

*Campagne : Sissonne*  
*Lancement : 01/08/2003*

*Club :*

**VRO**



*Fusex :*

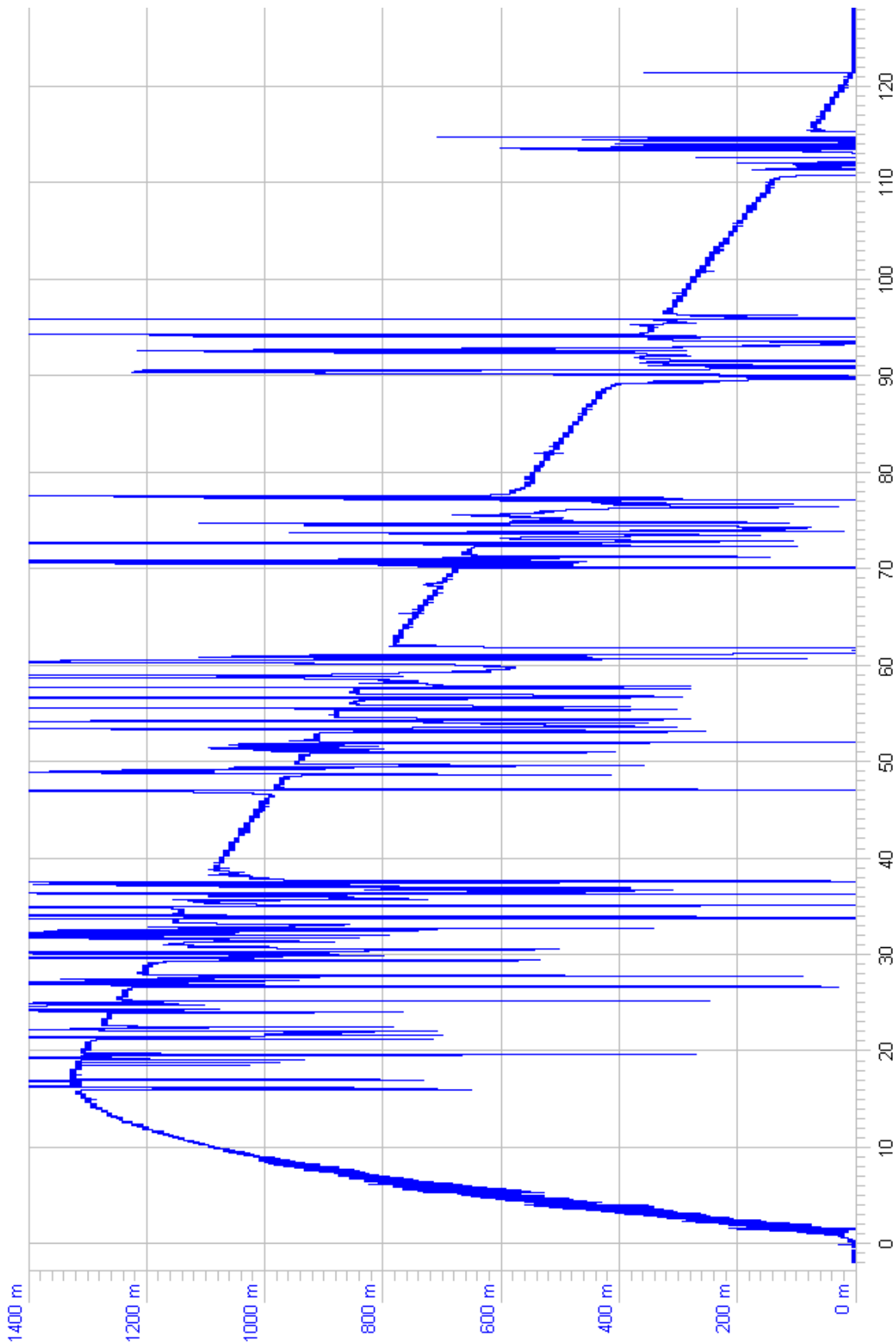
**AZIMUT**

*Compte-rendu par : CORNELIS Pascal*

*Traduction : WINGELINCKX Joeri*  
*POIDEVIN Sophie*

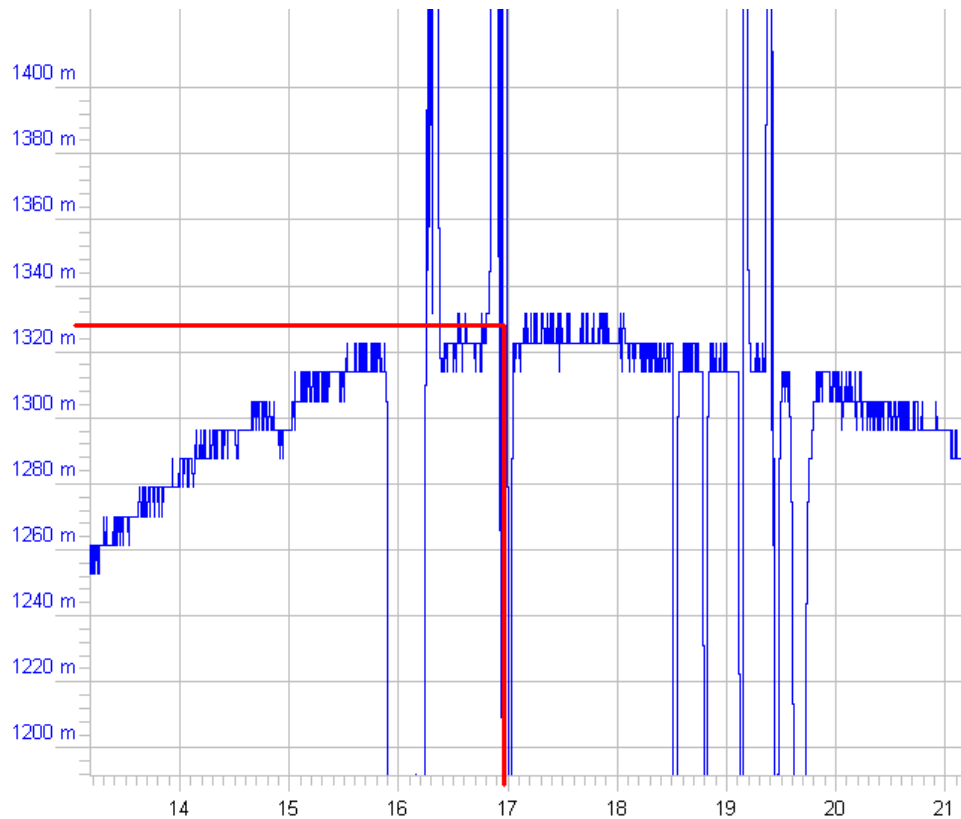
**MESURE**

Le graphique ci-dessous montre la progression de la hauteur de la fusée en fonction du temps lors du vol.



## POINT CULMINANT

Le point culminant est le point le plus haut atteint par la fusée lors de son vol. Le graphique ci-dessous est un détail du graphique précédent, sur lequel on peut directement lire le point culminant : 1328 m et ceci après 17,0 s.

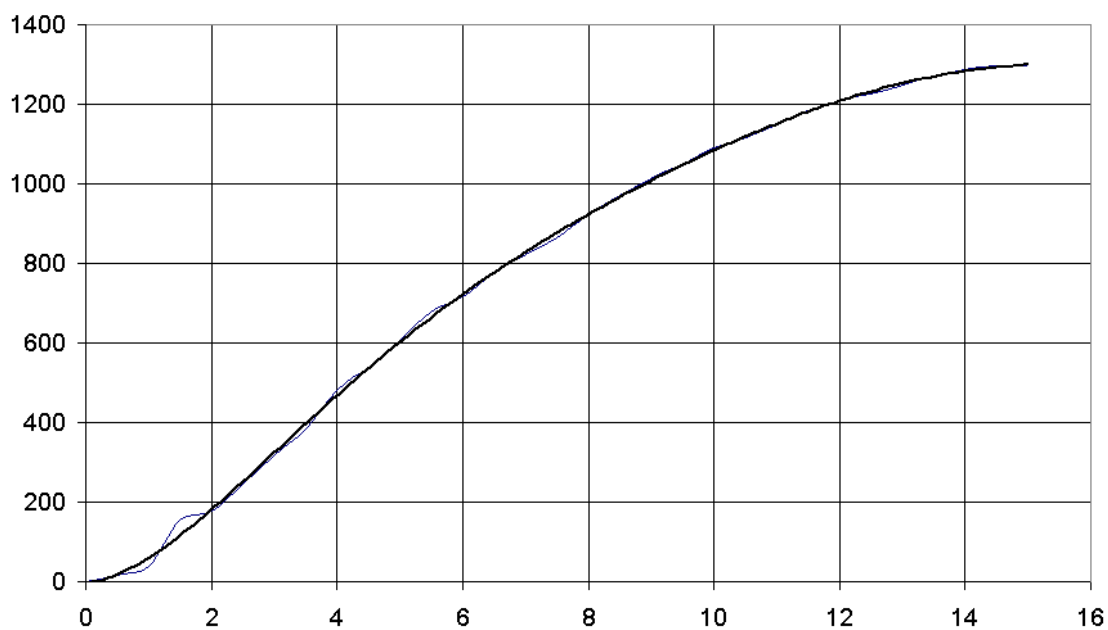


Le réglage de la minuterie à 15,5s était un bon choix.

(Il faut tenir compte avec un petit délai entre l'ouverture et la sortie du parachute)

## PROGRESSION DE LA HAUTEUR

Entrer les données dans le programme Excel donne une courbe corrélée :



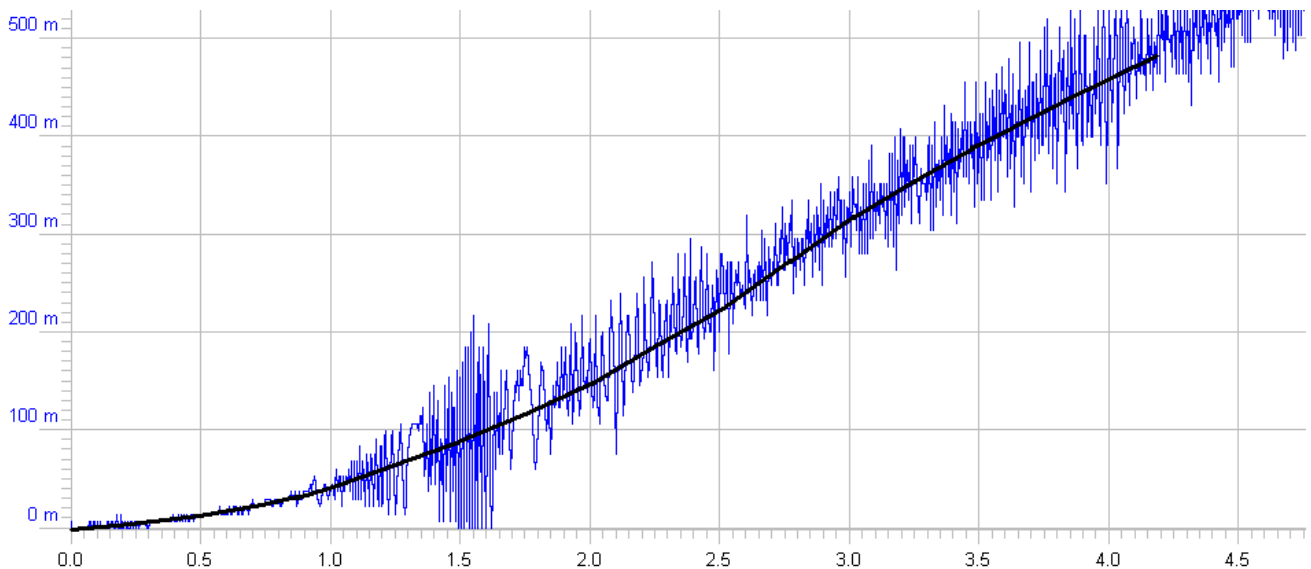
Courbe  $h = 0,0008.t^6 - 0,0465.t^5 + 1,0156.t^4 - 10,972.t^3 + 55,401.t^2 + 17,928.t - 3,3209$   
corrélation  $R^2 = 0,9994$

## VITESSE MAXIMALE

Grâce au coefficient angulaire (rico) de la courbe d' hauteur, on peut voir à quelle vitesse l' hauteur change.

Au plus la courbe est escarpée vers le haut, au plus grand est le rico. Au plus grand le rico est, au plus vite la fusée monte.

On peut donc trouver la vitesse la plus élevée sur la graphique au point où le rico est le plus grand. Ce point se trouve normalement dans l'aire dans laquelle le propulseur fournit encore une force propulsive. Prenons un zoom des 5 premières secondes.



Malheureusement, le zoom est très fort. Ce qui produit beaucoup de frottements (signal de bruit).

La ligne en gras a été tracée manuellement et est une approximation personnelle! On constate que le rico maximum se trouve de 2 à 2,4s et à une hauteur de 145 à 200m.

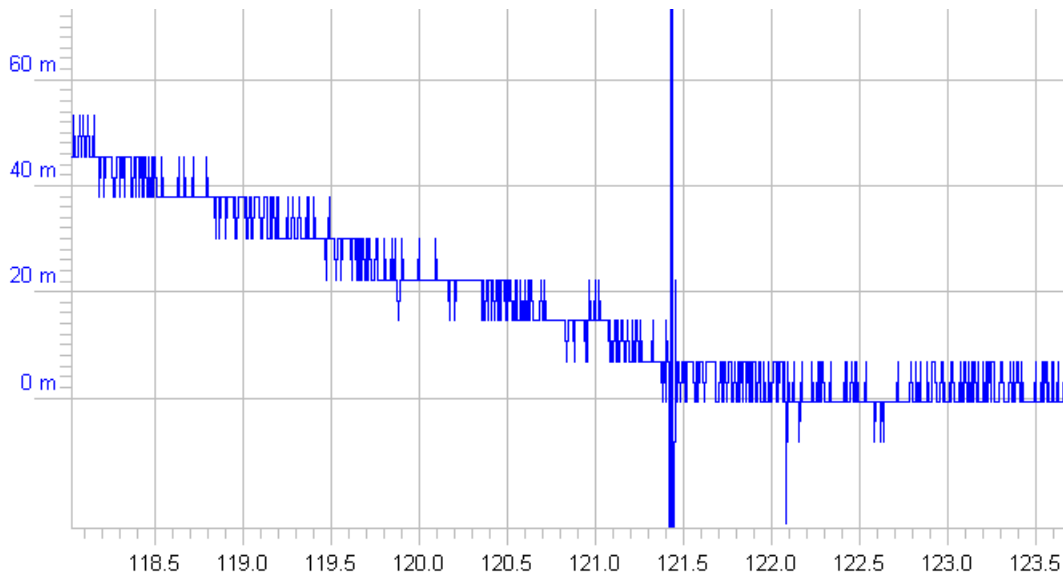
Ceci donne une  $v_{\max} = 55 \text{ m} / 0,4\text{s} = 138 \text{ m/s}$  (ou encore 500km/h).

Ceci est une estimation approximative comparée au résultat obtenu par Trajec ( $v_{\max} = 186 \text{ m/s}$ ).

Les estimations devront d'abord être filtrées avant de pouvoir calculer la progression de la vitesse.

## ATTERRISSAGE

Sur le graphique suivant, on peut voir la durée totale du vol: 121,4 s. L' "aiguille" sur le graphique est due au choc de l'atterrissage. Cet instant correspond à l' "aiguille" dans la courbe de vitesse.



Même le deuxième choc est visible sur le graphique. Ceci se passe à 122,08 s.

Les deux "aiguilles" sont donc présentes dans les deux canaux en correspondent donc bien à coup ou un choc et non pas à un brouillage.

## TEMPS ET VITESSE D'ATTERRISSAGE

A partir de la courbe de vitesse, on constate que le parachute se déploie complètement après 18,3s.

L'atterrissage a lieu à 122,1s.

Le temps total de descente est donc de  $122,1 - 18,3 = 103,8$ s.

La hauteur à laquelle le parachute s'ouvre ne se différencie pas tellement du point culminant. On utilise donc comme résultat 1320m pour l'ouverture du parachute.

La vitesse de descente est facilement calculée comme suit:  $1320 \text{ m} / 103,8 \text{ s} = v_{\text{descente}} = 12,7 \text{ m/s}$  (ou encore 46 km/h).

Lors des tests du parachute au mois de mars, nous avons calculé que la superficie effective du parachute est de  $0,91 \text{ m}^2$ . Si nous tenons compte de la masse supplémentaire pour la stabilité de la fusée (250g), nous obtenons une masse totale au lancement de 10,6kg. Il reste environ 9,37 kg après la combustion totale du Chamois.

$$\text{La vitesse de descente prévue était : } v_{\text{descente}} = \sqrt{\frac{m \cdot 2 \cdot g}{\rho \cdot C_D \cdot S_{\text{para}}}} = \sqrt{\frac{9,37 \cdot 2 \cdot 9,81}{1,225 \cdot 1 \cdot 0,91}}$$

Ou  $v_{\text{descente}} = 12,8 \text{ m/s}$

Ce qui correspond parfaitement au résultat mesuré: 12,7 m/s !

## ANALYSE DU TERRAIN

Azimut a été lancée à partir de la rampe Obelix à une hauteur de terrain de 110m, a volé au-dessus d'un talus pour atterrir ensuite à une hauteur de terrain de 117 m.

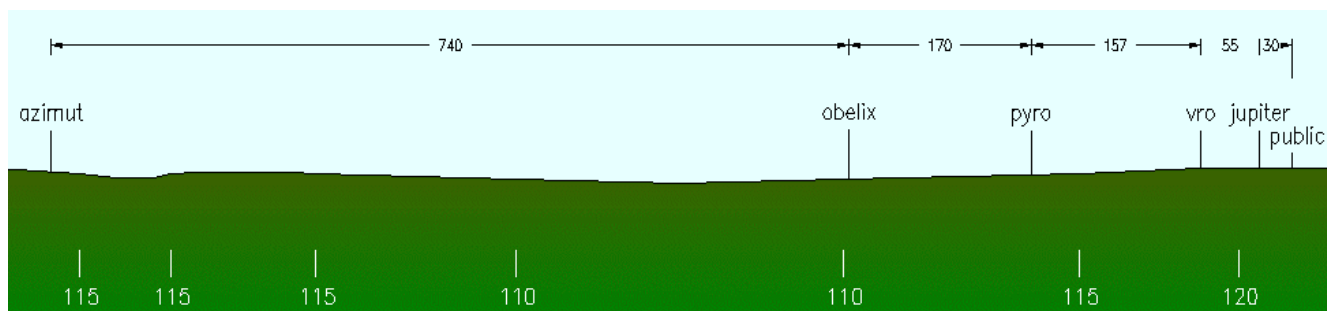
Ceci signifie que sur le graphique de la hauteur une différence de 7 m doit apparaître entre le départ et l'arrivée.

Il n'y a pas de différence de hauteur claire sur le graphique, la résolution s'élève à 10m environ.

La figure ci-dessous représente une coupe du terrain selon la ligne Publique-Obelix-Place d'atterrissage.

Les distances réciproques sont représentées par les chiffres noirs, la hauteur du terrain par les chiffres blancs aux endroits indiqués.

[vro] tente d'accueil pour la liaison ? Distance TX-RX =  $170+157 = 327\text{m}$ .



## PULSATIONS DE BROUILLEMENT

Ce qui est remarquable est le fait que, pendant les 16 premières secondes (lors de l'ascension), aucune pulsation de brouillement ait été enregistrée. Seulement lors de la descente, 5 groupes de pulsations ont été enregistrés sur le signal.

Entre le capteur de pression (qui mesure la hauteur) et le Convecteur Analogue-Digitale (ADC), il n'y a pas de filtre.

# **AZIMUT**      *Voie de Mesure 2 : Accélération 1 (R-DAS)*

## **BUT**

Le but de cette source de mesure est de constater comment l'accélération se déroule en fonction du temps.

Grâce à cela, nous pouvons déterminer la courbe de pression du propulseur Chamois et la rotation du parachute. L'accélération maximale est aussi obtenue grâce à ses données.

## **DESCRIPTION**

Le capteur utilisé est lié directement à l'ordinateur de bord, le R-DAS et est du type ADXL150.

La plus petite pression mesurée par le capteur est amplifiée par l'ordinateur de bord et le résultat enregistré donne directement l'accélération en force G.

Il n'y a aucune influence possible sur ce paramètre, c'est pourquoi il n'est pas nécessaire d'étalonner le capteur. Si le capteur est monté correctement dans la fusée, celui-ci affichera au départ 1G. S'il est monté à l'envers, il affichera -1G. Horizontalement, ce sera 0G. En chute libre, le capteur indique aussi 0G ! Ceci est en théorie la période juste après la combustion totale du propulseur.

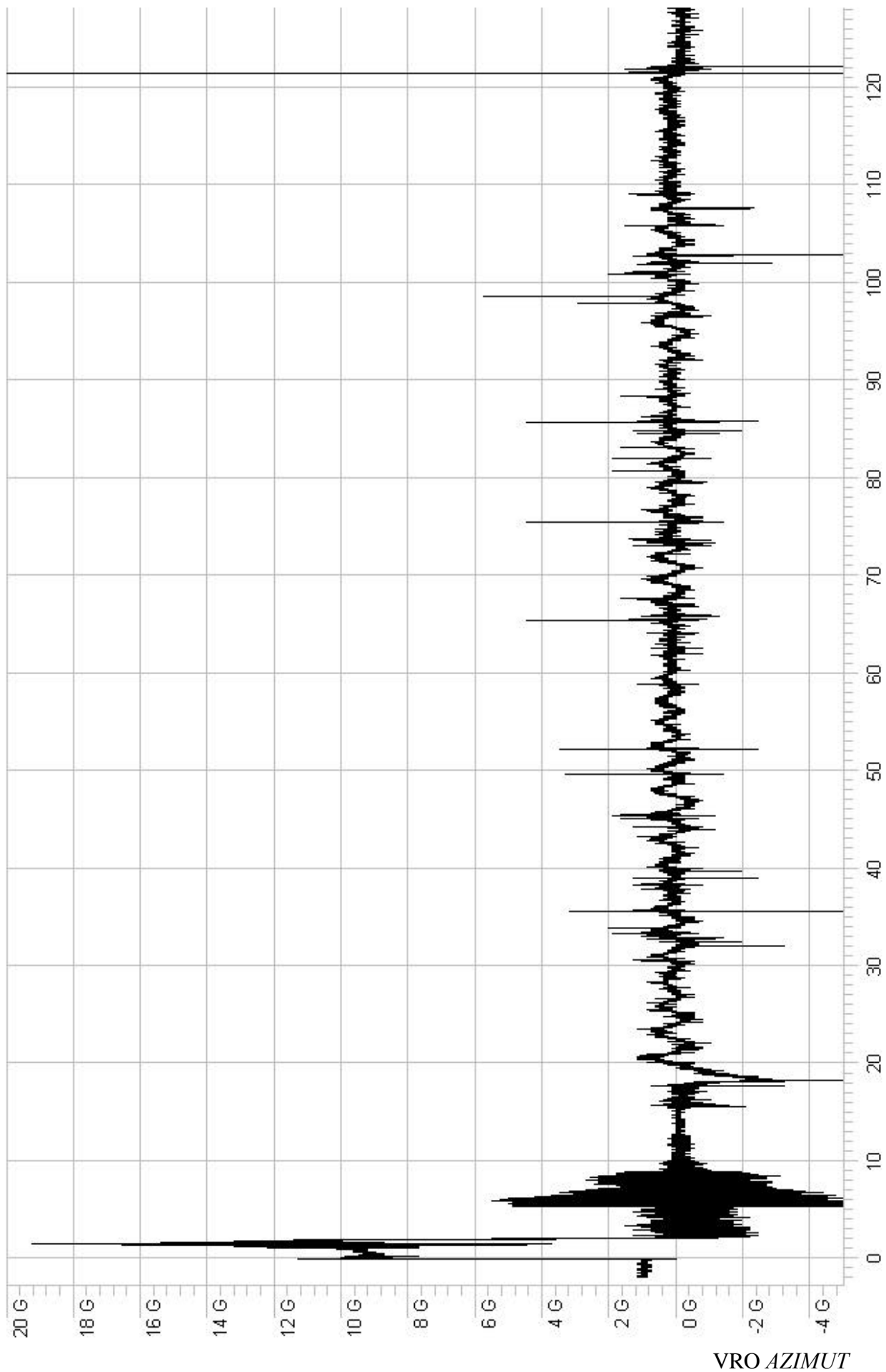
Il est important de mentionner que le capteur d'accélération est orienté selon l'axe de la fusée. Toutes les accélérations sont mesurées selon la ligne nez-cône-propulseur de la fusée !!!

Si la fusée est lancée dans un angle, une différence est visible entre les résultats:

Angle de lancement á (en °)	Lecture accélération (en force G)
90	1,000
85	0,996
80	0,985
75	0,966
70	0,940

## MESURE

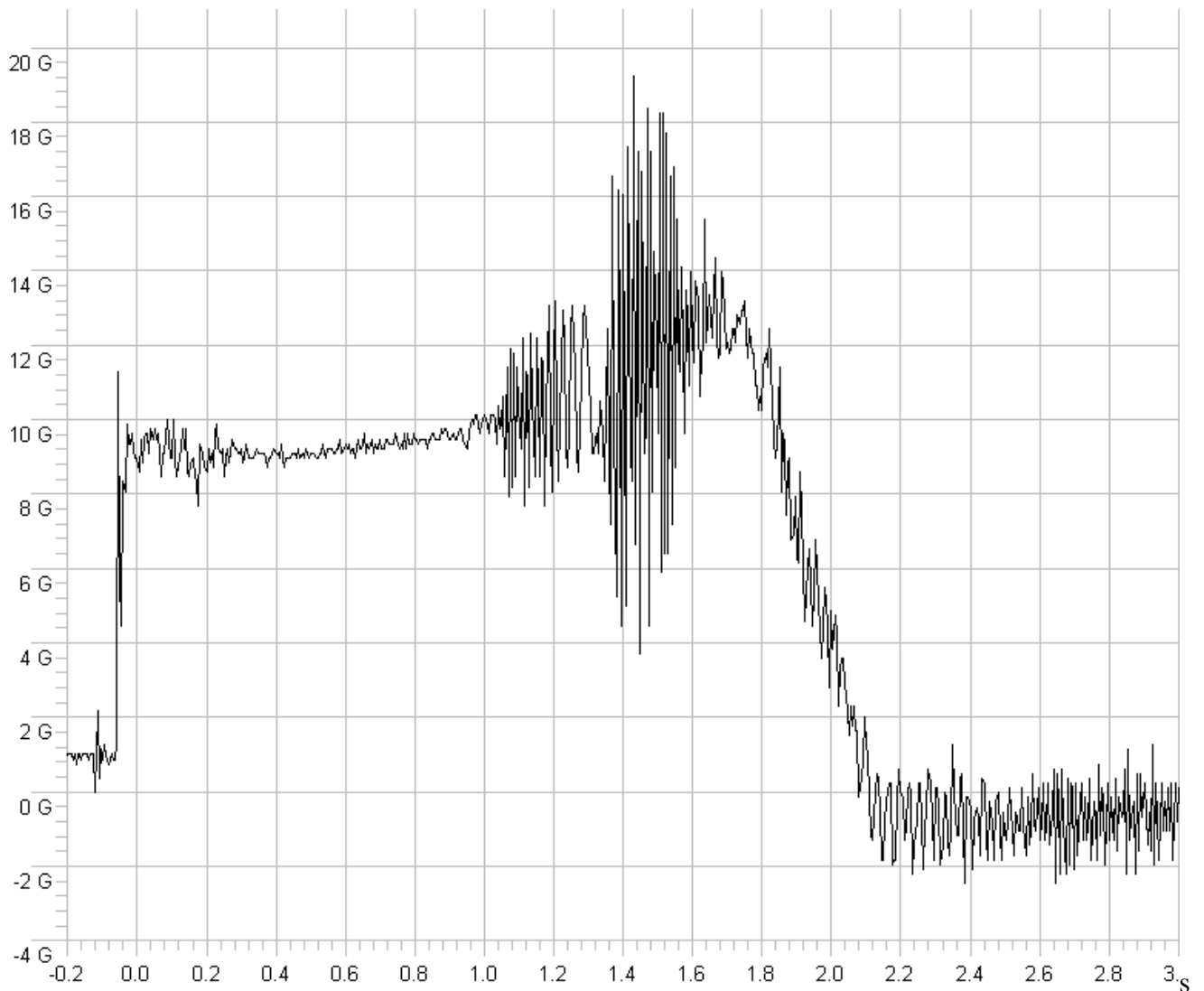
Le graphique montre le cours de l'accélération en fonction du temps.





## LA POUSSEE

Le graphique ci-dessous est un détail. Il montre la vitesse de propulsion du propulseur Chamois.



Ce qui est frappant est que ce graphique ressemble très fort au graphique de la poussée du propulseur Chamois.

La poussée livrée commence cependant à  $-0,06$ s.

Il y a pourtant une simple explication: le propulseur livrait déjà une force de propulsion avant que le fil de l'ordinateur R-DAS ne soit coupé.

***Comme le R-DAS garde 2s en mémoire, nous obtenons quand même une image complète de la courbe de la poussée !!!!***

On remarque en plus une impulsion au temps  $-0,12$ s.

Il est possible que ce soit l'allumeur du Chamois qui soit allumé....Discussion possible !

Déterminer la durée totale de la combustion  $t_b$  dépend de la définition donnée à celle-ci.

Nous la définissons comme étant le temps total dès la première montée de la poussée jusqu'au moment où l'accélération atteint à nouveau 1G.

Dans ce cas-ci: Dès  $-0,06$ s jusqu'à  $2,06$ s, c'est-à-dire au total  $t_b = 2,12$ s.

Les données de Planète Sciences/CNES donnent cependant pour  $t_b = 2,6$ s.

A la page suivante, la courbe de la poussée a été calculée en fonction de la courbe d'accélération (voir ci-dessus).

Pour cela, nous devons tenir compte de la masse totale de la fusée.

Comme la masse du poudre diminue pendant la phase de propulsion, l'accélération et la poussée ne se déroulent pas identiquement puisque  $F = m * a$ .

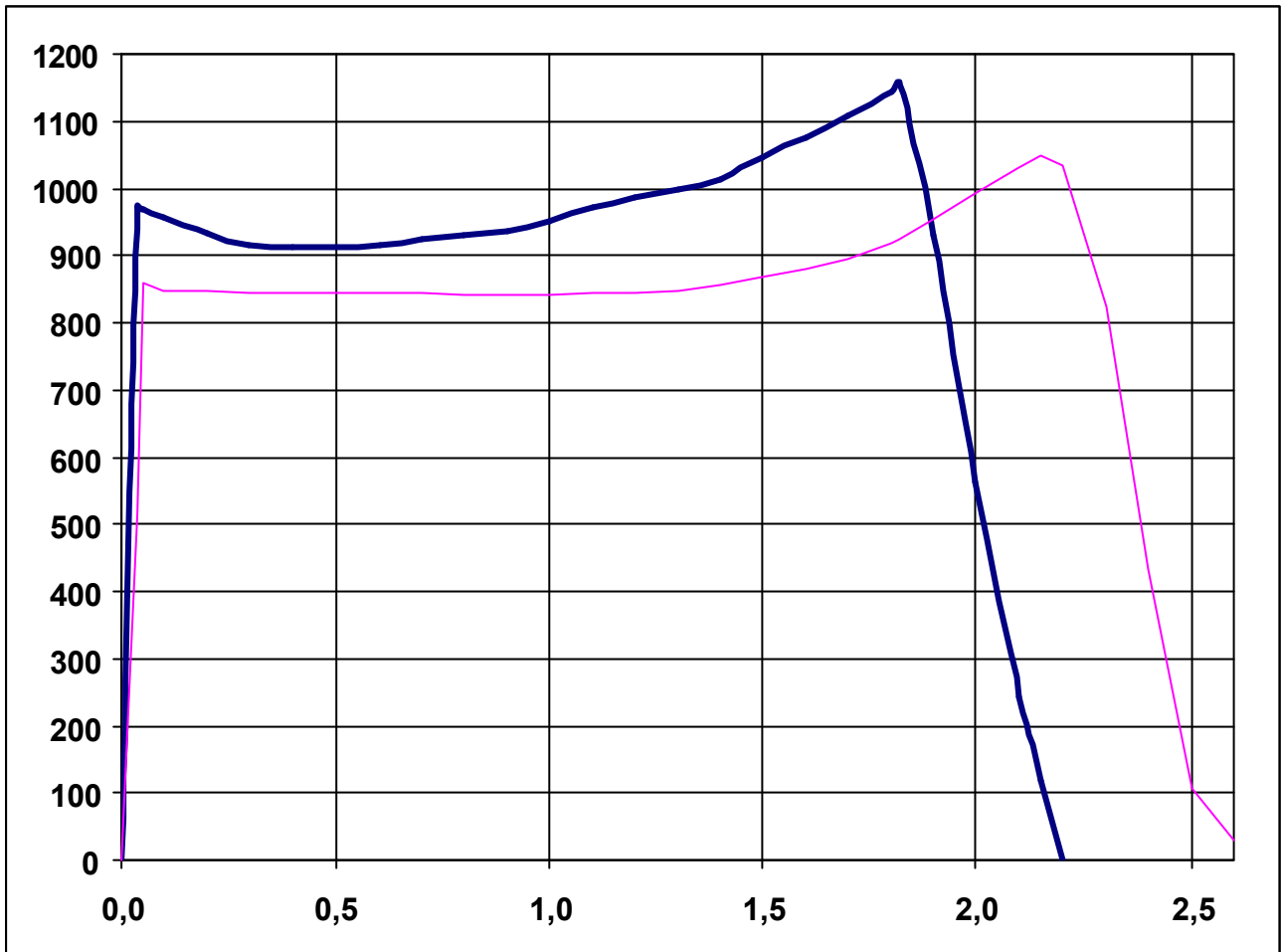
Pour calculer ceci de façon correcte, nous devons connaître la masse totale de la fusée à chaque moment de la phase de propulsion. Comme nous connaissons le débit de la masse en fonction du temps, nous considérons celle-ci comme linéaire. ( ! )

Les colonnes ci-après contiennent les données suivantes:

t	temps	(en s)
G	accélération lue par l'ordinateur de bord R-DAS	(en G)
a	accélération convertie en SI	(en m/s <sup>2</sup> )
m <sub>p</sub>	masse du poudre (décroissance linéaire)	(en kg)
m <sub>tot</sub>	masse totale de la fusée au temps t	(en kg)
F <sub>mesure</sub>	poussée calculée	(en N)
F <sub>CNES</sub>	poussée donnée par le CNES	(en N)

t (s)	G	a (m/s <sup>2</sup> )	m <sub>p</sub> (kg)	m <sub>tot</sub> (kg)	F <sub>mesure</sub> (N)	F <sub>CNES</sub> (N)
0	1	9,8	1,23	10,60	0,00	0
0,034	9,36	91,8	1,21	10,58	971,56	517,00
0,05					968,23	860,00
0,1	9,26	90,8	1,17	10,54	957,83	850,00
0,2	9,07	89,0	1,12	10,49	933,20	848,00
0,3	8,97	88,0	1,06	10,43	918,00	847,00
0,4	8,97	88,0	1,01	10,38	913,08	847,00
0,5	9,02	88,5	0,95	10,32	913,22	846,00
0,6	9,10	89,3	0,89	10,26	916,33	844,00
0,7	9,23	90,5	0,84	10,21	924,35	843,00
0,8	9,35	91,7	0,78	10,15	931,24	842,00
0,9	9,46	92,8	0,73	10,10	937,01	841,00
1,0	9,68	95,0	0,67	10,04	953,49	840,00
1,1	9,93	97,4	0,62	9,99	972,67	843,00
1,2	10,13	99,4	0,56	9,93	986,71	846,00
1,3	10,32	101,2	0,50	9,87	999,55	849,00
1,4	10,55	103,5	0,45	9,82	1016,04	856,00
1,5	10,93	107,2	0,39	9,76	1046,65	869,00
1,6	11,32	111,0	0,34	9,71	1077,78	881,00
1,7	11,70	114,8	0,28	9,65	1107,55	894,00
1,8	12,16	119,3	0,22	9,59	1144,42	919,00
1,821	12,30	120,7	0,21	9,58	1156,21	925,00
1,9	9,95	97,6	0,17	9,54	930,97	956,00
2,0	6,05	59,4	0,11	9,48	562,75	994,00
2,1	2,62	25,7	0,06	9,43	242,27	1031,00
2,15					121,00	1050,00
2,2	0,00	0,0	0,00	9,37	0,00	1035,00
2,3						824,00
2,4						433,00
2,5						105,00
2,6						30,00

La courbe Azimut est représentée en gras (Azimut), la courbe théorique par une ligne fine (Théorie).



### IMPULSION TOTALE

En comparant les 2 courbes, on remarque que la durée de combustion était plus courte. La force de propulsion en vol était plus grande qu'attendue.

Calcul de la poussée moyenne  $F_a$  de chacune des 2 courbes.

Partie	AZIMUT	PLANETE SCIENCES/CNES
Diviser la somme des forces	21512 N	22723 N
Diviser par le nombre	23	28
Poussée moyenne $F_a$	935 N	812 N

Calcul de l'impulsion totale  $I_t$  de chacune des 2 courbes.

Partie	AZIMUT	PLANETE SCIENCES/CNES
Poussée moyenne $F_a$	935 N	812 N
Durée de combustion totale $t_b$	2,12 s	2,6 s
Impulsion totale $I_t = F_a * t_b$	1983 Ns	2100 Ns

L'impulsion totale de l'Azimut-Chamois est proche de l'impulsion attendue (6% de différence). Pourtant le calcul du vol ne sera pas identique.

Dans le rapport de vol, nous allons recalculer les données Trajec en fonction des données mesurées.

## PARACHUTAGE

Sur le détail ci-après, on voit la phase de parachutage.

Le chronomètre est réglé sur 15,5s, et à ce moment on peut voir les premiers "tremblements" sur la courbe.

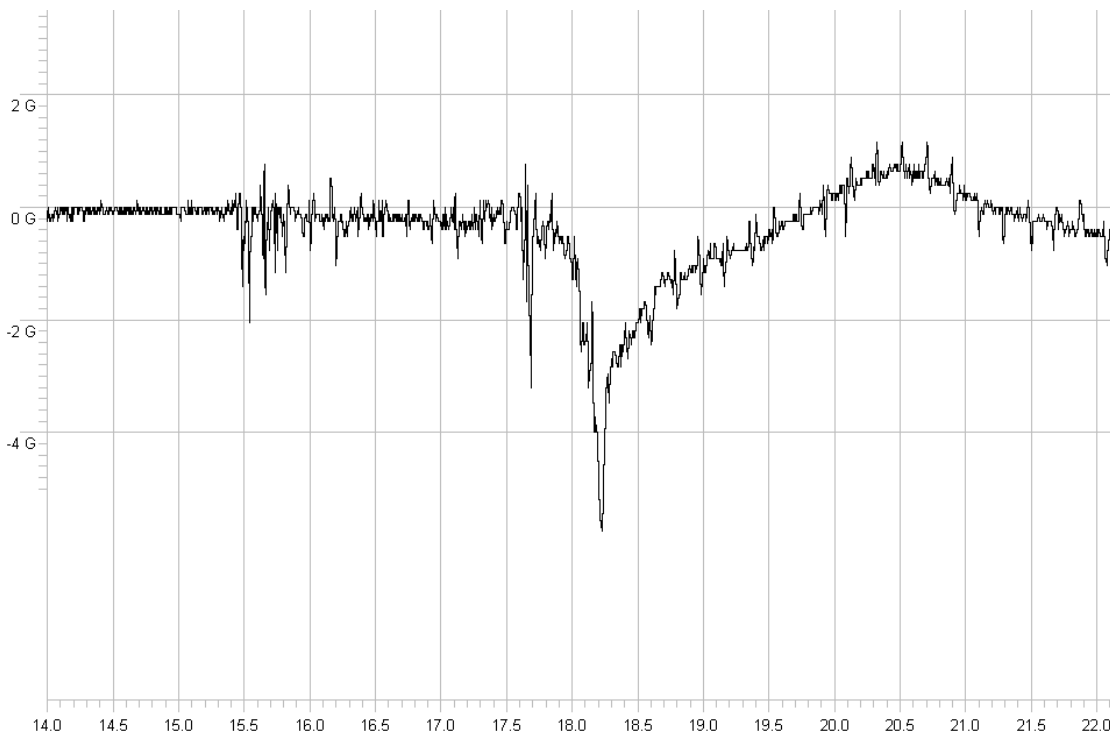
Il s'agit de l'ouverture de la porte laterale et la suite de la courbe d'accélération.

A 17,7s, on voit une première "aiguille" descendante. Ceci est considéré comme un premier ralentissement.

Probablement qu'à ce moment, le parachute sort de la porte laterale comme un sac en tissu.

La fusée connaît un ralentissement, mais il n'est pas encore question de freinage.

Entre 18,1 et 18,3s on voit un freinage important (jusqu'à -6G environ). Celui-ci est causé par l'ouverture complète du parachute jusqu'à l'obtention d'une forme sphérique.

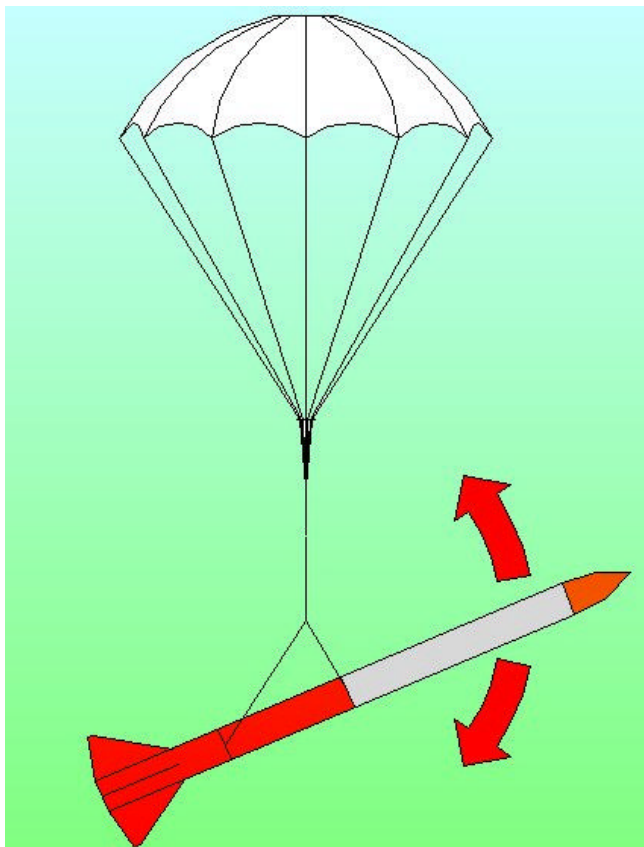


## OSCILLATIONS DU PARACHUTE

Le graphique suivant est un détail. Il montre l'accélération juste *après* l'ouverture du parachute.



Entre 20,5s et 33,4s, on constate 5 périodes de durée approximativement égale.  
L'accélération varie entre +0,8G et -0,3G.  
Ceci signifie que, à cause de l'expulsion du parachute, la fusée oscille autour de sa position horizontale.



Azimuth pend in this moment at the end of the main cord of the parachute and oscillates with a period of  $(33,4 - 20,5)/5 = 2,6$  s.

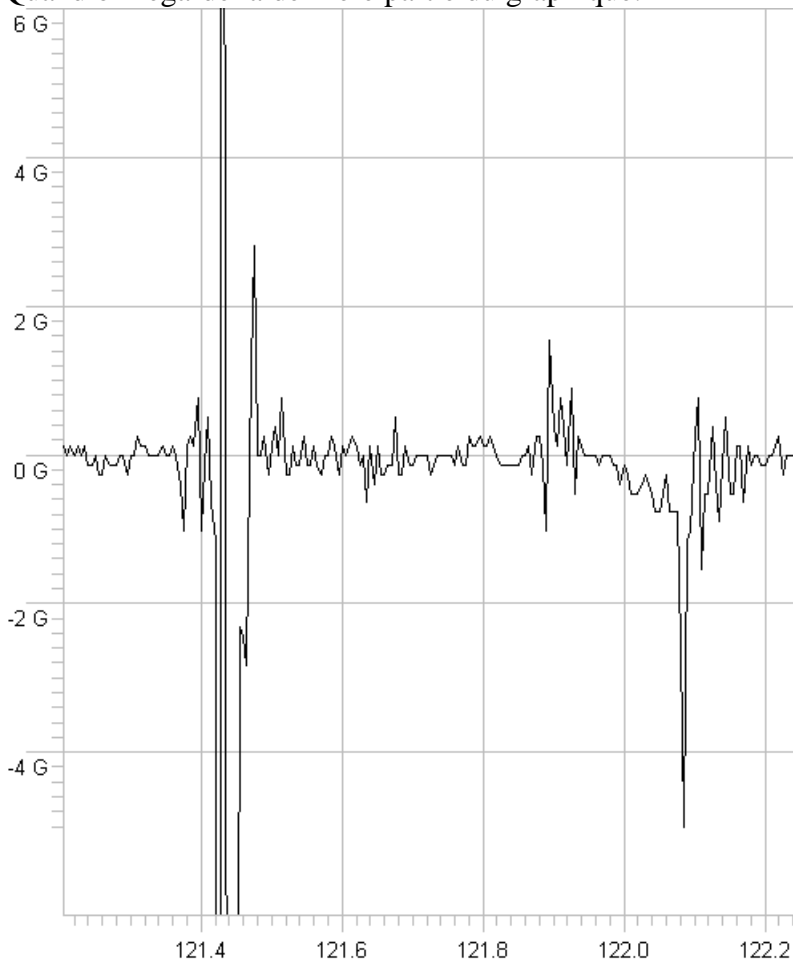
Autrement dit, la fusée oscille une fois autour de son axe horizontal en 2,6s.

The first oscillation should, according to the acceleration sensor, correspond to  $+50^\circ$  and  $-20^\circ$  (respectively  $+0,8G$  and  $-0,3G$ ).

The oscillation continues until landing, but the amplitude varies without apparent reason. The average amplitude varies around  $+0,2G$ , which corresponds to an inclination angle of  $12^\circ$ . ( $\sin 12^\circ = 0,2$ )  
During ground tests, the suspension angle to the parachute and with an empty propellant corresponds to  $30^\circ$ .

## ATTERRISSAGE

Quand on regarde la dernière partie du graphique:



On remarque que la fusée reçoit un choc à 121,42s après que le fil s'est coupé.

A ce moment, Azimut rend en contact avec la terre par ses ailerons.

Ce choc est très court (voir graphique). Deux ailerons seront abîmés lors du contact avec la terre.

Après 122,08s, un deuxième choc est visible sur le graphique: c'est le deuxième et dernier contact que la fusée a avec la terre.

La fusée pourrait pendre au parachute sous un certain angle et pourrait lors de l'atterrissage se renverser jusqu'à ce que le nez touche le sol. A partir de ce moment, Azimut est stable et couchée sur le sol.

Si on regarde bien le graphique, on aperçoit qu'Azimut atterrit juste après être passé par un "passage à zéro" du capteur d'accélération. Cela signifie qu'Azimut a atterri presque horizontalement.

Entre les deux chocs, on a une période de 0,67s, ce qui paraît assez long surtout si la fusée a atterri de façon horizontale.

Une autre explication peut être le "sursaut" que connaît la fusée lors de l'atterrissage (contact avec le sol) !?!

# **AZIMUT**      *Voie de Mesure 5 : ROTATION 1 (MARS)*

## **BUT**

Le but de cette source de mesure est connaître le mouvement de rotation de la fusée autour de son axe en fonction du temps.

De ces données, on peut savoir si la position pourrait poser problème lors du parachutage.

On peut aussi déduire de ces données s'il est possible de faire des mesures radiales comme une vidéo par exemple.

## **DESCRIPTION**

Pendant que le propulseur brûle, (presque) toutes les fusées se mettent à tourner autour de leur axe. Ceci est dû au fait que les ailerons ne sont pas parfaitement alignés.

Il n'est pas facile de prédire dans quelle direction !

Ce qui est encore plus difficile, est d'avoir une idée de la fréquence de rotation.

Pourtant ces données sont importantes puisque le parachute est projeté latéralement !!

Si la rotation est trop forte, le parachute va s'enrouler autour de la fusée ... avec toutes les conséquences que cela entraîne!

Quels paramètres influencent la rotation ?

Si on considère que les ailerons sont alignés parfaitement, la vitesse en vol est le paramètre le plus important.

Au plus grande est la vitesse, au plus grande est la force transversale sur les ailerons.

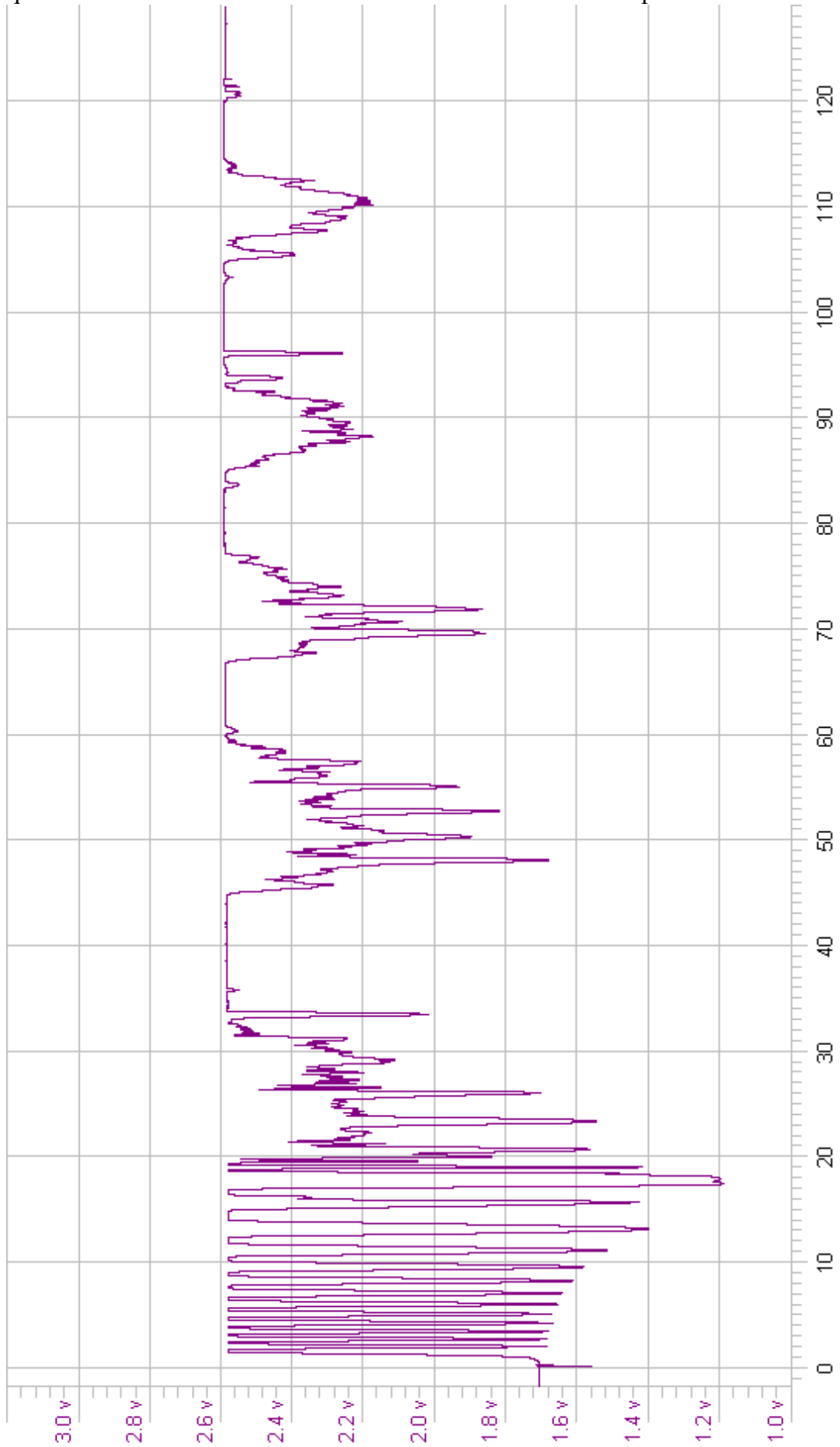
Ce n'est pas parce qu'une fusée a 4 ailerons que sa rotation sera plus importante que pour une fusée à 3 ailerons!

Dans les 2 cas, les ailerons peuvent être mal alignés et dans des directions différentes.

De cette manière, nous "neutralisons" une partie de la rotation, pendant que le frottement et la turbulence deviennent plus importants.

## MESURE

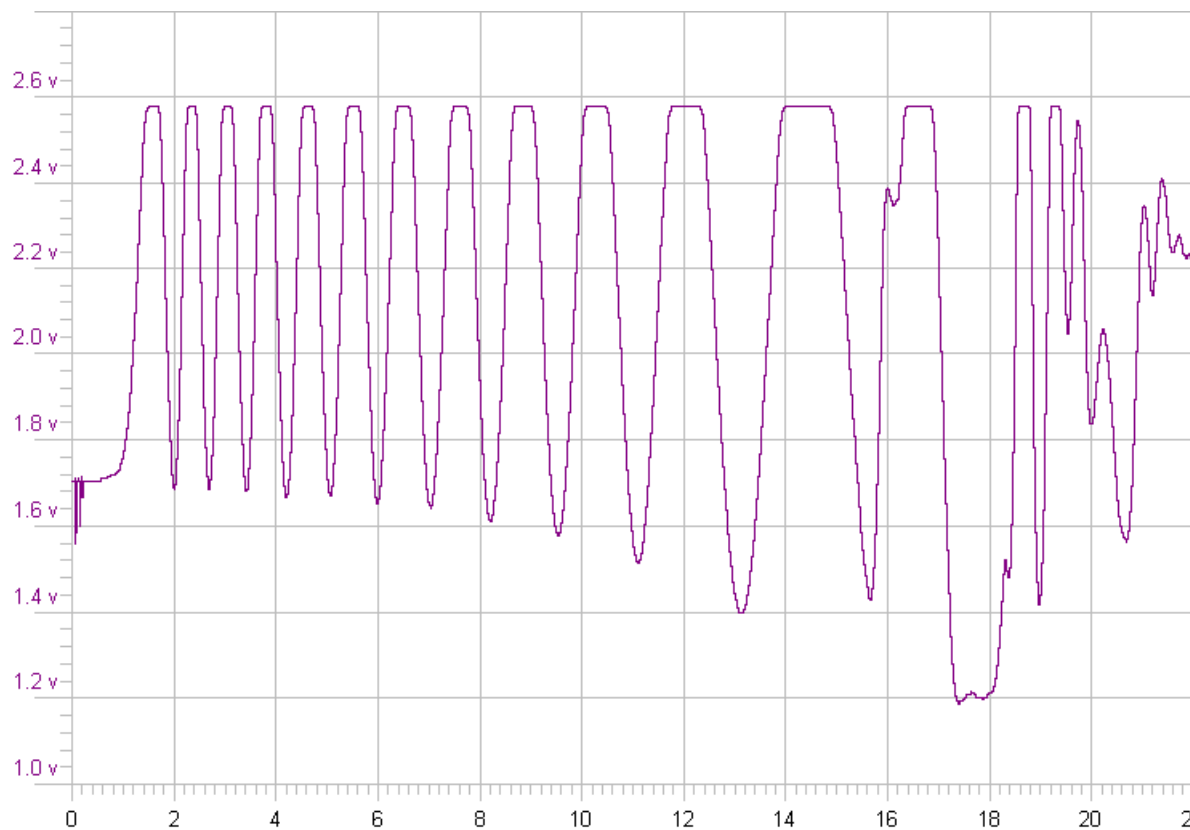
Le graphique ci-dessous montre le cours de la rotation en fonction du temps.





## FREQUENCE DE ROTATION

Voici un détail de la mesure de la rotation pendant la montée:



La valeur de départ est de 1,7V. Ceci correspond à une place précise dans la rampe. Chaque pic suivant qui repasse par 1,7V, montre une complète rotation de la fusée.

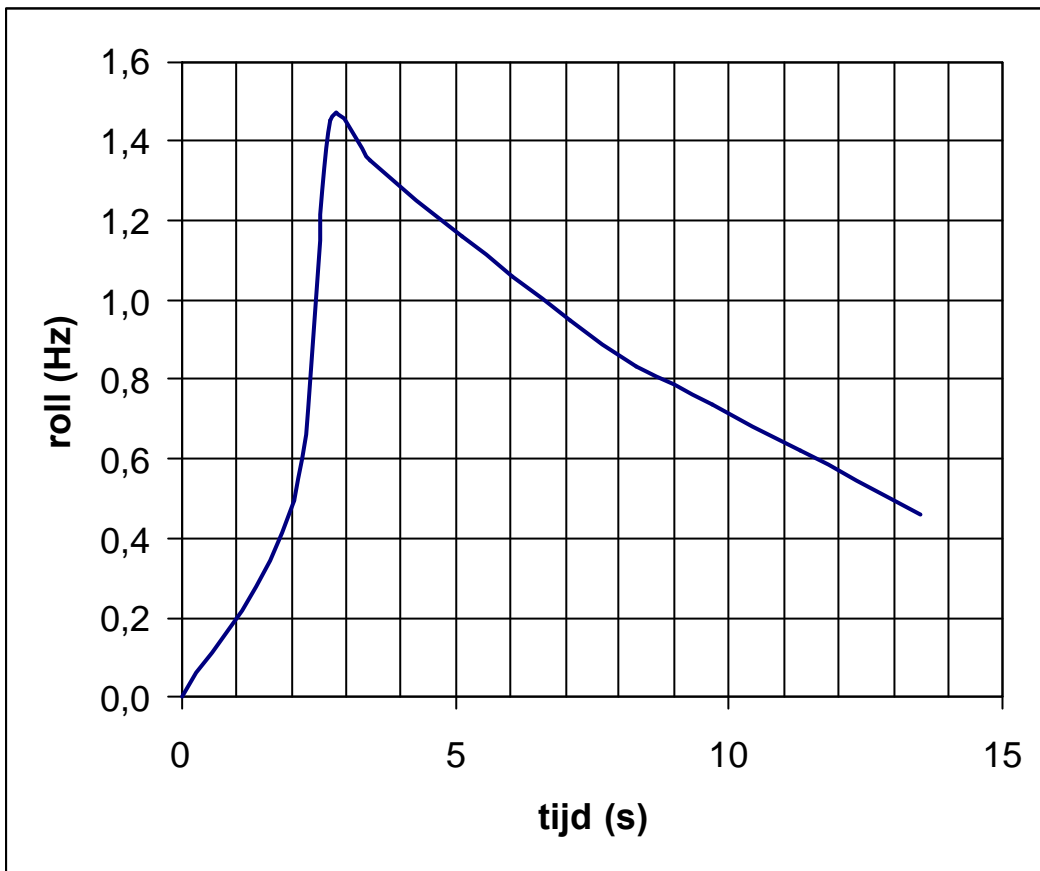
Si on regarde chaque passage par rapport à la valeur de départ (1,7V), on obtient différentes mesures de temps comme mentionné dans le tableau suivant.

La période est le temps entre le passage actuel et le passage précédent.

La fréquence est définie comme  $f = 1/T$

#Passage	Temps (s)	Periode T (s)	Fréquence f (Hz)
0	0,00		
1	2,03	2,03	0,50
2	2,72	0,69	1,45
3	3,46	0,74	1,35
4	4,26	0,80	1,25
5	5,12	0,86	1,16
6	6,06	0,94	1,06
7	7,11	1,05	0,95
8	8,32	1,21	0,83
9	9,68	1,36	0,74
10	11,30	1,62	0,62
11	13,46	2,16	0,46

Quand on met ces fréquences mesurées en fonction du temps sur un graphique, on obtient la caractéristique de la rotation:



La rotation est lente au départ. La fusée part d'une rampe et les premiers dix mètres, elle ne tourne pratiquement pas autour de son axe.

Au moment où la fusée atteint sa vitesse maximale, sa rotation est maximale aussi. (Ceci n'est pratiquement pas mesurable car l'intervalle est trop petit).

Dès la combustion du Chamois est terminée, la rotation diminuera petit à petit.

Dès le parachutage, il devient difficile d'interpréter les données. Il faut aussi tenir compte de l'influence jouée par l'autre canal MARS, qui à ce moment joue un rôle très important !

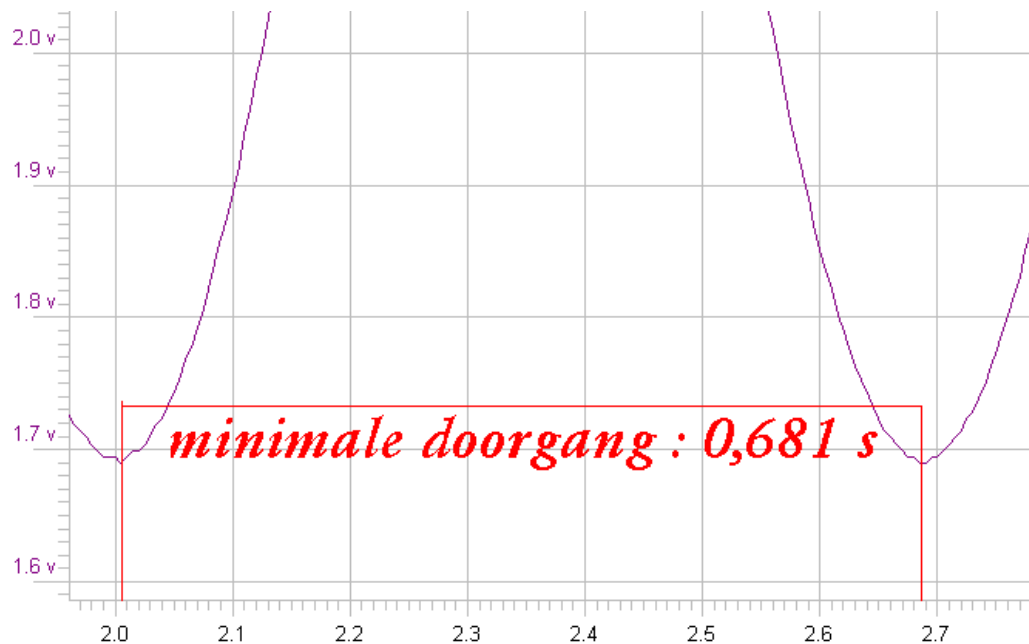
C'est pourquoi l'analyse des données après 15s ne sont pas intéressantes.

## FREQUENCE DE LA ROTATION MAXIMALE

La fusée tournera le plus vite quand les flancs de la courbe sont les plus raides !

Le changement de position est à ce moment le plus rapide.

Quand on cherche sur la courbe le temps minimum entre 2 passages successifs, on obtient le détail suivant :



Cela se produit entre les passages 2,005s et 2,686s.

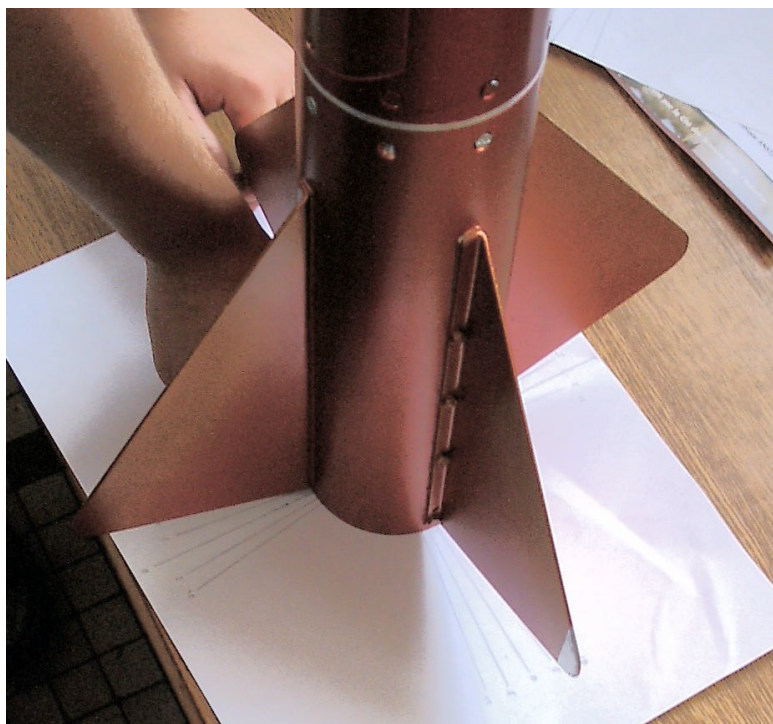
Nous avons donc une période de  $2,686 - 2,005 = 0,681$ s ou bien une rotation maximale de 1,47 Hz !!!

Parmi toutes les fusées construites par le VRO, aucune n'avait une rotation inférieure à 1,5Hz.

Conclusion sur la construction mécanique: les ailerons étaient presque parfaitement alignés.

En plus, un aileron a été placé sous un petit angle pour pouvoir encore mesurer la rotation.

Si les 4 ailerons avaient été alignés correctement, la rotation maximale mesurée aurait été encore plus petite.



# **AZIMUT**      *Voie de Mesure 6 : ROTATION 2 LDR*

## **BUT**

Le but de cette source de mesure est de connaître quelle rotation se produit autour de l'axe de la fusée et ceci en comparaison avec la lumière ambiante (soleil).

## **DESCRIPTION**

Quand la lumière tombe sur un LDR, sa valeur de résistance diminue très vite de quelques MΩ (obscurité) jusqu'à quelques kΩ (lumière du soleil). Quand on place 2 LDR's en série, un déplacement de tension s'effectue entre (en théorie) 0V et 5V (tension d'alimentation), dépendamment de la lumière.

Cette différence est limitée par un commutateur-clipper (2 anti-parallèles diodes) jusqu'à 1,9V minimum et 3,1V maximum (moitié tension d'alimentation +/- tension de la diode).

Quand on amplifie par 10 la différence de +/- 0,6V en comparaison avec la moitié de la tension d'alimentation, on obtient 0V ou une saturation à 5V. Et ceci avec le moyen de 2,5V.

L'angle mutuel entre les 2 LDR's est d'environ 135° de manière à pouvoir déduire la période mais aussi la direction.

On obtient donc un modèle "en ondes groupées" dans lequel la période correspond à la fréquence de rotation. Le cycle 'duty' nous apprend la direction obtenue.

Ce même montage sur base de 2 LDR's a été utilisé :

1992	"Moonraker"	Koudou	Mesure périodique réussie
1993	"Thunderball"	Isard	Enlevée de la rampe
1997	"Quasar"	Chamois	Mesure périodique réussie
1998	"Zenith"	Chamois	Mesure périodique réussie

Chez Azimut, nous n'avions pas prévu d'ouverture dans le tube de la capsule pour laisser passer la lumière.

Le tube est d'ailleurs transparent et il subirait de toute façon l'influence de la lumière diffuse.

C'est pourquoi les LDR's ont été pourvu de "tunnels de lumière" fait de ? noires.

Cela donnait un excellent résultat par rapport à l'intense lumière du soleil.

## **CONSTRUCTION**

Les LDR's et l'amplificateur de trouvant sur la carte Modex en haut de la fusée.

## **MESURE**

Après la lecture de cette source de mesure, il semble que tout soit "mort" (0V).

La dernière mesure a été faite la journée avant le jour de lancement.

Apparemment, pendant les contrôles de l'électronique, une coupure serait survenue dans le canal de mesure à hauteur de l'ordinateur de bord R-DAS.

La prochaine fois, un contrôle de toutes les mesures sera nécessaire, même après s'être qualifiés !

# **AZIMUT**      *Voie de mesure 10 : THERMOSTRIPS*

## **BUT**

Le but de cette source de mesure est de connaître la température du tube pendant et après la combustion du propulseur Chamois.

## **DESCRIPTION**

En 1998, un set de 5 thermostrips a été acheté avec comme dimension 5mm x 75mm.

Sur ces strips autocollants, il y a des cases avec une échelle de température.

Lorsque la température indiquée sur la case est dépassée, la case correspondante se colorie.

Les thermostrips couvrent les intervalles suivants :

- 1) De 27°C à 72°C par 5°C
- 2) De 77°C à 122°C par 5°C
- 3) De 127°C à 172°C par 5°C
- 4) De 177°C à 222°C par 5°C
- 5) De 227°C à 272°C par 5°C

Strip 1 (les plus petites valeurs) a déjà été utilisé dans un mini-projet.

Quelques jours avant le lancement, la première case du strip 2 (77°C) a été testée avec la flamme d'une allumette. Celle-ci s'est colorée immédiatement. Test OK !

## **CONSTRUCTION**

Dans l'Azimut, 4 strips ont été collés dans le tube au niveau de la tuyère.

La distance entre la capsule du propulseur Chamois et du thermostrips est de 3mm.

## **MESURE**

Directement après l'enlèvement du propulseur Chamois vide, on a remarqué qu'aucune des cases n'était colorée.

En principe, cela ne nous apprend rien sauf que la température sur le tube reste en dessous des 80°C !

Pour la Fusex suivante, on mettra certainement des strips analogues avec un champ de mesure plus bas.