

PROJET FX-35 : SCALAR IV-B



A. Résumé

SCALAR IV-B est un démonstrateur pour la réalisation d'une fusée bi-étage bi-active doté d'un moteur Pro-75 sur le premier étage et Pro-54 sur le second. Cependant la complexité de la mission et les effectifs limités de l'équipe ont nécessité en cours d'année de se refocaliser sur le vol seul du second étage, ce qui a permis d'obtenir des données de vol pouvant démontrer la capacité de la fusée à allumer un moteur en vol en toute sécurité et de délivrer une charge utile à l'apogée de sa trajectoire.

B. Introduction

Contexte : La fusée SCALAR IV-B a été réalisée au sein du club étudiant SUPAERO Space Section de l'école d'ingénieurs ISAE-SUPAERO pendant l'année scolaire 2018-2019. Elle a été conçue, produite et testée hors du cursus scolaire par l'équipe suivante :

- Thibaut FORMOSA : Chef de projet, Responsable mécanique Senior & Sauvegarde Senior
- Alan ALLART : Responsable électronique Senior
- Damien COURTEVILLE : Responsable informatique Senior
- Morgan DEMENOIS : Chef de projet Junior & membre du pôle mécanique
- Myrtille MONCLIN : Responsable mécanique Junior
- Alexis LE PENVEN : Responsable sauvegarde Junior
- Alexis RUI : Responsable électronique Junior
- Alexis VANDEWALLE : Responsable informatique Junior
- Emilien MINGARD : Membre des pôles mécanique et sauvegarde
- Éric BRUNNER : Membre du pôle sauvegarde
- Gabriel GALVAO : Membre du pôle informatique
- Manuele DASSIE : Membre du pôle informatique
- Simon BLEICHER : Membre du pôle mécanique
- Rémi CHATEL : Reporter et chargé de communication

Genèse : Ce projet provient de la ligne des fusées SCALAR, qui signifie Supaero CAnsats LAuncher, dont les 2 premières ont été lancées au C'Space. L'idée du biétage biactif provient du projet SCALAR III, qui est de réaliser une solution on-the-shelf de séparation d'étage fiable pour les futurs projets du club.

Planning : Vous trouverez sur la **Fig. 1** le planning prévisionnel du projet SCALAR IV-B. Le projet n'ayant été réorienté que tardivement du biétage vers le monoétage, il est donc normal de trouver des éléments relatifs aux deux étages sur la totalité du planning.

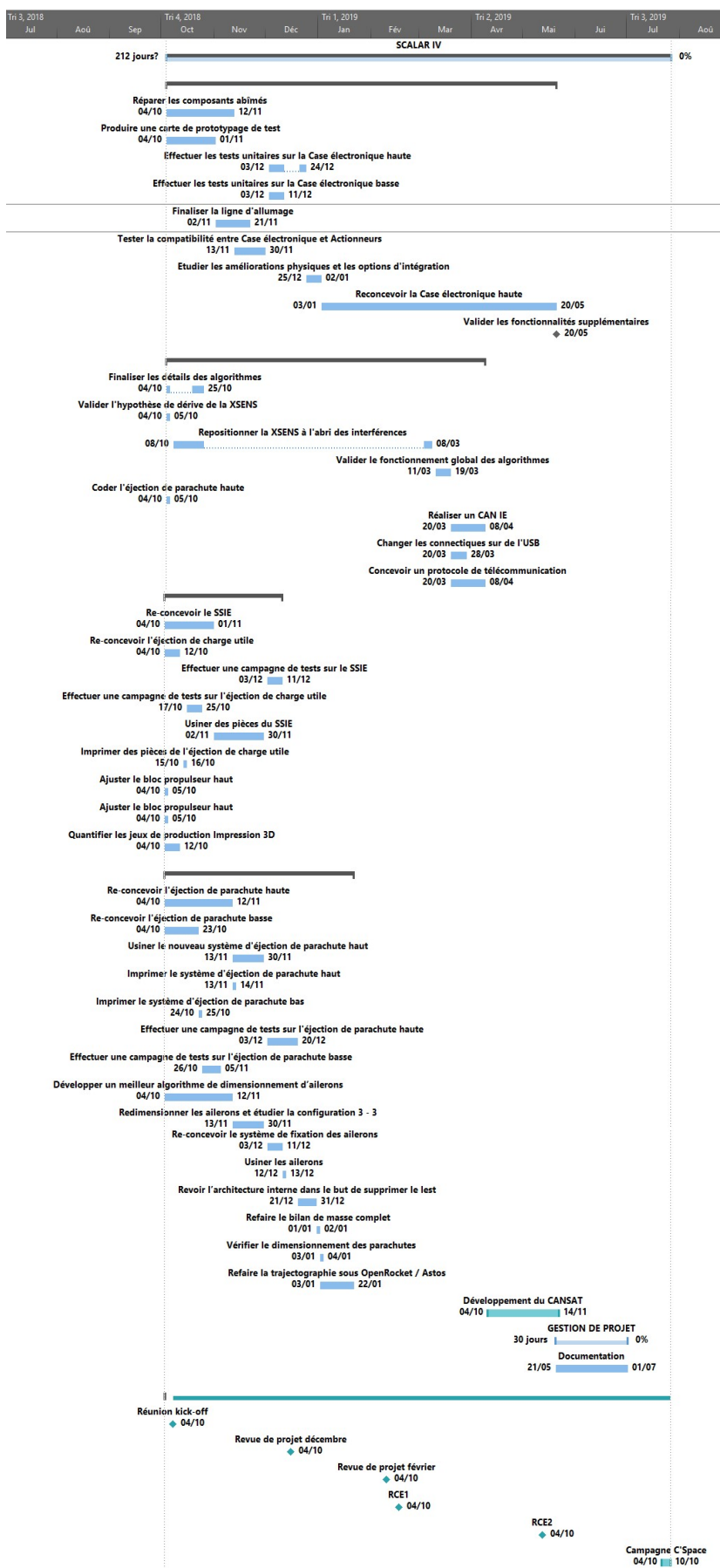


Fig. 1 Planning prévisionnel du projet SCALAR IV-B

C. Description mécanique

Aperçu général : Bien que seul le second étage de la fusée ait volé, l'entièreté des systèmes des deux étages ont été produits et de nombreuses parties pourront être réutilisées pour le futur vol en biétage. L'intégralité du second étage sera réutilisé tel quel, excepté le système de séparation, et environ 70% des pièces de l'étage du bas pourront être reprises sans modifications. Cette partie décrira donc en détail les parties ayant volé de la fusée, alors que le premier étage ne sera décrit que succinctement car il est amené à changer sur l'année suivante. Un plan d'ensemble de la fusée est disponible en page suivante sur la **Fig. 3**, et des plans détaillés sur les systèmes de l'étage haut sont donnés en **Fig. 4, 5, 6, 7 et 8**. Les deux corps de la fusée sont constitués d'une peau porteuse réalisée dans un composite de 4 plis de fibre de carbone et d'une matrice résine époxy, donnant une épaisseur totale de 1,2mm pour 160mm de diamètre. La coiffe quant à elle est réalisée en fibre de verre afin de ne pas perturber la télémétrie. La majorité des bagues intérieures a été usinée dans de l'aluminium 2017A et certaines parties sont faites en acier. De nombreuses parties ont été imprimées en 3D en ABS lorsque cela requerrait une résistance structurale, et le reste a été imprimé en PLA.

Ailerons : La fusée dispose de deux jeux de trois ailerons en configuration non-masquée dont les dimensions sont données sur la **Fig. 2**. Les ailerons ont initialement été réalisés en carbone pré imprégné 10 plis, cependant les contraintes de fabrication ne permettant pas les dimensions requises pour une stabilité suffisante, un nouveau set d'ailerons a été refabriqué en contreplaqué de bouleau.

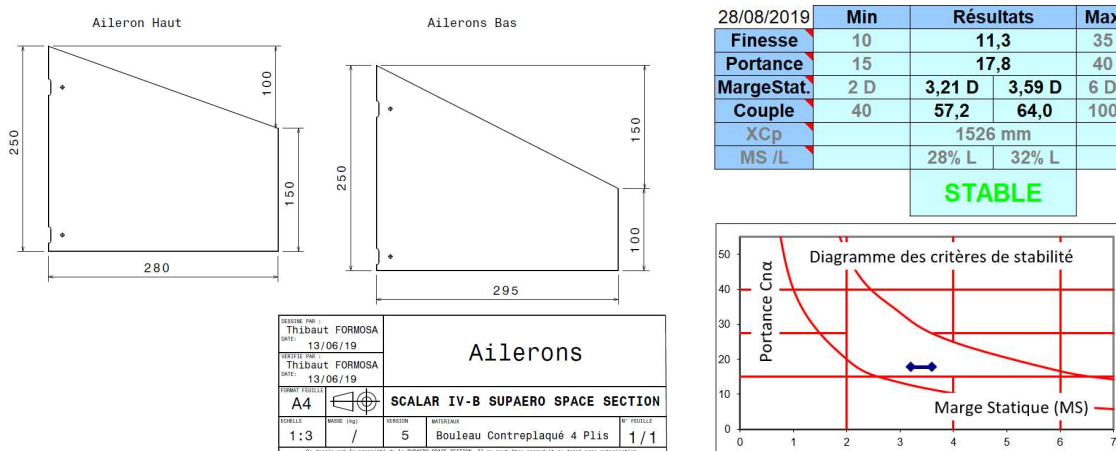


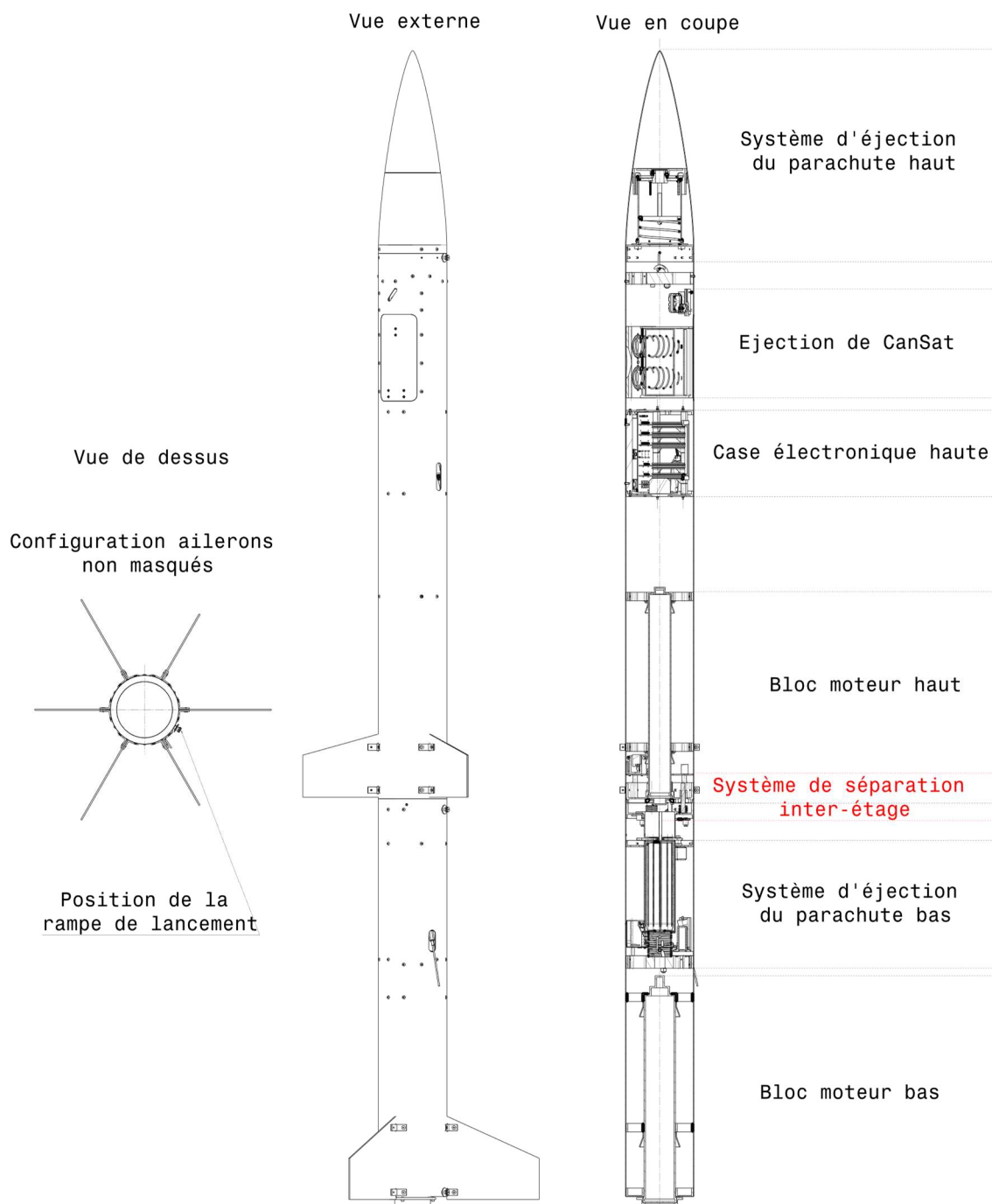
Fig. 2 Dimensions des ailerons et marges aérodynamiques du second étage

Systèmes de récupération : La récupération de chaque étage de la fusée se fait sous son propre parachute, qui sont produits chez notre sous-traitant FruityChutes. L'étage haut est retombé sous un parachute toroïdal de diamètre 60' éjecté à l'aide d'un parachute extracteur. La méthode de pliage du parachute est retrouvable sur le site du fabricant au lien suivant :

https://fruitychutes.com/help_for_parachutes/how_to_fold_a_iris_parachute.htm

Le parachute est ensuite inséré dans un sac à parachute fabriqué par nos soins, où les suspentes du parachute forment un tressage qui empêche à la fois les suspentes de s'emmêler et de s'assurer que le parachute ne sorte que lorsque les suspentes sont complètement déployées (voir **Fig. 9**) L'étage bas quant à lui serait retombé sous un parachute elliptique de 42 pouces de diamètre, projeté axialement dans des coques par un ressort.

Stabtraj : La trajectoire nominale de la fusée est donnée en **Fig. 10**.



DESSINE PAR : Thibaut FORMOSA DATE: 13/06/19		Plan d'ensemble					
VERIFIE PAR : Thibaut FORMOSA DATE: 13/06/19							
FORMAT FEUILLE A0					SCALAR IV-B SUPAERO SPACE SECTION		
ECHELLE 1:3	MASSE (kg) 19.4	VERSION 11	MATERIAUX Carbone, Aluminium, ABS		N° FEUILLE 1/1		
Ce dessin est la propriété de la SUPAERO SPACE SECTION. Il ne peut être reproduit ou donné sans autorisation.							

Fig. 3 Schéma d'implantation générale des systèmes de SCALAR IV-B

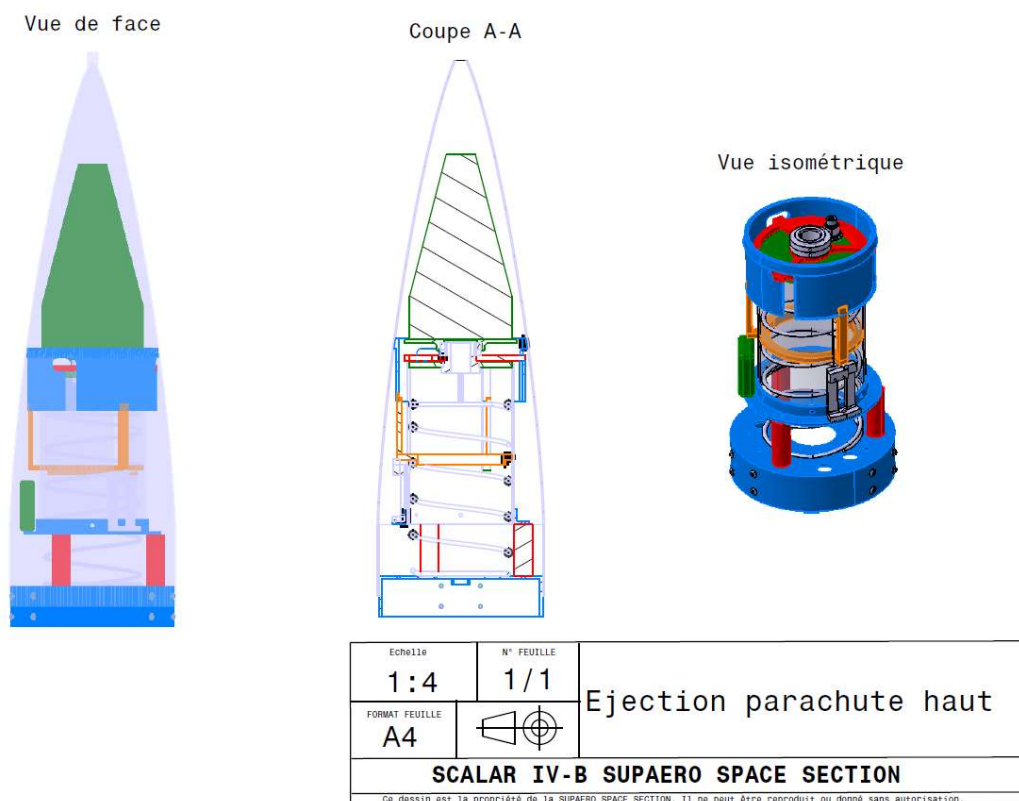


Fig. 4 Schéma d'implantation du système d'éjection axial de parachute. Le sac à parachute est indiqué en vert.

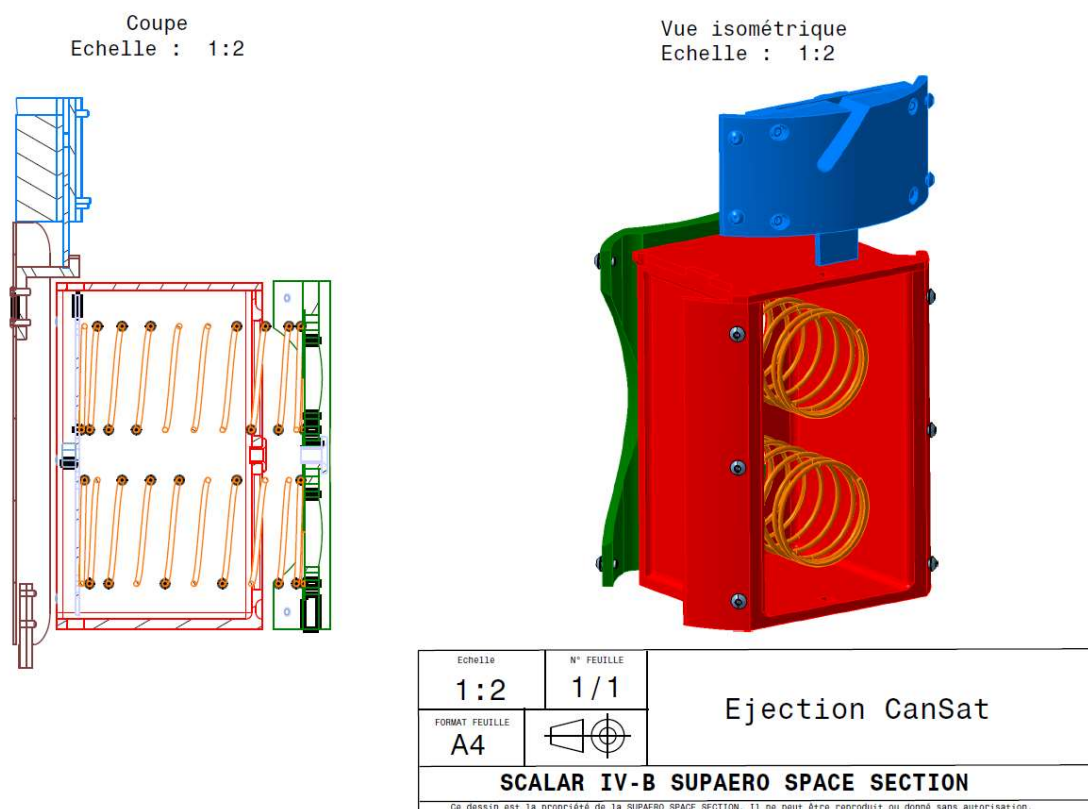
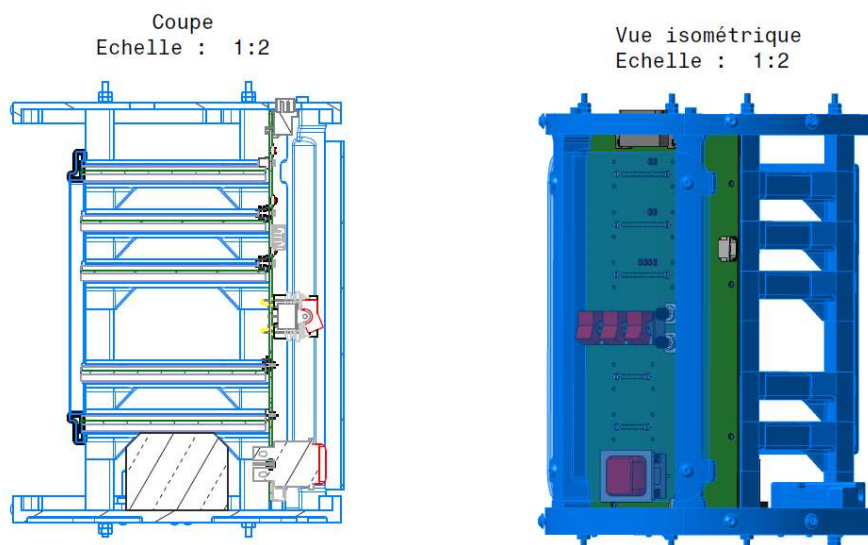
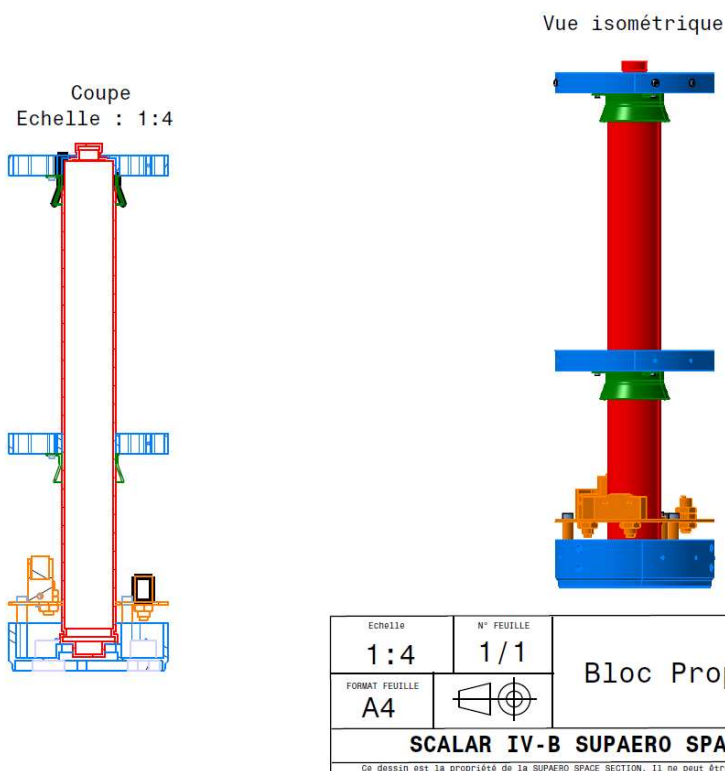


Fig. 5 Schéma d'implantation de la charge utile (non représentée ici pour plus de clarté). Le CanSat était une masse inerte dotée d'un parachute, faute de temps pour développer un projet plus complexe.



Echelle 1:2	N° FEUILLE 1/1	Case électronique haute
FORMAT FEUILLE A4		
SCALAR IV-B SUPAERO SPACE SECTION		
Ce dessin est la propriété de la SUPAERO SPACE SECTION. Il ne peut être reproduit ou donné sans autorisation.		

Fig. 6 Schéma d'implantation de l'ordinateur de bord. En bleu la structure en impression 3D et aluminium. Plus de détails et photos seront donnés dans la partie électronique.



Echelle 1:4	N° FEUILLE 1/1	Bloc Propulsion Haut
FORMAT FEUILLE A4		
SCALAR IV-B SUPAERO SPACE SECTION		
Ce dessin est la propriété de la SUPAERO SPACE SECTION. Il ne peut être reproduit ou donné sans autorisation.		

Fig. 7 Schéma d'implantation du bloc moteur. En rouge est indiqué un Cesaroni Pro-54 5G-2060K570-17A.

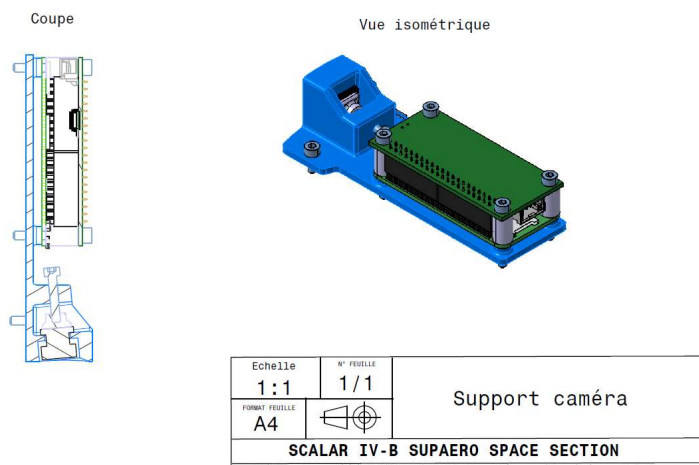


Fig. 8 Schéma d'implantation de la caméra. Le module est fixé sous la case électronique et dispose d'un système d'enregistrement des données indépendant des logs de l'ordinateur de bord.



Fig. 9 Tressage des suspentes autour du sac à parachute (à gauche) les tourillons présents ne servent qu'au maintien, ils sont retirés en vol, et contenu de la partie haute du nez (à droite)

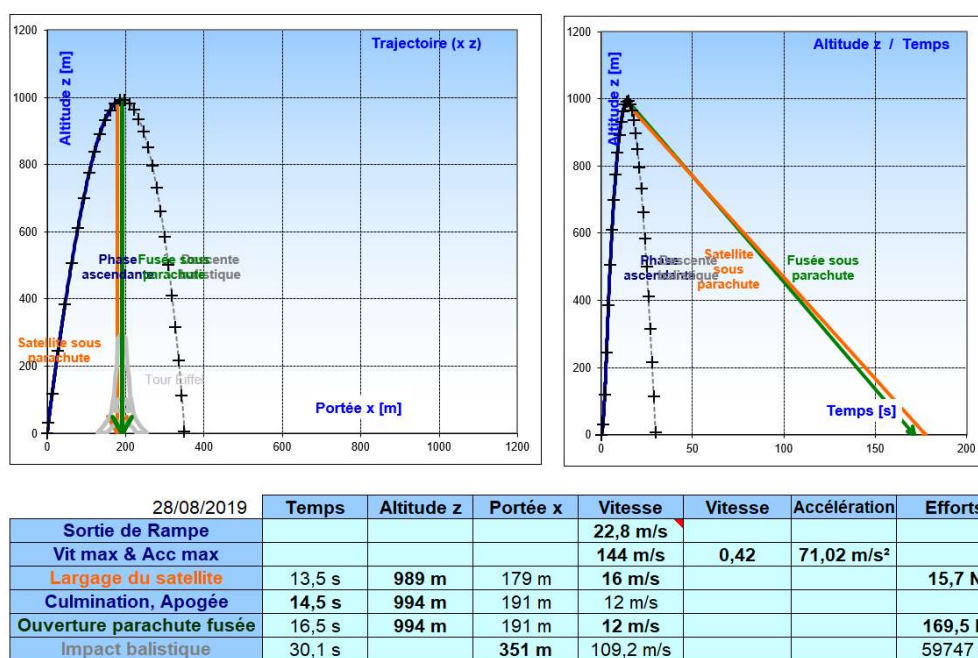


Fig. 10 Trajectoire nominale théorique du second étage seul

D. Description électronique et informatique

Aperçu général : A l'instar de la mécanique, l'entièreté des systèmes des deux étages ont été produits et de nombreuses parties pourront être réutilisées pour le futur vol en biétagé. Les deux ordinateurs de bord ne devraient connaître que quelques modifications mineures sur leur synoptique mais devront être produits à nouveau. Pour la même raison que la mécanique, l'électronique de bord du premier étage ne sera que succinctement décrite, nous privilégions la description du second étage qui a effectivement volé :

- La case électronique haute montée dans l'étage supérieur, constituée de 5 cartes (Expérience, Récupération, Commande, Batteries, Allumage du second étage) reliées entre elles par une carte mère qui sert également d'interface sol bord, qui sert à mettre en configuration de vol et de contrôler l'état de la fusée sur le pas de tir.
- La case électronique basse montée dans l'étage inférieur, composée d'une unique carte en forme de demi-couronne gérant toutes les fonctions. Elle est elle aussi surmontée d'une interface, reliées par un connecteur de type header et verrouillées entre-elles par un support.

Minuterie : Elle est effectuée par un microcontrôleur de type PIC33 sur des cartes conçues et assemblées en interne, le PCB étant produit par notre sous-traitant JLCPCB. L'ordinateur de bord détecte le décollage grâce à l'arrachage d'un câble ombilical, et effectue la récupération en communiquant au servomoteur associé par un protocole UART.

Alimentation : L'ordinateur de bord du second étage est alimenté par 4 batteries de type Li-Po, chacune gérant un sous-système, afin que ces derniers soient indépendants en énergie. Ces batteries, exceptée celle gérant l'allumage du 2^e étage, sont placées sur une carte d'alimentation générale. La batterie gérant l'allumage est quant à elle placée directement sur la carte d'allumage.

Système d'enregistrement : Il est composé d'un enregistrement sur carte SD réalisé par une carte Raspberry Pi Zero W qui communique en permanence avec un bus de communication CAN sur lequel peuvent parler tous les microcontrôleurs. Ces données seront également transmises à une station sol grâce à un système de télémesure lorsque celle-ci sera opérationnelle. L'enregistrement de la vidéo prise par la caméra radiale se fait sur une autre Raspberry Pi Zero W indépendante de la première, pour des raisons de routage / débit et parce que le système a été développé après la réalisation de l'ordinateur de bord.

Télémesure : Un système de télémesure avait été prototypé pour SCALAR IV-B, cependant il n'a pas fonctionné lors de son intégration. Il a donc été abandonné pour le vol de cette année mais sera très proche de fonctionner l'année prochaine. Il permettra d'envoyer des informations sur l'état de la fusée (décollage, première phase propulsive, séparation, ...) et des informations d'attitude, grâce à une fréquence porteuse de 869.5MHz.

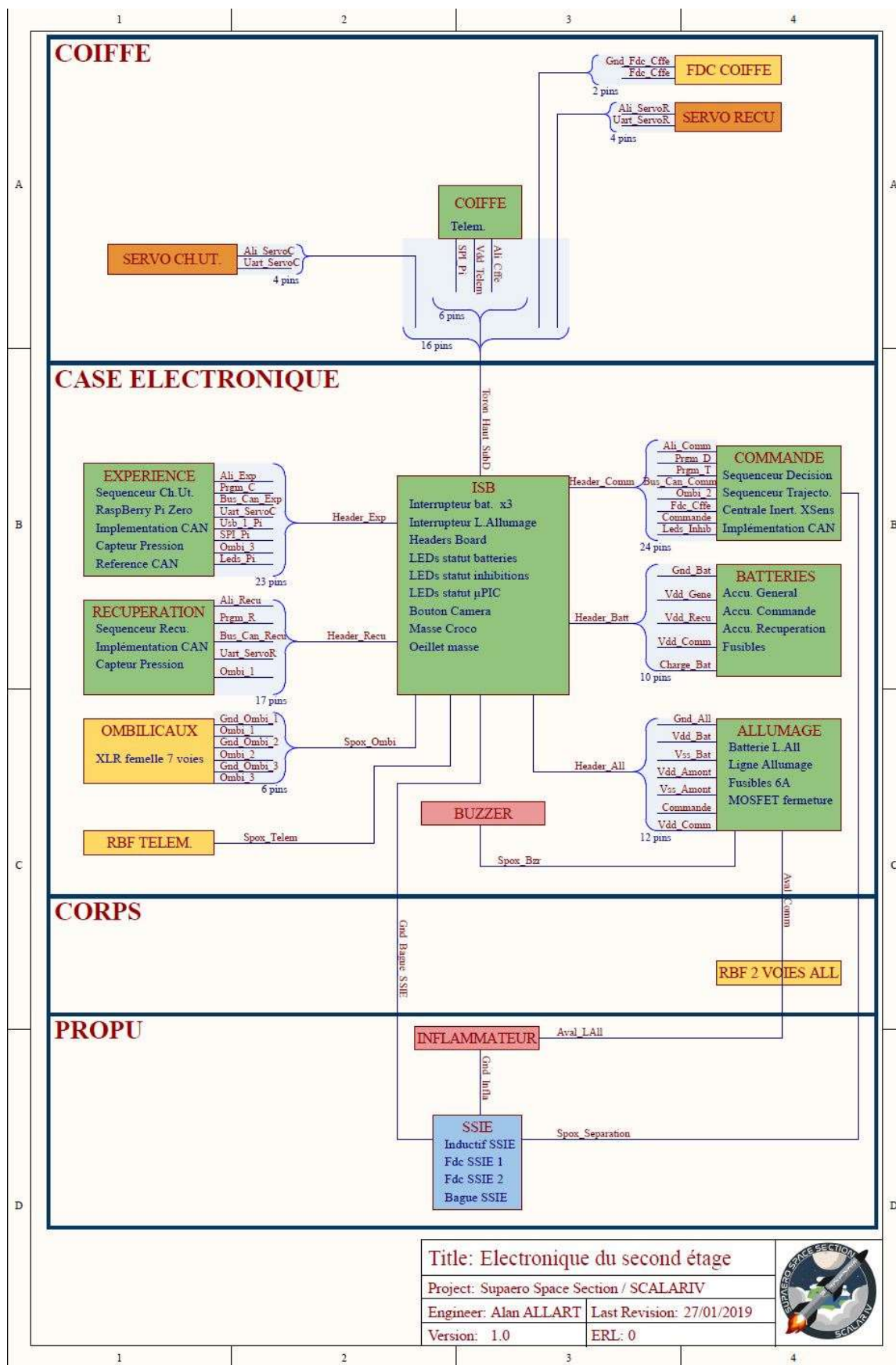


Fig. 11 Schéma synoptique de la case électronique haute

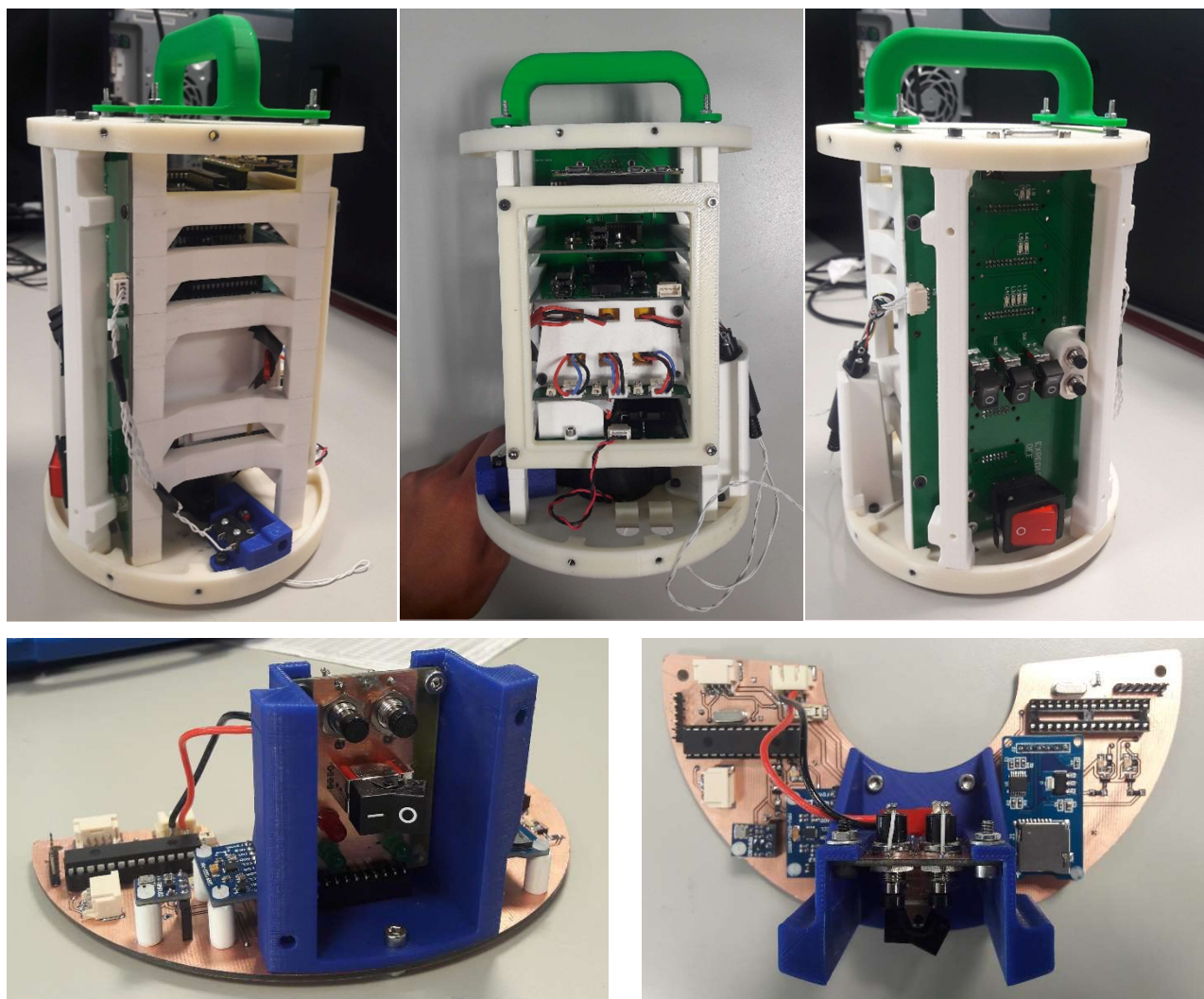


Fig. 12 Visuels des cartes électroniques haute (en haut), les bagues ayant été réusinée en aluminium dans le second étage ayant volé. Carte électronique basse (en bas)

E. Expérience

But : L'objectif principal de la mission est de réaliser un démonstrateur technologique de la séparation électromécanique de deux étages de fusée et l'allumage d'un moteur en vol. Les principaux actionneurs sont donc des servomoteurs pilotés par une minuterie et des baromètres pour affiner l'instant d'ouverture des parachutes à l'intérieur de la fenêtre temporelle initialement imposée. Enfin, la trajectoire de chaque étage est mesurée à l'aide d'une centrale inertielle et est transmises par télémétrie à la station sol.

Paramètres d'expérience : Dans le Cansat et dans l'étage du bas, la pression statique est mesurée grâce à un baromètre bon marché, et deux baromètres moyenne gamme dans l'étage du haut. Les accélérations et les vitesses de rotation sont mesurée grâce à une centrale inertielle bon marché dans l'étage du bas et dans le Cansat, et une centrale inertielle moyenne gamme dans l'étage du haut. Nous comparerons les données de capteurs bon marché et haut de gamme le long de leur trajectoire commune afin de déterminer si l'utilisation de capteurs bas de gamme est suffisante pour notre application.

Plage de valeurs : On s'attend à des pressions entre 1013hPa au sol et 794 à 2000m, et à des accélérations de l'ordre de 7G pour la poussée du premier étage.

Etalonnage : Les centrales inertielles se calibrent automatiquement dès que la fusée est sur rampe, en normalisant le vecteur mesuré à 1g et en déduisant la verticale. Les baromètres sont calibrés en usine et leur biais ainsi que le gain du capteur de pression ont été contrôlés à l'altitude de Toulouse (152m) et pour une variation de 15m. De plus, pour la détection d'apogée seule la différentielle de pression est importante et non la pression absolue, ce qui rend une erreur d'étalonnage inoffensive pour la sécurité de la fusée.

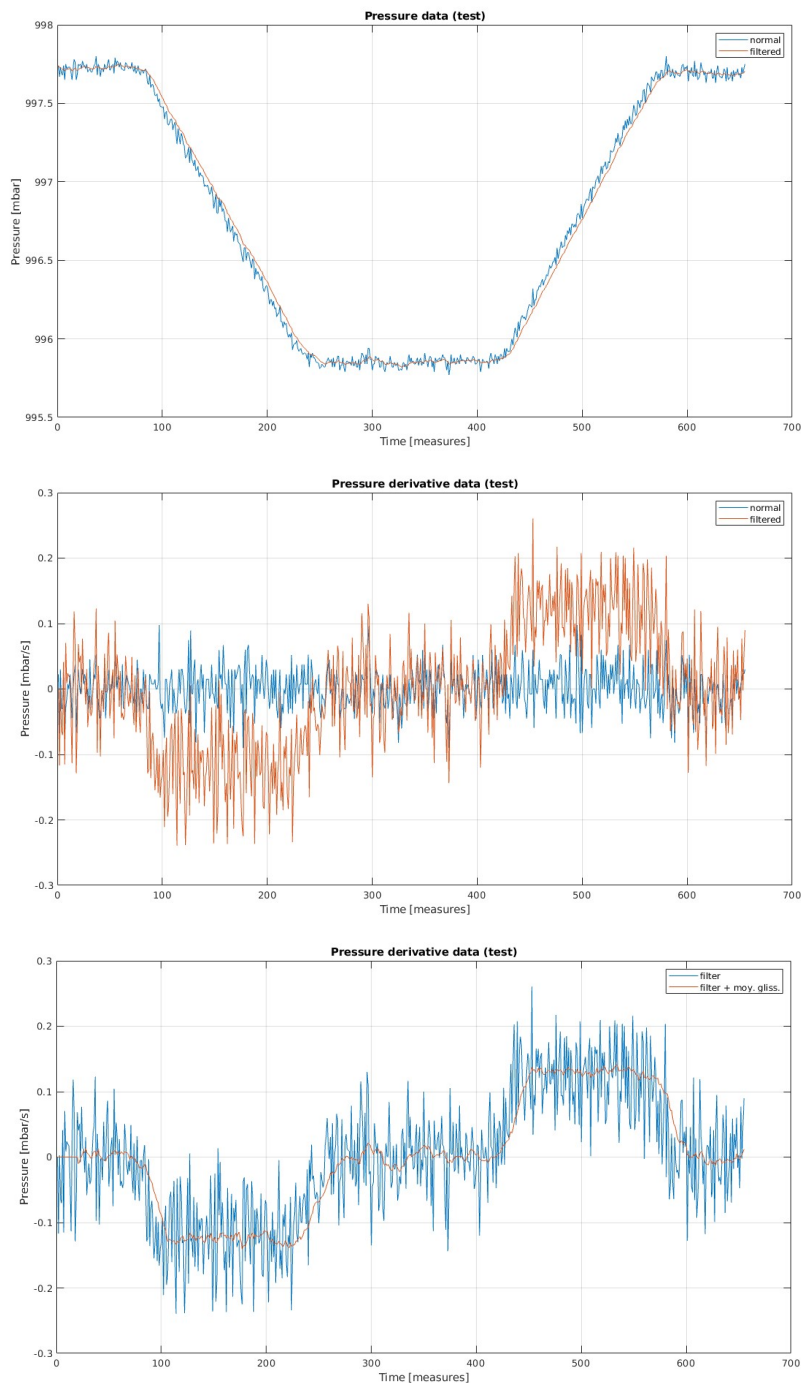


Fig. 13 Courbes d'étalonnage du baromètre réalisées pour une variations de hauteur de 15 mètres. De haut en bas : données de pression, dérivée brute et filtrée, dérivée filtrée et moyennée.

F. Déroulement du vol

Le vol de SCALAR IV-B s'est effectué le mercredi 17 juillet 2019 à 13h22 (datation obtenue d'après les fichiers enregistrés par l'ordinateur de bord et les fichiers vidéo). Le ciel était couvert d'une épaisse couche nuageuse, la température de 21.1°C avec un vent de 11 km/h N-O (Archives MétéoFrance sur le site InfoClimat). La fusée a effectué un vol nominal avec très peu de roulis et aucune oscillation. Le visuel direct de la fusée a été rapidement perdu au passage de la couche nuageuse mais la fin de la retombée a pu être observée, SCALAR IV-B redescendant verticalement avec très peu d'oscillations sous son parachute, en formation avec son CanSat. La fusée a été récupérée intacte dans un champ de maïs avoisinant mais le CanSat a été perdu car sa petite taille n'a pas permis la localisation par drone et sa vitesse de chute plus lente l'a emmenée loin du point de chute de la fusée. La boucle d'attache du parachute principal a cependant été retrouvée déchirée par l'ouverture du parachute, ce qui est confirmé par les logs et les photos. Le scénario présenté en **Fig. 15** est envisagé pour expliquer ce phénomène. Un tressage différent de cette boucle devra être envisagé pour l'année prochaine.

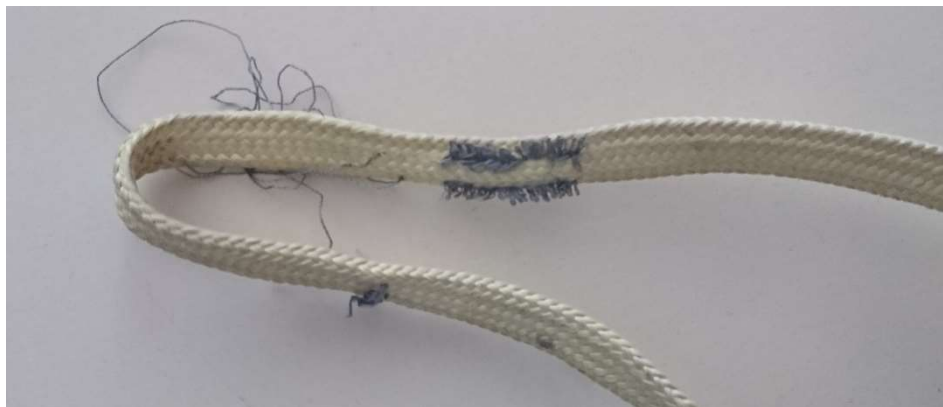


Fig. 13 Rupture de la boucle d'attache du parachute principal



Fig. 14 Retombée de SCALAR IV-B sous son parachute. On remarque que la fusée est anormalement basse par rapport à son parachute, ce qui pourrait s'expliquer par la rupture de la boucle d'attache principale. Par ailleurs, on ne voit pas le nez qui devrait pendre au-dessus du corps de la fusée, renforçant cette théorie.

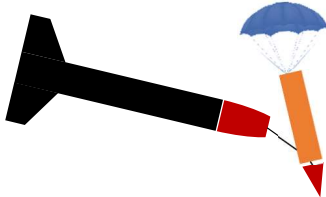
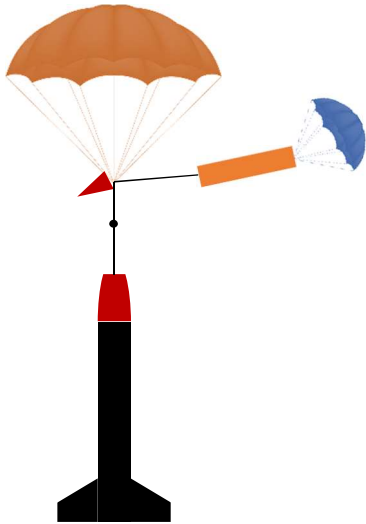
Etape 1 : La fusée est à l'horizontale et l'ordinateur de bord détecte l'apogée et l'ordre d'éjection du parachute est donné.	
Etape 2 : La partie haute du nez se sépare et le parachute d'extraction (en bleu sur le schéma) se gonfle.	
Etape 3 : Le parachute d'extraction sort le sac à parachute (en orange) de la partie haute du nez.	
Etape 4 : Le parachute principal (en orange sur le schéma) sort du sac à parachute et la fusée est significativement ralentie, elle se retourne violemment. C'est à ce moment où la boucle d'attache du parachute principal (point noir sur le schéma) a dû rompre selon toute vraisemblance.	
Etape 5 : L'attache du parachute principal glisse de la boucle d'attache (point noir) jusqu'à la partie haute du nez, qui tient bon, et la fusée retombe doucement.	

Fig. 15 Scénario proposé décrivant le vol de SCALAR IV-B

G. Résultats

=====		
Journal de Vol de SCALAR IV-B du 17 juillet 2019 à 12H58		
=====		
Ce journal a été écrit à partir des logs enregistrés dans l'ordinateur de bord. Ils sont enregistrés en continu chaque seconde et à chaque changement d'état, donc pour plus de clarté, seuls ceux montrant un changement d'état seront indiqués ici.		
Chaque paragraphe est en 3 parties :		
- log brut		
- log traduit		
- commentaire du log		
Le premier nombre de chaque log est le temps écoulé en millisecondes entre le démarrage de l'Ordinateur De Bord et l'enregistrement du log par celui-ci.		
Le deuxième nombre de chaque log indique la carte d'origine du log :		
- 32 = pyro = Séquenceur sur la carte de décision d'allumage		
- 33 = recu = Séquenceur sur la carte de récupération		
- 34 = chut = Séquenceur sur la carte de charge utile		
- 35 = traj = Séquenceur sur la carte de trajectographie		
Le troisième nombre donne des informations sur l'état du séquenceur.		
=====		
INITIALISATION		
=====		
482	34	33
482 ms	chut	GROUND baro_ok=true
24min et 3s avant le décollage. Le séquenceur charge utile est déjà en mode GROUND. Comme il a démarré avant la Raspberry Pi qui gère l'enregistrement, ses premiers logs n'ont pas été enregistrés. Le baromètre est opérationnel.		
7342	33	0
7342 ms	recu	INIT baro_ok=false
23min et 57s avant le décollage. Initialisation du séquenceur récupération.		
7344	33	1
7344 ms	recu	GROUND baro_ok=false
23min et 57s avant le décollage. Le séquenceur récupération a terminé son initialisation et passe en mode GROUND dans l'attente du décollage.		
8348	33	33
8348 ms	recu	GROUND baro_ok=true
23min et 55s avant le décollage. La première mesure reçue du baromètre du séquenceur récupération confirme que celui-ci est opérationnel.		
12773	35	0
12773 ms	traj	INIT
23min et 51s avant le décollage. Initialisation du séquenceur trajectographie.		



12781	32	32
12781 ms	pyro	INIT nose=off
23min et 51s avant le décollage. Initialisation du séquenceur décision d'allumage. Comme la fusée vole en monoétage, la détection de la séparation est désactivée. Problème : Le capteur fin de course ne détecte pas la coiffe alors que celle-ci est bien mise.		
12782	32	33
12782 ms	pyro	GROUND nose=off
23min et 51s avant le décollage. Le séquenceur récupération a terminé son initialisation et passe en mode GROUND dans l'attente du décollage.		
13660	35	32
13660 ms	traj	GROUND
23min et 50s avant le décollage. Le séquenceur récupération a terminé son initialisation et la configuration de la centrale inertielle est terminée. Il passe en mode GROUND pour se calibrer et attendre le décollage.		
=====		
DECOLLAGE		
=====		
1444152	32	34
1444152 ms	pyro	FLYING nose=off
Le séquenceur décision d'allumage détecte l'arrache de l'ombilical et passe en mode FLYING.		
1444153	35	33
1444153 ms	traj	FLYING ignition=inhibited
Le séquenceur trajectographie détecte l'arrache de l'ombilical et passe en mode FLYING.		
1444194	33	34
1444194 ms	recu	FLYING
Le séquenceur récupération détecte l'arrache de l'ombilical et passe en mode FLYING.		
1444207	34	34
1444207 ms	chut	FLYING
Le séquenceur charge utile détecte l'arrache de l'ombilical et passe en mode FLYING.		

=====		
MISE A FEU		
=====		
1444890	35	49
1444890 ms	traj	FLYING ignition=allowed
0.7s après le décollage. L'orientation de la fusée se trouve dans le cône nominal. Le séquenceur trajectographie signale au séquenceur décision d'allumage que l'orientation est bonne.		
1448153	32	35
1448153 ms	pyro	WINDOW nose=off
4.0s après le décollage. Le séquenceur décision d'allumage entre dans la fenêtre temporelle d'allumage du moteur. La détection de la séparation est désactivée et le séquenceur trajectographie signale que l'orientation est nominale. Cependant, la coiffe n'est pas détectée, le séquenceur décision d'allumage ne donne donc pas l'ordre de mise à feu.		
1454990	35	33
1454990 ms	traj	FLYING ignition=inhibited
10.8s après le décollage. Le séquenceur trajectographie détecte que l'orientation sort du cône nominal et le signal au séquenceur décision d'allumage pour inhiber l'ordre de mise à feu, qui n'est de toute façon pas donné.		
1455989	35	35
1455989 ms	traj	INHIBITED ignition=inhibited
11.8s après le décollage. Le séquenceur trajectographie détecte que l'orientation sort du cône de sécurité et inhibe donc définitivement l'ordre de mise à feu.		
=====		
EJECTIONS CANSAT ET PARACHUTE		
=====		
1456310	34	35
1456310 ms	chut	WINDOW
12.21s après le décollage. Le séquenceur charge utile entre dans la fenêtre temporelle d'éjection du Cansat.		
1456512	34	36
1456512	chut	OPEN
12.36s après le décollage. Le séquenceur charge utile détecte l'apogée grâce à la variation de la pression et éjecte le Cansat.		
1457203	33	35
1457203 ms	recu	WINDOW
13.05s après le décollage. Le séquenceur récupération entre dans la fenêtre temporelle d'éjection du parachute.		

1457302	33	36
1457302 ms	recu	OPEN
13.15s après le décollage. Le séquenceur récupération détecte l'apogée grâce à la variation de la pression et éjecte le parachute.		
===== FIN DE L'EXPERIENCE =====		
1465175	32	36
1465175 ms	pyro	INHIBITED nose=off
21.0s après le décollage. Le séquenceur décision d'allumage sort de la fenêtre temporelle de mise à feu qui a volontairement été rendue excessivement longue afin de vérifier que l'ordre de mise à feu était bien annulé en cas de problème.		

Fig. 16 Logs de l'ordinateur de bord de SCALAR IV-B

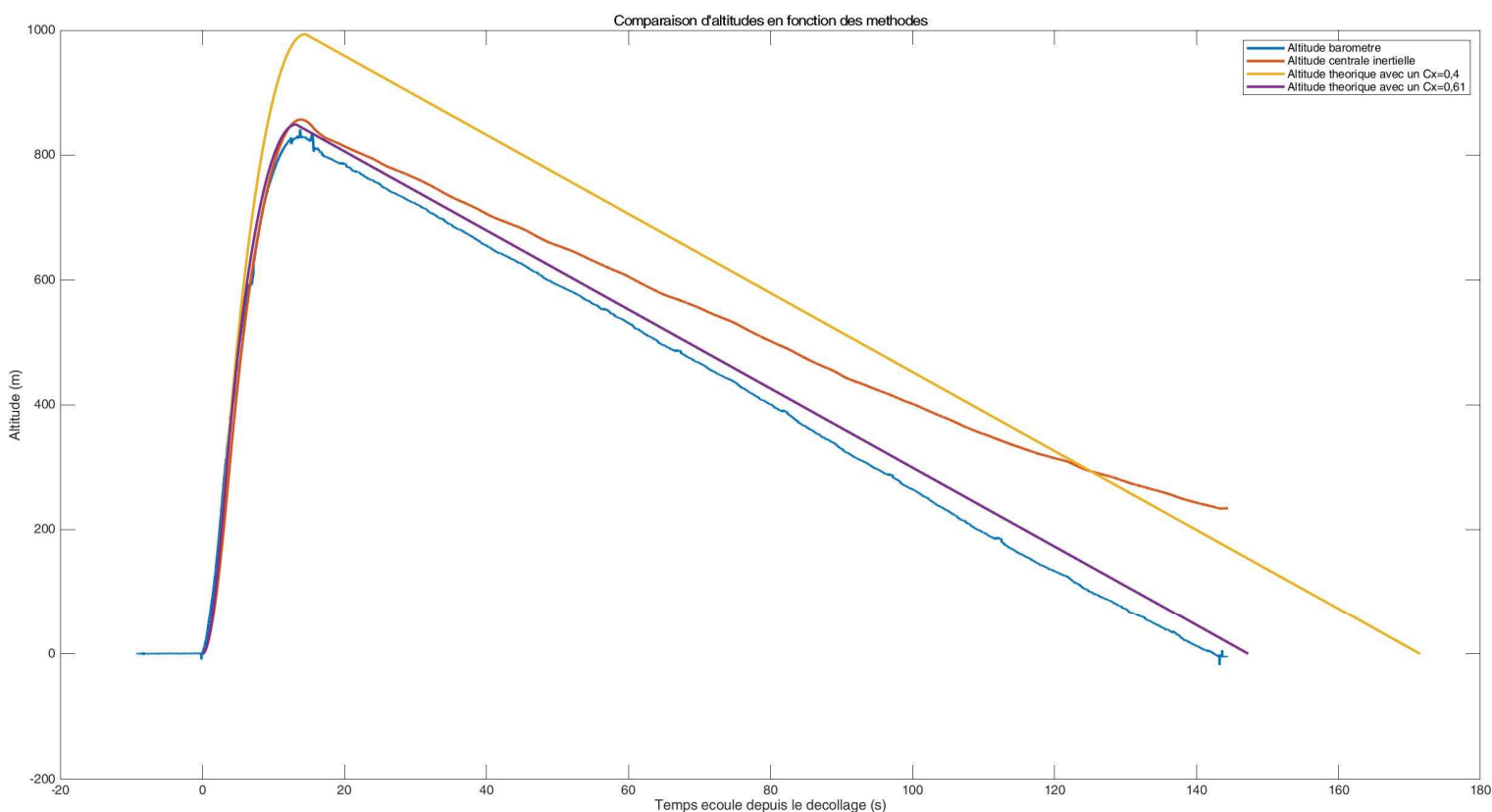


Fig. 17 Altitudes mesurées en fonction du temps (avec les baromètres en bleu et avec la centrale inertielle en orange) comparées avec les altitudes théoriques données par StabTraj (en jaune). La forte différence a amené à considérer plusieurs autres paramètres (voir **Analyse des résultats**)

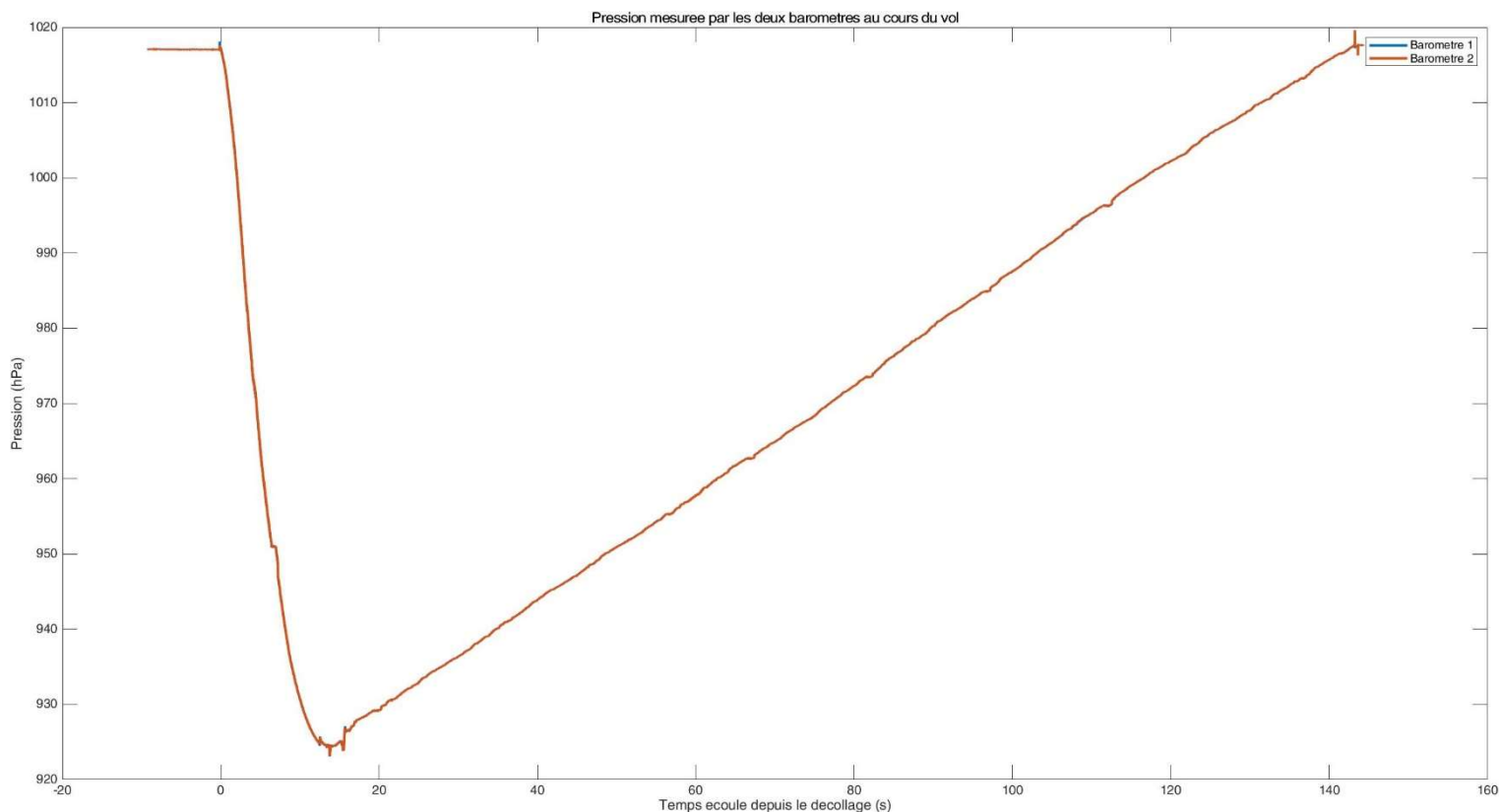


Fig. 18 Pressions mesurées en fonction du temps. On relève bien des pics de pression qui coïncident avec des évènements-clé du vol : éjection du Cansat, éjection de la coiffe, retournement de la fusée, et atterrissage

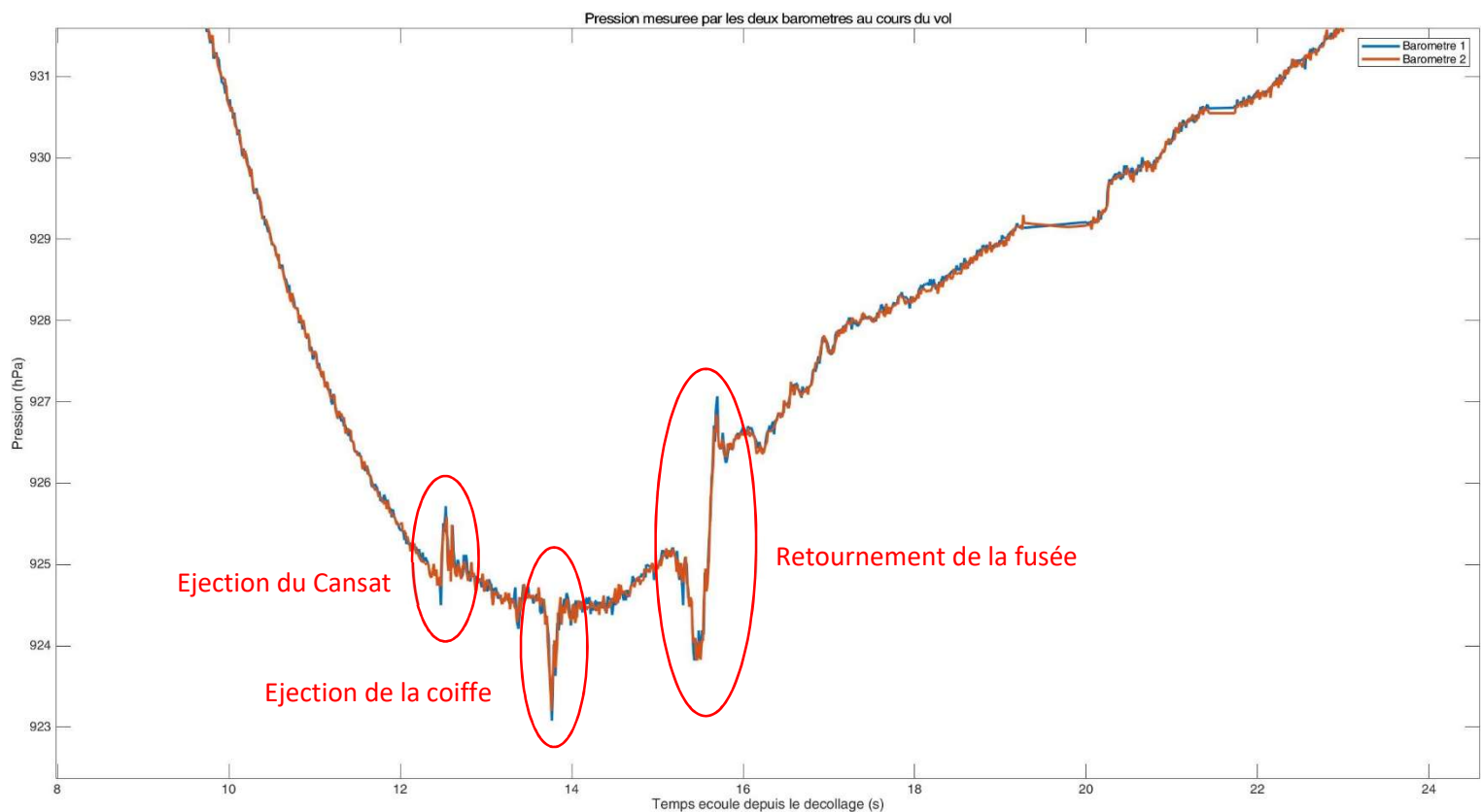


Fig. 19 Détail sur les pics de pressions mesurés.

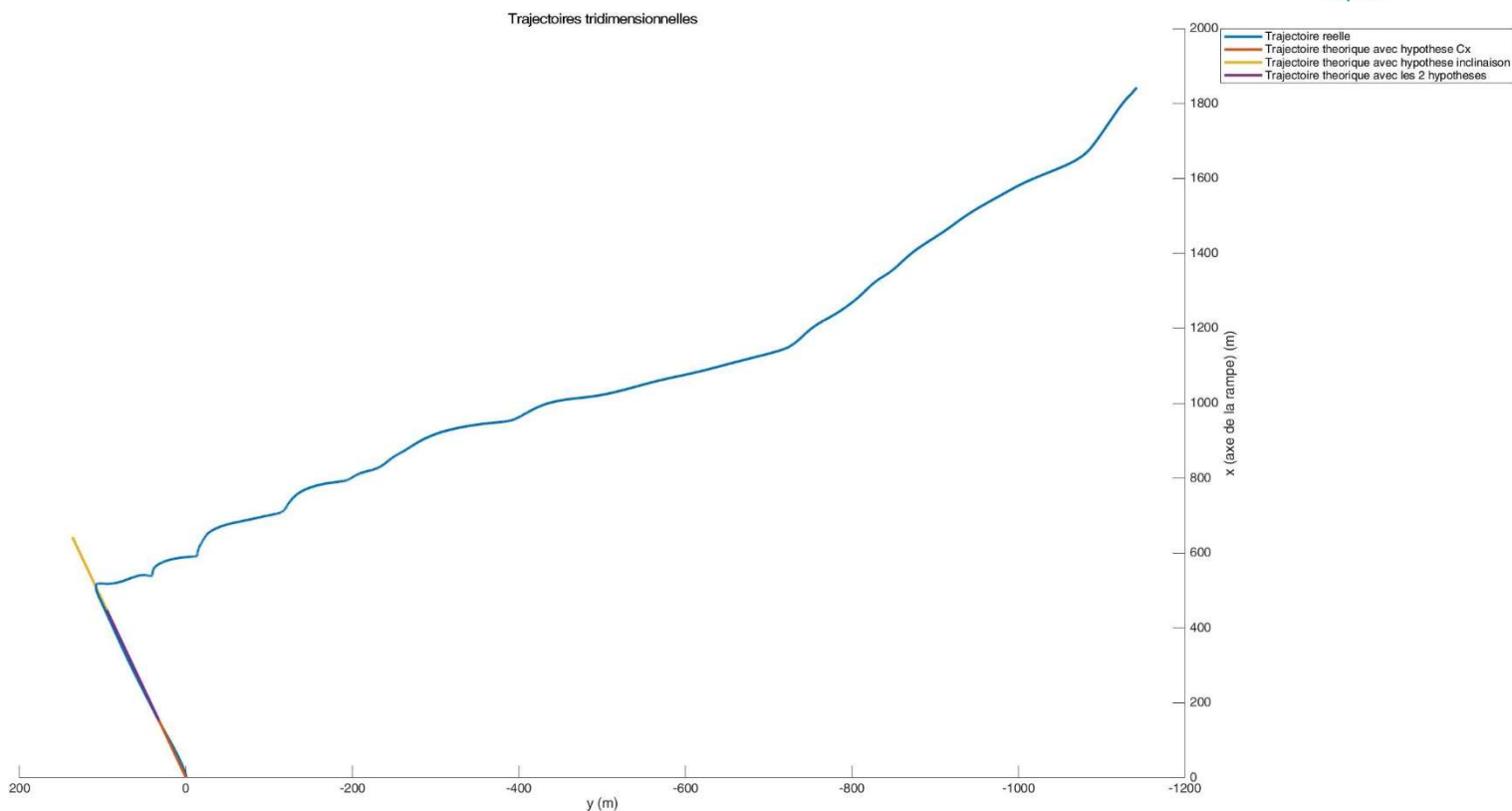


Fig. 19 Projeté au sol de la trajectoire de la fusée. On remarque les deux phases de vol : l'ascension (direction Nord-Est) et la retombée sous parachute (direction Nord-Ouest). Seule la comparaison avec l'ascension sera tirée pour adapter le modèle aérodynamique de la fusée (voir **Analyse des résultats**)

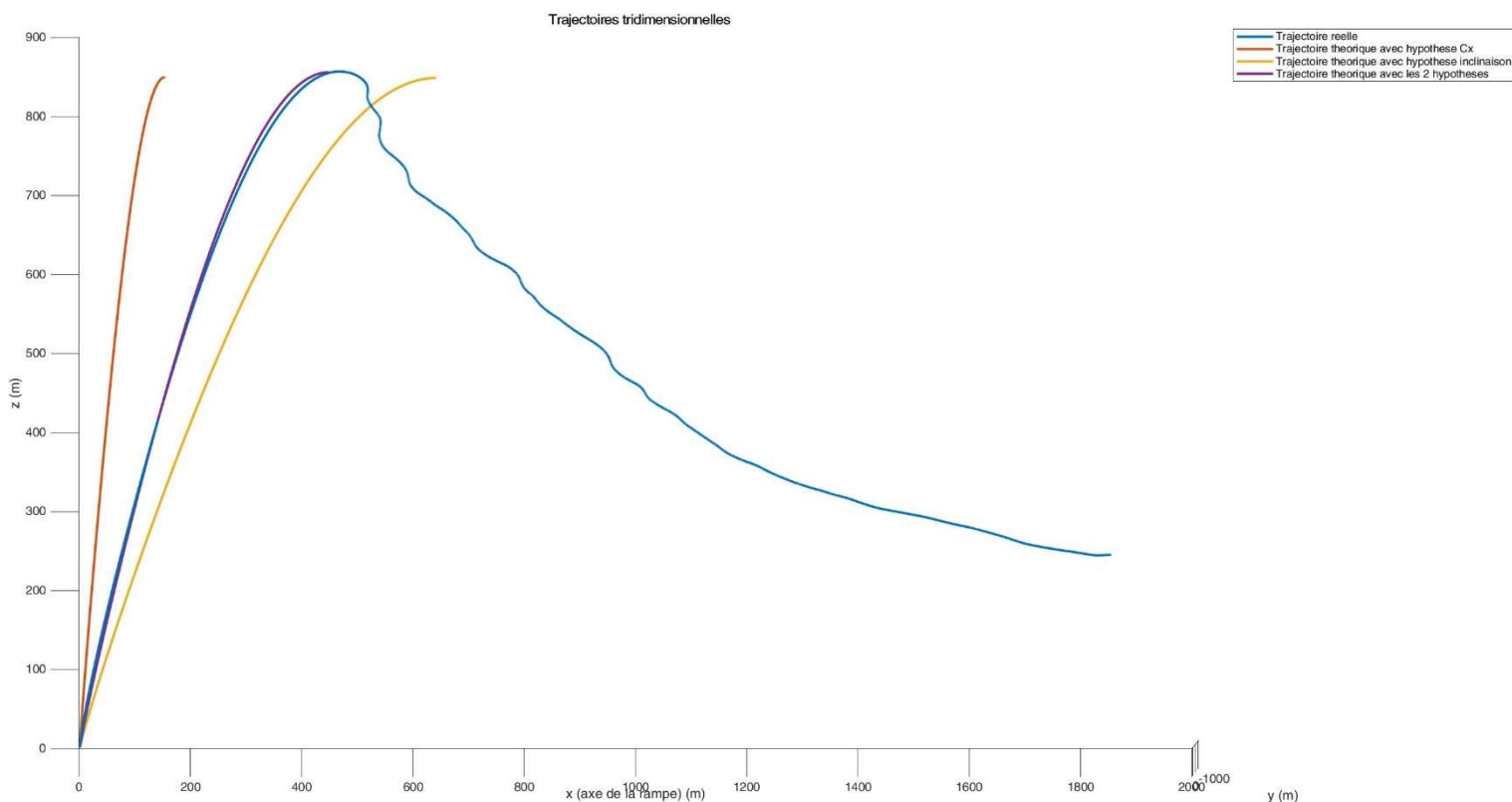


Fig. 20 Trajectoires ramenées dans le plan (xy)

Analyse des résultats

- **Logs de l'ordinateur de bord** : Les logs sont nominaux et coïncident avec la vidéo embarquée, à l'exception faite de la détection de la coiffe. Ce problème peut être expliqué par le raccordement électronique entre la carte et le capteur, ce qui pourra être corrigé rapidement.
- **Altitude** : En comparant les données enregistrées par la fusée et la trajectoire théorique donnée par Stabtraj, on remarque une nette différence sur l'altitude maximale atteinte par la fusée. Cela pourrait s'expliquer par le fait que le coefficient de frottement C_x de la fusée ait été mal estimé. Il a été arbitrairement fixé à 0.4 faute de moyen de le mesurer. Or nous pensons que le C_x de notre fusée est plus élevé du fait des nombreuses protubérances qui existent sur l'extérieur de notre fusée (principalement les vis et les étréquerre de maintien des ailerons, ainsi que le cône qui a une coupure nette dans son profil du fait qu'il se sépare en deux parties). Nous avons donc un moyen empirique de quantifier le C_x de la fusée, en le réglant pour obtenir la même altitude maximale que les données de vol. **On trouve un C_x empirique de 0,61** pour une altitude cible de 849m, altitude maximale moyenne faite entre les baromètres et la centrale inertielle. La détection d'apogée a fonctionné nominalement, mais on remarque que le ralentissement de la fusée causé par le parachute n'a été significatif que plus tardivement que cela à quoi on s'attendait (presque 2 secondes, alors que nous avions compté 1), ce qui pourrait être une des raisons pourquoi le choc a été plus violent que prévu et qu'il a rompu l'attache de parachute.
- **Trajectoire** : En affichant la trajectoire tridimensionnelle de la fusée, on relève trois choses : la dérive sous parachute est conforme avec l'orientation du vent ce jour-là, mais l'angle de sortie de rampe est plus faible que prévu et la fusée part sur la gauche de la rampe. Ces deux dernières observations sont confirmées par la vidéo où l'on voit la fusée basculer en sortie de rampe. L'analyse sur l'altitude uniquement n'est donc pas complètement correcte. Le C_x peut avoir été effectivement mal estimé, mais la différence de trajectoire et d'altitude maximale peut aussi s'expliquer par l'orientation de la fusée en sortie de rampe qui n'est plus alignée avec l'axe de la rampe. En reconsidérant un C_x de 0,4 et en influençant uniquement l'angle de la fusée en sortie de rampe (qui sera confondu avec l'axe de la rampe) **on trouve une inclinaison effective de 70,6°**. Cependant cette hypothèse seule n'est pas non plus suffisante, car la courbe théorique n'est toujours plus proche des mesures. Il y a donc une combinaison de ces deux facteurs. **En prenant les deux paramètres en compte, on trouve un $C_x=0,49$ et une inclinaison effective de 76,1°**. (Courbe violette). Pour ce qui est de la déviation sur la gauche de la rampe, nous pensons qu'elle lorsque le premier pion de guidage est sorti mais pas le second, ce qui autorise la fusée à pivoter. **On détermine une déviation d'azimut dans le plan (xy) de 12°**.

Erreurs de mesure : Nous estimons que les mesures barométriques sont plus fiables que les mesures inertielles. En effet la centrale inertielle est plus sensible aux fortes accélérations de type pic de Dirac qu'un baromètre et nous avons relevé une dérive du schéma d'intégration des mesures d'accélérations lors des tests au sol. Cette dérive devient significative lorsque le temps de mesure est long, c'est pourquoi on observe la divergence des courbes bleue et orange en fin de vol. (voir **Fig. 17**) Par ailleurs, l'incertitude de mesure sur les baromètres n'est que de $\pm 1.5\text{hPa}$ soit 0.0134m et l'incertitude sur les accéléromètres est de $\pm 3 \times 10^{-4} \text{ m.s}^{-2}$. Cependant la centrale inertielle connaît une forte dérive et est moins précise que cela pour plusieurs raisons :

- Les accéléromètres linéaires sont conditionnés à la précision de l'intégration des vitesses angulaires des gyroscopes
- Cette double intégration (sur les vitesses angulaires et linéaires) induit un retard
- Le retard de détection de l'allumage

Relativement aux accélérations linéaires (et non angulaires, qui elles sont plus fiables car directes) de la centrale inertielle on peut donc considérer les mesures barométriques fiables, on peut estimer les erreurs de la centrale inertielle par rapport à elles pour la mesure d'altitude :

- **Erreur de position verticale** : moyenne = 23.7m ; écart-type = 26.9m
- **Erreur vitesse verticale** : moyenne = 4.36m/s ; écart-type = 6.00m/s
- **Erreur accélération verticale** : moyenne = 26.3m/s² ; écart-type = 48.3m/s²

Réponse à la question scientifique : La logique de la chaîne d'allumage fonctionne comme prévu et nous sommes confiants quant à sa sécurité et sa réactivité pour l'année prochaine, en prenant en compte plutôt les données barométriques qu'inertielles pour l'altitude. La déviation d'azimut en sortie de rampe quant à elle n'est pas vraiment inquiétante relativement à la déviation autorisée pour un vol biétage (12° pour 45°), pourvu que le système de séparation entre les étages ne fasse dévier la fusée moins que 30°. Nous pensons donc qu'avec quelques ajouts, SCALAR IV devrait pouvoir voler en biétage.

H. Conclusions

Travail futur et améliorations : Nous prévoyons d'étalonner les capteurs barométriques et inertiels avec un vol en avion afin de comparer avec les instruments de vol de l'appareil et d'avoir une mesure encore plus fiable pour mettre toutes les chances de notre côté. La télémessure sera également intégrée et testée elle aussi en avion pour faire des essais en champ libre. La station sol a également prévu d'être finalisée afin de disposer de l'état de la fusée en direct. Il reste également à régler le détail de la détection de présence de la coiffe. La boucle d'attache principale devra être renforcée avec des coutures plus épaisses et/ou avec un tressage spécial qui favoriserait la redondance.

Points positifs : La récupération par parachute extracteur est une solution fiable et efficace. Nous pensons donc l'exporter au 1^{er} étage au vu des difficultés rencontrées au cours de l'année pour faire fonctionner sa récupération avec un système par coques et ressort. Les caméras embarquées, bien que développées tardivement, ont donné de belles vidéos et des caméras supplémentaires seront intégrées l'année prochaine.

En somme, SCALAR IV-B est donc un vol concluant pour préparer le vol biétage de l'année prochaine car il a permis de vérifier le fonctionnement du système d'allumage du second étage, d'adapter nos modèles théoriques sur la fusée et de repérer quelques pistes d'amélioration.

Nous remercions très chaleureusement notre école l'ISAE-SUPAERO, Planète Sciences, le CNES ainsi que nos sponsors, la Fondation ISAE-SUPAERO, THALES, 3AF et la Société Générale pour leur confiance et tout le soutien qu'ils nous ont apporté, sans qui ce projet n'aurait pas été possible.