CNES

ENSEEIHT
Institut National Polytechnique de Toulouse

ARCHITECTURE DU SYSTÈME DE BORD COMMANDANT LA CISAILLE DUN AÉROSTAT LÉTAL

Casteres Philippe, Loic Barthe
Éric Massol, Alexandre Paul

Superviseur :

MIRC Frédéri
project manager CNES

Bureau D'Etude Industriel (BEI) - 2024/2025

Table des matières

1 Introduction

Le développement de l'aérostat létal présenté dans ce rapport s'inscrit dans le cadre de notre Bureau d'Études Industrielles (BEI) proposé par le CNES, visant à concevoir un système de déventement du parachute de la charge utile au niveau du sol pour éviter toute dégradation de celle-ci.

Remarque : Ce système n'existant pas actuellement, notre étude vise à réaliser une version 'Proof Of Concept' (POC) d'un tel système.

1.1 Contexte et Objectifs du Projet

Dans un contexte de recherche mené par le CNES, la préservation de l'intégrité de la charge utile après atterrissage est un défi crucial. L'aérostat est utilisé pour des missions en haute altitude, mais donc à l'atterrissage, il serait nécessaire de déventer rapidement le parachute pour éviter des dommages sur la charge utile dus aux vents résiduels qui pourraient regonfler le parachute.

Notre projet inclut également l'intégration de plusieurs sous-systèmes nécessaires au bon fonctionnement du dispositif qui seront détaillés dans le rapport.

Ce rapport veut couvrir de manière exhaustive les aspects critiques de la conception du système embarqué, tout en assurant la sécurité et la fiabilité de la charge utile pendant la mission (robuste à la panne avance).

Remarque : Le système n'est par contre pas conçu pour être robuste à la panne retard.

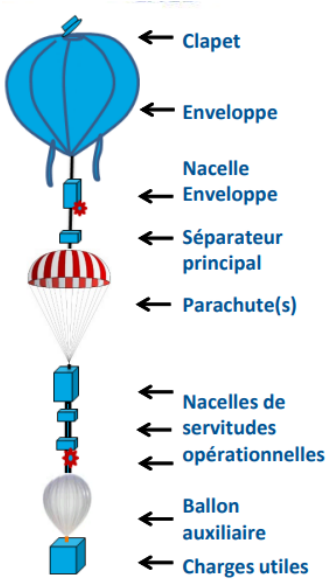

FIGURE 1 – Architecture du ballon

2 Présentation des Scénarios Typiques

Dans un premier temps, nous allons nous intéresser à un scénario typique auquel le système sera confronté pendant les missions.

2.1 Vérification de l'état du système avant l'initialisation au sol

La première étape consiste en la calibration et la configuration du système. Cette phase inclut la calibration des capteurs et des actionneurs ainsi que l'intégration des paramètres spécifiques de la mission, tels que les coordonnées de la zone d'opération et les seuils opérationnels.

Par la suite, un contrôle complet des connexions est effectué. Cela comprend la vérification du statut de l'ordinateur de bord (OBC), des niveaux de charge de la batterie, ainsi que l'état des capteurs, afin d'assurer leur bon fonctionnement.

Une fois ces vérifications terminées, le système entre dans le protocole de "chronologie négative", qui comprend les étapes suivantes :

— Mise hors tension complète du boîtier.

— Inspection des branchements électriques et du harnais pour vérifier la sécurité des connexions.

— Remise sous tension du boîtier après validation des vérifications.

2.2 Vérification de l'état du système après la réinitialisation au sol

Après la vérification complète de l'état du système, le processus d'acquisition des données est lancé. Les capteurs sont activés. Les données acquises sont ensuite stockées en mémoire.

Cette phase est d'une importance critique car elle garantit la traçabilité des événements de la mission en fournissant des données nécessaires pour une analyse rétrospective et un retour d'expérience détaillé de la mission.

Remarque : La surveillance de la bonne acquisition des données pourraient même permettre de prévoir un souci de déventement une fois la charge au sol et prévenir les équipes au sol.

2.3 Autorisation de déventement venant du sol

Durant la phase de décollage, l'opérateur est responsable de surveiller le système afin de vérifier que le lancement se déroule correctement. Après environ dix

minutes, une fois que le ballon est en vol, l'opérateur envoie un signal d'autorisation à l'ordinateur de bord (OBC) pour confirmer que le ballon a quitté le sol.

Ce signal d'autorisation est essentiel pour permettre l'étape de déventement ultérieure. Il assure que la cisaille pyrotechnique ne puisse pas s'activer tant que le ballon est toujours au sol, même si les conditions de déclenchement (telles qu'une altitude constante et un effort nul sur la nacelle) sont vérifiées.

2.4 Vérification première séparation

Lors de la phase de descente, le ballon est séparé du système *{nacelle de servitude opérationnelle + charge utile}*, initiant la descente contrôlée du système. Au moment de cette séparation, un signal spécifique est émis afin de confirmer la bonne exécution de cette opération.

Ce signal agit comme une redondance au signal envoyé par l'opérateur. Il sert à valider que le système est bien en chute libre et que les conditions nécessaires sont réunies pour pouvoir ensuite envisager le déventement du parachute, garantissant ainsi une sécurité accrue et une minimisation des risques d'erreur de déclenchement (robustesse à la panne avance).

2.5 Confirmation de l'atterrissage et Déventement

Lors de l'impact au sol, une période de vérification d'une minute est requise pour valider quatre conditions critiques :

1. La position de la charge utile doit rester constante.
2. La vitesse verticale doit être nulle.
3. Le capteur d'effort doit indiquer une valeur inférieure à un seuil prédéfini.
4. L'autorisation de déventement doit avoir été donnée, soit par l'opérateur, soit automatiquement par le calculateur du ballon lors de la séparation.

Ces vérifications sur une durée d'une minute permettent de confirmer que la charge utile est bien stabilisée au sol, réduisant ainsi les risques de dommages ou d'instabilité sur un terrain irrégulier. La durée de 60 secondes a été estimée pour couvrir le laps de temps nécessaire entre l'atterrissage de la charge utile et celui du parachute.

À l'issue de cette minute de vérification, les microcontrôleurs 1 et 2 procéderont à l'armement et à l'activation du dispositif de mise à feu de la cisaille pyrotechnique. Un signal de confirmation sera alors envoyé à l'observateur, attestant que la charge utile a bien été séparée du parachute.

3 Analyse de l'Environnement et Contraintes

Le système *{charge utile + parachute + nacelle servitude}* chute a une vitesse rapide. Or, les contraintes environnementales varient considérablement en fonction de l'altitude et les paramètres physiques tels que la température, la pression et les conditions de vent peuvent influencer le bon fonctionnement des composants électroniques et des actionneurs de notre système.

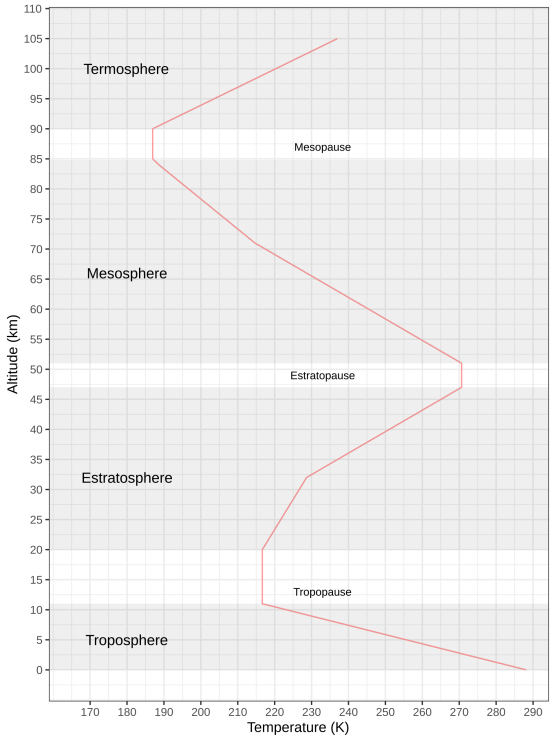

FIGURE 2 – Profil de température en fonction de l'altitude dans l'atmosphère

Le diagramme 2 représente la variation de température selon l'altitude. L'aérostat doit donc faire face à des températures extrêmement basses ce qui peut justifier l'intégration de modules de réchauffage pour protéger les composants électriques et garantir qu'ils restent dans leur bonne plage de fonctionnement garantie par le constructeur. Ainsi, il faudrait ajouter des chauffages résistifs pour maintenir une température de fonctionnement stable.

L'ajout d'un tel système soulève alors la question de l'alimentation électrique (batterie). En effet, si nous voudrions être résistant à la panne simple alors il faudrait ajouter une source d'alimentation supplémentaire. Cependant, au vu des délais et contraintes du projet, pour cette version POC nous n'implémenterons pas cette solution et nous ferons en sorte de passiver le système de chauffage. Nous n'aurons donc pas une garantie sur la panne retard mais pas de risque sur la panne avance (ce qui correspond au cahier des charges).

4 Causes potentielles de panne

L'objectif principal de ce projet est de concevoir un mécanisme fiable et robuste permettant de détacher le parachute une fois le ballon au sol. Cette opération vise à prévenir tout risque de reprise par des vents résiduels, qui pourraient entraîner la charge utile de manière incontrôlée.

Ce dispositif constitue une amélioration majeure du système existant et ne doit en aucun cas compromettre les missions principales des ballons. Pour garantir cela, le système doit être strictement résistant aux pannes anticipées (*panne avance*), excluant toute activation prématurée avant l'atterrissage. Un déclenchement intempestif pourrait entraîner une chute libre de l'ensemble ballon-charge utile, avec des conséquences potentiellement graves.

En revanche, dans l'hypothèse où le système échouerait à effectuer le déventement après l'atterrissage, la configuration resterait similaire à celle des dispositifs actuels. Le principal risque serait alors que le ballon soit traîné au sol par le vent, sans causer de nouveaux dommages. Dans cette étude, l'accent a été mis sur la conception d'un système spécifiquement robuste à la panne avance.

Une analyse approfondie des défaillances potentielles a été réalisée au moyen de l'AMDEC (*Analyse des Modes de Défaillance, de leurs Effets et de leur Criticité*). Les résultats de cette analyse, qui ont permis d'identifier et de traiter les faiblesses critiques, sont présentés à la figure 3.

AMDEC du système bord d'un aérostat létal - CNES - ENSEEIHT

Composant ou sous ensemble	Modes de défaillance	Causes de la défaillance	Conséquences sur le système	Indice de gravité	Criticité actuelle	Remarques
Cisaille + iniateur	Non déclenchement	Un défaut conduisant à l'impossibilité d'actionner une cisaille (défaut de la cisaille, défaut du contacteur prévenant de la panne avance)	Perte de la fonction de séparation sur le système principal. Le système ne peut désormais plus déventer	0	C	Le système doit être robuste à la panne avance, la panne retard n'entraine pas de fautes critiques
Commande Cisaille	Déclenchement intempestif de la cisaille	Un défaut conduisant à la fermeture d'un des 2 interrupteurs inopinément (Défaillance système d'alimentation, défaillance calculateur, défaillance module de communication, ordre opérateur erroné)	Le second interrupteur reste ouvert, la cisaille n'est donc pas commandée	10	C	
	Impossibilité de commander la cisaille	Un défaut conduisant à un l'impossibilité de commander l'ouverture de la cisaille (défaut du bloc de communication, défaut d'un microcontrôleur, défaut d'un interrupteur de la commande cisaille)	Perte de la fonction de séparation sur le système principal. Le système ne peut désormais plus déventer	0	C	Le système doit être robuste à la panne avance, la panne retard n'entraine pas de fautes critiques
Module de communication	Impossibilité d'émettre et / ou de recevoir	Un défaut conduisant à l'impossibilité de communiquer (Défaillance de l'antenne, du câble entre l'antenne et le modem, du modem de communication, de la transmission due à la constellation utilisée)	Perte de la fonction de communication sur le système principal	0	C	Le système doit être robuste à la panne avance, la panne de communication n'amène pas ce problème
Module d'effort	Transmission de données erronnées au système	Un défaut conduisant à l'envoi de données erronés au système	Fermeture du second interrupteur de manière intempestive. Le premier interrupteur reste fermé grâce à la mesure de l'effort	0	C	
	Impossibilité d'émettre (capteur) et / ou de recevoir (microcontrolleur) l'effort exercé par la nacelle de servitude opérationnelle	Un défaut conduisant à l'impossibilité d'émettre ou de recevoir les données d'effort (défaillance matérielle ou logicielle)	Perte de la mesure d'effort sur le système principal. Le système ne peut désormais plus déventer	0	C	Le système doit être robuste à la panne avance, la panne retard n'entraine pas de fautes critiques
Module GPS	Transmission de données erronnées au système	Un défaut conduisant à l'envoi de données erronés au système (défaillance matérielle ou logicielle)	Fermeture du premier interrupteur de manière intempestive. Le second interrupteur reste fermé grâce à la mesure de l'effort	0	C	
	Impossibilité d'émettre (capteur) et / ou de recevoir (microcontrolleur) la position GPS	Un défaut conduisant à l'impossibilité d'émettre ou de recevoir les données GPS (défaillance matérielle ou logicielle)	Perte de la fonction de localisation sur le système principal. Le système ne peut désormais plus déventer	0	C	Le système doit être robuste à la panne avance, la panne retard n'entraine pas de fautes critiques
Chauffage résistif	Arrêt du système de chauffage	Un défaut conduisant à l'arret du système de chauffage (Défaillance d'une résistance, d'un capteur de température, d'un câble, du calculateur, du système d'alimentation)	Perte de la fonction de réchauffage sur le système principal. Risque de sortir des plages de fonctionnements de certains composants	10	C	Comportement inconnu du système hors des plages de température
	Emballement du système	Un défaut conduisant à une augmentation excessive de la température (capteur T, d'un câble, du calculateur, du système d'alimentation)	La surveillance en température réalisée par le microcontrôleur1 va détecter l'élévation de température puis ouvrir l'interrupteur de sécurité. Ainsi, il n'y a pas d'emballement du système	10	C	Comportement inconnu du système hors des plages de température
Alimentation batterie	Perte d'alimentation de la batterie	batterie (Problème de court-circuit dans le système, problème de sur-tension	Perte intégrale du système principal	0	C	
	Sous-performance du système	Un défaut conduisant à un arrêt partiel du système (défaillance d'une ou de certaines cellules qui réduise la tension dispo, défaillance des convertisseurs DC/DC, Mauvaise connexion)	Le système est sous alimenté et risque d'avoir un comportement imprédictible	0	C	

FIGURE 3 – Analyse des Modes de Défaillance, de leurs Effets et de leur Criticité du système.

5 Architecture du système de bord de la panne avance

5.1 Présentation de l'architecture

À partir des choix des capteurs, nous avons réalisé l'architecture suivante :

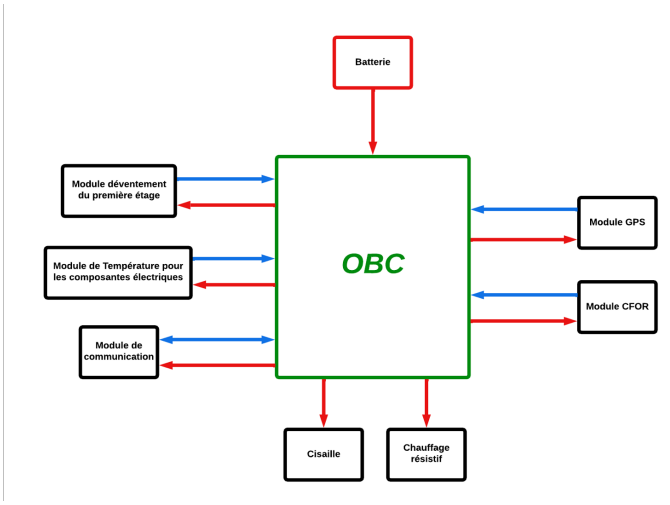

FIGURE 4 – Architecture simplifiée du système de bord

Les éléments en rouge représentent l'alimentation, tandis que les éléments en bleu représentent les communications de données.

L'OBC recevra cinq données en entrée. La première correspond à l'état du désengagement du premier étage : elle renvoie 1 si le deuxième étage s'est séparé du premier, et 0 sinon. La deuxième donnée provient du module GPS, qui permet de transmettre la position et la variation de position. La troisième donnée provient du module d'effort, qui mesure les forces exercées au niveau de la nacelle opérationnelle. Ce module calcule les efforts entre le parachute et le poids de la charge utile. La quatrième donnée est issue du module de communication, qui permet de dialoguer avec l'opérateur et d'obtenir l'autorisation pour le déploiement du parachute. Enfin, la cinquième donnée provient du module de température, qui surveille les composants électriques. La nacelle opérationnelle évolue dans des conditions extrêmes, il est donc essentiel de garantir que les capteurs restent dans une plage de températures optimale pour assurer leur bon fonctionnement. Ce module relève les températures critiques.

À partir de ces cinq informations, l'OBC sera en mesure de commander deux modules : la cisaille et le chauffage résistif. Le module de la cisaille permettra de désengager le parachute une fois que la charge utile est au sol. Le module de chauffage résistif permettra de maintenir les composants électriques dans une plage de température adéquate, en utilisant les données relevées par le module de température.

Ensuite nous allons détailler notre OBC :

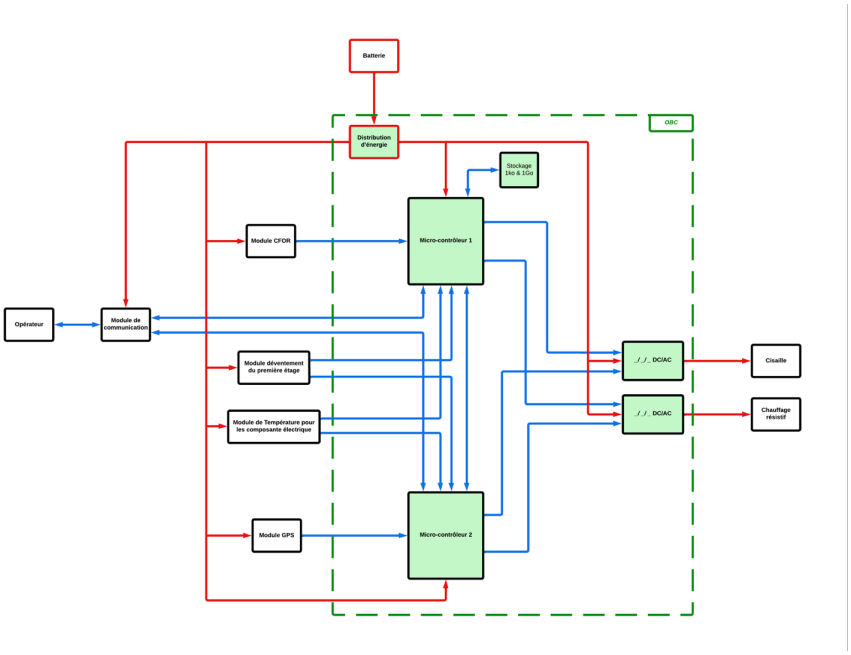

FIGURE 5 – Architecture du système de bord de la panne avance

L'ordinateur de bord sera composé de deux micro-contrôleurs, qui communiqueront avec des instruments de mesure différents. Pour le micro 1, celui ci communiquera avec le capteur d'effort tandis ce que le micro 2, lui communiquera avec le capteur GPS. Le choix a été fait de séparer les communications entre micro-contrôleurs et instrument de mesure afin d'éviter l'apparition de point de panne commun.

Pour ce qui est du stockage des données de mesure, un bus de communication sera mis en place pour relier les deux micro-contrôleurs, car seul micro 1 a accès à l'espace de stockage. Les données que reçoit micro 1 du 2 ne sont pas critiques car ne servent pas à la mise à feu, elles seront simplement stockée en mémoire.

Une fois au sol, une série de conditions devront être vérifiées afin de pouvoir séparer la nacelle du parachute. Comme mentionnée plus haut, la séparation se fera au moyen d'un armement système ainsi que d'une mise à feu.

Le choix d'une répartition des modules de communication entre le système de déventement du ballon et du module de température entre les deux microcontrôleurs a été fait. Une intercommunication sera mise en place entre le microcontrôleur 1 et le microcontrôleur 2.

L'armement se fera via le micro-contrôleur 2 à l'aide des données GPS, la mise à feu se fera après via les informations du capteur d'effort.

6 Architecture matérielle

La description de l'architecture matérielle est composée de 3 sous-parties. La première présente les différents fonctionnalités choisis pour un système de bord pour un aérostat non-létal.

6.1 Fonctionnalités de l'aérostat

L'architecture matérielle de l'aérostat devra permettre de réaliser les tâches suivantes :

— Séparation de la charge utile et du ballon

— Localisation de l'aérostat

— Communication avec l'aérostat

— Maintien d'une bonne température de fonctionnement

— Stockage des télémesures et enregistrement des anomalies

6.2 Architecture globale du système de bord

L'architecture du système de bord est structurée en 5 parties qui seront développées plus tard :

• La cisaille

La cisaille pyrotechnique est l'actionneur chargé de couper le câble reliant la charge utile au ballon, une action contrôlée par le calculateur.

• Le module de positionnement

Le module de positionnement assure la géolocalisation du ballon grâce à un modem et une antenne dédiée, transmettant ensuite ces données au calculateur.

• Le module de communication

Le module de communication établit le lien entre le calculateur et les opérateurs. Il transmet aux opérateurs des informations sur les états clés de l'aérostat et leur permet d'envoyer des commandes pour certaines actions, telles que la séparation avec le ballon.

• Le module de chauffage

Le module de chauffage maintient tous les équipements de la nacelle à une température d'au moins $-25°C$, assurant ainsi le bon fonctionnement des composants.

• Les calculateurs

Ils représentent les cœurs du module, centralisant toutes les informations des capteurs, envoyant les commandes et les instructions aux actionneurs. Ils transmettent également les données aux opérateurs via le module de communication, gère l'alimentation en énergie et le chauffage, tout en stockant les informations essentielles

et permettent de déventer le parachute.

• La batterie
La batterie fournit l'énergie nécessaire à l'alimentation de tous les équipements électriques de la nacelle.

6.3 Choix des composants

Pour choisir l'architecture matérielle de notre aérostat nous sommes repartis des choix technologiques fait par le précédent groupe de BEI que nous avons validés ou invalidés, nous allons rapidement rappeler les motivations et les choix technologiques faits précédemment.

6.3.1 Microcontrôleur

Nous avons opté pour le microcontrôleur NUCLEO-H743ZI, une carte largement répandue, développée par STMicroelectronics et appartenant à la gamme STM32.
Ce microcontrôleur est conçu pour fonctionner dans une plage de températures allant de -45 à 125°C et dispose d'une protection contre les rayonnements ionisants.

6.3.2 Mémoire

Une mémoire est nécessaire afin de stocker les données enregistrées par les capteurs et les anomalies relevées au cours du vol. On séparera le volume de stockage en un volume de 1Go pour stocker les données des capteurs et un volume de 1Ko pour stocker les anomalies.

Le choix a été fait d'adopter des mémoires de type **FRAM** car elle offre un bon équilibre entre capacité, durabilité, coût, et faible consommation d'énergie, ainsi qu'une bonne résistance aux radiations.

Modèles existants : Microchip Technology propose des modules FRAM de la série M24C. Ces modules sont disponibles en capacités allant de 8 Ko à 1 Mo.
Cypress Semiconductor propose des modules FRAM de la série IS25FR.
Ces modules sont disponibles en capacités allant de 8 Ko à 128 Mo.

6.3.3 Batterie

La batterie en plus des cellules sera contrôlée par un BMS (Battery Management System). Il nous permettra de garder le contrôle sur cette dernière (pas de surtension...). Ce BMS pourra également être choisit pour transmettre des informations sur l'état de la batterie au système comme l'état de charge, la température, l'équilibre entre les cellules.
Finalement pour le choix de la batterie, le choix a été fait d'utiliser 27 cellules de

type Li-Ion de la référence **MP 176065 xlr** nous permettant d'alimenter tous nos modules.

6.3.4 Module de communication

Lors de l'étude faite l'année précedente deux modules de communication ont été mis en concurrence : le module **OGi Inmarsat** et le module **A2LA-R Iridium**.

D'après leur comparaisons les deux solutions, voici les principaux avantages de chaque modem :

OGi Inmarsat :

— Plus compact et léger.

— Altitude maximale de fonctionnement plus élevée, ce qui pourrait améliorer la qualité des communications.

— Messages de plus grande taille, permettant une communication plus efficace.

A2LA-R Iridium :

— Meilleure couverture satellite, notamment aux pôles.

— Fréquences de réception non perturbées par le GPS.

— Consommation énergétique réduite.

Bien que chaque modem ait ses forces, OGi Inmarsat semble plus adapté, car :

— La consommation énergétique est peu significative comparée au module de chauffage.

— Le positionnement instantané n'est pas crucial pour l'aérostat.

— Une antenne à basse élévation peut compenser sa couverture satellite.

6.3.5 Capteur GPS - NEO-M8

Le choix d'utiliser un capteur GPS a été motivé par sa capacité à fournir la position précise de la nacelle de servitude opérationnelle, permettant ainsi de détecter l'arrivée au sol du ballon.

Les données générées par le capteur GPS sont collectées par l'un des microcontrôleurs. Une fois que le ballon atteint le sol, le signal GPS indiquera une position verticale constante ou présentant une faible variation, ce qui contraste fortement avec la vitesse de descente du ballon, qui se situe entre 5 et $7 m.s^{-1}$. Pendant l'atterrissage de la charge utile, le parachute et la nacelle de servitude opérationnelle sont encore en vol. Étant donné que le capteur GPS est positionné sur la nacelle de servitude opérationnelle, il est crucial de garantir que le déventement ne se produise que lorsque l'ensemble du système est au sol.
Pour garantir cela, la valeur de la position verticale est surveillée pendant une durée continue de 60 secondes afin de vérifier sa stabilité. Une fois cette condition remplie, le premier microcontrôleur procède à la fermeture du premier interrupteur, permettant ainsi l'armement de la cisaille pyrotechnique.

Avantages	**Inconvénients**
Mesure numérique de la position	Dépendance au service GPS
Précision	Brouillage du signal

TABLE 1 – Avantages et inconvénients du capteur GPS

6.3.6 Capteur d'effort - BSO-STB-CFOR-3535-CN

Le deuxième type de capteur que l'on utilise pour détecter l'arrivée au sol de la nacelle est un capteur d'effort permettant de mesurer la masse de la nacelle de servitude embarquée. Ce capteur est déjà implémenté sur le ballon et est interfacé avec un autre calculateur et nécessite d'être interfacé avec notre deuxième micro-contrôleur.

Principe : Le poids de la nacelle de servitude embarqué est mesurée par le capteur d'effort lors du vol, lorsque le ballon touche le sol, l'effort exercé par le poids de la nacelle s'annule et le capteur détecte une masse nulle.

Avantages	Inconvénients
Mesure physique de la masse	Interfaçage avec un autre calculateur
Capteur déjà implémenté	

TABLE 2 – Capteur d'effort

Ce capteur est déjà implémenté par les équipes du CNES sur le ballon, cela nous permet de pouvoir profiter des avantages du capteur de masse tout en ne modifiant pas l'architecture du ballon et sans rajout de masse.

7 Architecture logicielle

Dans cette partie, nous allons faire un focus concernant les choix logiciels faits mais aussi leurs impactes sur la criticité du système. L'architecture logicielle du système de bord de l'aérostat est définie par le diagramme UML ci-dessous :

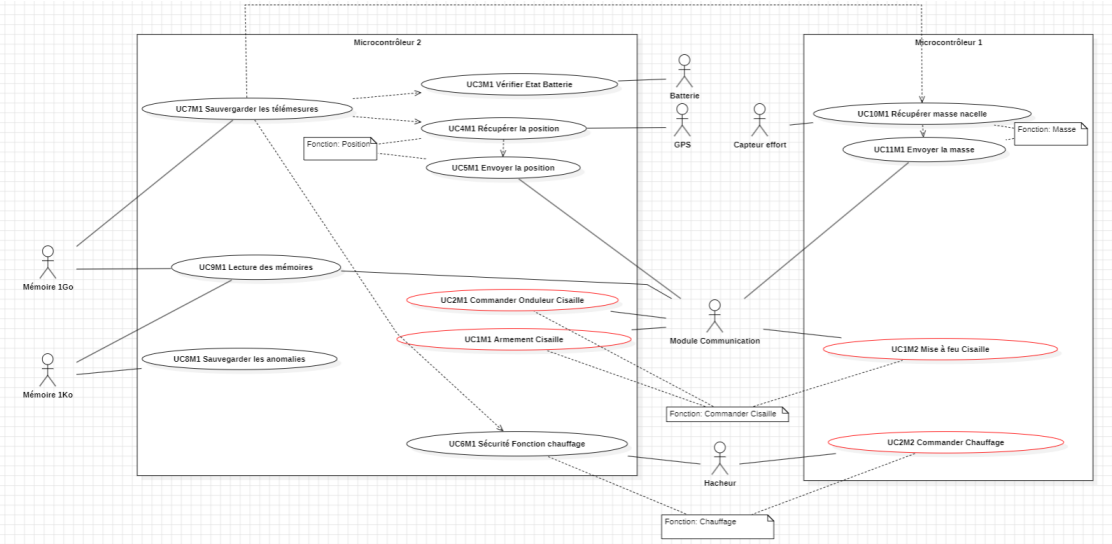

FIGURE 6 – Diagrammes des cas d'utilisation de l'architecture logicielle.

7.1 Criticité logicielle sur les microcontrôleurs

La criticité logicielle dans les systèmes embarqués est d'une importance capitale en raison des conséquences significatives que des défaillances logicielles peuvent avoir sur la sécurité, la fiabilité et les performances des systèmes. La défaillance d'un composant logiciel peut entraîner des conséquences graves, voir catastrophiques dans notre cas la destruction du matériel.
Dans notre cas, nous ne considérons qu'une panne simple ce qui signifie que l'on ne peut avoir qu'une seule panne à la fois. La criticité logicielle va directement être impacté par ce choix.

Dans notre cas les logiciels embarqués sur les 2 microcontrôleurs pourront être de niveau C, car aucune panne simple ne peut entraîner de défaillance critique. Un logiciel de niveau B aurait été nécessaire si l'on utilisait uniquement un microcontrôleur, dans notre cas l'utilisation de deux microcontrôleurs nous permet d'éviter ce problème.
Dans le cas d'une défaillance d'un microcontrôleur le second empêchera le déventement.

7.2 Diagramme de séquence illustrant le scénario

Les interactions entre les différents composants du système sont modélisées à l'aide d'un diagramme de séquence UML. Ce diagramme représente le flux de

communication entre les microcontrôleurs, les modules d'effort, de GPS, de communication et de commande, afin de garantir la réalisation du déventement lorsque toutes les conditions sont réunies.

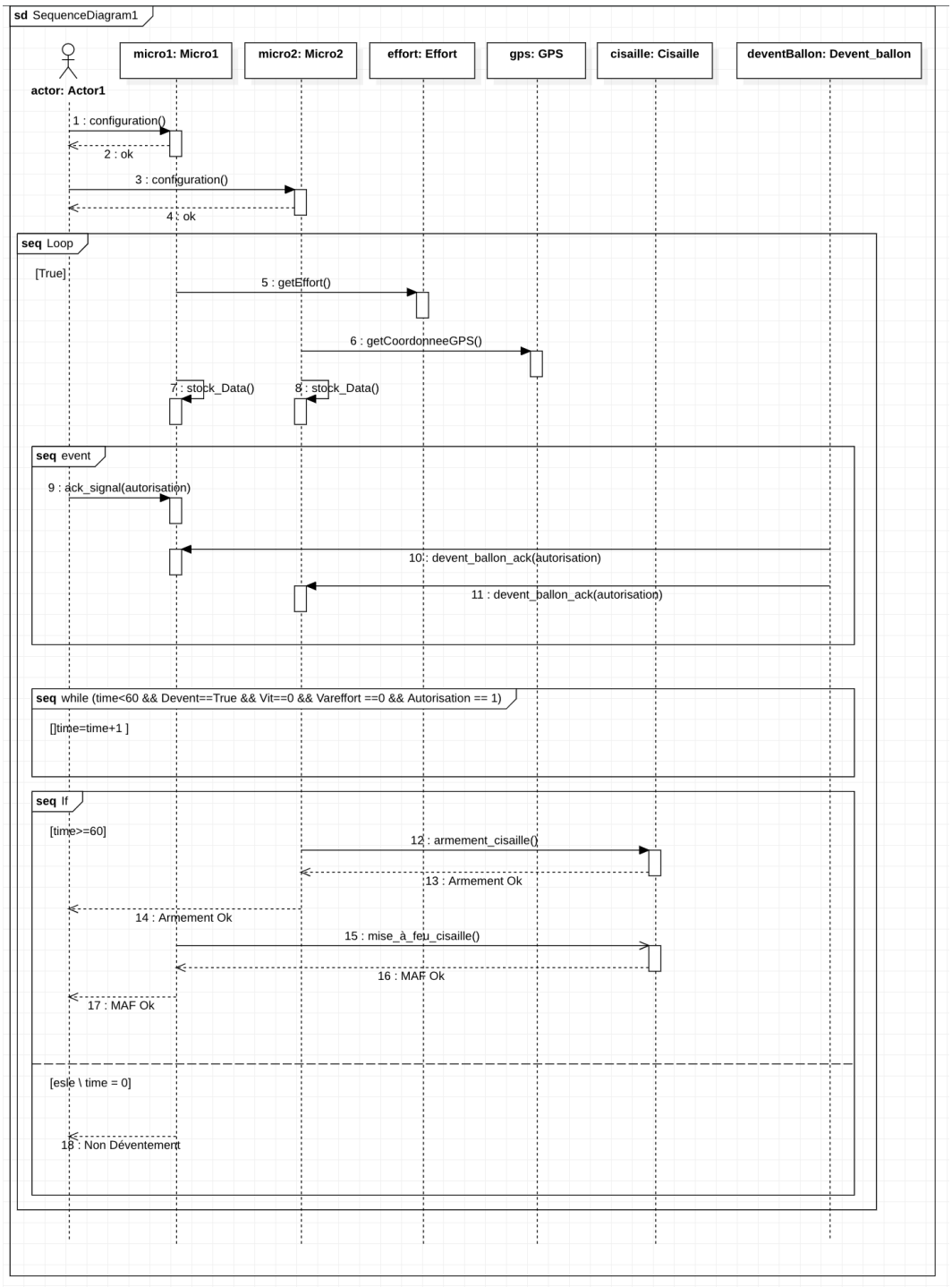

FIGURE 7 – Diagramme de séquence des interactions entre les composants du système embarqué

Le diagramme 7 montre les séquences d'initialisation et de communication entre les modules :

Tout d'abord, l'opérateur effectue des opérations ainsi que l'activation des deux microcontrôleurs. Ensuite, nous entrons dans la partie *loop*. Chaque microcontrôleur relève les données envoyées par les capteurs et les stocke.

Dans la partie *loop*, nous distinguons trois types de séquences :

1. **La première séquence** correspond à des événements pouvant survenir une seule fois pendant le vol, tels que la récupération de l'autorisation envoyée par l'opérateur et la confirmation du dégonflement du ballon du premier étage. Ces informations sont ensuite transmises aux deux contrôleurs.
2. **La deuxième séquence** est une boucle *while*. Celle-ci permet de vérifier que, tant que les quatre conditions sont respectées et que le temps (*time*) est inférieur à 60 secondes, la variable *time* est incrémentée de 1.
3. **La troisième séquence** s'active si *time* dépasse 60 secondes. Dans ce cas, elle déclenche l'armement et la mise à feu, ce qui actionne le système de cisaillement, entraînant ainsi le déploiement du parachute.

Dans le cas contraire (si les conditions de la boucle *while* ne sont plus respectées avant que *time* atteigne 60 secondes), la variable *time* est réinitialisée à 0.

Le diagramme illustre ainsi le scénario classique des missions tout en montrant que notre système est conçu pour être robuste face à d'éventuelles pannes avancées.

8 Conclusion et Perspectives

Ce rapport a permis de proposer une architecture robuste à la panne avance pour un système de déventement d'un aérostat létal. Les choix des composants matériels et logiciels, combinés à une analyse rigoureuse des scénarios typiques et des contraintes environnementales, garantissent une sécurité optimale pour la charge utile.

Les défis principaux, tels que la résistance aux températures extrêmes ou l'intégration de modules de chauffage résistif, ont été partiellement adressés dans cette version POC. Pour les itérations futures, plusieurs pistes d'amélioration sont envisageables :

— Renforcement de la robustesse à la panne retard via une redondance accrue des systèmes critiques.

— Mise en place d'une phase de tests en conditions réelles pour valider les performances globales.