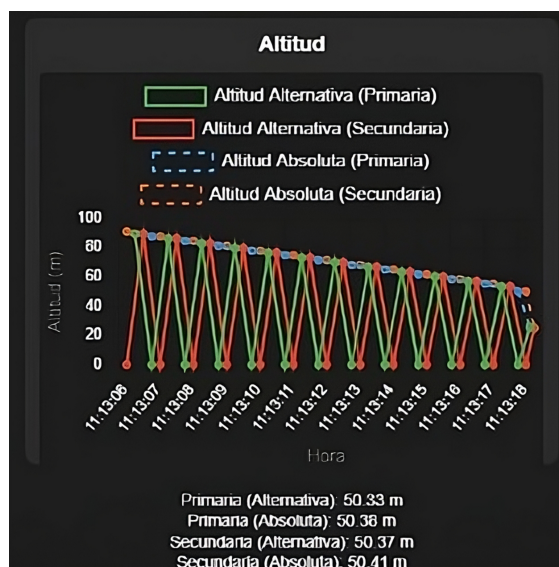


FIGURE 19 – Altitude en fonction du temps

8.2 Traçage du satellite en carte GPS

La figure 20 présente la trajectoire suivie lors du lancement des modules GPS, tant pour la charge principale que pour la charge secondaire.

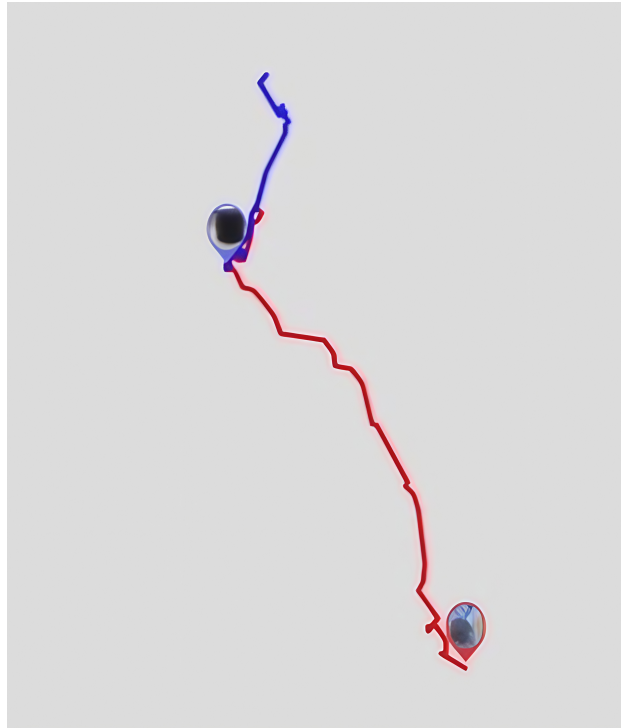


FIGURE 20 – Traçage des deux chargements

8.3 Capture de mouvement en temps réel du satellite

Les figures 21 et 22 montrent le fonctionnement des modules GY-82 dans les deux charges (primaire et secondaire), où les données du gyroscope sont affichées pendant un mouvement typique. L'interface graphique reflète les changements d'orientation capturés par les capteurs.

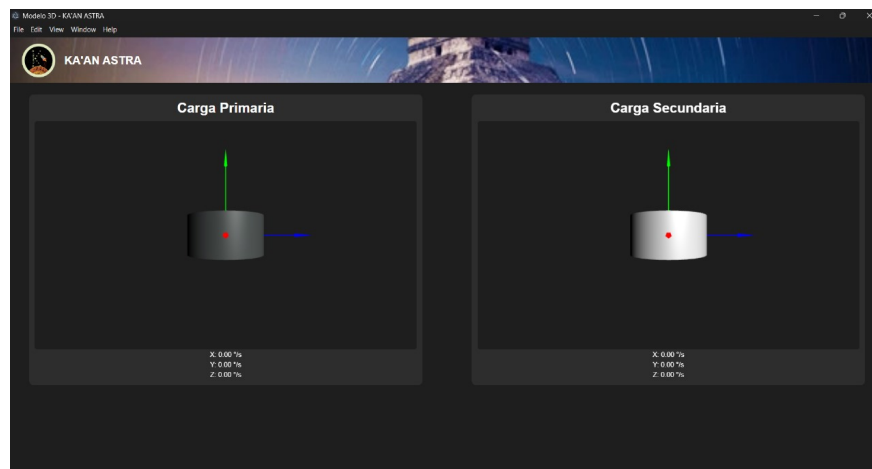


FIGURE 21 – État initial du gyroscope (au repos)

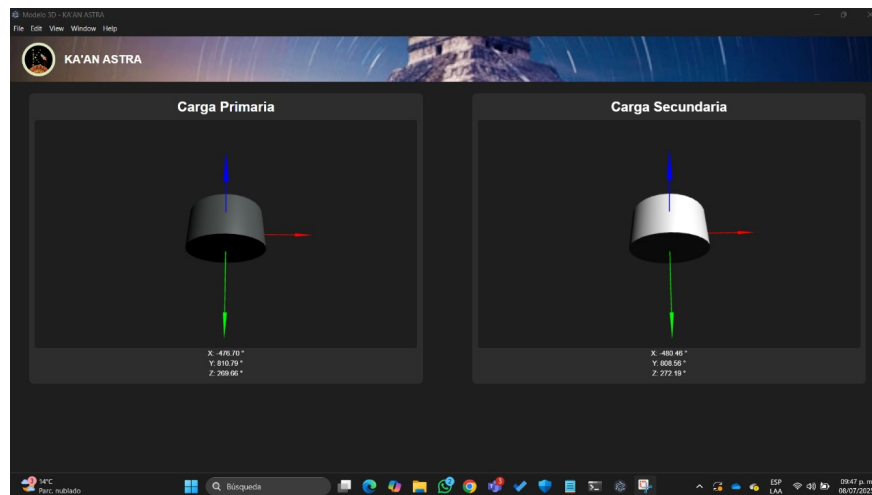


FIGURE 22 – État du gyroscope (en mouvement)

9 Résultats obtenus

9.1 Analyse des données de mission

Selon les résultats obtenus, les données enregistrées étaient conformes aux conditions environnementales de la zone de lancement, à l'exception de la mesure de l'altitude. Alors que le drone de l'organisation a enregistré une altitude maximale de 130 m, le CanSat n'a atteint que 90 m. Cette divergence a empêché l'activation du mécanisme de désaccouplement des charges, conformément à la logique de programmation mise en œuvre.

Dans le code de la charge primaire, il avait été établi que le désaccouplement ne se produirait que si l'altitude dépassait 100 mètres, suivie d'une descente à 70 mètres. Cependant, comme la hauteur minimale requise n'a pas été atteinte, le système n'a pas exécuté la séquence de libération, ce qui explique pourquoi le désaccouplement n'a pas été observé pendant le vol.

9.2 Sauvetage du passager

L'une des principales missions consistait à garantir la survie de la charge utile pendant le vol. Afin de simuler un passager dans le CanSat, un œuf de caille a été utilisé comme charge biologique protégée. Après le lancement et la récupération du dispositif, il a été vérifié que l'œuf était intact (Figure ??), confirmant ainsi le succès de cette phase de la mission.



FIGURE 23 – Charge utile

9.3 Chute sûre du satellite

Comme le montre la figure 24, le système d'atterrissage et de récupération mis en œuvre a permis :

- Un vol stable du satellite pendant toute la phase de descente.
- Une chute contrôlée qui a garanti l'intégrité du dispositif.

Cette performance réussie du système a permis d'atteindre 85 % des objectifs de mission fixés.



FIGURE 24 – Capture du vol du CanSat

9.4 État du satellite après la mission

Comme le montre la figure 25, le CanSat a été récupéré intact après son atterrissage, ce qui démontre l'efficacité du système de protection mis en place.



FIGURE 25 – CanSat après l'atterrissage

Références

- [DFR,] ESP32-CAM Development Board. Technical Report DFR0602.
- [Agencia Espacial Mexicana, 2015] Agencia Espacial Mexicana (2015). Diseño de paracaídas. https://www.educacionespacial.aem.gob.mx/images_ise/pdf/14%20diseno%20de%20paracaidas.pdf. Parte del curso "Ingeniería de Sistemas Espaciales Aplicado a una misión CanSat".
- [Bosch Sensortec, 2020] Bosch Sensortec (2020). *GY-BME280-3.3 High Precision Atmospheric Pressure Sensor Module Datasheet*. Bosch Sensortec, Reutlingen, Germany. Módulo con sensor BME280 para medición de presión, temperatura y humedad. Interfaces : I²C/SPI. Rango de voltaje : 1.71V a 3.6V.
- [Device,] Device, M. Wind Sensor Rev. C. <https://moderndev.com/products/wind-sensor>.
- [Electricos, 2020] Electricos, C. (2020). ESP32 8211 ; Especificaciones y diseños.
- [ElectroPeak, 2022] ElectroPeak (2022). *GY-801 10DOF IMU BMP180 ADXL345 HMC5883L L3G4200D Sensor Module*. ElectroPeak Inc., Shenzhen, China. Consultado el 19/02/2025. Fabricante : ElectroPeak Inc., Shenzhen, China.
- [Knacke, 1992] Knacke, T. W. (1992). *Parachute Recovery Systems Design Manual*. Para Publishing.
- [Peterson et al., 1996] Peterson, C. W., Strickland, J. H., and Higuchi, H. (1996). The fluid dynamics of parachute inflation. *Annual Review of Fluid Mechanics*, 28(1) :361–387.
- [Skydive Palm Beach, 2024] Skydive Palm Beach (2024). Parachute cost, types, weight limits : Everything you need to know. Disponible en : <https://skydivepalmbeach.com/blog/parachute-cost-types-weight-limits/> (Consultado el 6 de febrero de 2025).
- [Systems, sf] Systems, E. (s/f). Esp32-s3-devkitc-1 v1.1 - esp32-s3 - — esp-idf programming guide latest documentation. Espressif.com. Recuperado el 3 de febrero de 2024, de <https://docs.espressif.com/projects/esp-idf/en/latest/esp32s3/hw-reference/esp32s3/user-guide-devkitc-1.html>.
- [u-blox, 2013] u-blox (2013). *u-blox NEO-6 Series GPS Modules Datasheet*. u-blox AG. Variantes : NEO-6Q, NEO-6M, NEO-6G (50 canales, L1 C/A).

10 Annexe

10.1 Annexe 1 : Programmation de la charge primaire

Les codes développés en C# et C++, ainsi que les exécutables correspondants pour :

- Lecture des capteurs
- Système de télémétrie

sont disponibles à l'adresse suivante : <https://github.com/CargaPrimaria.c>

10.2 Annexe 2 : Programmation de la charge secondaire

Les codes développés en C# et C++, ainsi que les exécutables correspondants pour :

- Lecture des capteurs
- Système de télémétrie

sont disponibles à l'adresse suivante : <https://github.com/CargaSecundaria.c>

10.3 Annexe 3 : Programmation de la Station terrestre

Le logiciel de la station terrestre, qui comprend les modules pour :

- Recepción y procesamiento de datos : <https://github.com/EstacionTerrena.c>
- Interfaz gráfica : <https://github.com/EstacionTerrenaInterfaz>