

PER-RE-3400000-ZZ-10-GRF



Autorisation d'export :

Edition : 0

Révision : 3

Date : 07/12/2016

Classe : 1

TITRE :

Exploitation niveau 0 des démonstrateurs SERA 2 et CSPACE 2016

Rédigé par : R.DELPY	NOM et SIGLE DELPY – GAREF	Date : 07/12/2016	Signature :
Approuvé par : B.SCACHE	NOM et SIGLE SCACHE - GAREF		
Autorisé par : J.OSWALD	NOM et SIGLE OSWALD - CNES		

PER-RE-340000-ZZ-10-GRF

MARCHE ou CONTRAT		CATEGORIE		
		1- Configuré pour approbation		<input checked="" type="checkbox"/>
		2- Non configuré pour approbation		<input type="checkbox"/>
		3- Configuré pour acceptation		<input type="checkbox"/>
		4 - Autres		<input type="checkbox"/>
TITRE :				
Exploitation niveau 0 SERA 2 et démonstrateur CSPACE 2016				
AUTEUR(S)	Nbre Pages	Nbre Annexes	Code Langue	Nom du programme
R.DELPY	47	2	FR	PERSEUS
RESUME :				
Ce document détaille les premières exploitations du démonstrateur supersonique SERA 2 lancé depuis la Suède (SSC – KIRUNA) le Jeudi 28 avril 2016, à T0 = 11h00 UTC (13h Local Time) ainsi que celles du démonstrateur ARES 23 lancé lors du C'SPACE 2016 depuis le camp du GER (situé entre Pau et Tarbes).				
MOT(S) CLE(S) :				
PERSEUS, SERA, ARES, SSC, C'SPACE, 2016				

Exploitation niveau 0 des démonstrateurs SERA 2 et CSPACE 2016

PER-RE-340000-ZZ-10-GRF

LISTE DE DIFFUSION		
DIFFUSION INTERNE		
Noms	Sigle	Observation
DLA/PSP/IBT (Source + PDF)		
J.OSWALD	DLA/SFR/PE	
DIFFUSION EXTERNE		
Noms	Sigle /Société Pays	Observation

Exploitation niveau 0 des démonstrateurs SERA 2 et CSPACE 2016

PER-RE-340000-ZZ-10-GRF

ETAT DES EVOLUTIONS

Edition	Révision	Date	Objet de la modification
0	1	17/10/2016	Création du document
0	2	05/12/2016	Diffusion pour relecture
0	3	07/12/2016	Corrections suite à remarques BS

Exploitation niveau 0 des démonstrateurs SERA 2 et CSPACE 2016

PER-RE-3400000-ZZ-10-GRF

SOMMAIRE

1. INTRODUCTION	8
2. DOCUMENTS APPLICABLES – DOCUMENTS DE REFERENCE.....	8
3. EXPLOITATION DU DÉMONSTRATEUR SERA 2.....	9
3.1. CARACTÉRISTIQUES PRINCIPALES DE SERA2	9
3.2. TELEMESURE	10
3.3. DESCRIPTION DES METHODES D'EXPLOITATION	11
3.3.1. <i>Format des données sources</i>	11
3.3.2. <i>Exploitations des données des Xsens</i>	11
3.3.2.1. Fenêtrage.....	11
3.3.2.2. Repères et angles.....	11
3.3.2.3. Accélération.....	13
3.3.2.4. Vitesse	14
3.3.2.5. Distance dans le repère fusée	14
3.3.2.6. Mach	15
3.3.2.7. Projection dans le repère terrestre	15
3.3.3. <i>Exploitation des données de pressions</i>	16
3.3.3.1. Altitude barométrique.....	16
3.3.3.2. Vitesse relative.....	16
3.3.4. <i>Calcul des Cx et de la poussée</i>	16
3.3.4.1. Cx lors du vol	16
3.3.4.2. Poussée	17
3.3.4.3. Cx parachute.....	17
3.3.4.4. Théorie de la descente sous parachute.....	18
3.4. EXPLOITATIONS SERA 2	19
3.4.1. <i>Données météo</i>	19
3.4.2. <i>Identification des modules USB</i>	19
3.4.3. <i>Chronologie du vol</i>	19
3.4.4. <i>Accélérations (données brutes)</i>	20
3.4.5. <i>Gyromètres (données brutes)</i>	22
3.4.6. <i>Magnétomètres (Données brutes)</i>	23
3.4.7. <i>Roulis / Lacet / Tangage (calcul)</i>	24
3.4.8. <i>Bilan des forces (calcul)</i>	26
3.4.9. <i>Coefficient de trainée vol (calcul)</i>	27
3.4.10. <i>Mach (calcul)</i>	28
3.4.11. <i>Pressions différentielles ailerons (Donnée brutes)</i>	29
3.4.12. <i>Pressions différentielles coiffe (Données brutes)</i>	30
3.4.13. <i>Pressions absolues (Données brutes)</i>	31

PER-RE-3400000-ZZ-10-GRF

3.4.14. <i>Pression absolue coiffe (Données brutes)</i>	32
3.4.15. <i>Altitude/Elevation</i>	33
3.4.16. <i>Descente sous parachute</i>	34
3.5. SYNTHÈSE ANALYSES SERA 2.....	35
4. EXPLOITATION DU DÉMONSTRATEUR ARES 23.....	36
4.1. PRÉSENTATION	36
4.2. ANALYSES.....	37
4.2.1. <i>Trajectoire</i>	37
4.2.2. <i>Accélérations</i>	38
4.2.3. <i>Roulis</i>	39
4.2.4. <i>Coefficient de trainée</i>	40
4.2.5. <i>Poussée</i>	41
4.2.6. <i>Descente sous parachute</i>	42
4.3. SYNTHÈSE ANALYSES ARES 23.....	43
5. CONCLUSION	44
6. ANNEXES	45
6.1. DATASHEET DES CAPTEURS SERA 2.....	45
6.2. GLOSSAIRE	47

Exploitation niveau 0 des démonstrateurs SERA 2 et CSPACE 2016

PER-RE-3400000-ZZ-10-GRF

Tables des figures

Figure 1 : Accélérations des centrales XSENS (4d37 et 4d41)	20
Figure 2 : Comparatif accélérations entre les 2 centrales	21
Figure 3 : Gyromètres des centrales XSENS 4d37 et 4d41	22
Figure 4 : Magnétomètres SERA 2	23
Figure 5 : Angle de lacet SERA 2	24
Figure 6 : Angle de roulis SERA 2	25
Figure 7 : Angle de tangage SERA 2	25
Figure 8 : Bilan des forces SERA 2	26
Figure 9 : Coefficient de trainée SERA 2	27
Figure 10 : Mach SERA 2	28
Figure 11 : Pressions différentielles sur un aileron SERA 2	29
Figure 12 : Pressions différentielles Coiffe SERA 2	30
Figure 13 : Mesure de pressions statiques SERA 2	31
Figure 14 : Pression totale Coiffe SERA 2	32
Figure 15 : Altitude SERA 2	33
Figure 16 : Descente sous parachute SERA 2	34
Figure 17 : S.Cx Parachutes SERA 2	34
Figure 18 : Trajectoire ARES 23	37
Figure 19 : Accélérations ARES 23	38
Figure 20 : Gyro ARES 23	39
Figure 21 : Coefficient de trainée ARES 23	40
Figure 22 : Poussée ARES 23	41
Figure 23 : Descente sous parachutes ARES 23	42

PER-RE-3400000-ZZ-10-GRF

1. INTRODUCTION

SERA-2 (ARES19S-P9) est la deuxième fusée expérimentale supersonique développée dans le cadre du projet PERSEUS. Elle est directement dérivée de SERA-1, qui a volé avec succès le 7 Mai 2014 sur la base d'ESRANGE à Kiruna en Suède, reprenant sa définition de base et ses objectifs principaux avec l'apport d'améliorations et surtout un plan de mesure étoffé. L'objectif principal de cette fusée est de démontrer la capacité des technologies développées dans PERSEUS à tenir des ambiances en vol plus proches de celles d'un lanceur opérationnel :

- Impact phénomènes atmosphériques (altitude élevée)
- Pression dynamique importante
- Vol en régime supersonique

Un plan de mesure adapté permet une meilleure restitution des ambiances et phénomènes aérodynamiques.

Cette fusée s'est appuyée sur une collaboration entre 4 associations étudiantes : S3 (Institut Supérieur de l'Aéronautique et de l'Espace), OCTAVE (Université d'Evry Val d'Essonne), CLC (Ecole Centrale de Lyon) et ISS (IPSA) ; le tout géré par une équipe projet PERSEUS (MI-GSO, IPSA, GAREF Aérospatial).

Une charge utile suédoise, TAPAS (Temperature, Acceleration, Pression & Accoustics measuring System) réalisée par des lycéens de Kiruna, encadrés par une étudiante de l'Université de Luleå a été embarquée sur ce vol.

L'organisation du projet s'est démarquée par une plus forte implication des étudiants dans la gestion du projet et notamment lors de la campagne de lancement où des postes clés leur ont été proposés en interaction directe avec la base d'ESRANGE.

Le projet s'est déroulé sur presque 2 années scolaires, de décembre 2014 à juin 2016. Le lancement a eu lieu le 28 Avril 2016 à 12h00m00.051s UTC sur la base d'ESRANGE.

Les travaux documentés ainsi que les résultats des essais de vérification des sous-systèmes électriques et mécaniques sont régulièrement soumis à des revues (RDP, RCD, RQ, RAV), permettant au CNES de vérifier la bonne progression du projet.

Ce document traite également de la fusée ARES 23 qui est le premier démonstrateur du projet PERSEUS embarquant un système de contrôle de roulis situé sur les ailerons stabilisateurs. Les architectures mécaniques et électriques sont identiques aux démonstrateurs PERSEUS précédents. Un système de pilotage incluant un calculateur de bord fût ajouté à cette architecture standard. Ce démonstrateur fût lancé en 27 Juillet 2016 à T0=13:35:52,19 (UTC) lors de la campagne de lancement C'SPACE organisée par le CNES sur le camp de Ger situé entre Pau et Tarbes.

2. DOCUMENTS APPLICABLES – DOCUMENTS DE REFERENCE

- | | |
|-------|--|
| [DR1] | PER-DF-3410000--1-CNES Projet SERA2 Dossier de définition – Dossier de synthèse SERA2 |
| [DR2] | PER-NT-3410000-14-CNES Rocket Introduction Document for PERSEUS/SERA2 Rocket |
| [DR3] | PER-DD-5300000-ZZ-3-ISAE Dossier de définition du système électrique SERA2 |
| [DR4] | PER-DID-341-2-BERT Dossier de définition système de séparation et récupération |
| [DR5] | PER-DD-5300000-ZZ-1-IPSA Dossier de définition des modules IMU XSens et séquenceur ARES 2012 |
| [DR6] | PER-DD-5300000-ZZ-4-GRF Dossier de définition du système vidéo embarqué GAREF |

PER-RE-340000-ZZ-10-GRF

3. EXPLOITATION DU DÉMONSTRATEUR SERA 2

3.1. CARACTÉRISTIQUES PRINCIPALES DE SERA2

Pour rappel, SERA-2 reprend les caractéristiques principales de SERA-1 :

<p>Hauteur 3m Diamètre 160mm 3 ailerons GLOW 26,75 kg</p> <p>Pro98 6G Green 3 Masse poudre 8,64kg Impulsion totale 14,27 kNs CU 10x10x10cm 500g env.</p>	<p>Structure porteuse et aérodynamique en matériaux composites</p> <p>2 centrales inertielles (Acc., Gyro., Magn.) Mesures de pressions (pointe anémoclinométrique, culot, flanc, aileron) Mesures d'ambiances (vibrations, acoustique...) 1 caméra embarquée, 1 module vidéo 1 générateur de temps synchronisé sur IRIG-B 1 ordinateur de bord Télémesure 1Mb/s – 1W – 2.35GHz</p>
--	---

Le plan de mesure développé comprend, initialement, en plus des mesures de SERA-1 :

- Mesures de pression : position du choc supersonique en amont des ailerons
- Mesures de pression intégrées dans un aileron : restitution d'incidence
- Simulations plus poussées pour anticipation des résultats de mesure aérodynamique
- Mesures de vibration de la case électronique
- Mesure d'ambiance acoustique sous coiffe
- Mesure de données GPS « brutes » (données satellitaires non post-traitées)
- Retransmission vidéo en temps réel d'une des caméras au travers de la télémesure et diffusée en direct sur internet

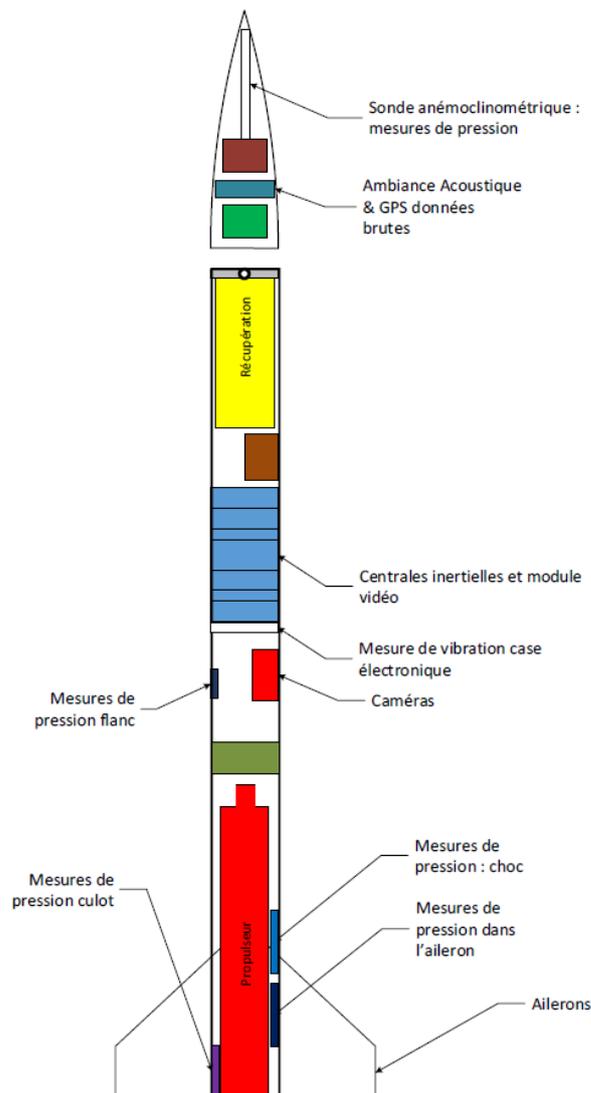
Les principales améliorations apportées sont :

- Aménagement de la case électrique (structure case, CAO câblage, etc...)
- Système d'arrachage des omblicaux
- Interfaces et gestion Charge Utile (mécaniques et électriques)
- Aménagement sous coiffe
- Approfondissement de la maîtrise du procédé de fabrication de la pointe anémoclinométrique
- Minimisation et maîtrise du temps d'allumage du propulseur Pro98-6G Green3

L'ensemble de la définition de la fusée est synthétisé dans le dossier de définition SERA2 [DR1]

Pour information :

- Les exploitations de la charge utile furent réalisées par les lycéens de Rymdgymnasiet (CU TAPAS)
- Un problème est survenu lors de la 1^{ère} tentative d'allumage de la fusée SERA2. Ce problème est traité dans le document « Synthèse SERA 2 » (PER-NT-3410000-XXX-CNES) au paragraphe 5.3.4



PER-RE-3400000-ZZ-10-GRF

Voici ci-dessous un récapitulatif du plan de mesure de la fusée SERA 2 :



3.2. TELEMESURE

La télémessure en bande S a parfaitement fonctionné sur l'intégralité du vol SERA 2. Pour l'occasion, SSC avait mis en place 2 antennes et 4 récepteurs ce qui a permis d'obtenir une très bonne qualité de réception. Seulement 10 erreurs de synchronisation furent relevées jusqu'à l'atterrissage de la fusée.

3.3. DESCRIPTION DES METHODES D'EXPLOITATION

Ce chapitre décrit succinctement les modèles et les calculs effectués à l'aide du logiciel **SCILAB** pour l'exploitation des données issues de la télémétrie de SERA-2. Ce travail fût réalisé par T. Aujames, étudiant de l'Ecole Centrale de Lyon et bénévole de l'association CLC (Central Lyon Cosmos).

3.3.1. Format des données sources

Les données sources correspondent aux données issues de la télémétrie pour les 4 modules de mesure, aux données des états des indicateurs et des modules (GPIO) ainsi que les données météo.

Les fichiers des modules sont en fichier .csv tandis que les GPIO sont enregistrés au sein d'un fichier .txt. Les mesures à dispositions sont issues de 4 modules différents : 2 centrales inertielles (4d41 et 4d437), et de 2 cartes de pression, 4d31 pour les pressions prélevées à la coiffe et 4d33 pour les pressions relevées sur le corps de la fusée.

Le fichier météo en .csv conserve le format d'un fichier météo type Andromède avec l'altitude en m, la masse volumique en kg/m³, la vitesse du son en m/s, la pression statique en mbar et enfin la température statique en °C.

3.3.2. Exploitations des données des Xsens

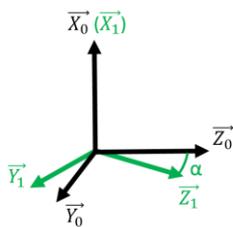
3.3.2.1. Fenêtrage

L'étude est restreinte au vol de la fusée pour minimiser le temps de calcul. L'intervalle de temps de mesure s'étend ainsi du 0 mesure (pic d'allumage de l'inflamateur) jusqu'au temps d'apogée, fixé arbitrairement par l'utilisateur en début d'étude. Dans l'actuelle étude le temps d'apogée est de 32 secondes.

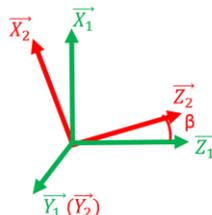
3.3.2.2. Repères et angles

Nous définissons 4 repères. Le repère R₀ correspond au repère terrestre, l'axe X₀ correspond à l'altitude. Le repère R₁ est obtenu par rotation d'un angle α, le lacet, autour de X₀ tel que la trajectoire de la fusée soit inscrite dans le plan (O, X₁, Z₁). Le repère R₂ est obtenu par rotation d'un angle β, le tangage, autour d'Y₁ tel que Z₂ soit dans l'axe de la fusée. Enfin, le repère R_f correspond au repère de la fusée, plus précisément des centrales inertielles.

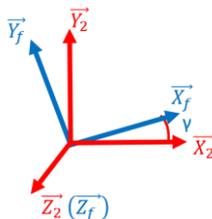
Nous écrivons les matrices de passages :



$$X_0 = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(\alpha) & \sin(\alpha) \\ 0 & -\sin(\alpha) & \cos(\alpha) \end{pmatrix} \cdot X_1$$



$$X_1 = \begin{pmatrix} \cos(\beta) & 0 & \sin(\beta) \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin(\beta) & 0 & \cos(\beta) \end{pmatrix} \cdot X_2$$



$$X_2 = \begin{pmatrix} \cos(\gamma) & -\sin(\gamma) & 0 \\ \sin(\gamma) & \cos(\gamma) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \cdot X_f$$

PER-RE-340000-ZZ-10-GRF

$$X_0 = \begin{pmatrix} \cos(\beta) \cdot \cos(\gamma) & -\cos(\beta) \cdot \sin(\gamma) & \sin(\beta) \\ \cos(\alpha) \cdot \sin(\gamma) - \sin(\alpha) \cdot \sin(\beta) \cdot \cos(\gamma) & \cos(\alpha) \cdot \cos(\gamma) + \sin(\alpha) \cdot \sin(\beta) \cdot \sin(\gamma) & \sin(\alpha) \cdot \cos(\beta) \\ -\sin(\alpha) \cdot \sin(\gamma) - \cos(\alpha) \cdot \sin(\beta) \cdot \cos(\gamma) & -\sin(\alpha) \cdot \cos(\gamma) + \cos(\alpha) \cdot \sin(\beta) \cdot \sin(\gamma) & \cos(\alpha) \cdot \cos(\beta) \end{pmatrix} \cdot X_f$$

Les centrales inertielles renseignent les vitesses angulaires dans le repère fusée R_f :

$$\vec{\Omega} = \begin{pmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{pmatrix}_{R_f}$$

Le vecteur de vitesse angulaire peut aussi s'exprimer en fonction des angles α , β , γ :

$$\vec{\Omega} = \dot{\alpha} \vec{X}_1 + \dot{\beta} \vec{Y}_2 + \dot{\gamma} \vec{Z}_2$$

En exprimant les deux vecteurs dans le repère R_2 et en procédant par identification, nous déterminons :

$$\dot{\alpha} = \frac{\cos(\gamma)}{\cos(\beta)} \cdot \omega_x - \frac{\sin(\gamma)}{\cos(\beta)} \cdot \omega_y$$

$$\dot{\beta} = \sin(\gamma) \cdot \omega_x + \cos(\gamma) \cdot \omega_y$$

$$\dot{\gamma} = -\cos(\gamma) \cdot \tan(\beta) \cdot \omega_x + \sin(\gamma) \cdot \tan(\beta) \cdot \omega_y + \omega_z$$

Ainsi, pour obtenir les angles nous procédons par itération. Nous initialisons les angles de lacet et de roulis (α et γ) à 0 et le tangage à l'inclinaison de la rampe, soit 80° . Pour un rang i donné, nous calculons les dérivés des angles à l'aide des formules ci-dessus pour les valeurs des angles du rang inférieur ($i-1$). Nous intégrons alors ces valeurs en calculant l'aire sous la courbe par la méthode des trapèzes :

$$\alpha_i = \alpha_{i-1} + \frac{\dot{\alpha}_{i-1} + \dot{\alpha}_i}{2} \cdot dt$$

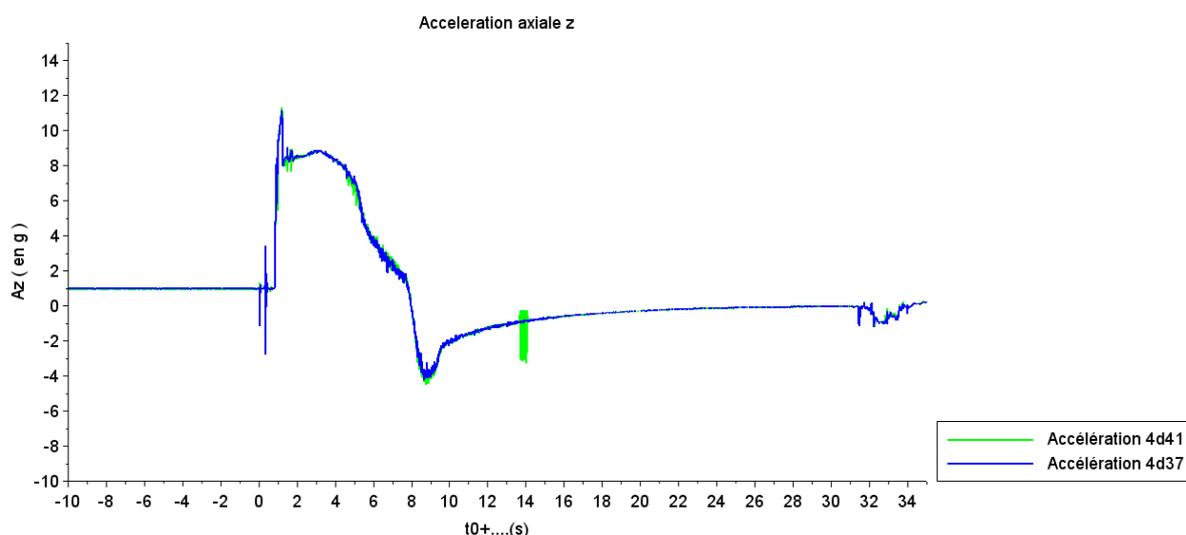
PER-RE-340000-ZZ-10-GRF

3.3.2.3. Accélération

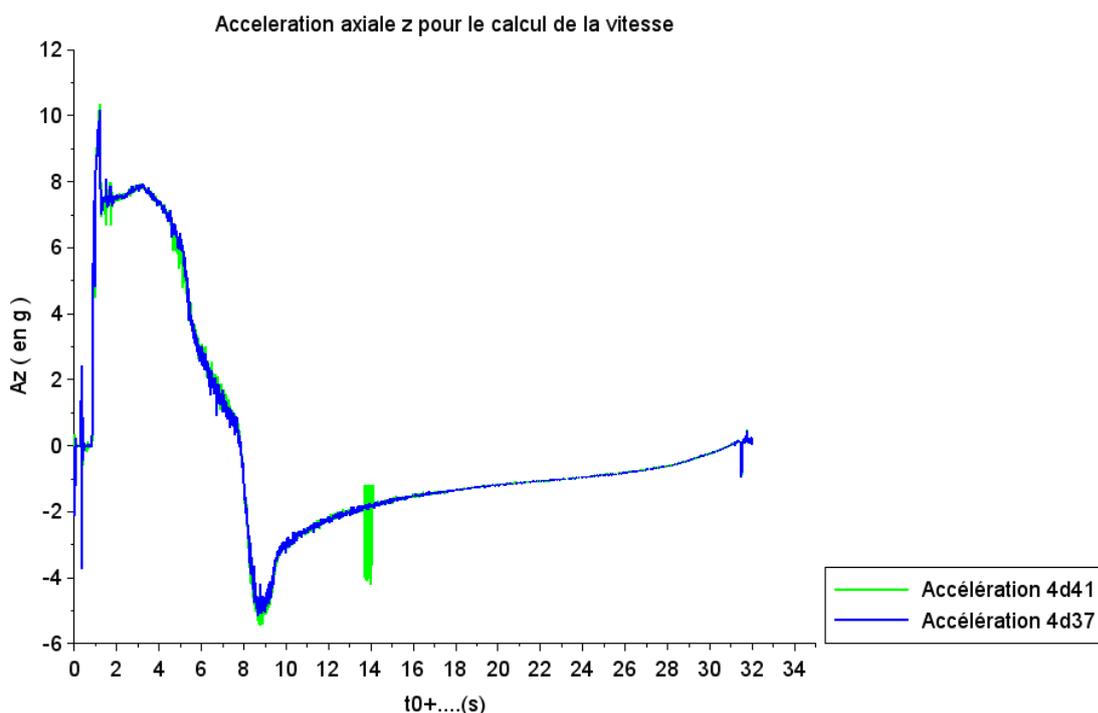
Nous supposons que la fusée ne se déplace que selon son axe Z_f . Nous ne considérons alors seulement l'accélération selon z. La centrale inertielle mesure pendant tout le vol la projection du vecteur de pesanteur g sur l'axe Z_f . Ceci crée ainsi un offset visible sur les courbes brutes.

Nous calculons la moyenne A_{z0} de l'accélération pour les données avant l'origine mesure. Une règle de 3 fournit l'offset sur tout le vol :

$$offset_z = \frac{A_{z0}}{\sin(80)} \cdot \sin(\beta)$$



En retranchant l'offset, nous obtenons alors une accélération exploitable :



PER-RE-340000-ZZ-10-GRF

3.3.2.4. *Vitesse*

La vitesse est obtenue par intégration de l'accélération A_z . Afin, d'obtenir un résultat fidèle nous calculons la vitesse à partir de trois valeurs d'accélération.

$$V_{z_i} = V_{z_{i-1}} + \frac{A_{z_{i-1}} + A_{z_i} + A_{z_{i+1}}}{3} . dt$$

3.3.2.5. *Distance dans le repère fusée*

La distance z correspondant à la distance parcourue par la fusée le long de l'axe Z_i peut être obtenue de deux façons différentes. Soit z est obtenu par intégration de V_z ou par une double intégration d' A_z . Dans le premier cas, nous réutilisons la fonction itérative utilisée pour la vitesse.

Dans le second cas, nous écrivons le problème sous forme matricielle $M.Z=C$. Nous utilisons le pivot de Gauss pour résoudre le problème. Seulement, cette méthode nécessite de connaître les conditions aux limites. Ainsi, les valeurs initiale et finale de z doivent être connues. Seules les conditions initiales de vitesse, V_0 et de distance, Z_0 sont connues. Nous procédons alors par dichotomie. Nous postulons d'un intervalle pour la valeur finale de z , $[Z_a, Z_b]$. Nous calculons z pour la valeur médiane Z_n de l'intervalle et comparons la vitesse initiale à V_0 . Si cette valeur est supérieure, l'intervalle est restreint à $[Z_a, Z_n]$. Si la valeur est inférieure, l'intervalle est restreint à $[Z_n, Z_b]$.

Les matrices sont équivalentes à :

$$M = \begin{pmatrix} 2 & -1 & 0 \dots & 0 \\ -1 & 2 & -1 \dots & 0 \\ 0 \dots & -1 & 2 & -1 \\ 0 \dots & 0 & -1 & 2 \end{pmatrix}$$

$$C = \begin{pmatrix} Z_0 - dt^2 . A_{z_1} \\ A_{z_i} \\ Z_n - dt^2 . A_{z_N} \end{pmatrix}$$

$$Z = \begin{pmatrix} z_1 \\ \dots \\ z_N \end{pmatrix}$$

Par le pivot de Gauss on cherche à obtenir une matrice triangulaire N tel que

$$N = \begin{pmatrix} 1 & a_1 & 0 \\ 0 & \ddots & a_i \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}$$

Après calcul, nous obtenons une expression de la suite (a_i) :

$$a_i = -1 + \frac{1}{i + 1}$$

Nous définissons la suite (d_i) tel que :

$$d_0 = 0 ; d_i = (c_i + d_{i-1}).(-a_i)$$

L'équation s'écrit alors : $N.Z=D$. N étant triangulaire, nous en déduisons les valeurs de Z .

Exploitation niveau 0 des démonstrateurs SERA 2 et CSPACE 2016

PER-RE-3400000-ZZ-10-GRF

3.3.2.6. *Mach*

Le Mach est obtenu par la formule :

$$M = \frac{V}{a}$$

Enfin d'aboutir à l'évolution de la vitesse du son lors du vol, nous interpolons linéairement les données du ballon sonde (sondage lancé à T0-20 min par SSC). En considérant le vecteur z comme l'altitude de la fusée, nous en déduisons l'évolution de la vitesse du son.

3.3.2.7. *Projection dans le repère terrestre*

La distance z obtenue correspond à la distance parcourue dans le repère fusée R_f. Cette distance est portée par le vecteur Z_i qui fluctue en fonction du temps. Les coordonnées terrestres sont obtenues en projetant chaque contribution dans le repère R₀ et en les additionnant.

Soit :

$$\forall i \in [1, N - 1], \quad dz_i = z_{i+1} - z_i$$

$$dX_{0_i} = dz_i \cdot \sin(\beta) \quad dY_{0_i} = dz_i \cdot \sin(\alpha) \cdot \cos\beta \quad dZ_{0_i} = dz_i \cdot \cos(\alpha) \cdot \cos(\beta)$$

Nous calculons la somme des contributions :

$$\forall i \in [1, N], \quad X_{0_i} = X_{0_{i-1}} + dX_{0_{i-1}}$$

Il en est de même pour Z₀ et Y₀.

PER-RE-340000-ZZ-10-GRF

3.3.3. Exploitation des données de pressions

L'altitude barométrique et la vitesse sont calculées à partir des pressions au niveau des flancs et de la pointe de la fusée. Nous réduisons les vecteurs de données en ne considérant que les données après le t_0 . La pression statique retenue est la moyenne des pressions flanc. La pression totale correspond à la pression au sommet de la pointe de la coiffe.

3.3.3.1. Altitude barométrique

Les données du sondage atmosphérique (ballon sonde) permettent d'établir un modèle d'atmosphère. L'évolution de la pression statique en fonction de l'altitude est ainsi connue. Il suffit de projeter les données de pression statique enregistrées lors du vol sur la courbe pour obtenir l'altitude.

Cependant, les données du ballon sonde décrivent de façon discrète la tendance de la pression par rapport à l'altitude. Il est nécessaire d'obtenir un modèle continu de cette tendance. La fonction `modele_meteo.sci` sous **SCILAB** interpolé linéairement les données météo. Chaque point de mesure est ainsi relié par une fonction affine. Il aurait été possible aussi d'utiliser une courbe de tendance pour approcher la courbe par des fonctions polynomiales.

3.3.3.2. Vitesse relative

Les pressions totales et statiques sont nécessaires pour calculer la vitesse. Cependant, les erreurs au niveau des trames rendent cette exploitation difficile. Un travail important a été effectué pour obtenir des vecteurs de pressions correspondant au même instant t .

Les calculs qui suivent précisent et justifient la formule utilisée pour calculer le mach puis la vitesse. Les grandeurs portant un 0 en indice correspondent aux valeurs totales tandis que les grandeurs sans indice correspondent aux valeurs statiques.

Température : $\frac{T_0}{T} = 1 + \frac{\gamma-1}{2} \cdot M^2$ Avec $\gamma = 1.4$

Pression : $\frac{P_0}{P} = \left(\frac{T_0}{T}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$

Ainsi, $\left(\frac{P_0}{P}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} = 1 + \frac{\gamma-1}{2} \cdot M^2$

Finalement, $M = \sqrt{\frac{2}{\gamma-1} \cdot \left(\left(\frac{P_0}{P}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1\right)}$

La vitesse est calculée à partir de la vitesse du son. Cette grandeur est obtenue à partir des données du ballon sonde et de l'altitude barométrique. Ces résultats sont critiquables car l'onde de choc en supersonique a été négligée. Il faudrait en tenir compte pour obtenir la pression statique réelle et non celle vue par le capteur.

3.3.4. Calcul des C_x et de la poussée

Les calculs des coefficients de traînée, C_x et de la poussée sont décrits dans cette partie.

3.3.4.1. C_x lors du vol

Nous supposons que les C_x dépendent seulement du Mach lors du vol. Nous nous plaçons lors de la phase balistique. Lors de cette phase, le propulseur est éteint, la masse est stable, la vitesse diminue. Seuls la traînée et le poids agissent sur la dynamique de la fusée. Ainsi, à partir du principe fondamental de la dynamique (PFD), nous déterminons les C_x :

En phase balistique : $C_x \cdot S = - \frac{2 \cdot m \cdot (A_z + g \cdot \sin(\beta))}{\rho \cdot V^2}$

La masse volumique est calculée à partir des données du ballon sonde et de l'altitude calculée. Les données utilisées dans le code correspondent aux données de la Xsens 4d37. Les résultats obtenus sont ensuite moyennés pour obtenir l'évolution des C_x en fonction des Mach.

La courbe obtenue décrit l'évolution des C_x pour des Mach allant environ de 0.15 à 1.05. Il est nécessaire de prolonger la courbe pour poursuivre l'étude. Pour les Mach inférieur à 0.15, la courbe est prolongée par une fonction constante.

Exploitation niveau 0 des démonstrateurs SERA 2 et CSPACE 2016

PER-RE-3400000-ZZ-10-GRF

Pour les Mach supérieur à 1.05, la courbe est prolongée par une fonction affine. Par une interpolation linéaire de la courbe et en connaissant l'évolution du Mach, nous pouvons déduire la tendance des Cx en phase propulsée.

3.3.4.2. *Poussée*

La traînée et le poids étant connu nous cherchons à obtenir la poussée par l'application du PFD (Principe Fondamentale de la Dynamique). Cependant lors de la phase propulsée, la masse diminue ; elle devient une inconnue à déterminer. Afin de simplifier le problème nous ajoutons une équation liant la masse à la poussée. En effet, la diminution de masse correspond à la quantité de carburant consommé lors de la combustion du propulseur. Nous supposons que le débit, la diminution de masse est proportionnelle à la poussée :

$$dm = -k \cdot \text{Poussée}$$

Nous pouvons relier le coefficient k à l'impulsion spécifique, Isp, caractéristique d'un propulseur :

$$k = \frac{dt}{g \cdot I_{sp}}$$

Nous connaissons la masse consommée, nous procédons alors par itération pour obtenir le coefficient k et la poussée. Pour chaque itération, le coefficient k est fixé. En fin d'itération, il est égal au quotient de la masse consommée et de l'intégrale de la poussée.

```

for j=1:nb_boucle;
  K(j)=k;
  POU=zeros(N_prop,1);
  for i=N_dbt:N_prop
    POU(i)=(m(i-1)*(Az(i)+gz(i))+Trainee_prop(i))/(1+k*(Az(i)+gz(i)));
    m(i)=m(i-1)-k*POU(i);
    if POU(i)<0 then
      POU(i)=0;
      m(i:N_prop)=m(i)*ones(N_prop-i+1,1);
      break
    end
  end
  k=m_ergol/sum(POU);
end
  
```

Nous obtenons ainsi la courbe de la poussée. Cependant, au-delà des incertitudes de calculs et de mesures, cette poussée ne permet pas d'aboutir à la poussée réelle générée par le propulseur. En effet, la réponse du support de la rampe a été négligée. Entre l'allumage et le décollage, une faible poussée est générée qui compense le poids de la fusée, avec la réponse du support. Lorsque la poussée est supérieure au poids, la réaction du support est nulle et la fusée s'élève ; l'accélération est alors strictement positive. Ainsi, nous ne pouvons calculer la poussée que lorsque la poussée réelle est supérieure au poids de la fusée.

3.3.4.3. *Cx parachute*

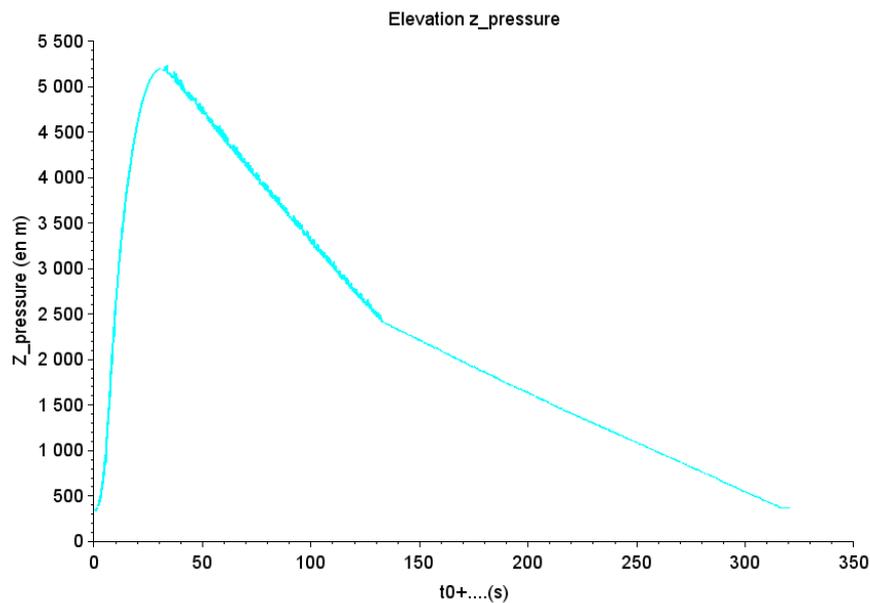
Pour cette étude, nous utilisons la courbe de l'altitude barométrique en fonction du temps. Nous appliquons le PFD à la fusée sous parachute :

$$m \cdot \dot{V} = \frac{1}{2} \cdot C_x \cdot S \cdot V^2 - m \cdot g$$

Nous observation sur la courbe que l'évolution de l'altitude en fonction du temps suit deux droites affines, une pour chaque parachute. Nous supposons alors que la vitesse est constante sous parachute (nous préciseront cette hypothèse ci-après). Ainsi, après avoir établi la vitesse sous le petit et grand parachute par des taux d'accroissement, nous déterminons les valeurs des Cx :

PER-RE-340000-ZZ-10-GRF

$$C_x \cdot S = \frac{2 \cdot m \cdot g}{\rho \cdot V^2}$$



3.3.4.4. Théorie de la descente sous parachute

Nous cherchons à aboutir à une expression de l'altitude en fonction du temps. Nous résolvons l'équation différentielle non-linéaire ci-après :

$$m \cdot \dot{V} = \frac{1}{2} \cdot C_x \cdot S \cdot V^2 - m \cdot g$$

Nous remarquons que l'équation admet une solution constante pour :

$$V_0 = \sqrt{\frac{2 \cdot m \cdot g}{C_x \cdot S}} = g \cdot \tau$$

Avec, $\tau = \sqrt{\frac{2 \cdot m}{\rho \cdot C_x \cdot S \cdot g}}$

La réalisation de l'équation (voir annexe manuscrite) donne la solution suivante :

$$z = z_{initiale} - g \cdot \tau^2 \ln \left(\text{sh} \left(\frac{t}{\tau} + \frac{k}{g \cdot \tau} \right) \right)$$

Avec k, une constante.

En écrivant sh sous forme exponentielles et pour t suffisamment grand, nous montrons que z s'écrit :

$$z = (z_{initiale} + g \cdot \tau^2 \cdot \ln(2) - k \cdot \tau) - g \cdot \tau \cdot t$$

Nous retrouvons bien la vitesse V_0 , solution constante de l'équation initiale. Ce résultat justifie l'hypothèse d'une vitesse constante et concorde avec les tendances observées.

PER-RE-3400000-ZZ-10-GRF

3.4. EXPLOITATIONS SERA 2

3.4.1. *Données météo*

Ci-dessous les paramètres atmosphérique au sol à T0-30 min

Pression au sol (303 m au-dessus du niveau de la mer) : 974,1mbar

Température: 25,2°C à l'ombre

Hygrométrie (relative): 55,5%

3.4.2. *Identification des modules USB*

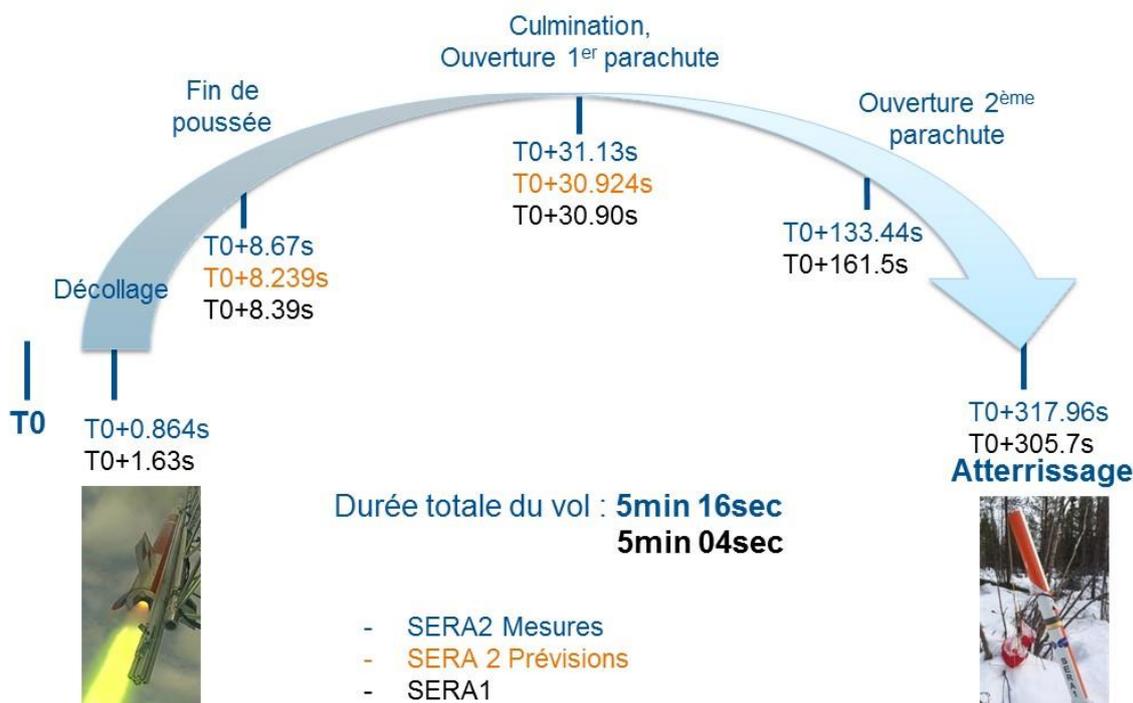
Ci-dessous la liste des identifiants des modules embarqués communiquant en USB avec l'Ordinateur de Bord

- 4d31 CTPC (Carte Pressions Coiffe)
- 4d33 CTPE (Carte Pressions Case Elec)
- 4d35 CTVE (Carte Vibration Case Elec)
- 4d37 Xsens (saturation à 300°/s sur l'axe Z du gyromètre)
- 4d41 Xsens (saturation à 1200°/s sur l'axe Z du gyromètre)
- 4d53 Io OBC
- 6001 Module video

Ces identifiants seront utilisés dans les graphiques et analyses de ce document. Une annexe développe les données techniques de chaque capteur

3.4.3. *Chronologie du vol*

T0 : 2016/04/28 – 13h00:00:00 (LT, +2h UTC)



Exploitation niveau 0 des démonstrateurs SERA 2 et CSPACE 2016

PER-RE-340000-ZZ-10-GRF

3.4.4. Accélérations (données brutes)

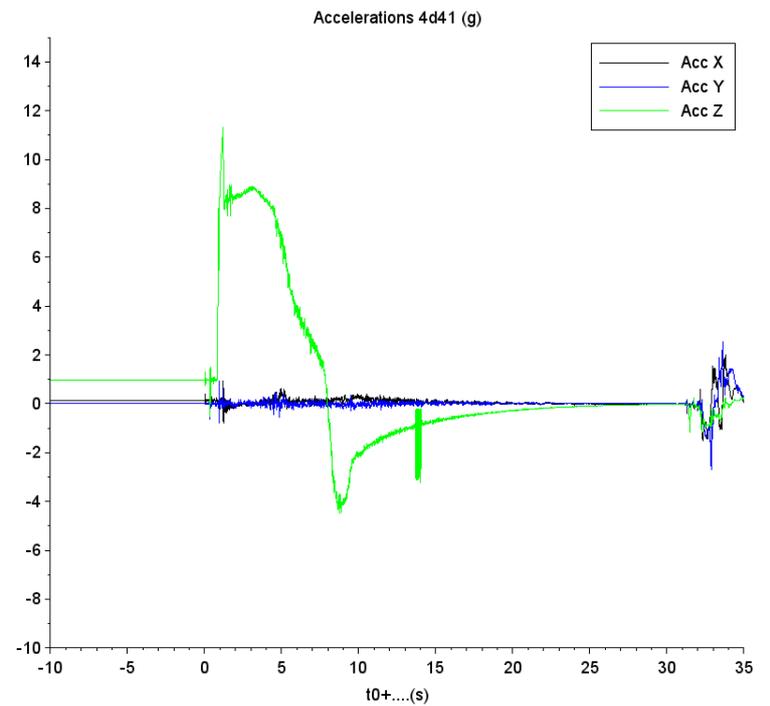
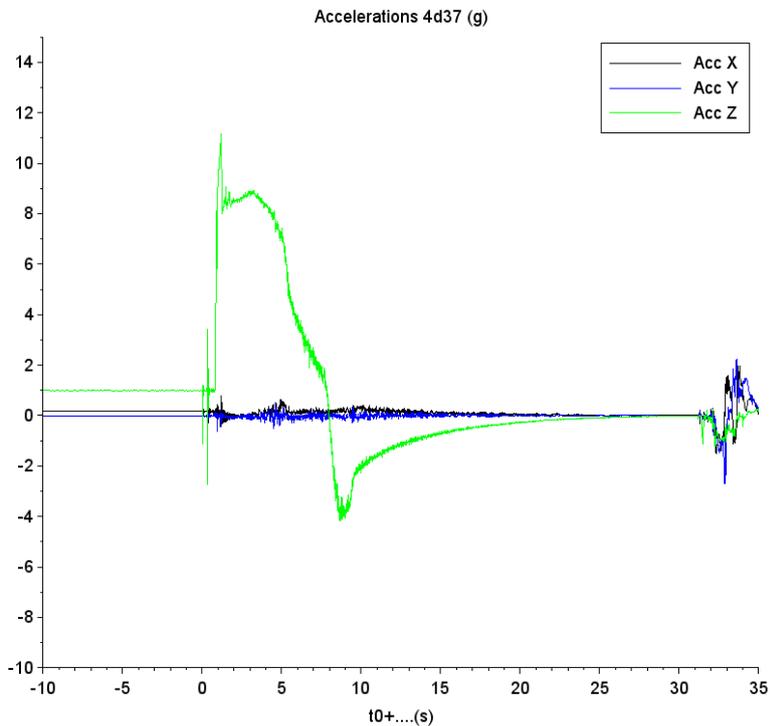


Figure 1 : Accélérations des centrales XSENS (4d37 et 4d41)

PER-RE-340000-ZZ-10-GRF

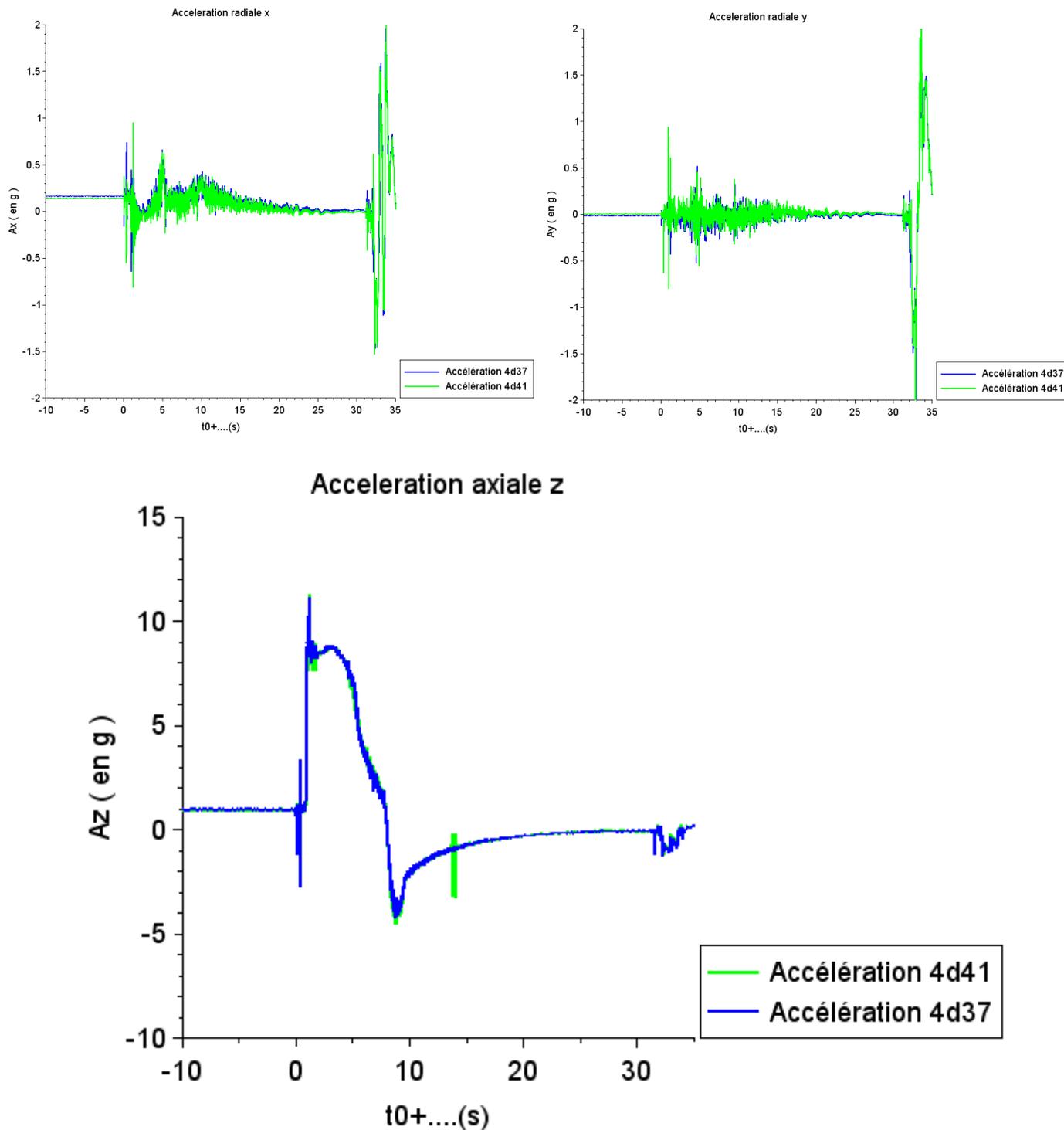


Figure 2 : Comparatif accélérations entre les 2 centrales

L'analyse de ces courbes indique qu'une accélération longitudinale d'environ 11 g a été perçue par les accéléromètres des centrales XSENS embarquées. Nous remarquons également une mesure perturbée sur l'axe Z de la centrale 4d41 à T0+14 s. A l'heure actuelle, aucune indication ne nous permet d'expliquer ce phénomène. Nous constatons également qu'aucune accélération latérale ne dépasse 1g avec une amplitude max de 2 g (en sortie de rampe soit environ à T0+ 0.8s).

Exploitation niveau 0 des démonstrateurs SERA 2 et CSPACE 2016

PER-RE-340000-ZZ-10-GRF

3.4.5. Gyromètres (données brutes)

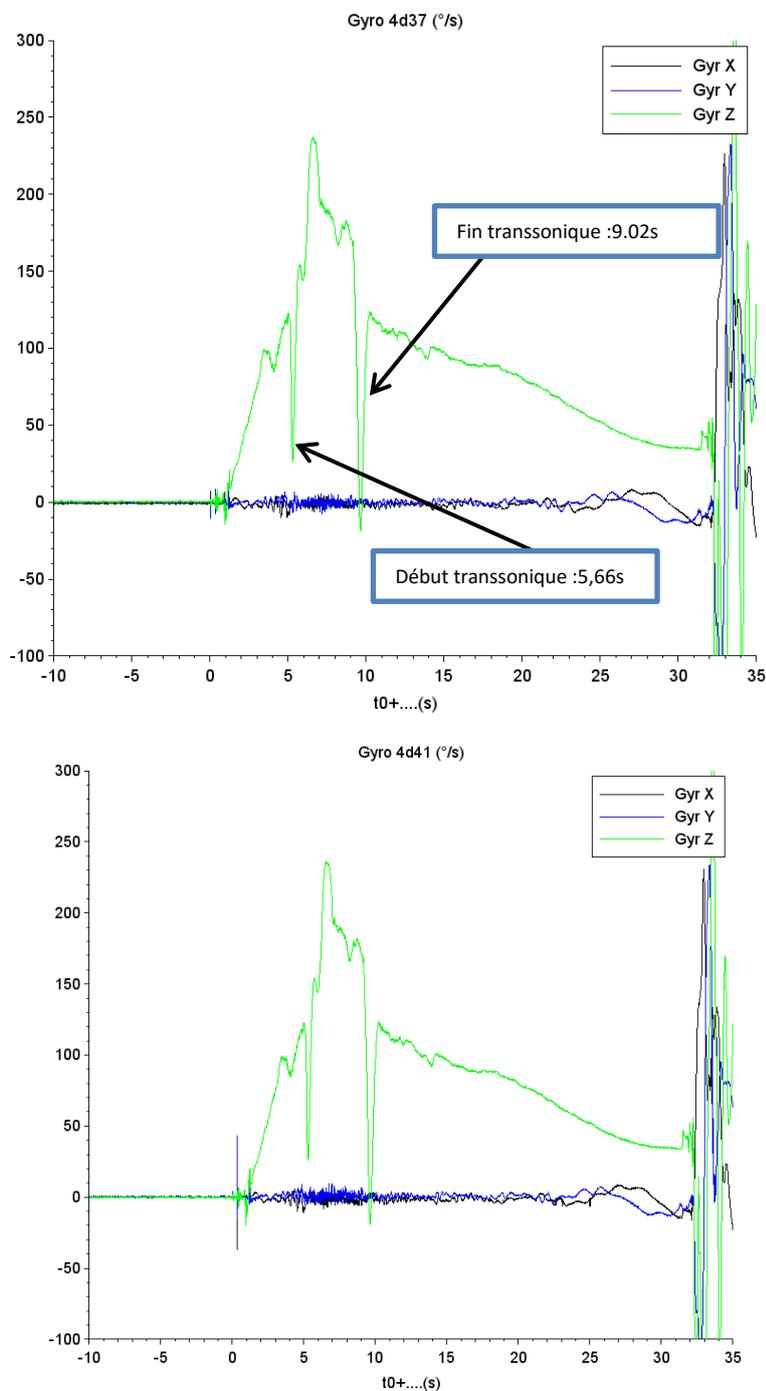


Figure 3 : Gyromètres des centrales XSENS 4d37 et 4d41

Il est intéressant de noter que lors des passages des phases transsoniques (à T0+5.66s et T0+9.02s), le taux de roulis (vitesses angulaire) décroît de manière importante (perte d'environ 100°/s). Ce phénomène fût également constaté sur le vol de la fusée SERA 1 en 2014 avec pour ce vol une annulation du roulis au moment des passages transsoniques.

Exploitation niveau 0 des démonstrateurs SERA 2 et CSPACE 2016

PER-RE-340000-ZZ-10-GRF

3.4.6. Magnétomètres (Données brutes)

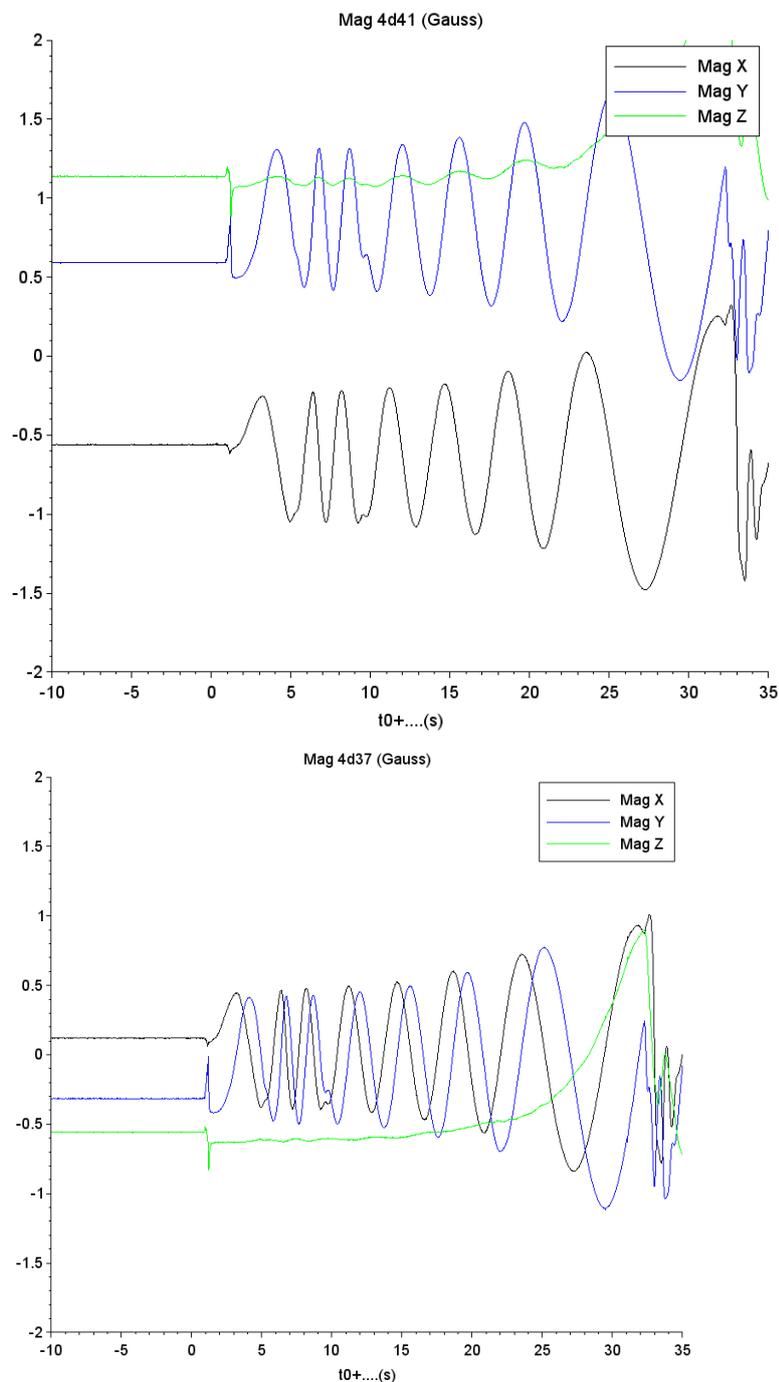


Figure 4 : Magnétomètres SERA 2

Les magnétomètres indiquent que la fusée a réalisé entre 7 et 8 tours (7.22 tours pour être exact) en roulis jusqu'à l'ouverture du parachute.

Exploitation niveau 0 des démonstrateurs SERA 2 et CSPACE 2016

PER-RE-3400000-ZZ-10-GRF

3.4.7. Roulis / Lacet / Tangage (calcul)

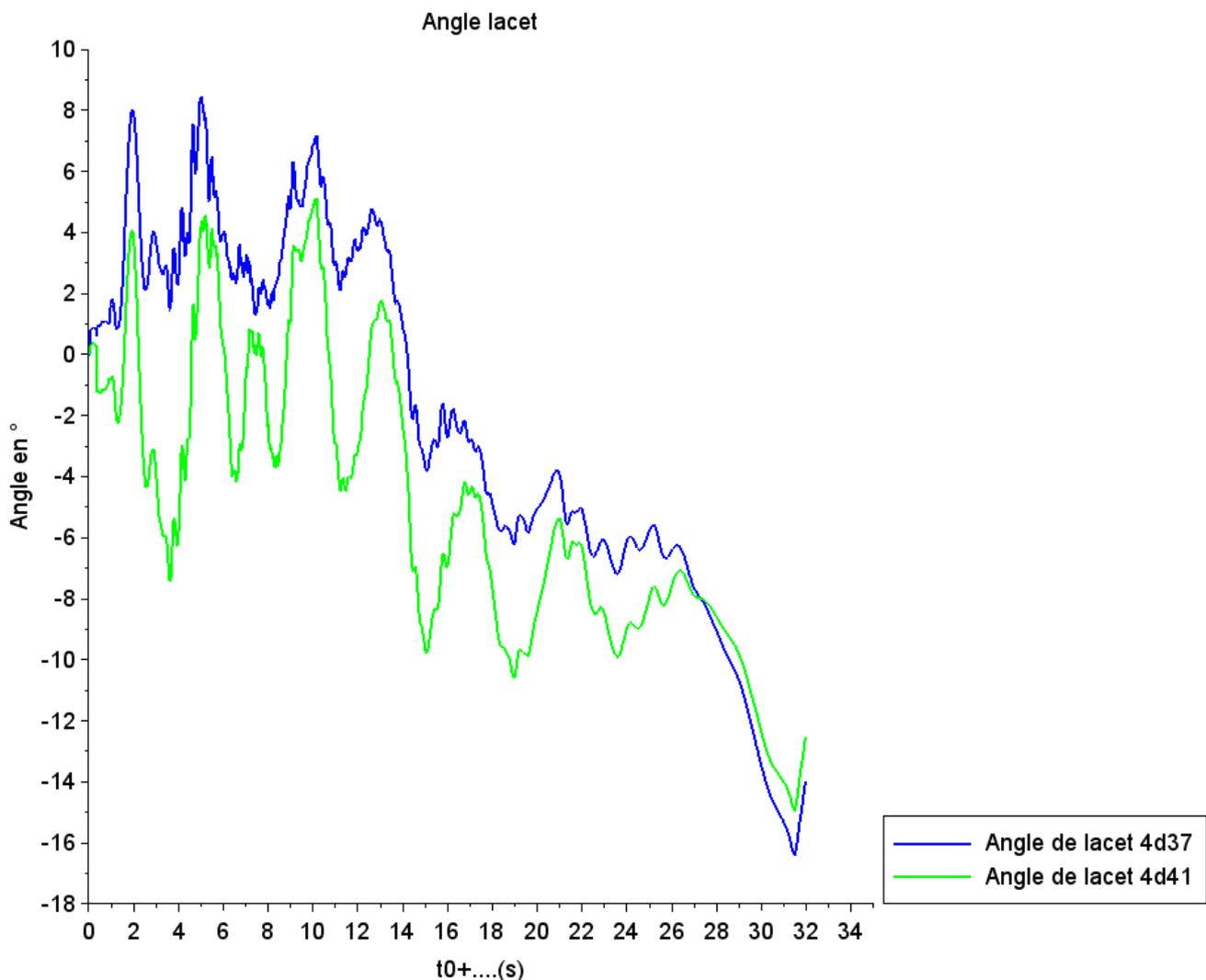


Figure 5 : Angle de lacet SERA 2

À l'aide des relations explicitées dans le chapitre 3.3.2, nous déterminons les angles de la fusée dans le repère terrestre (référence rampe). En sortie de rampe (T0+1.77s), l'analyse de ces informations indiquerait un angle de lacet d'environ 7° (par rapport à l'axe de la rampe). Ces analyses seront à compléter avec un modèle 6DDL de la trajectoire.

Exploitation niveau 0 des démonstrateurs SERA 2 et CSPACE 2016

PER-RE-340000-ZZ-10-GRF

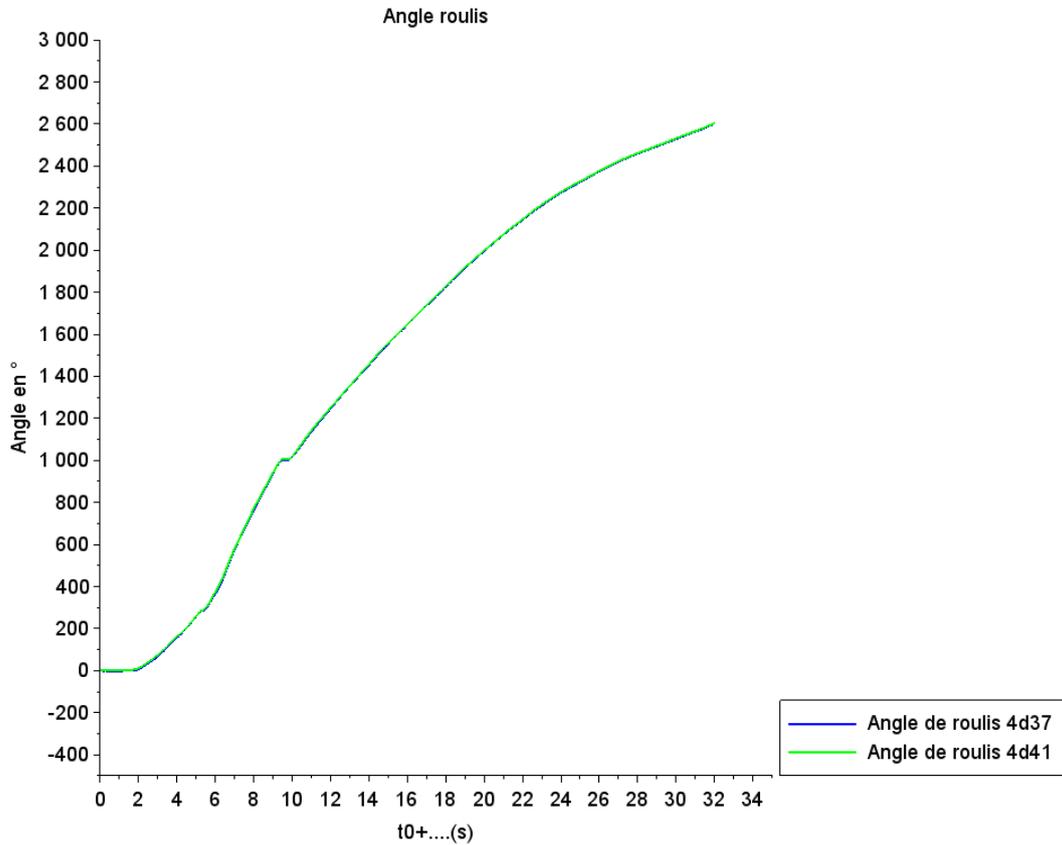


Figure 6 : Angle de roulis SERA 2

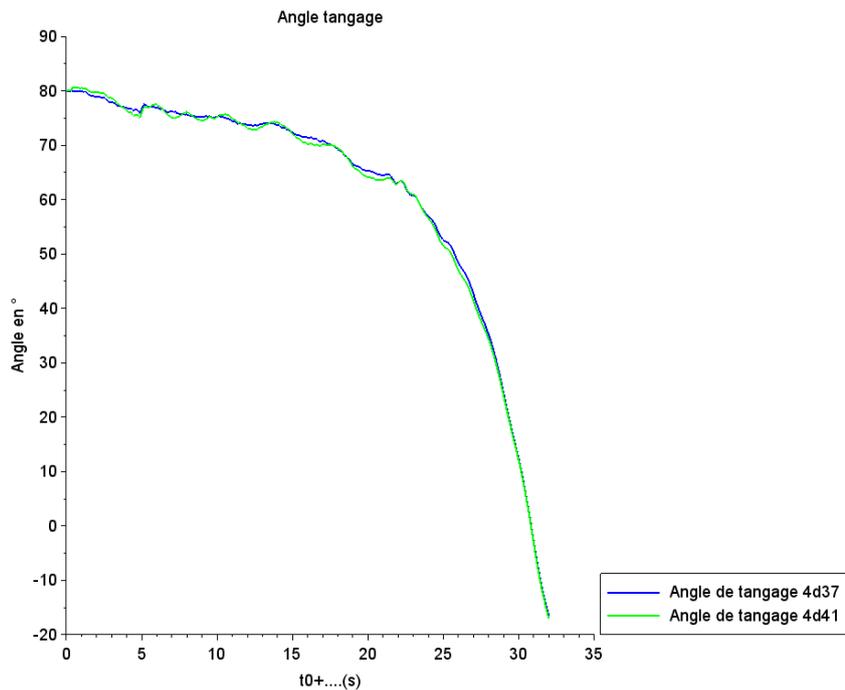


Figure 7 : Angle de tangage SERA 2

Exploitation niveau 0 des démonstrateurs SERA 2 et CSPACE 2016

PER-RE-340000-ZZ-10-GRF

3.4.8. Bilan des forces (calcul)

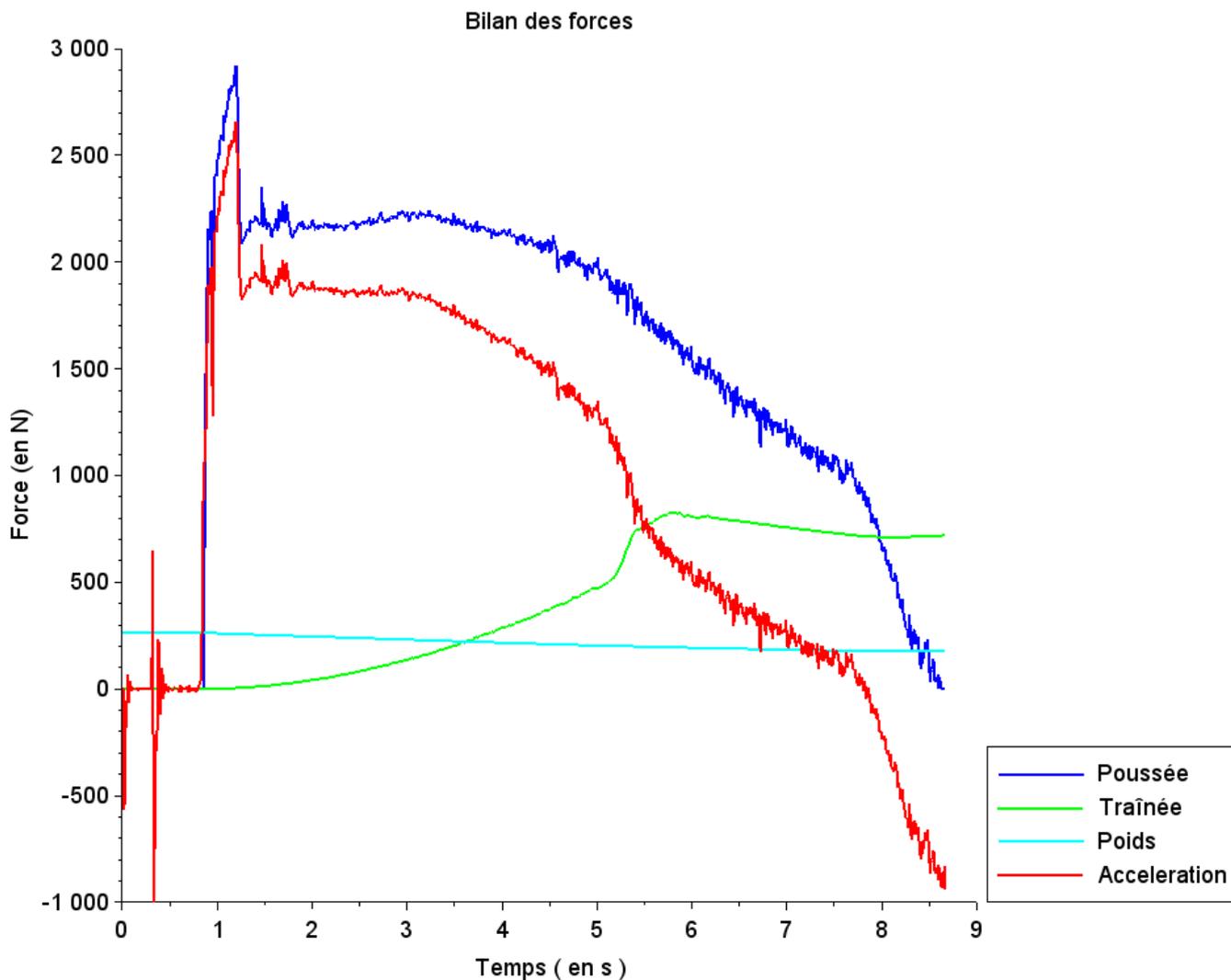


Figure 8 : Bilan des forces SERA 2

Exploitation niveau 0 des démonstrateurs SERA 2 et CSPACE 2016

PER-RE-340000-ZZ-10-GRF

3.4.9. Coefficient de trainée vol (calcul)

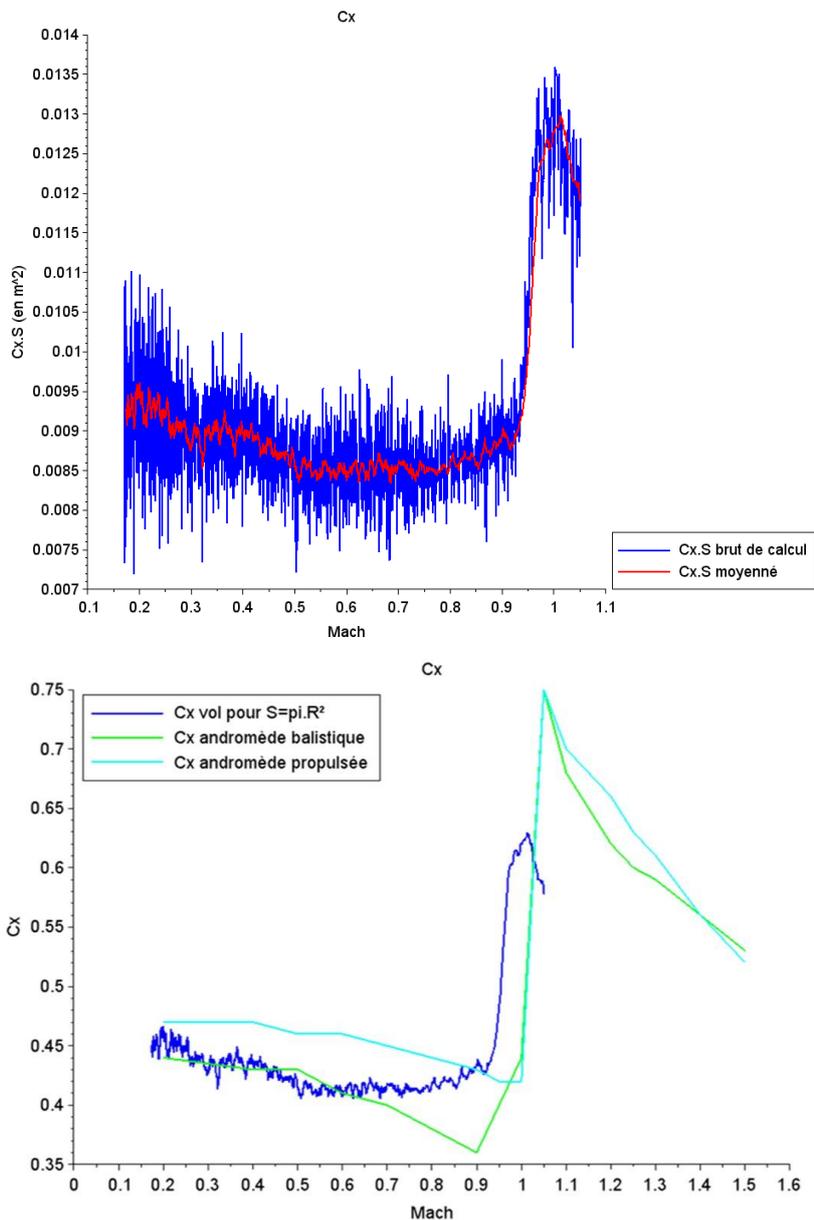


Figure 9 : Coefficient de trainée SERA 2

Sur la phase propulsée dans les Mach inférieurs à 0.8, nous constatons un écart de l'ordre de **5 %** entre les mesures et les estimations effectuées par nos outils. Les incertitudes sur la restitution du coefficient de trainée sont du même ordre de grandeur que l'écart constaté ici.

L'écart entre l'estimée et le réalisé sur la phase supersonique est plus important de l'ordre de **15%**. Ces résultats sont à analyser avec précaution car les incertitudes de restitution peuvent être plus importantes sur les phases transsoniques et supersoniques.

Ce qui nous donne un Cx évoluant entre **0.41 et 0.45** de Mach 0.2 à Mach 0.8.

Exploitation niveau 0 des démonstrateurs SERA 2 et CSPACE 2016

PER-RE-340000-ZZ-10-GRF

3.4.10. Mach (calcul)

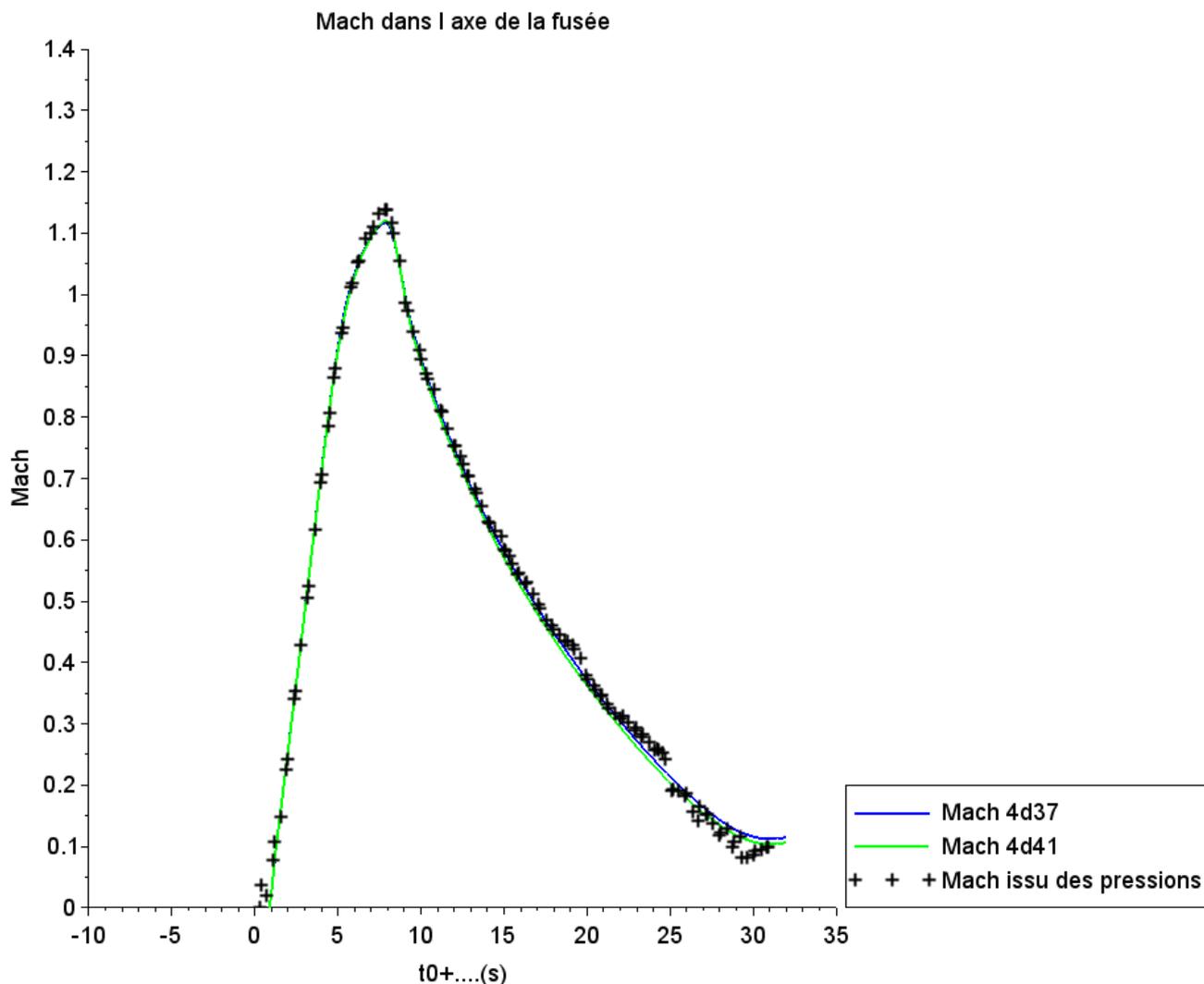


Figure 10 : Mach SERA 2

Le **mach max** atteint lors de ce vol est de **1.18** (pour les mesures de pressions) et **1.14** pour les centrales inertielles. Les estimations de trajectoire prévol indiquaient un mach max de 1.30.

Exploitation niveau 0 des démonstrateurs SERA 2 et CSPACE 2016

PER-RE-340000-ZZ-10-GRF

3.4.11. Pressions différentielles ailerons (Donnée brutes)

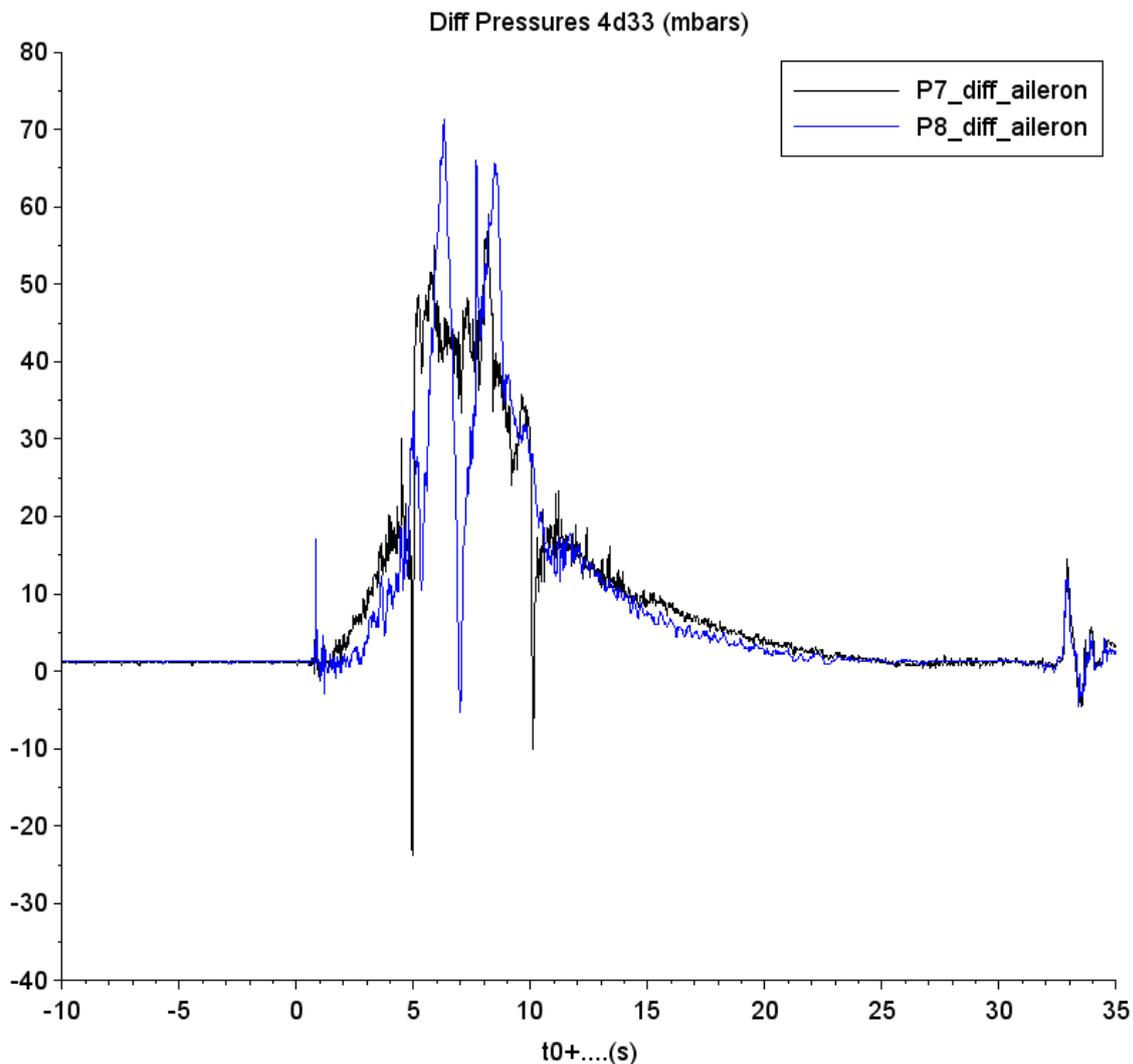


Figure 11 : Pressions différentielles sur un aileron SERA 2

Une analyse affinée de ces mesures sera réalisée par les étudiants de l'ISAE/Supaero indiquant le comportement des ondes de choc sur les surfaces des ailerons.

Exploitation niveau 0 des démonstrateurs SERA 2 et CSPACE 2016

PER-RE-340000-ZZ-10-GRF

3.4.12. Pressions différentielles coiffe (Données brutes)

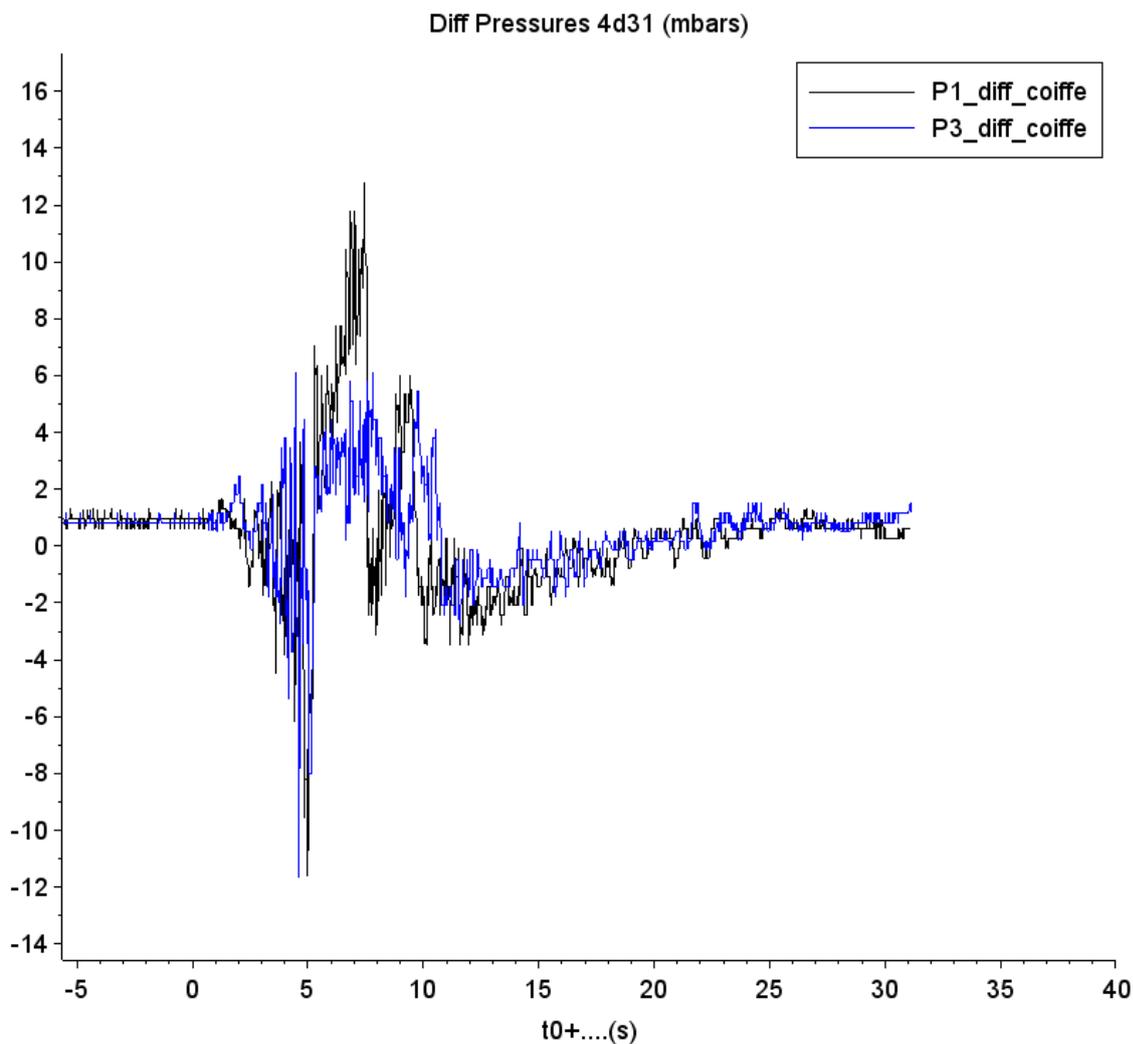


Figure 12 : Pressions différentielles Coiffe SERA 2

Sans calibration de la pointe anémoclinométrique, les mesures effectuées sur ce vol ne seront pas exploitées.

Exploitation niveau 0 des démonstrateurs SERA 2 et CSPACE 2016

PER-RE-340000-ZZ-10-GRF

3.4.13. Pressions absolues (Données brutes)

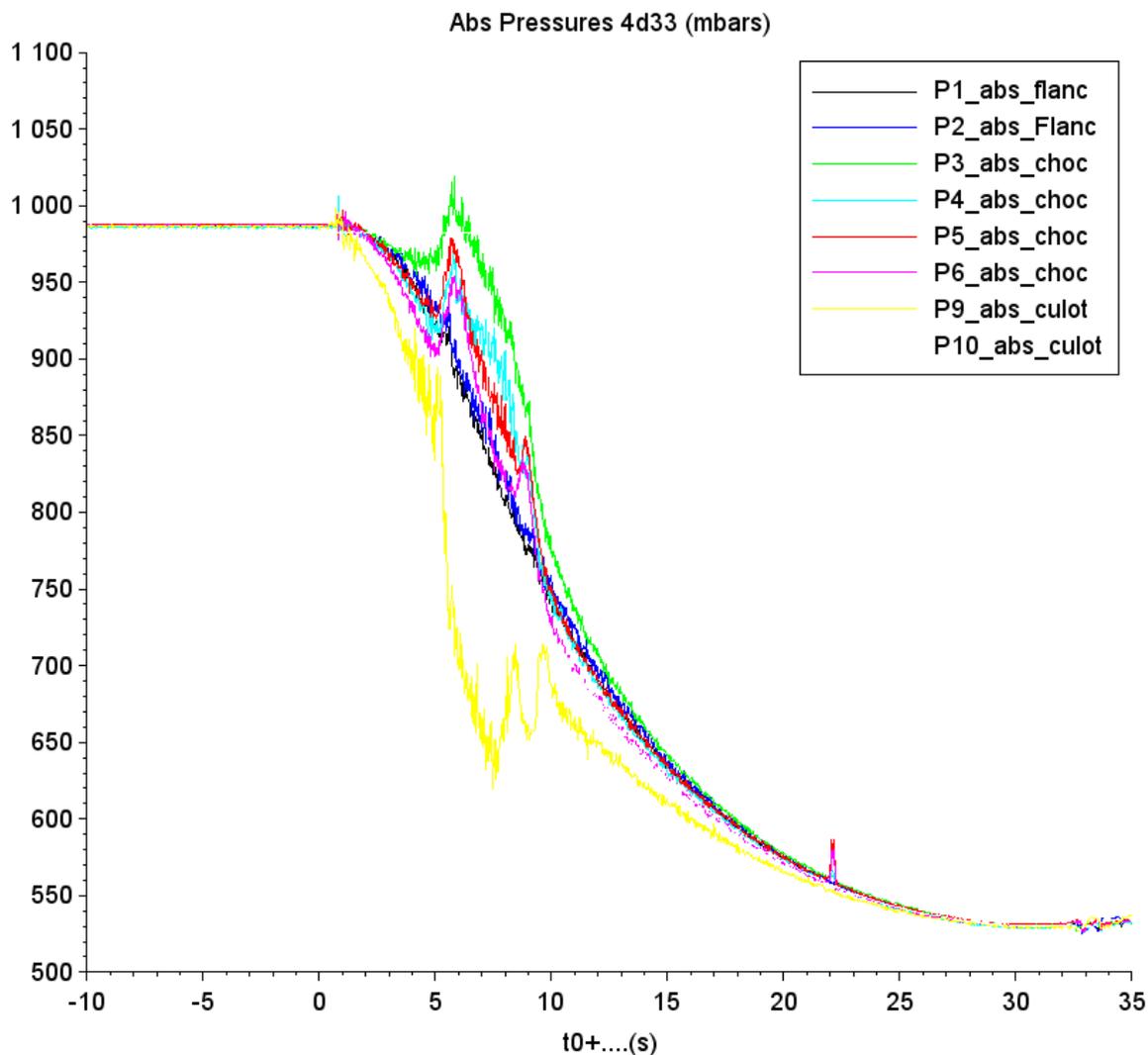


Figure 13 : Mesure de pressions statiques SERA 2

Nous constatons sur ce graphique, les différences notables entre les capteurs proches d'une onde de choc (les capteurs P3 à P6) et ceux situés sur le flanc de la fusée (P1 et P2) et au culot (P9 et P10). La surpression constatée à T0+6.5s correspond au passage du transsonique et donc à l'établissement de l'onde de choc entre les 2 surfaces d'ailerons (les mesures étant situées entre 2 ailerons sur la peau). Cette surpression est d'environ 70 mbars par rapport à la pression statique sur la paroi en amont.

La pression culot (P9) est quant à elle perturbée par les phénomènes de trainée aérodynamique. La dépression étant créée par l'accélération du flux aérodynamique au niveau du culot. Les phases transsoniques et soniques sont également reconnaissables sur ce graphique (entre T0+6.5s et T0+10 s).

Exploitation niveau 0 des démonstrateurs SERA 2 et CSPACE 2016

PER-RE-340000-ZZ-10-GRF

3.4.14. Pression absolue coiffe (Données brutes)

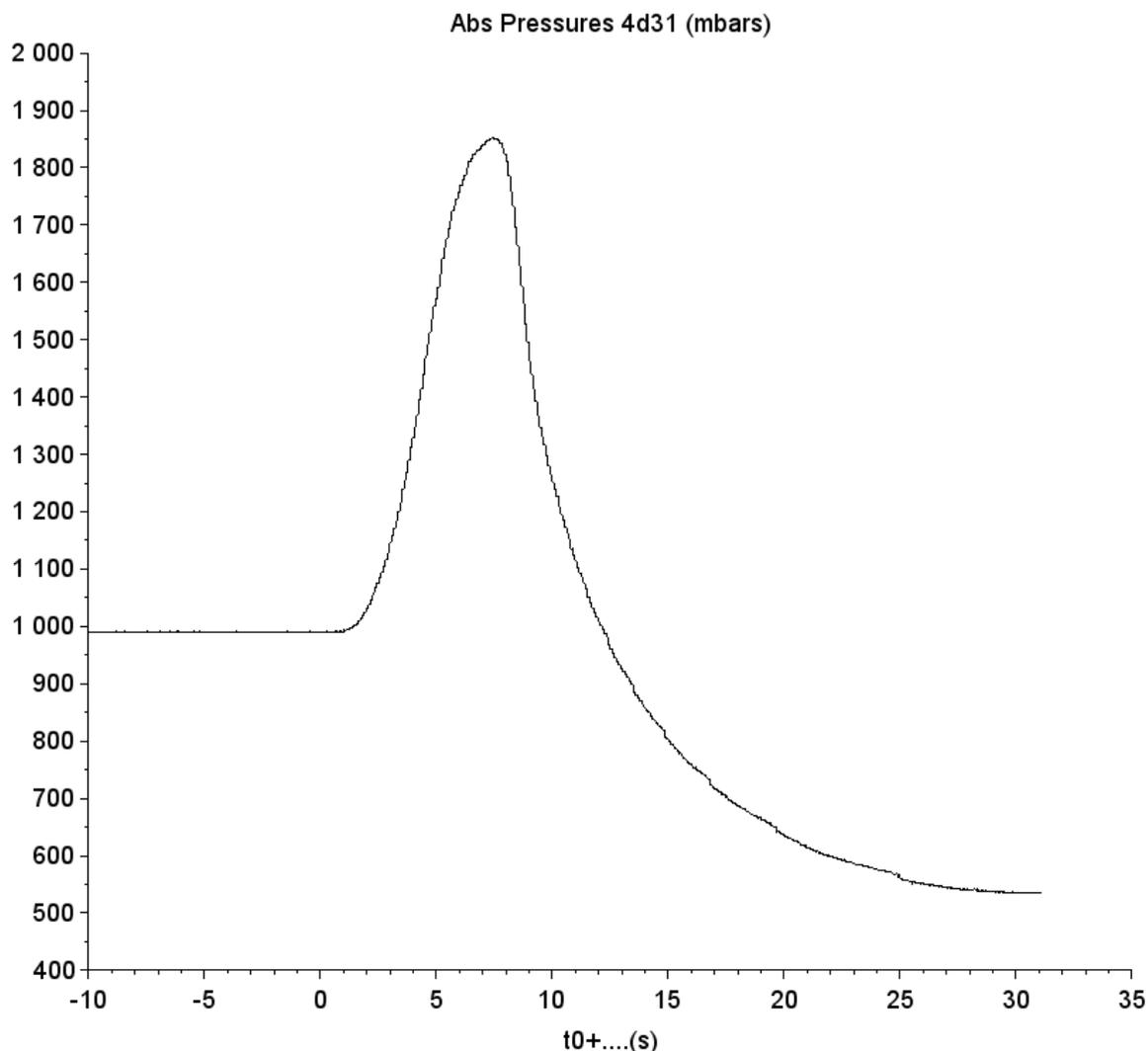
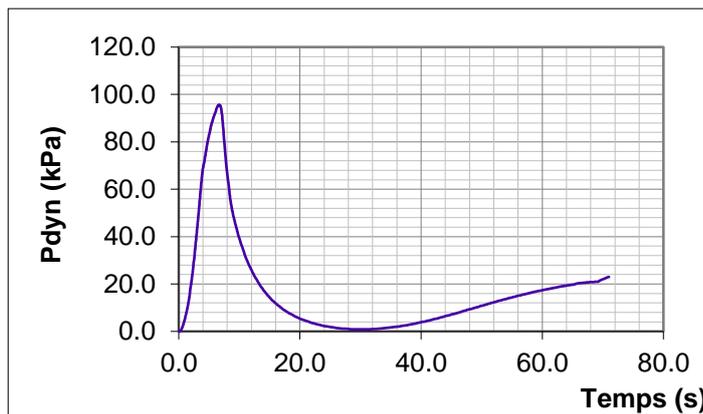


Figure 14 : Pression totale Coiffe SERA 2

La pression totale a atteint **1860 mbars** à T0+7.52s. En utilisant la pression statique à cet instant (ie 840 mbars), nous obtenons une pression dynamique de **1020 mbars (102 kPa)** qui dans notre cas correspond également à la pression dynamique maximale atteinte lors de ce vol. Les estimations pré-vol indiquaient une pression dynamique max de l'ordre de 95 kPa à T0+6.8s (cf graphique ci-contre).



PER-RE-340000-ZZ-10-GRF

3.4.15. Altitude/Elevation

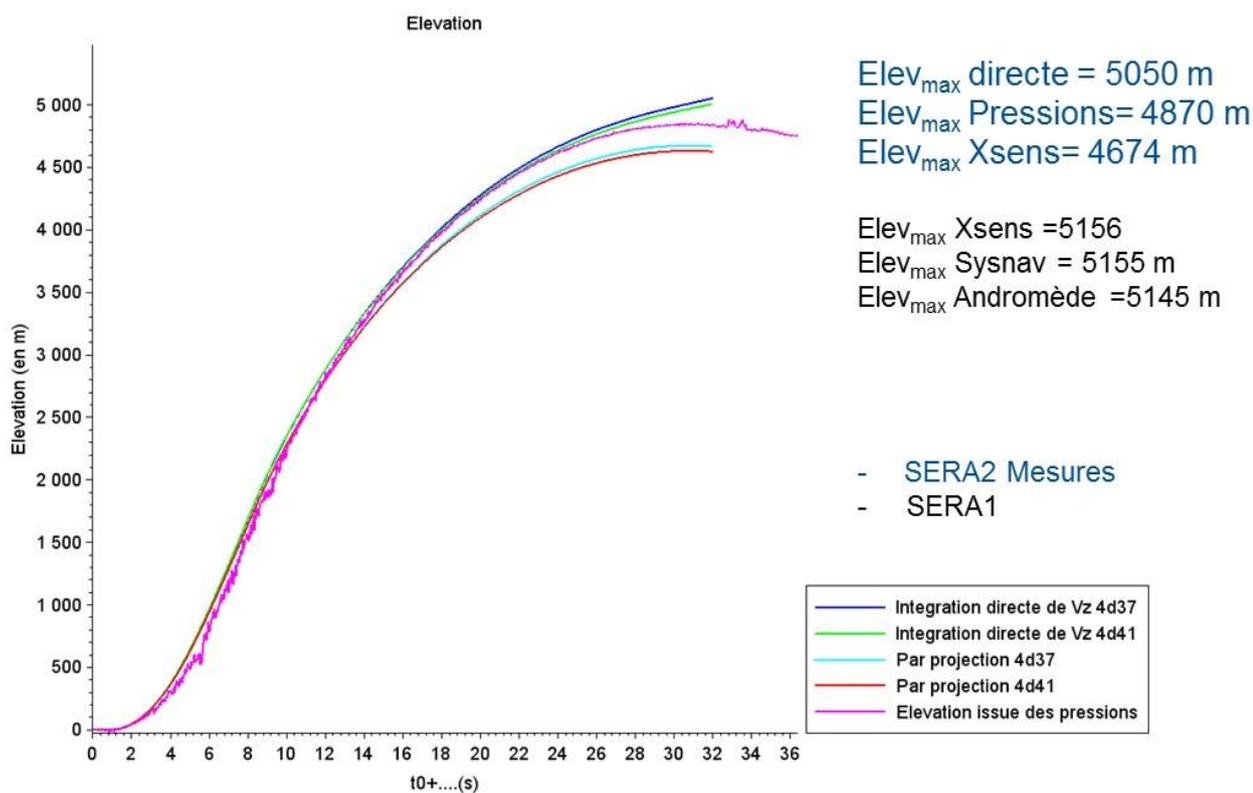


Figure 15 : Altitude SERA 2

La culmination estimée lors des calculs de trajectoire prévol à l'aide du logiciel Andromède (calculs de trajectoire et performances de PERSEUS) était de 5186 m (par rapport au sol). L'altitude atteinte lors de ce vol varie en fonction de la mesure utilisée :

5050 m pour l'intégration du vecteur vitesse verticale (Vz) des centrales XSENS

4870 m pour les mesures de pressions recalées avec le modèle atmosphérique fourni par SSC le jour du tir

4674 m pour les projections des mesures des centrales XSens suivant le modèle décrit au chapitre 3.3.2

Exploitation niveau 0 des démonstrateurs SERA 2 et CSPACE 2016

PER-RE-340000-ZZ-10-GRF

3.4.16. Descente sous parachute

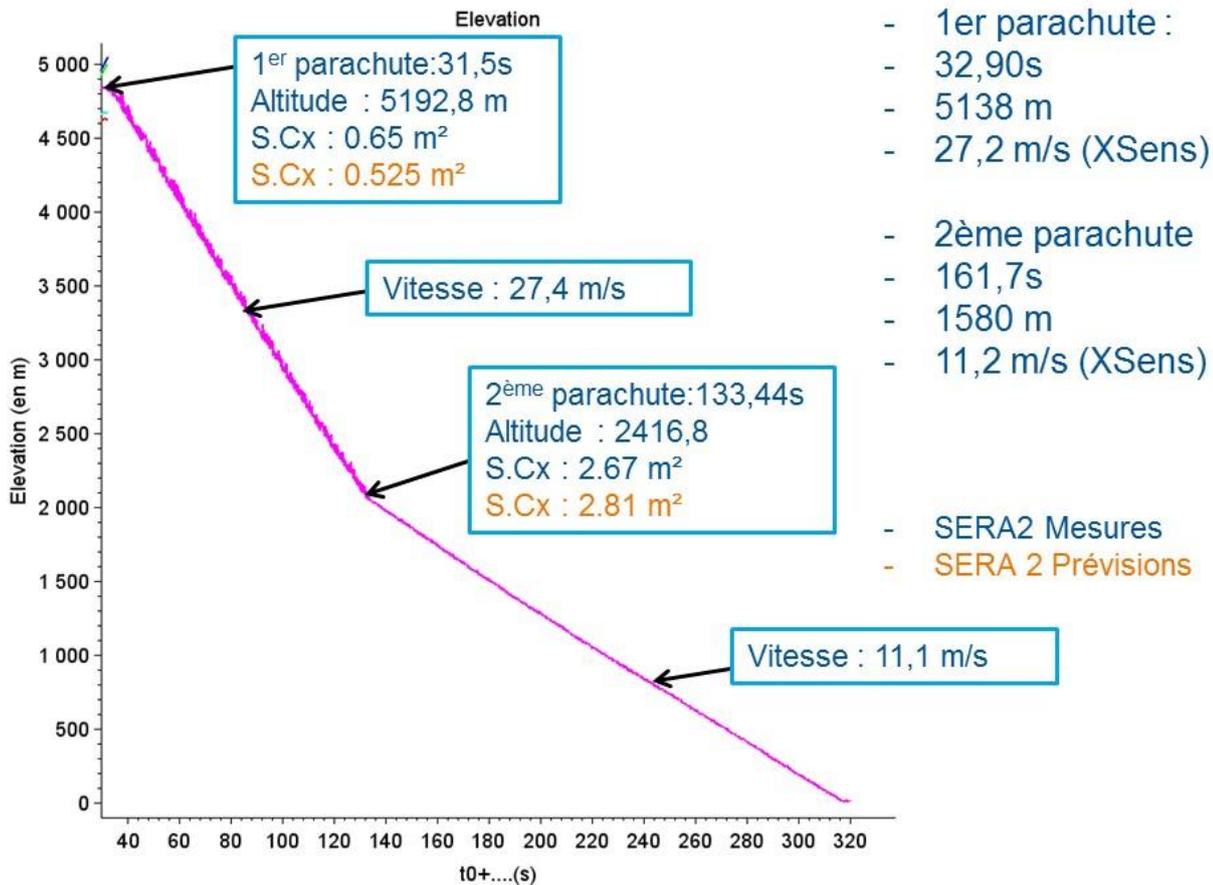


Figure 16 : Descente sous parachute SERA 2

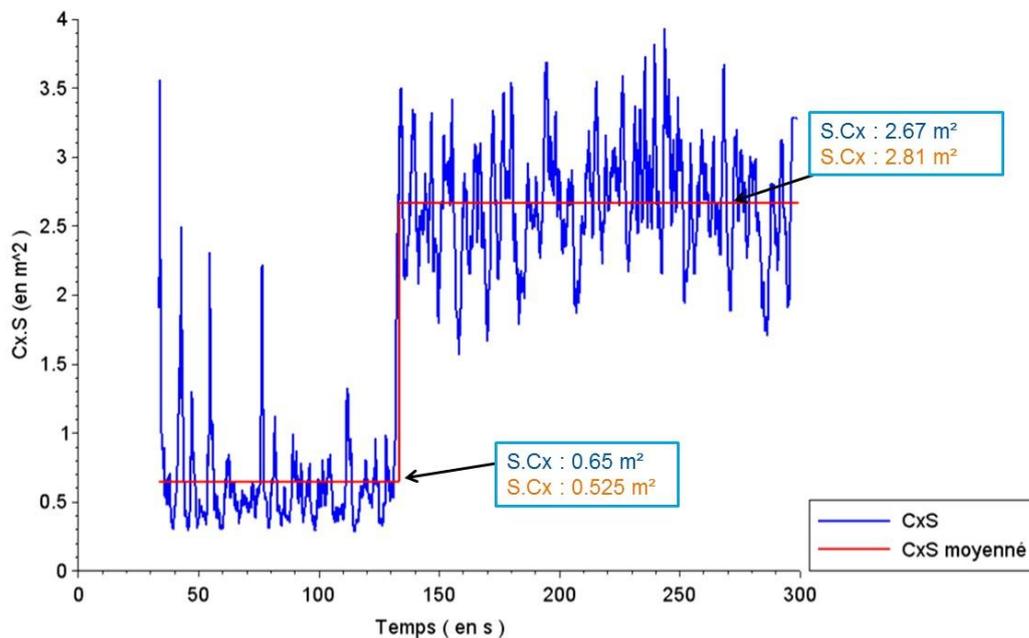


Figure 17 : S.Cx Parachutes SERA 2

PER-RE-340000-ZZ-10-GRF

3.5. SYNTHÈSE ANALYSES SERA 2

Instants remarquables sur la trajectoire :

Instant	Remarques
<i>T₀</i>	13h00min00s (28/04/2016)
<i>T₀ + 0.864 s</i>	Décollage (déconnexion ombilicaux)
<i>T₀ + 1.17 s</i>	Accélération longitudinale max (10.16g)
<i>T₀ + 5.66 s</i>	Début transsonique
<i>T₀ + 7.8 s</i>	Mach max (1.11 – 1.13)
<i>T₀ + 8.67 s</i>	Fin de la phase propulsée
<i>T₀ + 9.02 s</i>	Fin phase transsonique
<i>T₀ + 31.48 s</i>	Ouverture du système de séparation
<i>T₀ + 132.3 s</i>	Ouverture du second parachute

Ci-dessous un récapitulatif des données du vol à comparer avec les estimations effectuées pré-vol (dernière colonne) :

	Xsens 4d37	Xsens 4d41	Pression	Andromède (estimée)
Accélérations max (g)	10,17	10,35	/	13.5
V _{max} relative (m/s)	370	371	377	440
Mach max	1,14	1,14	1,18	1,30
Pdyn max (kPa)	/	/	102	95
Apogée à T ₀ + (s)	30,83	30,82	32,83	30,06
Culmination (m)	4674	4682	4870	5186
Vitesse de descente parachute 1 (m/s)	/	/	27,4	
Vitesse de descente parachute 2 (m/s)	/	/	11,1	
Cx*S parachute 1 (m ²)	/	/	0,65	0,525
Cx*S parachute 2 (m ²)	/	/	2,67	2,81

Nous constatons donc un écart non négligeable entre les estimations et les mesures lors de ce vol. Une explication possible consisterait à dire que l'accélération maximale fût plus faible que celle envisagée avec les données d'essais du moteur PRO98. Mais les incertitudes de mesures et de restitutions ne permettent pas de garantir que les performances moteur étaient plus faibles. Plusieurs hypothèses :

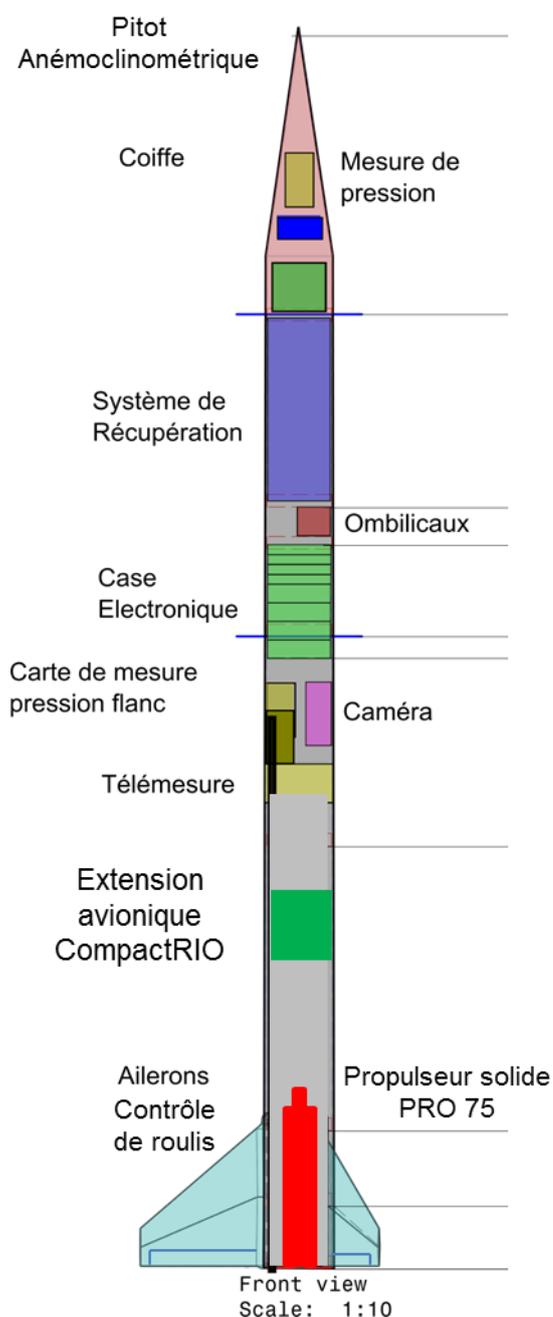
- Le modèle atmosphérique utilisé pour les prédictions même si il est recalé avec les dernières informations avant le tir (fourni par SSC)
- Andromède est un outil en 3DDL et non 6DDL. Les pertes liées au vent et autres phénomènes transitoires ne sont pas pris en compte.

Néanmoins, l'analyse de ces informations indique que les objectifs de performance pour ce démonstrateur ont été atteints. Un grand nombre d'analyses restent à réaliser principalement concernant la pointe anémoclinométrique (aussi appelé Sonde 5 trous) et les mesures de pression au niveau des ailerons, ce qui permettra à plusieurs étudiants de travailler, dans les années qui viennent, sur des mesures expérimentales intéressantes et pertinentes.

PER-RE-3400000-ZZ-10-GRF

4. EXPLOITATION DU DÉMONSTRATEUR ARES 23

4.1. PRÉSENTATION



Le démonstrateur ARES 23 avait comme principal objectif de tester la faisabilité d'un contrôle de roulis à l'aide d'une architecture électrique disponible dans le commerce (compactRIO 9068 de National Instrument). À cela fût ajouté une architecture standard PERSEUS afin d'obtenir les données habituelles (Centrale XSENS, mesures de pressions, système de récupération et datation des mesures, télémessure, OBC, alimentation et distribution d'alimentation).

Ce démonstrateur fût réalisé dans le cadre d'un stage CNES et lancé le 27 Juillet 2016 à 13h35min52.19s depuis le camp du Ger dans le cadre du CSPACE.

L'analyse des données de vol ci-dessous ne traitera que des informations relevées par l'architecture électrique PERSEUS. Les analyses du système de roulis et l'architecture CompactRio ayant été traitées par le stagiaire (A.BIANCHI) dans son rapport de stage.

Les informations générales concernant ce démonstrateur :

- Masse au décollage : 19.80 kg
- Température au sol 20 min avant le T0 : 25.2°C
- Pression au sol 20 min avant le T0 : 974.1 hPa
- Inclinaison rampe : 80°
- Diamètre extérieur : 160 mm
- Propulsion : PRO 75 – 3G Classic

Voici une photo indiquant la position des ailerons de contrôle de roulis insérés dans les ailerons stabilisateurs :



PER-RE-340000-ZZ-10-GRF

4.2. ANALYSES

4.2.1. Trajectoire

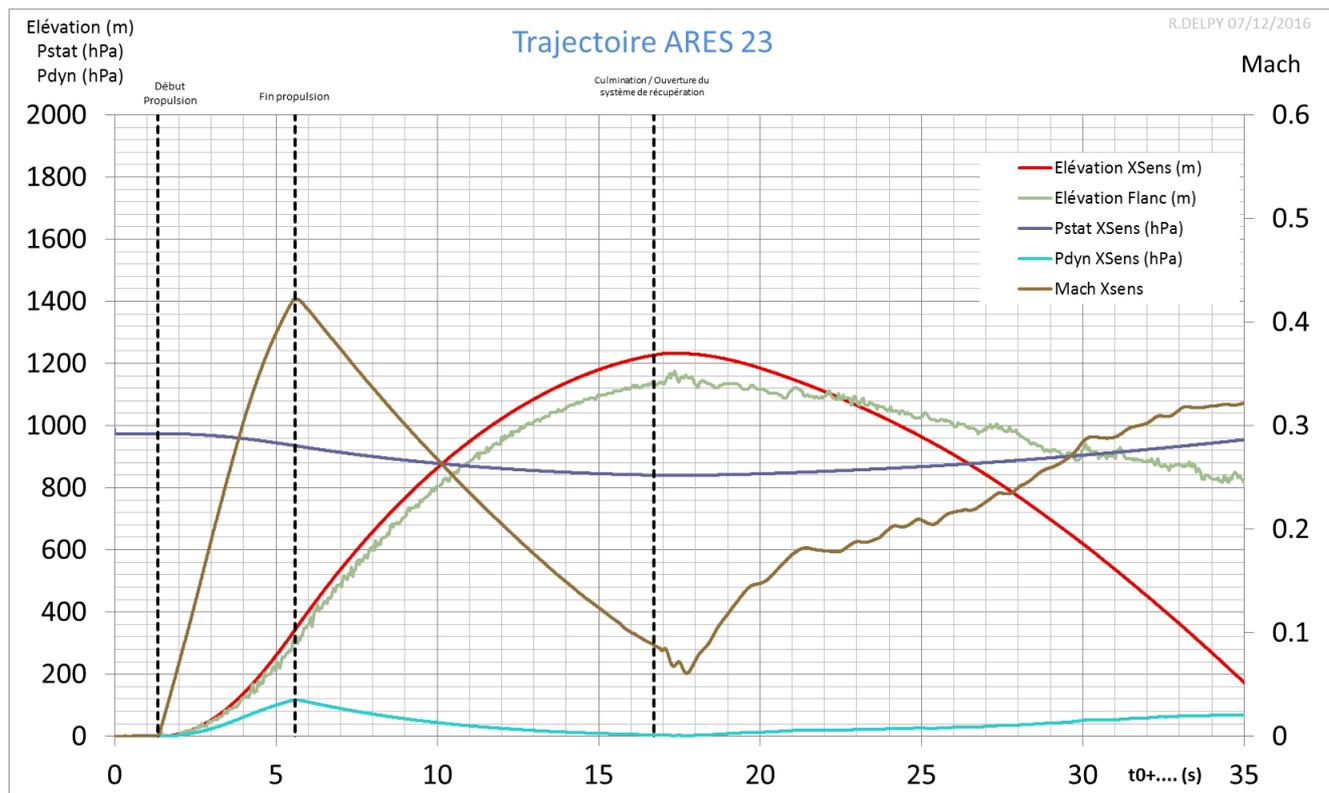


Figure 18 : Trajectoire ARES 23

La trajectoire ci-dessus est semblable aux trajectoires habituelles de ce type de démonstrateur (gamme ARES du projet PERSEUS) lors des campagnes C'SPACE.

Les informations à retenir de ce graphique :

- Culmination (par rapport au sol) : 1233 m (XSens) et 1140 m (Mesures de pression)
- Mach max : 0.42
- Pdyn max : 115 hPa
- L'ouverture du système de séparation (T0+15.78s) a eu lieu avant la culmination du démonstrateur (T0+17.24s)

PER-RE-340000-ZZ-10-GRF

4.2.2. Accélérations

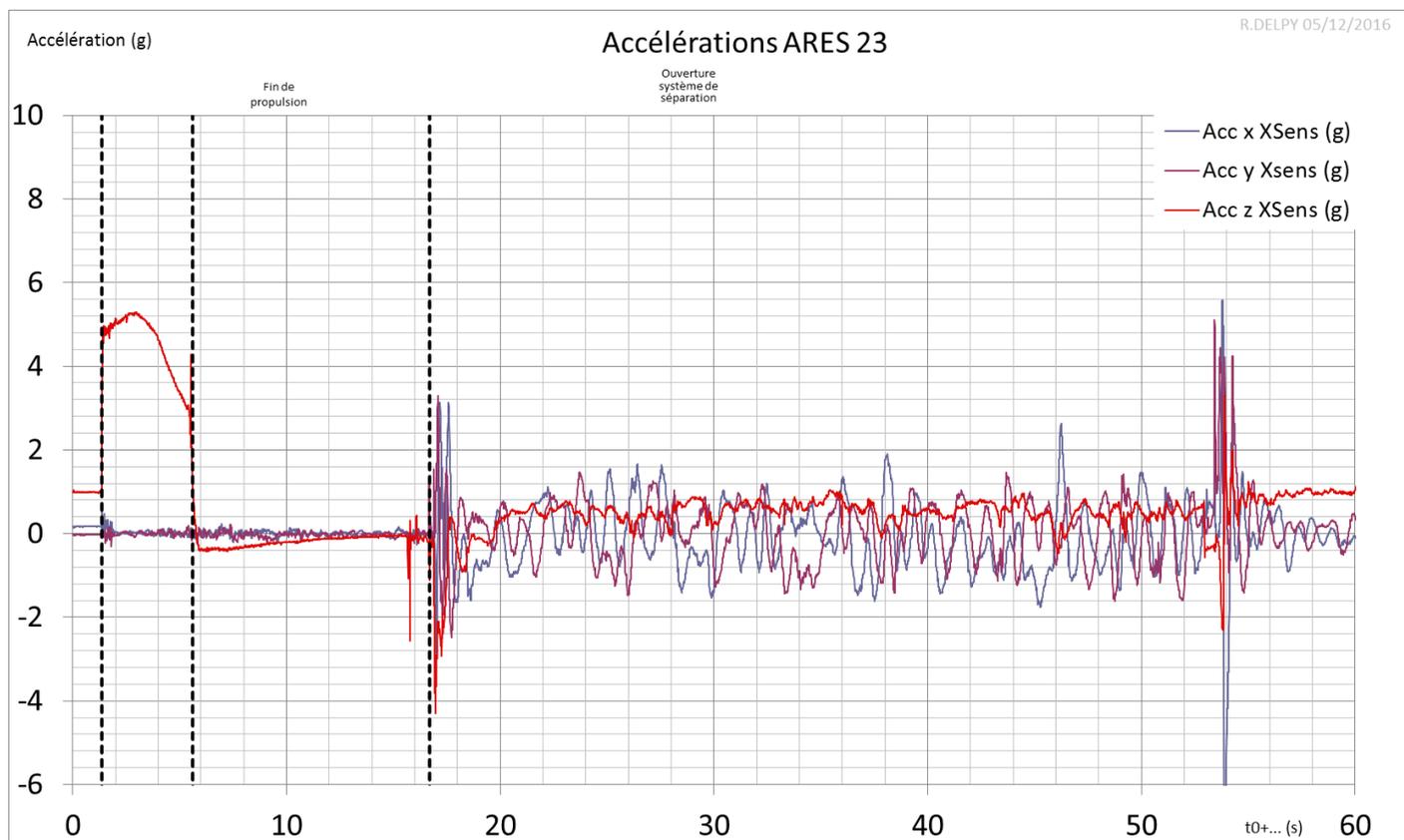


Figure 19 : Accélérations ARES 23

Le décollage a eu lieu à T0+1.34s
La sortie de rampe à T0+1.84 s
La fin de propulsion à T0+5.59 s

PER-RE-340000-ZZ-10-GRF

4.2.3. Roulis

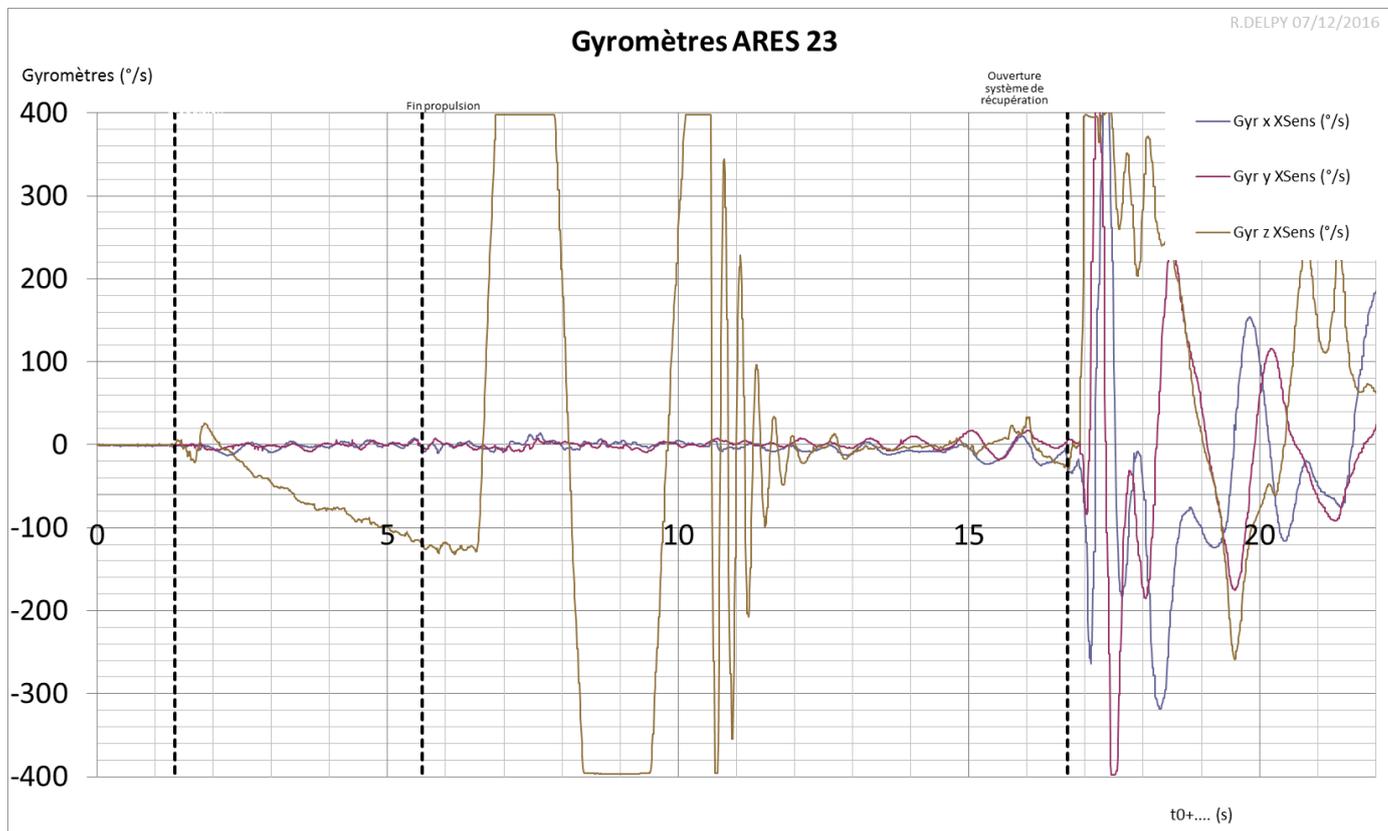


Figure 20 : Gyro ARES 23

L'expérience principale de ce démonstrateur concernait le contrôle de roulis à l'aide d'un système intégré au niveau des ailerons stabilisateurs.

Comme l'indique le graphique ci-dessus, nous constatons que ce système a fonctionné correctement. Le contrôle s'effectuait en 2 étapes. La première consistait en une boucle ouverte de $T_0+6.5s$ à $T_0+10.5s$ avec un braquage prédéterminé.

De $T_0+10.5s$ jusqu'à la culmination, le système avait comme objectif d'annuler le roulis induit de la fusée. Nous constatons effectivement un amortissement du roulis sur les 2 premières secondes de cette phase (de $T_0+10.5s$ à T_0+12s). Il faut également ajouter à cela le fait que la vitesse du démonstrateur commence à chuter à partir de la fin de propulsion (soit $T_0+5.59s$) donc un roulis induit de plus en plus faible.

Exploitation niveau 0 des démonstrateurs SERA 2 et CSPACE 2016

PER-RE-340000-ZZ-10-GRF

4.2.4. Coefficient de traînée

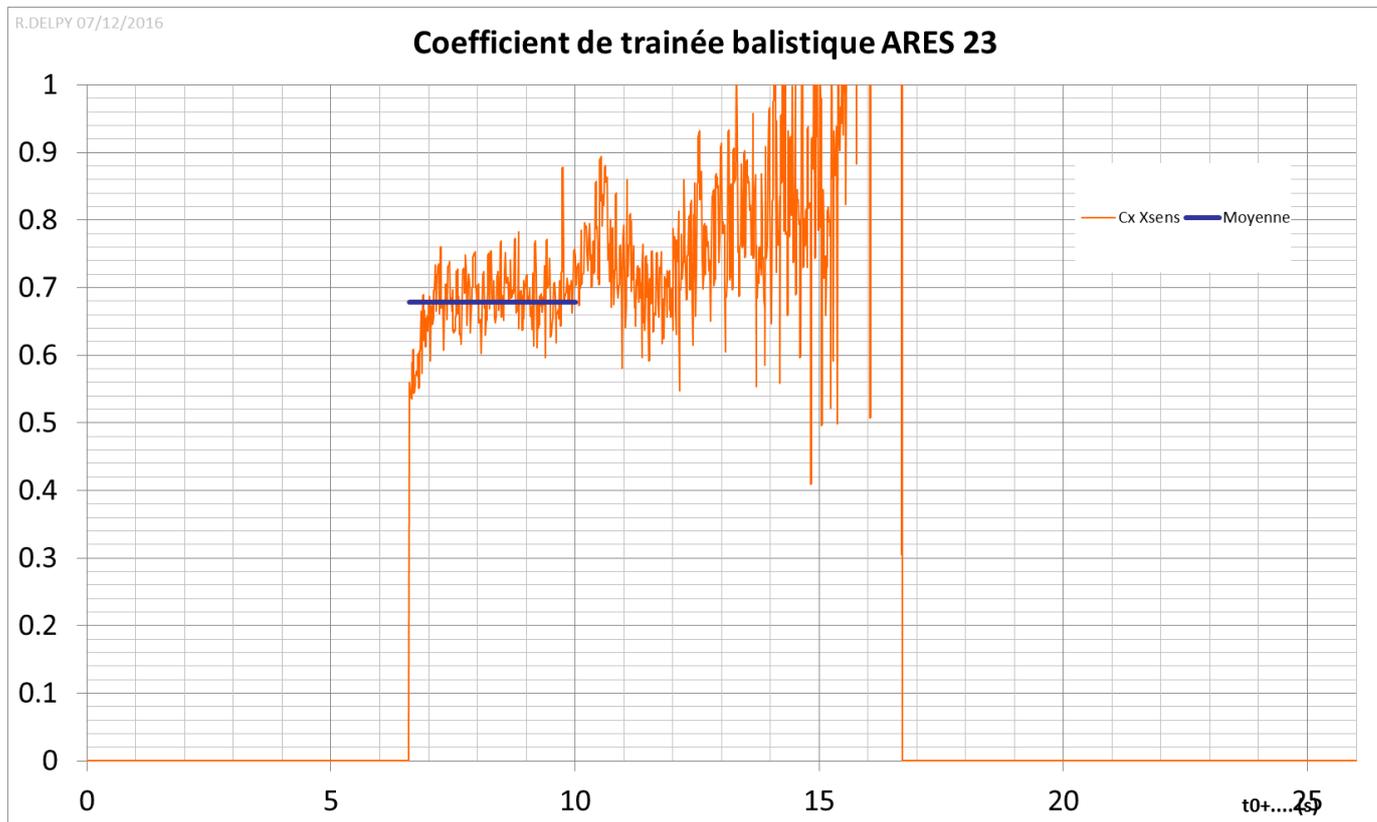


Figure 21 : Coefficient de traînée ARES 23

Le Cx utilisé pour les prédictions de trajectoire sur ce démonstrateur était de 0.45. Ici nous constatons un Cx balistique (calculé après la fin de combustion) de l'ordre de 0.7. Cet écart peut être expliqué par la traînée créée par les ailerons mobiles qui permettent le contrôle de roulis. Le braquage ayant lieu à partir de T0+6.5s.

Exploitation niveau 0 des démonstrateurs SERA 2 et CSPACE 2016

PER-RE-3400000-ZZ-10-GRF

4.2.5. Poussée

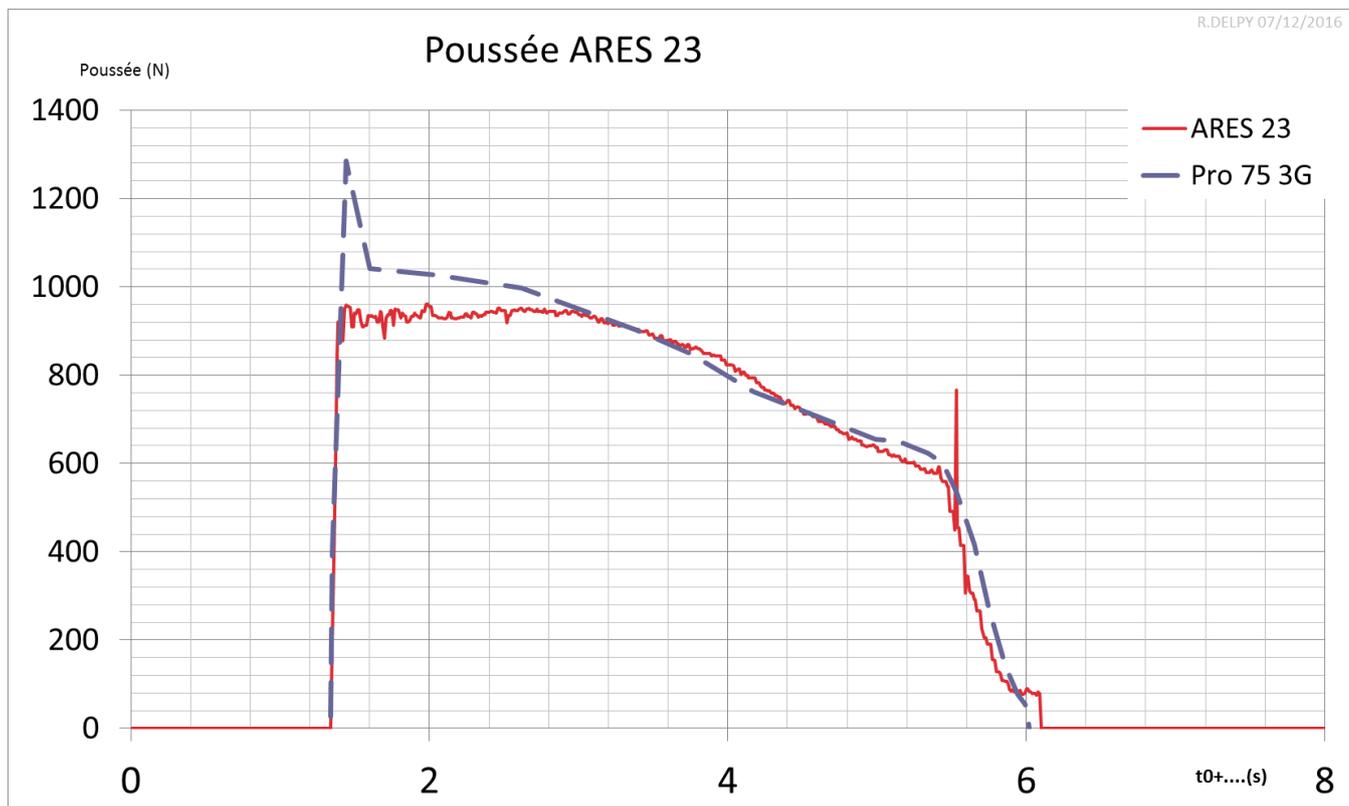


Figure 22 : Poussée ARES 23

Ce graphique permet de comparer la poussée rencontrée lors du vol aux données fournies par le fabricant du propulseur Cesaroni. La 1^{ère} partie de cette courbe (de T0+1.54s à T0+3s) est plus faible que la courbe Cesaroni car les mesures d'accélération (utilisées pour reconstituer la courbe de poussée) sont perturbées par la rampe. Après cela, la courbe de poussée correspond parfaitement à la courbe théorique (modulo les incertitudes).

Exploitation niveau 0 des démonstrateurs SERA 2 et CSPACE 2016

PER-RE-340000-ZZ-10-GRF

4.2.6. Descente sous parachute

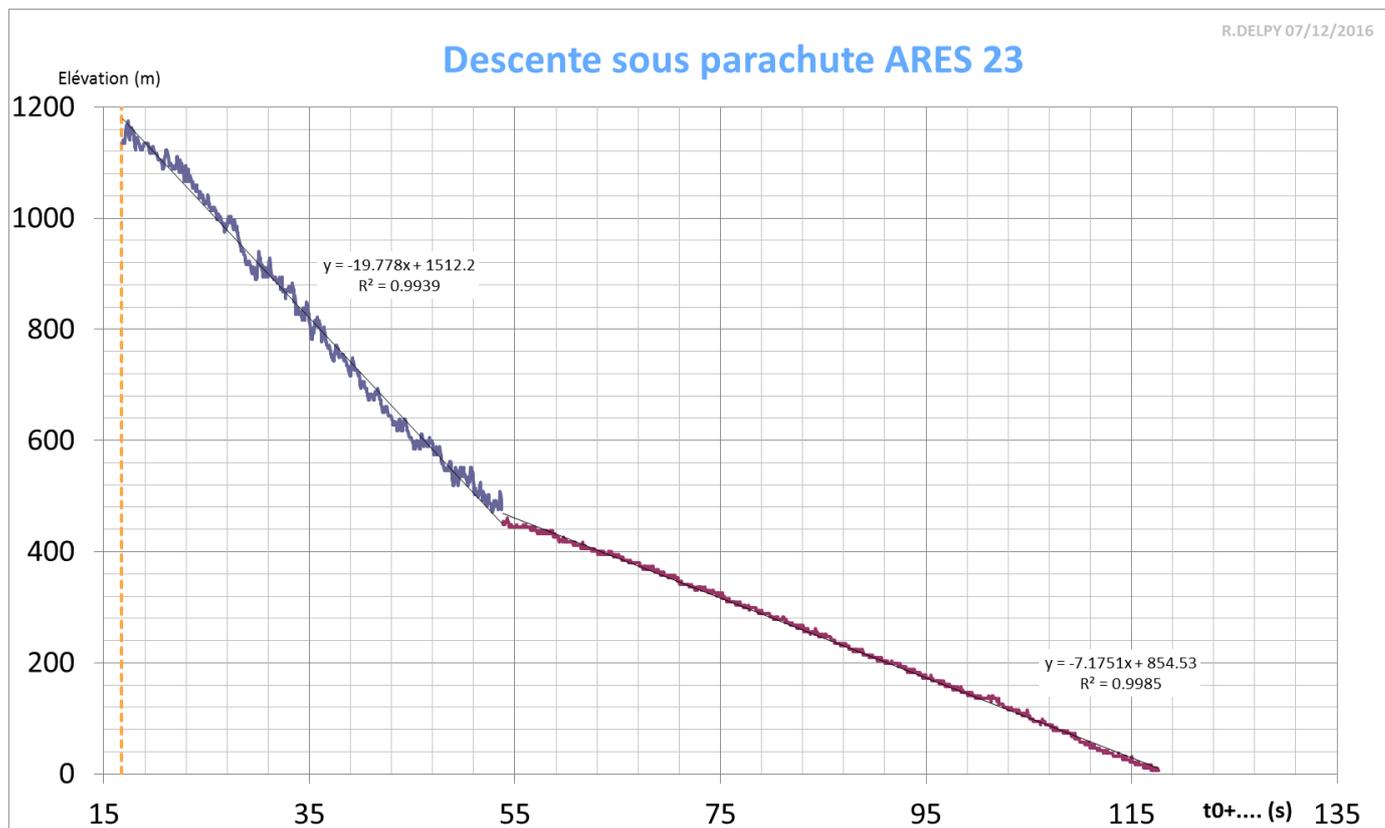


Figure 23 : Descente sous parachutes ARES 23

La vitesse moyenne de descente sous le petit parachute est de 19.8 m/s
 La vitesse moyenne de descente sous le grand parachute est de 7.2 m/s
 Le grand parachute s'est ouvert à 450 m sol à T0+53.78s

Exploitation niveau 0 des démonstrateurs SERA 2 et CSPACE 2016

PER-RE-3400000-ZZ-10-GRF

4.3. SYNTHÈSE ANALYSES ARES 23

Les instants remarquables de ce vol :

<i>Instant</i>	Remarques
<i>T0</i>	13h35min52.19s (27/07/2016)
<i>T0 + 1.34 s</i>	Décollage (déconnexion ombilicaux)
<i>T0 + 1.84 s</i>	Sortie de rampe
<i>T0 + 2.86s</i>	Accélération longitudinale max (5.24g)
<i>T0 + 5.59</i>	Fin de la phase propulsée Vitesse longitudinale max (147 m/s) Pdyn max (115 hPa)
<i>T0+6.55s</i>	Début de la phase de contrôle (braquage commandé, boucle ouverte)
<i>T0 + 10.63 s</i>	Début de la phase asservie (contrôle en boucle fermée)
<i>T0 + 15.78s</i>	Ouverture du système de récupération
<i>T0 + 16.96s</i>	Parachute gonflé
<i>T0 + 17.07 s</i>	Culmination
<i>T0 + 53.78s</i>	Ouverture du 2 nd parachute
<i>T0 + 118.32 s</i>	Atterrissage sous parachute

5. CONCLUSION

L'analyse de ces données de vol ont permis de mettre en avant le travail réalisé par des étudiants impliqués dans le projet PERSEUS. En effet, une grande partie du travail d'exploitation de la fusée SERA 2 fût réalisée par des étudiants de l'École Centrale de Lyon. C'est la 1^{ère} fois au sein de PERSEUS qu'une équipe d'étudiants se plongent dans une analyse post vol aussi poussée.

Ceci n'est qu'une première boucle d'exploitations. En effet, celles-ci peuvent encore être approfondies. Il va sans dire que cela demande du temps et de l'expérience mais le but de Perseus est d'inciter ces étudiants à participer à ce type de travaux.

D'un point de vue technique, les 2 fusées présentées dans ce document ont atteint les objectifs respectifs fixés. Il est à noter tout de même que les implications étudiantes entre ces 2 fusées sont différentes. En effet, SERA 2 impliqua une équipe d'une 30aine d'étudiants comprenant également des lycéens de Rymdgymnasiet (lycée suédois) encadré par une étudiante de l'université de Lulea. En parallèle, ARES 23 fût réalisé pour l'essentiel par un stagiaire CNES.

SERA 2 a ainsi emporté une charge utile suédoise qui fût opérationnelle sur l'intégralité du vol. Toutes les mesures de pression ont fonctionné nominale (hormis une mesure de pression statique située au culot de la fusée et masqué par un morceau de ruban adhésif, résidu malencontreux de la mise en œuvre du propulseur) y compris les mesures spécialement positionnées pour mesurer le passage du choc supersonique au niveau des ailerons.

La fusée ARES 23 nommée SEL'N Roll a également atteint son objectif : effectuer un contrôle de roulis en boucle fermée. Les mesures effectuées par la centrale XSens permettent de correctement restituer le comportement de la fusée sur toute la phase de contrôle. Le seul reproche que l'on puisse faire sur ce démonstrateur est le manque de documentation précise. En effet, les informations utiles à l'analyse des données sont peu présentes dans les documents reliés à cette fusée. C'est un point d'amélioration que le projet doit garder à l'esprit pour les démonstrateurs futurs.

Il est à noter également que depuis maintenant 3 ans (la fusée ARES EVE5 en 2013), le système de récupération double parachutes des démonstrateurs PERSEUS n'a pas connu d'échec. C'est un point important permettant, en complément de la télémesure temps réel, la récupération de données utiles à la compréhension des phénomènes (données bord enregistrées à plus haute fréquence).

La campagne SERA 2 en Suède (SSC) a également permis d'impliquer les étudiants de façon bien plus opérationnelle que lors de campagne type CSPACE. Ils ont ainsi pu participer à la réussite d'un projet intéressant et motivant.

PER-RE-340000-ZZ-10-GRF

6. ANNEXES

6.1. DATASHEET DES CAPTEURS SERA 2

Identifiant	Nom	n°Capteur	Mesure Physique	Plage de mesure	Référence capteur	Unité	Position dans la fusée (par rapport au culot) en mm	Coeff Etalonnage			
								a'	a (pour station sol)	b'	b (pour station sol)
4d31	CTPC (Carte Pressions Coiffe)	1	Pression différentielle coiffe	-500/+500 mbars		mbars		26.23639	0.038115	16377.02	-624.2101143
		2	Pression totale coiffe	0-5bars		mbars		5.254291	0.190320635	3229.192	-614.5818722
		3	Pression différentielle coiffe	-500/+500 mbars		mbars		26.22478	0.038131874	16386.03	-624.8300272
4d33	CTPE (Carte Pressions Case Elec)	1	Pression flanc	0-2bars	HDIB002AUY8P5	mbars	1362 (côté rampe)	13.0975	0.076350449	3287.497	-251.0018706
		2	Pression Flanc	0-2bars	HDIB002AUY8P5	mbars	1362	13.08546	0.076420699	3314.876	-253.325141
		3	Pression expérience choc	0-2bars	HDIB002AUY8P5	mbars	397	13.10689	0.07629575	3274.181	-249.8060944
		4	Pression expérience choc	0-2bars	HDIB002AUY8P5	mbars	368	13.0733	0.076491781	3313.369	-253.4454958
		5	Pression expérience choc	0-2bars	HDIB002AUY8P5	mbars	321	13.10651	0.076297962	3264.973	-249.1107854
		6	Pression expérience choc	0-2bars	HDIB002AUY8P5	mbars	292	13.08906	0.07639968	3295.288	-251.7589498
		7	Pression aileron	-500/+500 mbars	HDIM500DBE8P5	mbars	105	26.22119	0.038137094	16360.65	-623.9476545
		8	pression aileron	-500/+500 mbars	HDIM500DBE8P5	mbars	215	26.2386	0.03811179	16372.13	-623.9711722
		9	pression culot	0-2bars	HDIB002AUY8P5	mbars	0	13.10863	0.076285623	3277.302	-250.0110233
		10	pression culot	0-2bars	HDIB002AUY8P5	mbars	38	13.11472	0.076250198	3270.816	-249.4003684
4d35	CTVE (Carte Vibration Case Elec)										
4d37	Xsens	1	Température	-40°C / +80°C	-	°C		-	1	-	0
		2	Acc_X	+/- 180 m/s2	-	m/s2		-	1	-	0
		3	Acc_Y	+/- 180 m/s2	-	m/s2		-	1	-	0
		4	Acc_Z	+/- 180 m/s2	-	m/s2		-	1	-	0
		5	Gyro_X	+/- 300 °/s	-	°/s		-	1	-	0
		6	Gyro_Y	+/- 300 °/s	-	°/s		-	1	-	0
		7	Gyro_Z	+/- 300 °/s	-	°/s		-	1	-	0

Exploitation niveau 0 des démonstrateurs SERA 2 et CSPACE 2016

DIRECTION DES LANCEURS

PER-RE-340000-ZZ-10-GRF

		8	Mag_X	+/- 750mGauss	-	Gauss	-	1	-	0
		9	Mag_Y	+/- 750mGauss	-	Gauss	-	1	-	0
		10	Mag_Z	+/- 750mGauss	-	Gauss	-	1	-	0
		11	Roulis	+/- 180 °	-	°	-	1	-	0
		12	Tangage	+/- 90 °	-	°	-	1	-	0
		13	Lacet	+/- 180 °	-	°	-	1	-	0
		1	Température	-40°C / +80°C	-	°C	-	1	-	0
		2	Acc_X	+/- 180 m/s2	-	m/s2	-	1	-	0
		3	Acc_Y	+/- 180 m/s2	-	m/s2	-	1	-	0
		4	Acc_Z	+/- 180 m/s2	-	m/s2	-	1	-	0
		5	Gyro_X	+/- 1200 °/s	-	°/s	-	1	-	0
		6	Gyro_Y	+/- 1200 °/s	-	°/s	-	1	-	0
		7	Gyro_Z	+/- 1200 °/s	-	°/s	-	1	-	0
4d41	Xsens 1200°/s	8	Mag_X	+/- 750mGauss	-	Gauss	-	1	-	0
		9	Mag_Y	+/- 750mGauss	-	Gauss	-	1	-	0
		10	Mag_Z	+/- 750mGauss	-	Gauss	-	1	-	0
		11	Roulis	+/- 180 °	-	°	-	1	-	0
		12	Tangage	+/- 90 °	-	°	-	1	-	0
		13	Lacet	+/- 180 °	-	°	-	1	-	0
	Cle USB OBC	-	-	-	-	-	-	-	-	-
		1	MAF+	-	Entrée num 7 +	-	-	-	-	-
		2	Statut Caméra +	-	Entrée num 6 +	-	-	-	-	-
		3	Statut CU+	-	Entrée num 5 +	-	-	-	-	-
		4	-	-	Entrée num 4 +	-	-	-	-	-
		5	Statut Verrouillage 2+	-	Entrée num 3 +	-	-	-	-	-
		6	Statut Verrouillage 1+	-	Entrée num 2 +	-	-	-	-	-
		7	-	-	Entrée num 1 +	-	-	-	-	-
		8	Statut Séquenceur +	-	Entrée num 0 +	-	-	-	-	-
		9	-	-	Sortie num 3 +	-	-	-	-	-
		10	Initialisation CU+	-	Sortie num 2 +	-	-	-	-	-
		11	Reset +	-	Sortie num 1 +	-	-	-	-	-
		12	Allumage Caméra +	-	Sortie num 0 +	-	-	-	-	-
6001	module video									

6.2. GLOSSAIRE

3P	Plateau Projet Perseus
AETNA	Avionics & Electrical Technologies for NLV Application
Andromède	Logiciel de calcul de trajectoire et de performance développé sur PERSEUS aussi appelé Sonde 5 trous, permettant, après calibration de remonter aux angles de dérapage et d'incidence d'un démonstrateur
Anémoclinométrie	
ARCADIA	Fusée sonde ayant comme objectif 100km de culmination minimum
ARES	Advance Rocket for Experimental Studies
ASTREOS	1er démonstrateur vol utilisant la propulsion biliquide au sein de Perseus
AVP	Avant-Projet
CAN	Controller Area Network - Protocole de communication
CANSAT	petit satellite de la taille du canette de soda
Cnalpha	Coefficient de gradient de portance
C'SPACE	Campagne de lancement annuelle organisée par le CNES
CU	Charge Utile
Cx	Coefficient de traînée aérodynamique
DDL	Degré De Liberté
EOLE	Macro-projet lié au développement d'un démonstrateur de lancement aéroporté
GLOW	Global LiftOff Weight - masse au décollage
GNC	Ground Navigation Control
Hermès	nom donné à l'IHM de la station sol PERSEUS
IHM	Interface homme-machine
IMA	Institut de Maintenance en Aéronautique
IMU	Inertial Measurement Unit

PER-RE-340000-ZZ-10-GRF

IRIG B	Inter-Range Instrumentation Group (norme qui permet l'encodage et la transmission de l'horodatage)
L3AR	Lancement assisté par Aéroporteur Automatique Réutilisable
MAF	Mise A Feu
MINERVA	Macro-projet lié au développement de la propulsion bi-liquide
MP	Macro-Projet, subdivision du projet PERSEUS
NLV	Nano Launch Vehicules , Nano-lanceur
OBC	On Board Computer
PCM	Pulse Width modulation
Pdyn	Pression dynamique
PERSEUS	Projet Etudiants de Recherche Spatiale Européen, Universitaire et Scientifique
Pstat	Pression statique
SCILAB	logiciel libre et open source de calcul numérique (comme Matlab)
SERA	Fusée Supersonique de la gamme ARES
SSC	Swedish Space Corporation
STB	Spécification Technique de Besoin
T0 (zéro)	Temps utilisé comme référence dans les exploitations PERSEUS lié au front montant du signal d'allumage mesuré à l'aide du pince ampérométrique
TU	Temps universel, noté également UTC (Coordinated Universal Time)
ULYSSE	Macro-projet lié aux études système
USB	Universal Serial Bus (bus de communication numérique)
Xsens	Centrale Inertielle utilisée dans les démonstrateurs PERSEUS (IMU)

-.*_*.*)_ FIN DU DOCUMENT -.*_*.*)_