

Les Cahiers
des Poudriers
Référence HD-6



HISTOIRE ET PATRIMOINE DU CENTRE DE RECHERCHES DU BOUCHET

COMMISSION
"HISTOIRE"

25 novembre 1965 – Pas de tir *Brigitte*,
lanceur *Diamant*, satellite *Asterix*



Lancement de la fusée Diamant

L'aventure DIAMANT

Dans le cadre du programme de développement d'un futur engin balistique stratégique, dit des « Pierres Précieuses », la France réalisa fin 1960 qu'il suffisait d'ajouter un 3^{ème} étage à ces lanceurs pour obtenir un lanceur spatial. La mise au point du chargement en propergol solide du 2^{ème} étage se réalisa très rapidement, dans le cadre du développement de la future FNS. La mise au point du chargement du 3^{ème} étage se révéla plus difficile. Malgré les difficultés, et les faibles moyens théoriques et humains disponibles, ces développements, réalisés en grande partie au Bouchet, aboutirent en 1965 au premier tir réussi de la fusée Diamant, avec le satellite Astérix, plaçant la France au 3^{ème} rang mondial des puissances spatiales.

Rechercher, analyser et faire connaître les éléments du patrimoine du Centre de Recherches du Bouchet.

www.poudriers-escampette.fr

1- Le lanceur DIAMANT, retombée de la mise au point des lanceurs de missiles stratégiques

En 1959, la France décida de lancer le programme de développement d'un futur engin balistique stratégique.

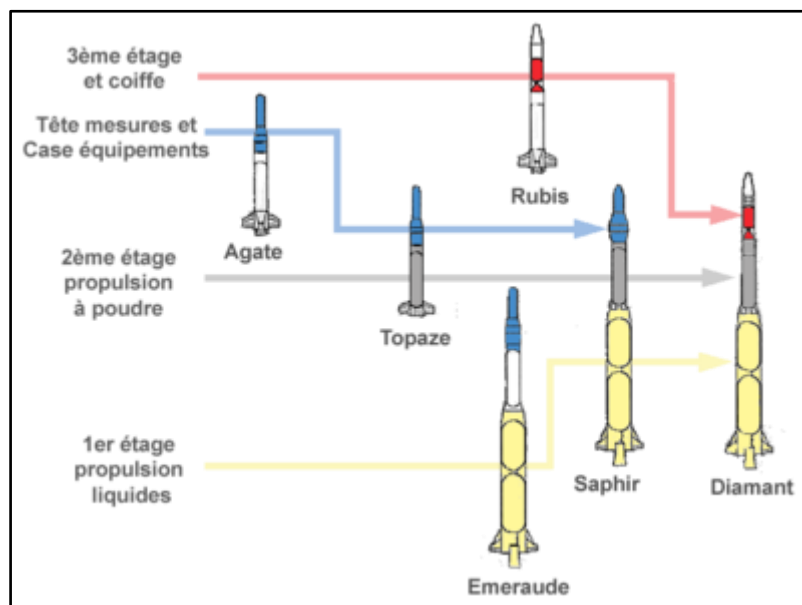
En 1960, il a été défini la série de lanceurs expérimentaux dits « des Pierres Précieuses », destinés à acquérir les techniques nécessaires aux futurs engins balistiques M1 et S2.

Ces lanceurs expérimentaux étaient :

- soit monoétage :
 - AGATE Ø 800 - 1870 kg de Plaslolite¹ (bloc Mammouth)
 - TOPAZE Ø 800 - 2230 kg d'Isolane² (bloc Soleil)
 - EMERAUDE Ø 1400 à propulsion liquide
- soit biétages :
 - SAPHIR 1^{er} étage EMERAUDE
 - 2^{ème} étage TOPAZE

Fin 1960, on réalisa qu'en ajoutant un étage au lanceur expérimental SAPHIR on pouvait obtenir un lanceur spatial, et le 18 décembre 1961 le comité d'études spatiales décida la réalisation du lanceur DIAMANT, avec comme 3^{ème} étage un moteur en fil de verre roving³, de Ø 650 mm, chargé en Isolane; le département engins de la délégation ministérielle de l'armement était responsable du projet, et le service des poudres des chargements de propergol solide.

Les essais en vol de ce 3^{ème} étage furent réalisés avec l'engin expérimental à deux étages RUBIS : 1^{er} étage TOPAZE, 2^{ème} étage Ø 650 mm ROVING.



¹ Plastolite : propergol solide à liant chlorure de polyvinyle et comburant perchlorate d'ammonium

² Isolane : propergol solide à liant polyuréthane, comburant perchlorate d'ammonium et addition de poudre d'aluminium

³ Roving : bobinage de fibres de verre imprégnées de résine (pour remplacer l'enveloppe en acier, du bloc de propergol)

Les premiers tirs en vol de ce programme ont été les suivants :

- Le 3 juin 1961, 1^{er} tir du lanceur expérimental AGATE : un seul étage Ø 800 mm avec un bloc libre MAMMOUTH de 1870 kg en plastolite.
- Le 19 décembre 1962, 1^{er} tir du lanceur expérimental TOPAZE (futur 2^{ème} étage du lanceur DIAMANT) engin monoétage Ø 800 mm avec un bloc moulé-collé SOLEIL en Isolane.
- Le 17 juin 1964, 1^{er} tir du lanceur expérimental EMERAUDE (futur 1^{er} étage du lanceur DIAMANT) engin monoétage à liquide Ø 1400 mm.
- En juin 1964 également 1^{er} tir du lanceur expérimental RUBIS, engin biétage à propergols solides (1^{er} étage TOPAZE, 2^{ème} étage Ø 650 mm Roving) qui constituera les 2^{ème} et 3^{ème} étage du lanceur DIAMANT.
- Le 5 juin 1965, 1^{er} tir du lanceur expérimental SAPHIR, engin bi-étage avec un 1^{er} étage à liquides (EMERAUDE) et un 2^{ème} étage à poudres (TOPAZE), qui constitueront les 1^{er} et 2^{ème} étage du lanceur DIAMANT.

2- Contribution du Service des Poudres au lanceur DIAMANT

Pour le 1^{er} étage (à liquides) le Service des Poudres fournira le chargement du générateur de gaz (en propergol composite sulfunite⁴) destiné à la mise en pression des ergols liquides, et les chargements en Epictète des fusées en bout d'empennage.

Pour le 2^{ème} étage, fourniture du chargement en propergol solide : bloc SOLEIL moulé-collé Ø 800 mm, de 2250 kg d'Isolane.

Pour l'inter étage 2-3, fourniture de chargements SD⁵ pour les 6 fusées de séparation et mise en rotation du 3^{ème} étage.

Pour le 3^{ème} étage, fourniture du chargement du moteur Ø 800 mm : bloc DIAMANT moulé collé de 650 kg d'Isolane.

Pour le Bouchet, les deux contributions les plus importantes étaient les chargements des 2^{ème} et 3^{ème} étage, et de grosses difficultés ont été à surmonter pour la mise au point de ces chargements.

3- Développement du chargement 2^{ème} étage du lanceur DIAMANT

Il s'agissait de développer un chargement de propergol solide, pour un moteur Ø 800 mm en acier, de 2250 kg d'Isolane.

3.1. Difficultés à résoudre

En 1961 le plus gros bloc que savait faire le Service des Poudres était un bloc libre TOURNESOL Ø 550 mm de longueur 2 m et d'environ 800 kg de plastolite, propergol composite à liant polychlorure de vinyle et à température de polymérisation de 170 °C.

⁴ Sulfunite : propergol composite à base de nitrate d'ammonium et polysulfure

⁵ SD : propergol sans dissolvant

La technique de chargement par un bloc libre était inadéquate pour un moteur \varnothing 800 mm de plus de 2 tonnes de propergol : il fallait passer à un bloc moulé-collé.

Rappelons que dans le cas d'un bloc libre, le propergol, préalablement mis en forme dans un moule, est introduit polymérisé dans le propulseur (Figure 1) alors que pour un bloc moulé collé le propergol est coulé dans le propulseur sous forme de pâte, puis polymérisé in situ, se trouvant in fine collé à la paroi du propulseur.

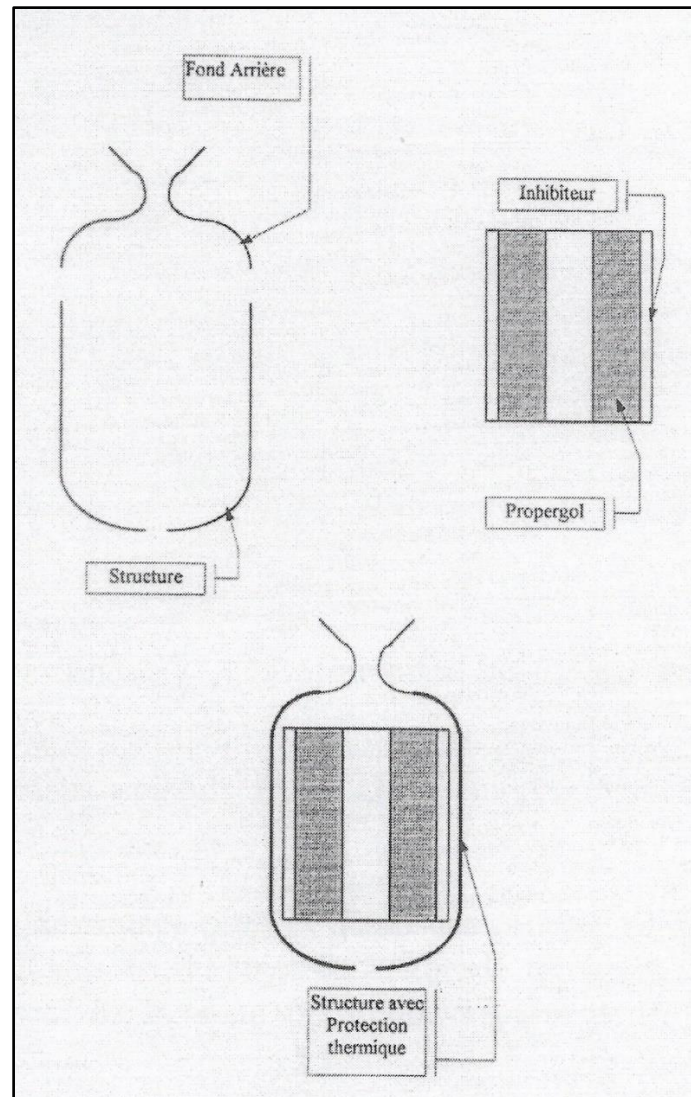


Figure n°1 : Schéma de chargement d'un propulseur avec un bloc libre

Les figures 2, 3 et 4 montrent comment cette dernière technique induit des déformations (et donc des contraintes) importantes dans le propergol, lorsque celui-ci (dont le coefficient de dilatation est beaucoup plus élevé⁶ que celui de l'enveloppe métallique) ne se rétracte pas librement en passant de la température de polymérisation à la température de stockage.

⁶ il est d'environ $\alpha = 10^{-4}$, soit d'un ordre de grandeur 100 fois supérieur à celui de l'enveloppe métallique.

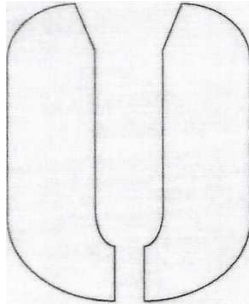


Figure n° 2 : Chargement de propergol moulé-collé à la température de cuisson

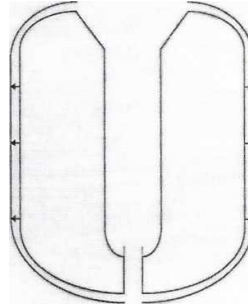


Figure n° 3 : Évolution au refroidissement du bloc supposé non collé

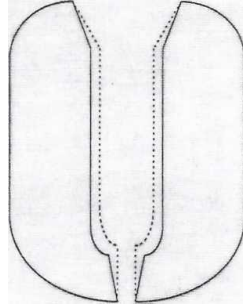


Figure n° 4 : Déformation induite par le collage

L'ensemble du processus conduit à des allongements importants sur la surface interne du propergol.

Les principaux problèmes posés par la tenue mécanique du propergol dans ces conditions étaient les suivants :

- la polymérisation à 60°C et le stockage à 20°C, qui provoquaient des allongements de 10 à 15 % sur la surface du canal central du bloc de propergol,
- la cuisson à 170°C de la plastolite (qui était le seul propergol composite produit industriellement à l'époque par le Service des Poudres), qui conduisait à des allongements rédhibitoires : il fallait donc disposer d'un propergol à température de polymérisation plus basse,
- les contraintes importantes au niveau du collage propergol/paroi du propulseur, alors que dans les blocs libres il n'y avait aucune contrainte à la jonction propergol / inhibiteur de combustion : il fallait donc également disposer de couches d'accrochage entre le propulseur et le propergol (le « liner⁷ »).

3.2. Etat de l'art en 1960

Le Service des Poudres avait commencé, dès la fin des années 50, la mise au point des propergols Isolite/Isolane, à liant polyuréthane et à température de polymérisation modérée.

Mais lorsque le programme DIAMANT fut lancé, l'expérience de ces propergols était fort réduite, puisque le 1^{er} bloc moulé-collé Ø 203 mm fut réalisé au Bouchet en 1960 :

⁷ Liner : dispositif facilitant l'adhésion du propergol

- on ne disposait d'aucun code de calcul du champ de contraintes/déformations dans le propergol à la température de stockage et sous la pression du tir.
- et pour la connaissance des phénomènes de fluage et de relaxation dans le propergol sous contrainte, ce n'est qu'en 1961 que furent effectuées les premières tractions sous pression, et qu'en 1963 que l'on commença les essais de traction rapide.

3.3. Moyens disponibles

Pour acquérir les connaissances manquantes, les moyens matériels et intellectuels disponibles étaient fort limités.

En 1961 le personnel des laboratoires autopropulsion du Bouchet (chimie, formulation des propergols, propriétés mécaniques, 1/2 grand) était de 7 ingénieurs, 6 techniciens et 44 ouvriers d'Etat, auxquels il convient d'ajouter une partie des moyens du laboratoire de balistique de Sevran, qui disposait de moyens de calcul importants et de codes thermodynamiques de calcul des performances des propergols (fort utiles pour optimiser leur composition), et qui commençait à s'intéresser au calcul des contraintes dans les chargements.

En schématisant à peine on peut dire que faute d'outils prédictifs de la tenue des chargements, le développement a surtout consisté à les fabriquer, à les tirer, et à voir si ça marchait....

3.4. Déroulement du développement

Les propriétés mécaniques des Isolanes disponibles en 1961 étaient insuffisantes pour une bonne tenue du chargement polymérisé à 60°C (valeur retenue dans les premiers essais). Sans entrer dans le détail des travaux effectués, on dut, pour résoudre le problème, agir sur la composition du propergol, la température de cuisson (que l'on ramena à 50°C), et la géométrie des blocs (décollement des fonds, Figure n° 5).

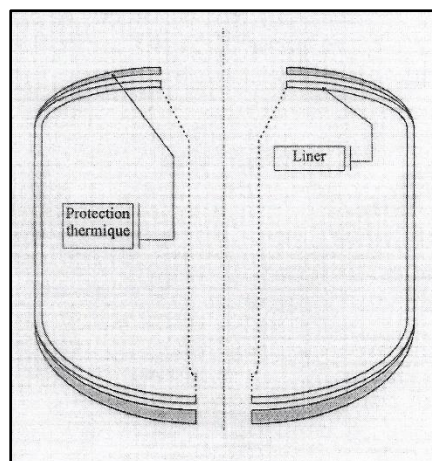


Figure n° 5 : Organisation d'un chargement moulé-collé pour soulager les contraintes

Ces travaux de mise au point se faisaient en même temps que l'on créait les installations d'études et de fabrication des gros chargements - ce qui ne simplifiait pas les choses. A titre d'exemple les premiers propulseurs \varnothing 800 mm pour l'engin TOPAZE furent garnis de liner au Bouchet (l'installation

de Saint-Médard n'était pas terminée) et livrés par camion à Saint-Médard (le Bouchet n'ayant pas de capacités suffisantes pour la coulée du propergol). Pour des objets qui détestent les reprises d'humidité entre les deux opérations ce n'était pas idéal.

L'enthousiasme des équipes suppléant au manque de moyens, le développement fut conduit - malgré quelques émotions (le premier chargement \varnothing 800 mm réalisé à Saint-Médard s'est fendu au refroidissement à 20°C) - avec une rapidité extrême :

- en 1960 : 1^{er} bloc moulé-collé \varnothing 203 mm au Bouchet
- octobre 1961 : 1^{er} bloc moulé-collé \varnothing 800 mm réalisé au Bouchet, et tiré en structure d'essai.
- début 1962 : Fabrication dans des conditions acrobatiques (enduction au Bouchet, chargement en Isolane à Saint-Médard) et tir à Saint-Médard des premiers blocs \varnothing 800 mm en structure de vol
- 19 décembre 1962 : 1^{er} tir en vol de l'engin expérimental TOPAZE (bloc Isolane « SOLEIL » \varnothing 800 mm moulé-collé de 1530 kg).

4- Développement du 3^{ème} étage du lanceur DIAMANT

4.1. Difficultés à surmonter

C'est en 1961 que l'on commença à parler au Service des Poudres d'un 3^{ème} étage en fil de verre bobiné (propulseur Roving).

Aux difficultés signalées pour le 2^{ème} étage métallique s'ajoutaient :

- l'existence d'un rétreint à l'arrière du propulseur (alors que le propulseur métallique \varnothing 800 mm du 2^{ème} étage était à ouverture totale à l'arrière).
- un phénomène de dilatation du propulseur sous l'effet de la pression de tir, ajoutant à celles du retrait thermique des déformations supplémentaires, dont l'ordre de grandeur était 2 à 3 fois celles dues à un retrait thermique de 20°C (Figure n° 6).

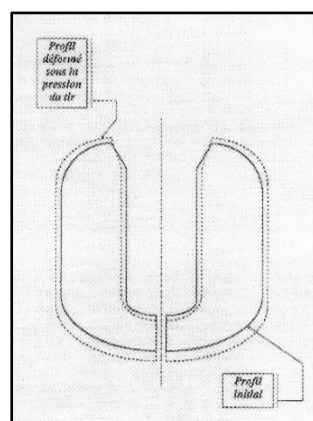


Figure n°6 : Cas du Roving :
contraintes supplémentaires dues à la mise en pression au tir

- un coefficient de remplissage (pourcentage du volume intérieur du propulseur rempli par du propergol) plus élevé que celui du 2^{ème} étage (0,93 contre 0,88) ce qui augmentait de 80 %, pour un même retrait thermique, les contraintes rencontrées dans ce 2^{ème} étage.

C'était au total à des allongements du propergol 3 à 4 fois plus élevés qu'il fallait s'attendre pour ce 3^{ème} étage.

Les premiers essais, en 1962, pour le développement du chargement Ø 650 mm furent menés sur des maquettes Roving Ø 300 mm chargées d'environ 30 kg de propergol. Ils furent catastrophiques.

Non seulement les premiers chargements, avec cuisson à 40°C et soumis à 20°C à la pression de tir, présentaient de superbes fentes dans le canal central du bloc de propergol (problèmes de propriétés mécaniques insuffisantes du propergol) mais de plus il apparut que la structure en fibre de verre, même revêtue de sa couche de liner, n'était pas étanche aux gaz de combustion. Les premiers tirs furent un festival d'explosions.

4.2. Améliorations apportées

Sans entrer dans le détail des travaux effectués nous indiquerons simplement les grandes lignes des solutions retenues.

- Concernant le problème de l'étanchéité du propulseur Roving aux gaz de combustion la technique initialement retenue d'enduction de liner par caoutchouc liquide (celle utilisée pour le 2^{ème} étage métallique) conduisait à des épaisseurs pénalisantes pour le devis de poids de l'étage.

Le motoriste Sud-Aviation proposa une solution alternative par feuille de caoutchouc BUNA sur laquelle le propulseur était bobiné qui se révéla difficile à mettre au point, mais conduisit à des performances satisfaisantes.

- Concernant le problème de la tenue mécanique du chargement, on dut effectuer simultanément plusieurs modifications :
 - Amélioration des propriétés mécaniques du propergol par action sur la formulation.
 - Diminution du niveau des contraintes par décollement des fonds avant et arrière.
 - Abaissement de la température de cuisson du propergol. Pour pouvoir tirer les propulseurs à une température de 20°C, on réalisa des cuissons à 30°C et même 20°C. Mais les phénomènes de décantation des charges solides dans le liant du propergol - qui existent toujours mais sont très limités dans des cuissons à 50°C - étaient fortement amplifiés par l'augmentation des durées de cuisson qui en résultait, au point de compromettre le collage du propergol sur la calotte arrière de la peau de BUNA, par apparition au niveau de la surface de collage d'une couche gluante de liant du propergol mal polymérisé. On dut se satisfaire d'une température de cuisson de 40°C, ce qui conduisit le Service des Poudres à préconiser une température de tir de 30°C - avec éventuellement l'utilisation d'une couverture chauffante, les nuits sahariennes, sur le pas de tir, étant parfois bien fraîches.

- Cuisson sous pression, le retrait du propulseur Roving, lorsque l'on revenait à la pression ambiante, accompagnait le retrait du propergol revenant de son côté à la température ambiante.

4.3. Déroulement du développement

C'étaient les mêmes équipes qui conduisaient les développements du 2^{ème} et du 3^{ème} étage.

Compte tenu des moyens limités mis en œuvre - dont nous avons parlé plus haut - on ne peut qu'être étonné de la rapidité avec laquelle le développement fut mené à bien, il est vrai avec beaucoup d'impasses et sûrement un peu de chance :

- Au 3^{ème} trimestre 1962, sur 4 tirs du moteur d'essai Ø 300 mm Roving, avec cuisson à 40°C et tir à 40°C, 2 succès et 2 échecs.
- Au 4^{ème} trimestre 1962, sur 2 tirs Ø 300 mm, avec cuisson à 30°C et tir à 30°C, 2 succès.
- Au 1^{er} trimestre 1963, premier tir d'un chargement Ø 650 mm en structure métallique : succès.
- Au 4^{ème} trimestre 1963, plusieurs tirs réussis de propulseurs Roving Ø 300 mm avec cuisson à 30°C et tir à 20°C.
- Juin 1964 : Premier tir en vol d'un propulseur Ø 650 mm Roving.

5- Production et tirs du lanceur

A l'origine, la production et les tests de réception des étages à poudre devaient être effectués à la Poudrerie de Saint- Médard.

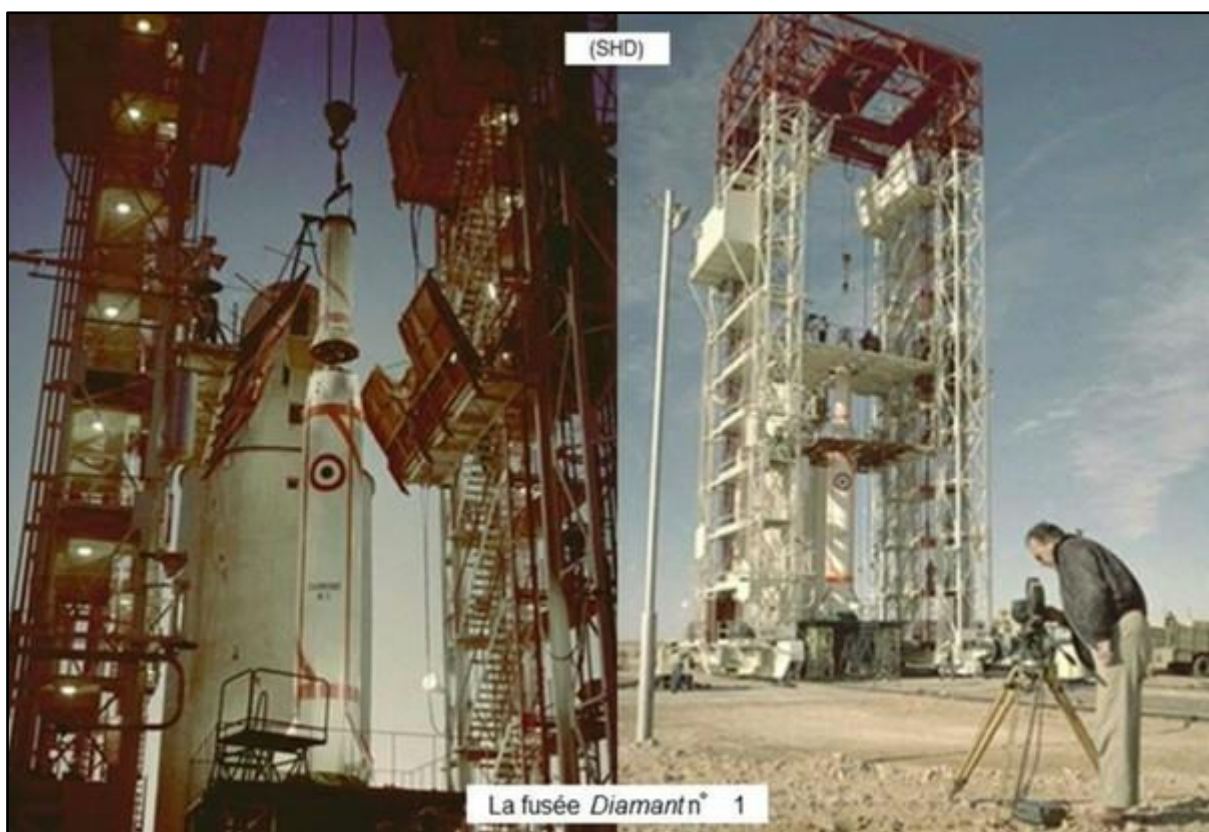
Dans la réalité, la production du 2^{ème} étage métallique Ø 800 mm commença à Saint-Médard début 1962 (avec pose du liner sur le propulseur, faite au Bouchet) se fit sans incident.

La production du 3^{ème} étage fut plus chaotique. La cuisson à 40°C, qui exigeait une durée de cuisson très longue, conduisait à un phénomène de décantation - dont on a parlé précédemment - avec apparition d'une couche gluante au niveau du collage sur le rétreint haut -côté tuyère- du propulseur). Ces défauts avaient été corrigés à grand peine au Bouchet. Mais de faibles variations des paramètres (lots de matières premières, longueur des déplacements entre la coulée et les étuves, hygrométrie des ateliers, ...) entraînaient la réapparition de ces difficultés. Ce fut le cas à Saint-Médard qui dut, à son grand regret, rapatrier au Bouchet la fabrication des propulseurs de vol (vols RUBIS et DIAMANT), le contrôle radiographique se faisant toutefois à Saint-Médard.

Le premier tir de « DIAMANT A » eut lieu le 26 novembre 1965, à partir du site « Béatrice » de la base d'Hammaguir, en Algérie.

Compte tenu de la rapidité du développement, des impasses et paris techniques qui avaient dû être faits, du petit nombre d'essais qui avaient précédé ce premier tir, on imagine la tension des équipes concernées, leur soulagement et leur joie immense à l'annonce de la réussite de ce premier tir.

Ce tir fut suivi de trois autres tirs de DIAMANT A, également réussis, le 17 février 1966 (satellite DIAPASON), le 8 février 1967 (satellite DIADEME 1) et le 15 février 1967 (satellite DIADEME 2).



Le satellite ASTERIX A1 est placé sur une orbite basse elliptique avec un périégée de 527 km, un apogée de 1 697 km et une inclinaison de 34,3°. La période orbitale est de 107,5 minutes. Il ne devrait rentrer dans l'atmosphère terrestre que dans plusieurs siècles.

6- Complément d'informations

ASTERIX est le premier satellite artificiel français lancé le 26 novembre 1965 à 15 h 47 min par une fusée DIAMANT-A depuis le Centre interarmées d'essais d'engins spéciaux d'Hammaguir, en Algérie.

Grâce à ce lancement réalisé par le Centre National d'Etudes Spatiales (CNES), la France devient la **troisième puissance spatiale** capable de placer en orbite, **de manière autonome avec un lanceur national**, un satellite artificiel, après l'Union Soviétique et les États-Unis. La France devient le sixième pays à disposer d'un satellite en orbite après l'Union soviétique (Spoutnik 1, 1957), les États-Unis (Explorer 1, 1958), le Royaume-Uni⁸ (Ariel 1, 1962), le Canada⁸ (Alouette 1, 1962) et l'Italie⁸ (San Marco 1, 1964).



Le nom du satellite était à l'origine **A-1** (A pour armée). Après la réussite du lancement, il fut renommé ASTERIX en l'honneur du héros de la bande dessinée *Astérix le Gaulois*. Il pesait 39 kg.

Le premier satellite lancé par la fusée ARIANE, le 24 décembre 1979 fut surnommé OBELIX. Il pesait 1 600 kg ...

Trois versions successives de la fusée DIAMANT ont été mises au point, désignées par A (1965-1967), B (1970-1973) et BP4 (1975). Toutes les versions avaient trois étages et une charge utile allant de 40 à 150 kg pour une orbite de 200 km. Douze lancements ont lieu entre 1965 et 1975 dont seulement trois sont des échecs. Les trois premiers lancements ont eu lieu depuis le Centre interarmées d'essais d'engins spéciaux en Algérie, les suivants depuis le centre spatial guyanais de Kourou en Guyane.

Malgré cette réussite, la France préféra arrêter ce programme pour se consacrer entièrement au programme ARIANE : « *pour la France, ce type de lanceur devait être développé au niveau européen* ».

⁸ Les satellites anglais, canadien et italien ont été mis en orbite par des lanceurs américains

Caractéristiques techniques des fusées DIAMANT

Version	Diamant A	Diamant B	Diamant BP4
Étages	3		
Longueur	18,49 m	24,20 m	21,64 m
Diamètre	1,4 m		
Masse au lancement	18,49 t	24,2 t	24,68 t
Poussée au décollage	274 kN	348 kN	317 kN
Coiffe (longueur x diamètre)	2,16 x 0,65 m	2,8 x 0,85 m	4,5 x 1,38/1,45 m
Charge utile (orbite basse)	80 kg	115 kg	112 kg
1^{er} étage			
Désignation	Émeraude (L 12)	Améthyste (L 17)	
Longueur	9,99 m	14,21 m	14,33 m
Diamètre	1,4 m		
Masse totale (dont propergol)	14,7 t (12,8 t)	20,3 t (18 t)	
Propulsion	Vexin	Valois	
Propergol	acide nitrique / essence de térébenthine	UDMH/Peroxyde d'azote	
Poussée	274 kN	348 kN	317 kN
Impulsion spécifique (sol)	203 s	221 s.	212 s.
Durée de la combustion	93 s	112 s	118 s
2^e étage			
Désignation	Topaze		Rita 1
Longueur	5,43 m	5,52 m	3 m
Diamètre	0,85 m		1,51 m
Masse totale (dont propergol)	2,93 t (2,3 t)		5,15 t (4 t)
Propulsion	4 x SEP P2.2		SEP P4.0
Propergol	propergol solide Isolane 28/7	propergol solide Isolane 36/9	
Poussée (moyenne)	130,6 kN	133,7 kN	161 kN
Impulsion spécifique (vide)	259 s		268 s.
Durée de la combustion	45 s	46,5 s	46 s
3^e étage			
Désignation			
Longueur	1,36 m	1,65 m	
Diamètre	0,65 m	0,8 m	
Masse totale (dont propergol)	0,7 t (0,6 t)	0,8 t (0,7 t)	
Propulsion	SEP P0.6	SEP P0.68	
Propergol	propergol solide Isolane 28/7	propergol solide Isolane 29/9	
Poussée	38 kN	39,8 kN	40 kN
Impulsion spécifique (vide)	273 s	278 s.	275 s.
Durée de la combustion	45 s	46,5 s	46 s

Bibliographie

- L'aventure Diamant, par Guy Pontianne : communication faite au CRB en 2002, lors du cinquantième de la propulsion composite solide
- L'aventure Diamant, par Guy Pontvianne : communication faite à l'ENSTA en 2003, aux Quatrièmes Journées Scientifiques Paul Vieille

Rédacteur : PONTVIANNE Guy

Remerciements pour leur participation à : BOILOT Jean-Claude, THIEULOT Guy

Comité de Lecture, et Validation : la Commission "Histoire" des Poudriers d'Escampette