

COMAERO
COMITE POUR L'HISTOIRE DE L'AERONAUTIQUE

UN DEMI-SIÈCLE D'AÉRONAUTIQUE EN FRANCE

**LES MISSILES BALISTIQUES
DE 1955 À 1995**

Volume coordonné par Émile Arnaud

Ouvrage édité par le Département d'histoire de l'armement
du Centre des hautes études de l'armement
2004

Ce volume a été rédigé par Émile Arnaud, Dominique Beau, Jean Boisson, Dominique Chevallier, Claude Couderc, André Motet, Claude Quiniou, Jean Soissons.

Remerciements à Pierre Bétin, Jean Castellan, Pierre Soufflet, Jean Tison qui ont bien voulu relire tout ou partie de cet essai et nous faire part de leurs précieux conseils.

Bouclage du texte : Février 2003

La mise en forme en a été assurée au Département d'histoire de l'armement par Claire Lemerrier, Élodie Croze, Hélène Lemesle et Patrice Bret.

SOMMAIRE

INTRODUCTION	
LA NAISSANCE DE LA FORCE DE FRAPPE (1950-1962)	3
PREMIÈRE PARTIE	
STRUCTURES, MOYENS ET MÉTHODES	7
CHAPITRE 1	
STRUCTURES ÉTATIQUES ET INDUSTRIELLES CONSTITUTION, ÉVOLUTION ET RELATIONS (1957-1971)	9
Origines et préparatifs (1945-1958).....	9
La recherche des voies possibles et la mise en place des structures étatiques et industrielles (1959-1961).....	13
La stabilisation des structures étatiques et industrielles pendant la réalisation des premiers grands programmes (1962-1970)	26
CHAPITRE 2	
MOYENS DE PRODUCTION ET D'ESSAIS DES MISSILES BALISTIQUES.....	41
La poudrerie de Saint-Médard.....	42
Le Centre d'achèvement et d'essais des propulseurs et engins (CAEPE).....	44
Les autres centres industriels.....	46
Les moyens d'essais en vol	48
ANNEXE	
LES PRINCIPAUX RESPONSABLES ÉTATIQUES ET INDUSTRIELS (1961-1995).....	51
Délégués ministériels ou généraux pour l'armement	51
Directeurs de la Direction technique ou Direction des engins.....	51
Service technique des engins balistiques.....	51
Direction des poudres	53
SEREB et Aérospatiale	53
SEPR, puis SEP (1969)	54
G2P (à partir de 1972)	54
Poudrerie de Saint-Médard.....	55
Direction technique de l'autopropulsion.....	55
DEUXIÈME PARTIE	
LES RÉALISATIONS	57
CHAPITRE 1	
CHOIX DES FORMULES DE MISSILES DE PREMIÈRE GÉNÉRATION ET ÉTUDES BALISTIQUES DE BASE (1956-1967).....	59
Explorations techniques (1945-1958)	59
Recherche de formules militarisables et développement des techniques nécessaires	66
CHAPITRE 2	
LE DÉVELOPPEMENT DES TECHNIQUES DE PROPULSION	87
Parler le même langage	88
Disposer d'outils théoriques convenables	88
Améliorer les possibilités offertes par la propulsion à propergols liquides	90
Améliorer les possibilités offertes par les propergols solides.....	92
Maîtriser la technologie des propulseurs à propergols solides	96
Assurer le pilotage	100

CHAPITRE 3	
LE DÉVELOPPEMENT DES PROPULSEURS POUR LES PROGRAMMES DE MISSILES	
.....	103
Les Études balistiques de base.....	104
Le développement de la première génération de propulseurs	107
Les études générales, les développements exploratoires	113
Le développement de la deuxième génération de propulseurs.....	113
Les missiles préstratégiques	117
CHAPITRE 4	
LA RÉALISATION DES PROGRAMMES DE MISSILES.....	119
Le programme S 2	119
Le programme S 3	123
Le programme M 1	129
Les programmes M 2 et M 20	138
Le programme M 4.....	145
Le programme M 4 71	156
Le programme M 45.....	158
Commentaires sur l'évolution de la force MSBS.....	161
Production de série des missiles MSBS	162
La mise en œuvre des missiles MSBS	165
Exploitation opérationnelle et maintien en condition opérationnelle	166
Le système d'arme Pluton.....	169
Le programme Hadès	176
TROISIÈME PARTIE	
CHAMPS DE TIR ET ESSAIS EN VOL.....	187
INTRODUCTION	189
CHAPITRE 1	
LES CHAMPS DE TIR	191
Le CIEES et le champ de tir du Sahara.....	191
Le Centre d'essais de la Méditerranée	200
Le Centre d'essais des Landes et le champ de tir de l'Atlantique	203
CHAPITRE 2	
LES ESSAIS EN VOL DE MISSILES BALISTIQUES.....	229
Finalité et spécificités	229
Organisation et responsabilités	230
Les essais en vol SSBS	233
Les essais en vol MSBS.....	239
Les essais en vol Pluton et Hadès	251
Essai de synthèse quantitative sur les essais en vol	256
CONCLUSION	
QUELQUES RÉFLEXIONS SUR LES SYSTÈMES BALISTIQUES FRANÇAIS	259
Évolution des systèmes MSBS.....	259
Évolution des systèmes SSBS	259
La notion de système	260
Les synergies entre les missiles balistiques et les lanceurs spatiaux	261
L'outil industriel	262
PLANCHES	264
PRINCIPAUX SIGLES UTILISÉS	309
INDEX DES NOMS DE PERSONNES	313

INTRODUCTION

LA NAISSANCE DE LA FORCE DE FRAPPE (1950-1962)

par Jean Soissons

Avant le retour au pouvoir du général de Gaulle en 1958, deux événements eurent une grande importance pour la politique militaire française : la signature du traité de l'Atlantique nord (avril 1949) et la crise de Suez (deuxième semestre 1956).

En 1950, la France se devait d'aligner sa politique sur celle de l'OTAN. Georges Bidault, alors chef du gouvernement, jugea nécessaire de remplacer le haut commissaire du CEA (Commissariat à l'énergie atomique). En effet, Frédéric Joliot-Curie, nommé à ce poste lors de la création de cet organisme en 1945, ne cachait pas son appartenance au parti communiste. Il avait résolument orienté les applications de l'énergie nucléaire vers le domaine des piles de recherche et électrogènes et manifestait son opposition au développement des recherches militaires. Son successeur fut Francis Perrin, alors que Pierre Guillaumat était nommé peu après administrateur général du Commissariat et qu'étaient entrés dans cet organisme trois chercheurs de réputation internationale qui avaient travaillé aux États-Unis sur la bombe atomique.

Une nouvelle orientation était donc donnée au CEA : se préparer au développement des activités militaires. Pierre Guillaumat, sur proposition du physicien Yves Rocard, lança en 1954 la construction des premières piles de Marcoule, destinées à la production de plutonium de qualité militaire, et de l'usine de séparation de ce métal. A cette époque, une usine d'enrichissement de l'uranium était considérée comme hors de notre portée. Par ailleurs, Guillaumat estimait nécessaire le lancement d'un propulseur atomique pour sous-marin. Il obtint une décision favorable en avril 1955.

Parallèlement, la DEFA (Direction des études et fabrications d'armement) confiait à l'IC Chanson la direction de la Section atomique, créée en septembre 1951. Les moyens jusque-là dispersés furent regroupés à Limeil en 1955, tandis que le centre de Gramat était équipé pour les essais de concentration par explosif.

Parmi les ingénieurs qui s'illustrèrent dans cette section, il convient de citer Bonnet et Chaudière (qui mit au point les premières sources neutroniques françaises). Le centre de Limeil et son personnel furent rattachés au CEA en 1960, ainsi que le centre de Vaujours de la Direction des poudres.

L'EMAA (état-major de l'armée de l'Air), de son côté, sans donner à ce programme une grande priorité, commença en 1955 à définir ce que pourrait être un bombardier supersonique susceptible de lancer une bombe atomique. Parmi les divers projets des constructeurs, deux retenaient particulièrement l'attention : celui de Dassault (Mirage IV) et celui de la SNCASO (Société nationale des constructions aéronautiques du sud-ouest) : SO 6020. Les mêmes questions se posaient alors en Grande-Bretagne.

À cette époque circulaient aussi de très nombreuses propositions : un bombardier Mach 3, un avion-robot volant à basse altitude, divers engins..., et chaque projet existait en de multiples variantes. Par exemple, la masse au décollage du Mirage IV

variait de 23 t avec deux ATAR 9 à 56 t avec deux J 75. Pour les engins, fallait-il choisir un propulseur biliquide ou un propulseur à poudre ? Pour les biliquides, quel couple carburant-comburant choisir ? Pour la poudre, quel additif pouvait augmenter l'impulsion spécifique ? Les engins tirés du sol devaient-ils être installés en site fixe protégé ou en site mobile ? etc. Devant cette profusion de projets, le Service technique de la DTIA (Direction technique et industrielle de l'aéronautique) confia à Bernard Doriéac, au sein de la Section études générales, la tâche d'indiquer, en s'appuyant sur les réalisations étrangères, ce que l'on pouvait faire et dans quel délai. Les propositions de la DTIA sur la force de frappe se fondèrent sur ce travail qui eut une importance fondamentale.

Toutes ces discussions et réflexions restaient néanmoins quelque peu académiques. Mais tout changea à partir de l'hiver 1956-1957. La France et la Grande-Bretagne avaient dû arrêter l'opération de Suez, sous la pression de l'URSS et des États-Unis. Les thèses développées par le général Gallois sur la nécessité pour un pays de moyenne importance de posséder l'arme atomique pour dissuader un plus fort de l'attaquer prirent alors un relief tout particulier. Le gouvernement demanda au CEA d'engager la réalisation de charges atomiques.

Le CEA avait créé en 1954 le Bureau des études générales, confié au colonel Buchalet, pour mettre en œuvre le programme d'armes atomiques soutenu par le général Ailleret. Ce programme, qui, bien qu'admis, était toujours différé, fut définitivement adopté à la fin de 1956 pour aboutir en 1960¹. De plus, le CEA fut autorisé en mars 1957 à lancer la réalisation de l'usine de séparation isotopique de l'uranium de Pierrelatte.

Les études menées par le STA montraient qu'en termes de délais, la meilleure solution était le bombardier ; puis venait le SSBS (sol-sol balistique stratégique) et enfin le MSBS (mer-sol balistique stratégique). Elles montraient aussi que le Mirage IV de formule delta était préférable au SO 4060 de formule classique. Le BPM (Bureau des programmes de matériels) proposa dès octobre 1956 une fiche de spécifications et le STA envoya en novembre 1956 à Dassault une lettre de commande pour un prototype équipé de moteurs ATAR 9, pour vérifier la formule en attendant que la motorisation et les équipements puissent se préciser (le premier vol eut lieu le 17 juin 1959).

Quand le général de Gaulle revint au pouvoir en 1958, les grandes lignes de ce que pourrait être une force de frappe étaient donc déjà fixées. Nombre de décisions fondamentales avaient déjà été prises, que ce soit pour la production d'explosifs nucléaires (plutonium et uranium) ou pour le propulseur atomique pour sous-marin – bien que la première filière choisie pour ce moteur (uranium naturel) se soit révélée non viable et ait été abandonnée en mars 1958.

Mais le gouvernement dont Pierre Guillaumat était devenu le ministre des Armées considérait la force de frappe comme une priorité. Aussi, dès la fin de 1959, la réalisation d'un Mirage IV opérationnel était-elle lancée ; pour les engins, la SEREB (Société pour l'étude et la réalisation des engins balistiques) était créée. Le changement de rythme était évident. Tous les problèmes n'en étaient pas pour autant résolus.

Par exemple, pour les SSBS et MSBS, l'EMAA et l'EMM (état-major de la Marine) voulaient des engins à propulsion à poudre, comme les plus récents engins américains. La Direction des poudres affirmait que, si elle pouvait s'équiper, elle saurait en

¹ Le premier essai nucléaire français eut lieu à Reggane en février 1960. La DTIA avait eu pour tâche d'équiper les avions chargés de prélever des échantillons dans le nuage atomique.

réaliser. La DEFA, elle, plaidait pour une propulsion biliquides (ce qui était le choix de la Grande-Bretagne) et une fabrication dans les arsenaux, et la DTIA pour une production dans l'industrie aéronautique. Celle-ci avait été soutenue autant que faire se pouvait sous la IV^e République ; la V^e République était bien disposée à son égard, mais l'industrie serait-elle capable de répondre aux besoins ?

Dans le cadre de l'OTAN, les États-Unis désiraient apporter aux pays signataires une aide militaire pour l'armement tactique et la défense aérienne, ce qui excluait un armement stratégique et limitait l'armement nucléaire aux engins dont ils « conservaient les clés ».

Ce n'était pas la politique voulue par le général de Gaulle. Les modalités de l'aide américaine étaient très diverses : fournitures de matériels, organisation de concours, participation à des financements d'études et même à des séries de matériels, possibilité d'acquisition de licences, participation à des organismes comme l'AGARD (*Advisory Group for Aerospace Research and Development*), facilités de contacts directs entre administrations ou sociétés industrielles, etc. Comment les ingénieurs pouvaient-ils profiter de telles ouvertures tout en ayant des responsabilités dans le développement de la force de frappe? Deux programmes étaient susceptibles de les aider : celui du Hawk et celui du sol-sol balistique tactique. Pour les fabrications du Hawk qui étaient attribuées à la France, la Direction des poudres avait accès aux brevets et procédés concernant les blocs de propergol et à des approvisionnements en matières premières ou en équipements industriels. Elle pouvait s'en servir pour des engins plus gros que le Hawk. Pendant ce temps, le CEMH installait près de la poudrerie de Saint-Médard une annexe pour tester au banc les propulseurs à poudre pour engins. En 1959, il prit le nom de CEPr (Centre d'essais des propulseurs), pour bien marquer la diversité de ses activités.

Si la question du pilotage des engins ne semblait pas devoir poser à la DTIA de problème majeur, il n'en allait pas de même pour le guidage. Les résultats obtenus par le LRBA (Laboratoire de recherches balistiques et aérodynamiques) de Vernon, pourtant bien équipé, étaient décevants, tandis que les équipementiers de la Marine et de l'aéronautique reconnaissaient qu'ils étaient loin de savoir obtenir la précision requise.

Le délégué ministériel à l'Air, M. Blancard, pensa qu'il suffirait de créer une société, la Société d'étude et de réalisation pour la navigation par inertie (SERNI), regroupant les ingénieurs les plus compétents pris chez les équipementiers. Mais les différences de culture firent que, dès le départ, la SERNI rencontra de graves difficultés. La DTIA estimait que le programme sol-sol balistique tactique (SSBT) permettait d'obtenir des accords techniques et de licence entre les sociétés françaises et les sociétés américaines retenues pour des programmes similaires. Ainsi, SFIM conclut un accord avec Sperry, SACM avec Honeywell, Air Équipement avec Bendix, SAGEM avec Kearfott. Les propositions de SAGEM furent retenues et l'on oublia la SERNI. Certes, il était évident qu'un jour le département d'État américain estimerait qu'un transfert de technologie pour le guidage du SSBT pouvait être utilisé pour le SSBS. Cela se produisit au bout d'un an, quand l'acquis de la SAGEM était devenu suffisant. La DTIA pouvait alors changer de position à l'égard du SSBT, qui pesait sur les budgets et mobilisait des équipes bien préparées à une reconversion vers le SSBS.

Des échanges moins structurés que les précédents eurent aussi un grand intérêt. Des informations sur l'état des recherches aux États-Unis ou sur les voies qui avaient été explorées sans succès nous permirent de choisir dès le départ les meilleures solutions techniques (structures bobinées des propulseurs, boucliers thermiques des corps de rentrée des missiles, par exemple). D'autre part, l'achat d'avions ravitailleurs KC 135 procurait aux bombardiers Mirage IV le rayon d'action nécessaire à leur mission. La fourniture d'uranium moyennement enrichi permit la réalisation, à partir de 1960, du prototype à terre du moteur nucléaire des futurs SNLE (Sous-marins nucléaires lanceurs d'engins), sans attendre les premières productions de l'usine de séparation isotopique de Pierrelatte.

Pour précieuses qu'elles aient été, ces diverses aides ne doivent pas cacher le fait que nous ayons dû accomplir par nous-mêmes le plus gros de la tâche pour réaliser en dix ans environ la première génération des trois composantes de nos forces nucléaires stratégiques.

PREMIÈRE PARTIE
STRUCTURES, MOYENS ET MÉTHODES

CHAPITRE 1

STRUCTURES ÉTATIQUES ET INDUSTRIELLES CONSTITUTION, ÉVOLUTION ET RELATIONS (1957-1971)

ORIGINES ET PRÉPARATIFS (1945-1958)

Les précurseurs que furent l'ingénieur Esnault-Pelterie et le colonel Barré n'eurent ni le temps ni les moyens de réaliser avant la Seconde Guerre mondiale des matériels susceptibles de servir de socle pour un nouveau départ en matière de missiles après la fin du conflit.

C'est en fait l'effort de récupération et d'exploitation de documents et de matériels d'origine allemande, accompagné d'une recherche systématique de spécialistes ayant travaillé dans des laboratoires, centres d'essais ou industries où étaient développés les engins spéciaux les plus avancés de l'époque, qui marque le vrai début en France d'une activité d'engins autopropulsés, ou missiles.

Les anciennes directions centrales, qui ont précédé les directions techniques de la Délégation ministérielle pour l'armement (DMA, créée en 1961), rattachées alors aux trois secrétaires d'État aux Forces armées Terre, Mer et Air, étaient impliquées à des titres divers dans les développements entrepris entre 1945 et 1958.

Les domaines respectifs d'activités des trois directions centrales résultaient autant de l'histoire et du hasard que d'une répartition organisée au niveau du gouvernement. Ils ne se rattachaient pas toujours de façon évidente aux missions de l'armée correspondante. Ainsi, des missiles sol-sol antichars de type SS 10 et leurs successeurs étaient réalisés sous la responsabilité de la Direction technique et industrielle de l'aéronautique (DTIA), alors que l'établissement de Vernon de la Direction des études et fabrications d'armement (DEFA, armée de Terre), où avait été concentrée une part importante des moyens en personnel et en matériel récupérés en Allemagne, mettait au point la fusée-sonde Véronique après avoir abandonné le programme de reconstitution du missile V 2 dont des éléments avaient été rapportés en France.

Le manque de visibilité de la logique guidant la répartition des responsabilités techniques en matière d'engins spéciaux apparaissait à la commission de la Défense de l'Assemblée nationale comme une dispersion des efforts qui rendait nécessaire une meilleure coordination.

Par une note du 5 mai 1951, Jules Moch, alors ministre des Armées, diffusa pour avis à ses subordonnés un projet de décision portant création d'un service des engins autopropulsés rattaché au secrétariat général aux Forces armées, Service commun. Ce projet était précédé d'un préambule dans lequel le ministre estimait que « les études et réalisations d'engins ne donnent plus actuellement leur pleine valeur aux efforts accomplis de part et d'autre. »²

Dans une note interne à l'armée de l'Air datée du 25 mai 1951, son major général émettait un avis très réservé sur le projet de décision du ministre. Selon lui, les besoins et les emplois des trois armes étaient trop différents pour être satisfaits par un seul service ; un planning commun à long terme n'était pas possible, et un tel chan-

² SHAA, carton 2117, où se trouve également le document suivant.

gement d'organisation troublerait inutilement le déroulement des études, quand il ne les freinerait pas. L'établissement des programmes et leur réalisation seraient bien souvent compromis.

On peut supposer que l'avis des deux autres armées n'était guère différent, car le projet n'eut pas de suite. Il fallut attendre près de vingt ans pour que, avec la création du Service technique des engins tactiques au sein de la Direction technique des engins de la DMA en 1970, le service unique des engins autopropulsés voie le jour.

Faute de service unique des engins, à défaut également d'une direction unique de l'armement, il ne restait d'autre ressource que la coordination interarmées. Cette coordination était principalement assurée par le Comité technique des programmes des forces armées (CTPFA). Ce comité a d'abord été institué sous forme provisoire par une décision du 20 avril 1955³ du ministre de la Défense nationale. Il était notamment compétent pour « émettre un avis à l'occasion de l'établissement des programmes de réalisation et d'acquisition en matière d'armement, études et recherches ainsi que d'investissements industriels ». Présidé par le ministre ou à défaut par le secrétaire d'État (vice-président), il comprenait les chefs d'état-major et les directeurs des directions centrales d'armement.

Un décret et un arrêté du 10 mars 1956 ont donné un statut définitif au Comité technique⁴. Un autre arrêté du même jour fixait les attributions de l'inspecteur général des fabrications et programmes des forces armées (IGFPFA). Ces textes précisaient que l'inspecteur était de droit secrétaire du Comité technique. Un décret du 15 novembre 1957 complétait le décret précédent en prolongeant l'action du comité par la création d'une Commission exécutive permanente – qui, aujourd'hui encore, remplit toujours son office –, chargée tout au long de l'année de l'examen des projets d'investissement d'importance significative.

L'Inspecteur présidait en outre les sous-comités spécialisés du Comité technique. Il existait ainsi un sous-comité spécialisé pour les engins spéciaux, dont les comptes rendus de réunions étaient adressés au ministre des Armées.

En 1956, il existait également une sous-commission des Engins spéciaux au sein de la commission de la Défense de l'Assemblée nationale. Félix Gaillard, dont on connaît le rôle dans l'orientation de notre politique nucléaire, en faisait partie. En juillet 1956, Pierre Montel reconnut, au cours d'une réunion de la sous-commission Engins spéciaux, qu'il présidait et qui entendait des ingénieurs des trois armées, l'importance des engins spéciaux en général⁵. La sous-commission décida « d'accorder, dans l'avenir, les crédits nécessaires pour que soient poursuivies tant les études et les préséries que les réalisations en série des engins mis au point. » Lors de cette même réunion, la sous-commission interrogea plusieurs ingénieurs du ministère sur le mode de coordination des programmes d'engins. À cette époque, les missiles balistiques ou semi-balistiques ne faisaient pas l'objet d'une distinction particulière.

La coordination en matière d'engins exercée par le Comité technique des programmes devait être considérée comme insuffisante par Maurice Bourguès-Maunoury, alors ministre des Forces armées, car il prit le 7 mars 1957 une décision destinée à

³ SHAT, dossier 2 R 180.

⁴ SHAT, dossier 26 R 4.

⁵ CAA, carton 110.02.01.013.

la renforcer. Le projet de décision fut adressé pour avis aux trois secrétaires d'État, le 20 février⁶, accompagné d'une lettre dans laquelle le ministre :

- rappelait le ferme désir des deux assemblées, exprimé à l'occasion de l'examen de la loi de finances pour 1957, de voir réalisée dans le domaine des armes modernes une coordination effective et efficace des programmes, études et fabrications des trois armées ;
- considérait comme indispensable, notamment pour des raisons financières, d'éviter les doubles emplois et d'inaugurer une politique plus cohérente et plus efficace en matière d'engins spéciaux ;
- citait des exemples étrangers de recours à des méthodes d'unification, de simplification, de spécialisation et de centralisation ;
- envisageait en conséquence de confier au général Crépin⁷ – dont il soulignait la compétence unanimement reconnue –, non pas en tant qu'inspecteur général des fabrications et programmes des forces armées, mais en tant que président du sous-comité des Engins spéciaux du CTPFA, la mission de coordonner les programmes, les études et les fabrications des trois armées dans le domaine des engins spéciaux.

La décision proprement dite définissait de larges pouvoirs de coordination confiés au général Crépin : information et diffusion de l'information, participation à l'établissement des programmes, présentation des projets, visa préalable des fiches d'engagement des dépenses et direction des sous-comités Engins spéciaux franco-allemand et franco-anglais.

La décision du ministre porte le timbre du Cabinet armement, créé en février 1956 et que dirigeait le général Lavaud. Ainsi étaient en place auprès du ministre, à partir du début de 1957 et pour deux ans environ, deux officiers généraux, Lavaud et Crépin, tous deux artilleurs polytechniciens, qui jouèrent un rôle essentiel en matière d'engins spéciaux à la charnière entre la IV^e et la V^e République.

En décembre 1957, le général Ély, chef d'état-major des forces armées, rappela dans une note⁸ les responsabilités des trois armées en matière d'engins, qui avaient été arrêtées au printemps 1957. Ces responsabilités (pour ce qui est des missiles assimilables aux balistiques ou semi-balistiques) étaient les suivantes :

- « – l'armée de Terre est responsable des engins sol-sol d'une portée inférieure à 300 km, l'effort portant en premier lieu sur un engin de portée moyenne (100 km) ;
- l'armée de l'Air est responsable des engins sol-sol de portée supérieure à 300 km ;
- l'armée de Mer, en matière d'engins surface-surface, conduit ses programmes particuliers.

Quelle que soit l'armée intéressée, les engins dont l'efficacité exige l'adoption d'une tête atomique, tout en faisant l'objet d'études continues, ne seront réalisés en séries appréciables que dans la mesure où deviendront disponibles les explosifs correspondants. »

Au début du mois de juillet 1958, la situation générale était loin d'être clarifiée, malgré les orientations prises en 1957. Une fiche destinée au ministre⁹ résumait ainsi les principaux problèmes à résoudre :

⁶ SHAA, carton 2117, où l'on trouve également le texte de la décision.

⁷ Cf. Maurice BRUNET, « Le général Crépin, inspecteur général des programmes et fabrications des forces armées », in Maurice VAISSE (dir.), *La IV^e République face aux problèmes d'armement*, ADDIM, 1998, p. 103-106.

⁸ CAA, carton 110.02.01.013.

⁹ *Ibid.*

- répartition entre la DEFA et la DTIA des travaux actuellement du ressort de la DTIA et qui intéressent surtout l'armée de Terre : sol-sol courte et moyenne portée ;
- définition des missions respectives des deux directions dans le domaine sol-air courte et moyenne portée ;
- définition de la collaboration Air-Marine dans le domaine sol-air longue portée ;
- modalités de l'étude sol-sol 3 000 km.

Cet inventaire des arbitrages à faire entre les armées, dressé par certains officiers, n'en empêchait pas d'autres de songer à des mesures plus radicales. Ainsi, un officier du groupe d'inspection du général Crépin, après avoir reçu deux fois, à la fin du mois de mars 1958, l'ingénieur en chef Collet-Billon, alors en poste à l'établissement de Vernon et qui devint quinze ans plus tard Directeur technique des engins, écrivait, dans des notes personnelles : « La création d'une Direction des engins est indispensable. [...] La France ne doit pas poursuivre plus d'une étude de sol-air et d'IRBM [*Intermediate Range Ballistic Missiles*] »¹⁰.

Des orientations déterminantes furent prises par une décision datée du 4 août 1958 du ministre des Armées, Pierre Guillaumat (nommé au début de juin 1958 dans le gouvernement du général de Gaulle), portant sur l'ensemble des engins spéciaux, tant balistiques que tactiques. Cette décision, préparée par les services des généraux Crépin et Lavaud, prenait en compte des décisions antérieures relatives à la participation de la France à la réalisation en Europe d'engins américains de types Hawk (sol-air) et Polaris (balistiques de portée moyenne). Pour ces derniers, il s'agissait non de réaliser un système de missiles lancés de sous-marin, comme l'était le modèle américain, mais de dériver du missile américain une version européenne sol-sol.

Une fiche destinée au général Lavaud et datée du 23 avril 1958¹¹ rend compte d'une réunion tenue le jour même par le général Crépin avec une trentaine de personnes pour informer les directions techniques des conversations tripartites et OTAN dans le domaine des engins. Cette réunion devait également, en principe, permettre une première répartition des tâches sur le plan national en fonction des moyens existants. Lors de cette réunion, le général Crépin, qui craignait une réaction violente des directions techniques, fut heureusement surpris de voir qu'il n'en était rien. Aucune objection ne s'éleva contre la viabilité du programme proposé (Hawk-Polaris). Le document conservé conclut ainsi qu'il est absolument nécessaire de prendre le plus vite possible des mesures d'autorité concernant la répartition des tâches et que ces mesures nécessitent l'intervention d'une autorité supérieure à celle du général Crépin.

Dans une note adressée le 24 mai 1958 au secrétaire d'État aux Forces armées « Terre »¹², le général Crépin écrivait notamment : « Depuis [le 9 mai 1958] des décisions très importantes ont été prises puisque l'Allemagne, l'Italie et la France ont décidé de réaliser ensemble les systèmes Hawk, Super-Hawk ainsi qu'un engin IRBM du type Polaris¹³. Les décisions n'ont porté que sur le choix du matériel sans que les conditions de réalisation en commun soient encore définies. Mais ces déci-

¹⁰ *Ibid.*

¹¹ *Ibid.*

¹² *Ibid.*

¹³ Cette décision est à rapprocher de celle prise (peut-être au cours de la même réunion) à Rome, le 8 avril 1958, par les ministres allemand, italien et français de la Défense de construire en commun une usine de séparation isotopique de l'uranium.

sions imposent néanmoins de reprendre complètement l'examen des programmes d'engins français. »

Les bouleversements politiques qui se produisirent en France au printemps 1958 n'apparaissent guère dans les décisions prises au début d'août 1958 par Pierre Guillaumat. Celles-ci se situent dans le droit fil des orientations prises antérieurement au mois de juin 1958, à l'exception très importante de la priorité donnée dorénavant au missile balistique. La décision du 4 août 1958, qui porte sur l'ensemble des engins, affirmait cette priorité¹⁴.

Pour les engins balistiques, elle prescrivait la réalisation d'urgence d'un engin sol-sol stratégique, à tête thermonucléaire, fondé sur la technique du missile Polaris. La DTIA était chargée de l'étude de tous les engins balistiques. Des visites et des stages devaient être organisés rapidement aux États-Unis pour des ingénieurs du ministère (la DEFA et la DCCAN, Direction centrale des constructions et armes navales, devaient y participer) et de l'industrie. L'engin était destiné à être fabriqué soit dans un cadre tripartite, soit, à défaut, sur un plan strictement national. Pour les engins tactiques, la décision, entre autres mesures, confiait la responsabilité de la fabrication de l'engin Hawk à la DEFA. En conséquence, d'autres programmes d'engins en cours d'études devaient être arrêtés.

Cette décision marque le début d'un traitement autonome des engins balistiques parmi l'ensemble des engins autopropulsés.

LA RECHERCHE DES VOIES POSSIBLES ET LA MISE EN PLACE DES STRUCTURES ETATIQUES ET INDUSTRIELLES (1959-1961)

La naissance de la SEREB et le lancement des premières études

La décision du ministre des Armées Pierre Guillaumat du 4 août 1958, marquant la priorité donnée par le gouvernement à l'étude d'un missile sol-sol stratégique dérivé du missile américain Polaris, que la DTIA était chargée de développer ou de fabriquer, donna lieu à des actions de la part de cette direction dès le mois de septembre.

Dans une lettre du 10 septembre¹⁵, le directeur de la DTIA informe l'IGPFA, le général Crépin, des mesures qu'il prend en exécution de la décision du ministre. Ces mesures concernent à la fois la direction de l'opération et la constitution d'une structure industrielle capable de conduire les études et fabrications dont la France aurait la charge

Sur le premier point, il annonce la création imminente d'un groupe d'experts dont le rôle sera de réunir, à partir des informations recueillies au cours de missions aux États-Unis ou auprès des techniciens américains en visite en Europe, les éléments de choix de l'engin à retenir et de proposer toutes décisions utiles sur le lancement des études, l'adoption de certains constituants et l'acquisition de licences.

Sur le second point, il ne pense pas que l'on puisse utiliser les groupements techniques et industriels tels qu'ils existent pour lancer une opération aussi complexe. Il songe, pour sélectionner dans l'industrie française les éléments les plus capables de participer efficacement au programme d'engins, à constituer une société d'études, à la gestion de laquelle industrie nationale et industrie privée seraient associées. La

¹⁴ CAA, carton 110.02.01.013.

¹⁵ *Ibid.*

même société serait également chargée de l'étude du SSBT (engin balistique tactique) dont la responsabilité vient d'être confiée à la DTIA.

Cette dernière idée reprend, en la modifiant, une proposition faite en juillet 1958 au ministre d'associer les trois sociétés nationales Nord-Aviation, Sud-Aviation et SNECMA pour mener à bien le programme d'engin dérivé du Polaris.

Par une lettre du 30 septembre 1958¹⁶, l'ingénieur général Bonte, nommé directeur de la DTIA quelques jours plus tôt, adresse au ministre sa décision créant le groupe d'experts et l'informe des raisons qui lui font considérer comme nécessaire la constitution d'une société nouvelle. Le groupe d'experts est constitué d'une vingtaine de personnes : ingénieurs de la DTIA, officiers de l'armée de l'Air, ingénieurs des organismes et sociétés qui fondèrent plus tard la Société pour l'étude et la réalisation des engins balistiques (SEREB). Après un inventaire des tâches à accomplir par le groupe d'experts, la décision résume les objectifs à atteindre : acquérir les informations permettant de porter un jugement, proposer un plan de travail et transmettre les connaissances utiles aux réalisateurs du projet.

De septembre 1958 à mi-1959, le groupe d'experts se réunit un grand nombre de fois, jusqu'à la création du Groupe des engins balistiques au sein de la DTIA. Celui-ci prend le relais du groupe d'experts pour la direction du projet. Dans le même temps, la DTIA s'est employée à constituer la société nouvelle, dont la composition du capital et les statuts sont arrêtés en juillet 1959 et qui voit le jour officiellement en septembre, bien qu'elle ait commencé à travailler un peu plus tôt.

À peu près simultanément, en janvier 1959, le général Lavaud quitte le Cabinet armement et est nommé chef d'état-major général des armées, alors que Jean Blancard est nommé délégué ministériel pour l'armée de l'Air (DMAA). Jean Blancard (devenu délégué ministériel pour l'armement en 1971), ingénieur du corps des Mines comme Pierre Guillaumat, suit avec attention les programmes d'engins balistiques. Le général Lavaud conserve, semble-t-il, dans ses nouvelles fonctions le rôle de conseiller du ministre en matière d'armement, jusqu'à sa nomination comme premier délégué ministériel pour l'armement en avril 1961. La plupart des décisions du ministre concernant les missiles balistiques, en 1959, portent en effet le timbre de l'état-major général-Bureau technique, bureau dirigé par le colonel Lévêque, ensuite membre du cabinet du général Lavaud après sa nomination à la DMA.

Le rôle éminent, à cette époque, du général Lavaud en matière d'armement est confirmé par l'intéressé lui-même dans une conférence prononcée le 26 juin 1961 devant les auditeurs de l'IHEDN : « Le Cabinet armement a pu subsister jusqu'en 1959 en assurant un rôle de coordination directement auprès du ministre pour tout ce qui concernait l'armement. En 1959, une nouvelle formule a été adoptée : j'ai été nommé chef d'état-major général des armées et dans ces nouvelles fonctions, j'ai conservé les attributions que j'avais comme responsable du Cabinet armement dans le système précédent. A vrai dire, jusqu'au mois de mars 1961, je disposais dans le domaine de l'armement de réels pouvoirs d'autorité, alors que dans d'autres domaines j'avais surtout des pouvoirs de coordination. »¹⁷

Les intentions de la DTIA concernant la future SEREB sont portées à la connaissance des états-majors dès le mois de décembre 1958. Une note interne à l'état-major général des armées du 29 avril 1959 témoigne de réticences vis-à-vis de la

¹⁶ *Ibid.*

¹⁷ Document conservé au Centre de documentation de l'Institut des hautes études de défense nationale.

création d'une société nouvelle qui, aux yeux du rédacteur, apparaît comme prématurée à l'égard de besoins encore trop flous, qui risque de faire double emploi avec les directions techniques des armées et dont le coût constituera un obstacle à la réalisation d'investissements dont le besoin est indiscutable (poudres)¹⁸.

Le choix des sociétés ou organismes constitutifs de la SEREB est opéré par le DMAA et la DTIA dans le courant du premier semestre 1959. Celui de M. Cristofini, qui la préside de 1959 à 1969, semble avoir été fait par l'ingénieur général Bonte et proposé assez tôt à Jean Blancard. Le fait que M. Cristofini, ancien directeur financier du ministère des Armées, ait été secrétaire général adjoint de l'UEO (Union de l'Europe occidentale) a probablement compté dans ce choix, en raison de la part importante que devait alors prendre la coopération internationale dans nos programmes d'engins balistiques. Le compte rendu de la réunion hebdomadaire du 6 février 1959 entre le DMAA et la direction de la DTIA indique ainsi que « M. Bonte suggère d'offrir la présidence à M. Cristofini et la direction générale à M. Vinsonneau¹⁹. [...] La DTIA transmettra à monsieur le Délégué une note précisant les sociétés, usines et effectifs actuellement affectés à l'étude et à la production des engins. »²⁰ À propos de la future société d'engins, M. Bonte précise que « sa première préoccupation, pour le moment est de réunir en un seul organisme les compétences françaises. Par la suite, la Société sera son intermédiaire obligé pour toutes les questions concernant le sol-sol balistique. » Les discussions entre la DTIA et les sociétés ou organismes pressentis pour constituer la nouvelle société se poursuivent jusqu'à la fin du mois de mai.

Plusieurs réunions, préfigurant les conseils d'administration de la SEREB, ont lieu sous la présidence de M. Cristofini. Outre les représentants des organismes constitutifs, assistent à ces réunions le contrôleur d'État auprès des Sociétés nationales de constructions aéronautiques, représentant le ministre des Finances et des Affaires économiques, et un représentant du secrétaire d'État à l'Air. Ces réunions ont principalement pour but d'examiner le projet de statuts de la future société, que M. Cristofini a adressé au ministre des Finances par une lettre du 11 mai 1959²¹. Les grandes lignes de ce projet ont fait l'objet d'un exposé verbal du futur président lors d'une première réunion tenue le 28 avril.

Lors de la réunion du 19 mai 1959, les représentants des sociétés actionnaires pressenties, au premier rang desquelles Sud-Aviation, formulent de nombreuses réserves²². Pour eux, la nécessité de fonder la nouvelle société n'est pas évidente. Il paraîtrait préférable de créer un organisme quasi officiel chargé, en matière d'engins balistiques, de coordonner les sociétés aéronautiques existantes. Et, si les services ministériels estiment cependant que la constitution de cette société est indispensable, il serait nécessaire que son objet soit très clairement défini, pour éviter un double emploi avec les moyens existant déjà dans les sociétés aéronautiques. Pour les représentants de ces sociétés, il est donc primordial que les pouvoirs publics fassent clairement part de leurs intentions avant d'entrer dans la phase de réalisation de la société envisagée. Ils demandent en conséquence que figurent clairement, en préambule des statuts, les principes suivants :

¹⁸ CAA, carton 110.02.01.013.

¹⁹ Directeur technique de Sud-Aviation.

²⁰ SHAA, carton 2083.

²¹ Centre d'archives économiques et financières (Savigny-le-Temple), carton B13210.

²² *ibid.*

- il est expressément convenu que la constitution de la SEREB vise à permettre la réalisation en France d'engins balistiques en utilisant au maximum le potentiel des sociétés aéronautiques existantes ;
- la SEREB évitera à tout prix de constituer des moyens nouveaux venant à doubler les moyens existants ;
- la SEREB évitera de déplacer du personnel d'un élément constitué dans les sociétés aéronautiques sous prétexte de réaliser une meilleure répartition du travail.

Le représentant du secrétariat d'État à l'Air assure les actionnaires que telle est bien la façon de voir de son département. Néanmoins, les représentants de la SNECMA demandent la reproduction *in extenso* au procès-verbal de la réunion de la déclaration suivante :

« Le problème de la fabrication des engins balistiques s'apparente, toutes proportions gardées, à celui des fabrications dans le domaine nucléaire ; comme lui, il s'intéresse à un niveau dépassant massivement les possibilités individuelles des entreprises de recherche ou industrielles existantes, une multitude d'organismes tant publics que privés ; comme lui, il ne peut être résolu que par une coordination supérieure qui est incontestablement une affaire d'État et qui a été confiée, dans le domaine nucléaire, à un organisme d'État qu'est le CEA.

C'est à un organisme administrativement similaire que doit être normalement confiée la coordination supérieure en matière d'engins balistiques : Comité, Conseil, etc.

En confiant cette tâche à un organisme privé qui n'a même pas l'étiquette de l'État des sociétés nationales, l'État abdique incontestablement de son rôle de puissance publique, en faisant, *a priori*, pour cela, choix de certaines personnes morales ou physiques privilégiées pour se débarrasser sur elles de ce rôle. Il se rend en outre plus ou moins prisonnier en risquant ainsi de se priver de concours qui pourraient se révéler un jour ou l'autre plus intéressants.

Dans le cadre particulier de la défense des intérêts de la SNECMA, qui est de notre compétence, les protocoles et statuts envisagés les laissent à l'entier arbitraire d'un conseil d'administration irresponsable directement vis-à-vis de l'État et affranchi de tout contrôle de sa part, ouvrant la porte à tous les abus susceptibles de découler d'une telle situation. »

Lors de la réunion suivante, le 22 juin, le représentant de la SNECMA déclare qu'il ne maintient pas son opposition à la création de la nouvelle société et retire sa déclaration du compte rendu de la réunion précédente. Il explique que le changement de sa position résulte des sévères reproches que le Directeur technique et industriel lui a adressés en soulignant qu'il ne pouvait admettre qu'un administrateur proposé par l'Air s'opposât à un projet conçu à l'initiative de la DTIA.

Tout en s'inclinant, le représentant de la SNECMA observe que la position du directeur de la DTIA lui paraît anormale car, à plusieurs reprises, des secrétaires d'État à l'Air avaient admis que les administrateurs d'une société nationale ne devaient pas avoir d'autre consigne que de défendre les intérêts de leur société. Dans la lettre qu'il adresse au ministre des Finances et qui relate cet incident, le contrôleur d'État formule le souhait que le gouvernement précise mieux sa doctrine sur le point soulevé par la SNECMA.

Après un ultime échange de correspondance, Jean Blancard adresse le projet de directives ministérielles au général Lavaud le 4 juin 1959. C'est ce projet qui constitue, avec quelques modifications qui n'en altèrent pas le fond, la décision du ministre n° 553/EMGA/BT du 10 juin 1959²³.

²³ CAA, carton 110.02.01.013.

Les réserves de l'état-major général des armées (EMGA) n'apparaissent pas dans la décision du ministre. Elles n'ont cependant pas disparu au moment de la création de la SEREB. À quelques jours de la première réunion de l'assemblée générale, durant laquelle les statuts de la société ont été approuvés (le 17 septembre 1959), et qui marque sa naissance, un officier de l'EMGA (le colonel Lévêque ou le général Lavaud lui-même ?) agrafe au projet de convention État-SEREB une note manuscrite avec l'avis suivant :

« Sur le fond, la SEREB paraît destinée à effectuer une bonne partie des travaux qui incombent à une direction technique. Au moment où la Terre et la Marine montrent une réticence extrême à se séparer de leurs établissements constructeurs, l'Air propose d'abandonner même ses organismes de direction.

À défaut d'une représentation directe du ministre ou de l'EMGA dans le conseil d'administration de la nouvelle société, la désignation d'un commissaire du gouvernement devrait être envisagée²⁴. L'indépendance laissée à la SEREB doit conduire inévitablement à la prolifération d'investissements superflus. »²⁵

Le général Lavaud, devenu délégué ministériel pour l'armement, justifie néanmoins sans réticence, quelques années plus tard, les mesures prises en 1959 – bien qu'à sa nomination dans les fonctions de DMA, en 1961, il ait envisagé de supprimer la SEREB, dont l'existence fut efficacement défendue par les ingénieurs de l'Air qui avaient contribué à sa création. Dans une conférence devant les auditeurs de l'IHEDN prononcée le 9 mars 1963, Lavaud affirme ainsi :

« Après deux ans d'expérience à la DMA, nous savons d'une façon absolument certaine que tous les problèmes majeurs de l'armement français dépassaient les capacités des directions techniques. En fait, tout ce qui touche l'atome leur échappe complètement ; tout ce qui touche les engins, presque complètement. [...] C'est, surtout, parce que les directions, dans leur mode actuel, sont liées par des procédures administratives telles qu'elles ne peuvent absolument pas évoluer pour traiter un grand problème. Et c'est si évident que chaque fois qu'un grand problème s'est posé, il n'a jamais pu être donné à une direction technique.

Par exemple, la SEREB a été créée pour traiter les problèmes d'engins, parce qu'aucune des directions techniques existantes n'était capable, à cause de la lourdeur des procédures administratives, de traiter rapidement les problèmes que la SEREB a pu attaquer, je ne dis pas toujours avec succès, mais dans des conditions infiniment meilleures. »²⁶

La décision du ministre du 10 juin 1959 inclut la déclaration préliminaire suivante : « Le ministre des Armées, [...] Considérant que l'étude et la fabrication en France d'un engin sol-sol balistique stratégique ne peuvent aboutir qu'avec une collaboration américaine étroite et continue et qu'il ne saurait être question, au moins dans les premières années de chercher à avoir une technique française qui nous soit propre, décide... » Les mesures qui suivent font une large place aux perspectives de coopération au sein de l'OTAN et autorisent le délégué ministériel pour l'armée de l'Air à créer une société peu nombreuse, constituée de techniciens de premier plan non limités à l'aéronautique et provenant tant de l'administration que d'organismes privés. Le président est désigné. Le DMAA est chargé d'élaborer les statuts de la société et la convention la liant à l'État. Celui-ci doit détenir indirectement la majorité du capital. Sud-Aviation doit disposer d'une majorité relative, pour marquer l'avance de cette société dans le domaine des engins. Enfin, la décision prescrit au DMAA de prendre

²⁴ Cette décision fut effectivement prise dès l'origine.

²⁵ SHAT, dossier 26 R 16.

²⁶ Centre de documentation de l'IHEDN.

toutes les mesures utiles pour guider, suivre et contrôler les travaux de la Société d'engins.

En exécution de ce dernier point, le DMAA décide le 27 juillet 1959 de créer, sous l'autorité du DTIA, un Groupe des engins balistiques (GEB), dirigé par un ingénieur général ou un ingénieur en chef de l'Air. Le rôle que doit jouer cet ingénieur dans le projet d'engin est très comparable à celui des actuels directeurs de programme. La direction du groupe est alors confiée à l'ingénieur en chef Faisandier. Ce groupe, initialement constitué d'ingénieurs de la DTIA, reçut le renfort d'ingénieurs de la DCCAN et d'officiers des trois armées, ce qui témoigne en particulier de l'intention présente dès l'origine d'étudier un missile balistique marin.

La direction du Trésor adresse au ministre des Finances, le 24 juin 1959, les projets d'arrêtés et de décret approuvant les prises de participations des sociétés nationales et de l'ONERA (Office national d'études et de recherches aéronautiques) au capital de la SEREB. La note de présentation du dossier au ministre mentionne le désir de Pierre Guillaumat, ministre des Armées, que la nouvelle société puisse commencer à fonctionner le 1^{er} juillet.

La première réunion du conseil d'administration de la SEREB a lieu le 23 juillet 1959. L'assemblée constitutive aurait dû se réunir quelques jours plus tôt. Les statuts étaient prêts, ainsi que la convention État-SEREB. L'assemblée fut remise à cause de désaccords persistants entre les représentants de l'État et le président ou les actionnaires de la société sur certaines dispositions du projet de convention, au point que le conseil s'est demandé s'il fallait continuer la procédure. Les divergences portaient notamment sur le niveau des salaires des principaux cadres et sur une clause du projet stipulant qu'en raison de son activité, la société s'engageait à accueillir parmi ses actionnaires toute personne physique ou morale dont la participation serait demandée par l'État. Cette clause, qui a néanmoins été maintenue, n'a, semble-t-il, jamais été utilisée par l'État.

Assistent à la réunion du 23 juillet 1959, outre le président, M. Cristofini, et quelques-uns de ses subordonnés, le contrôleur d'État, un contrôleur de l'administration de l'Aéronautique, commissaire du gouvernement, et des représentants des actionnaires : ONERA, Direction des poudres, Nord-Aviation, Sud-Aviation, SNECMA, Générale des avions Marcel Dassault (GAMD), Matra, SEPR (Société d'études de la propulsion par réaction). Le CEA, non mentionné, assiste aux réunions suivantes.

Au cours de la réunion, le représentant de Sud-Aviation s'efforce de limiter le rôle de la SEREB à des avant-projets, l'élaboration des projets proprement dits devant ensuite, selon lui, être confiée à sa société. Il n'est pas suivi par les autres actionnaires. Entre autres sujets sont également évoqués le salaire de certains cadres et la préparation d'une mission aux États-Unis chez Boeing et Lockheed.

Ainsi, avant même la constitution de la société, apparaissent des traits qui marqueront ensuite ses dix ans d'existence. C'est le cas de sa lutte sur deux fronts pour maintenir ou élargir son domaine d'action, vis-à-vis d'une part de l'État, d'autre part de ses sous-traitants, dont les principaux étaient aussi ses actionnaires – notamment Sud-Aviation, dont les dirigeants furent souvent les seuls à se souvenir que les directives ministérielles donnaient à leur société une certaine prééminence en matière d'engins balistiques.

Au cours de sa réunion du 23 juillet, le conseil d'administration formule quelques demandes de modifications du projet de convention État-SEREB, presque toutes acceptées par la DTIA. À la fin du mois d'août, dans une lettre d'information destinée

au ministre des Finances, le contrôleur d'État relève que « L'Air entend limiter très étroitement les pouvoirs de la société. Celle-ci est obligée de demander des autorisations pour un trop grand nombre d'opérations. Il en résulte des risques de dilution des responsabilités et de retard. On comprend le ministre des Armées mais dans ce cas la création de la société ne se justifie pas ». Pour des raisons opposées, le secrétaire d'État à l'Air envisage, lui, de faire approuver la convention par décret, alors que le président de la SEREB souhaite qu'elle reste confidentielle.

La SEREB est finalement constituée le 17 septembre 1959. À la même date, il existe un projet de convention État-SEREB très proche du texte qui ne fut signé par MM. Blancard et Cristofini que le 29 juillet 1960²⁷ : les différences entre les deux textes portent principalement sur le contrôle à exercer par le ministre des Finances sur la société.

Le capital de la SEREB (6 millions de NF) est également réparti (12,5 % chacun) entre les huit actionnaires énumérés précédemment. La nouvelle société de guidage inertiel, la SERNI, constituée par SFENA, SACM et SAGEM, devait également participer au capital. Pour cela, GAMD et Matra devaient lui céder une partie de leurs actions.

On peut résumer ainsi les principales dispositions de la convention :

- l'État se propose de confier à la société la responsabilité des études et fabrications nécessaires à la réalisation d'engins sol-sol balistiques ;
- la société assurera, en qualité de maître d'œuvre, l'étude d'ensemble et la coordination des opérations nécessaires à la réalisation de systèmes d'armes à base d'engins balistiques, ceux-ci comprenant les engins eux-mêmes et leur environnement. Elle devra utiliser au maximum les moyens d'études, de fabrication et d'essai existants. Les nouveaux investissements éventuellement nécessaires seront réalisés hors de la société. L'État passera, avec la société, les marchés nécessaires à la réalisation de la mission de celle-ci, à charge pour la société de traiter avec toutes entreprises ou organismes qualifiés pour les différents actes, fournitures et prestations, que ces contractants soient actionnaires ou non. Lorsque l'État le jugera opportun, les contrats ainsi élaborés avec des tiers par la société pourront être passés directement par l'État ;
- l'État (ministres des Finances et des Armées) exercera un contrôle analogue à celui qu'il exerce sur les sociétés nationales réalisant des armements ;
- pour le contrôle des activités de la société, le ministre des Armées se réserve de suivre de façon permanente les études et travaux poursuivis par la société ou ses sous-traitants et d'approuver les contrats passés à ceux-ci d'un montant supérieur à 250 000 nouveaux francs.

Le DMAA Jean Blancard suit personnellement l'activité de la SEREB à ses débuts. Accompagné de six ingénieurs de haut grade de la DTIA, il se rend le 14 octobre 1959 à Courbevoie, où la SEREB a installé ses premiers bureaux dans une usine de Sud-Aviation. Il se fait longuement exposer l'organisation de la société et l'état de ses travaux²⁸.

²⁷ Cette date unanimement retenue par les organismes concernés est surprenante, car la lettre autorisant le délégué ministériel à l'Air à signer par délégation la convention État-SEREB est émise par ministre le 10 août 1960, en même temps qu'une autre lettre limitant les délégations accordées au DMAA (avec un recours au ministre dans un certain nombre de circonstances : désignation du président de la société, modification des statuts, répartition du capital, notamment). SHAT, dossier 26 R 16.

²⁸ SHAA, carton E2117.

La direction technique de la SEREB est composée d'ingénieurs provenant du ministère des Armées et de divers secteurs de l'industrie, ainsi que de quelques officiers des armées. Elle comporte quatre groupes (études militaires, synthèse, études avancées et méthodes, essais) et un bureau d'études commun.

M. Blancard observe que la démonstration de l'utilité de la SEREB a dû être faite et qu'il a fallu vaincre certaines hésitations avant d'arriver à un accord général. Il estime qu'elle est une organisation indispensable compte tenu de l'importance de la tâche à accomplir. Mais il souligne qu'elle doit rester une structure légère et rappelle que les effectifs actuels, qui semblent dépasser le plafond de 50 ingénieurs fixé pour 1959, n'ont pas encore reçu son approbation.

Après l'exposé des activités en cours, les orateurs de la SEREB estiment qu'ils ont acquis depuis un an des connaissances par eux-mêmes et en ont tiré une quantité substantielle de l'étranger, notamment auprès de Boeing. Pour l'avenir, l'aide américaine semble aléatoire. Il existe en France une base technologique suffisante pour permettre, même si l'aide extérieure n'est pas du même ordre que celle envisagée initialement, de mener à bonne fin dans des conditions raisonnables de prix et de délai le programme d'engin.

Enfin, un exposé complet des aspects industriels est donné par la SEREB, avec indication de la répartition des tâches opérée ou envisagée. Nombre d'industriels compétents ont été identifiés mais, pour la centrale inertielle, les possibilités sont encore très imprécises.

M. Blancard souligne que le rôle fondamental de la SEREB consiste à répartir sur l'ensemble de l'industrie les tâches d'étude et de réalisation du système d'armes. À l'exemple de ce qui s'est fait pour l'énergie nucléaire, elle doit faire appel à toutes les ressources industrielles de la nation. Le problème de l'engin est sensiblement du même ordre de grandeur. La SEREB devra justifier ses propositions de choix industriels. M. Blancard tient à contrôler personnellement la politique industrielle du département de l'Air et s'attache particulièrement aux options qu'implique le programme SSBS. Les propositions de la SEREB concernant les choix motivés des sous-traitants principaux doivent lui être soumises.

Dans une lettre du 2 décembre 1959²⁹, le contrôleur d'État auprès de la SEREB dresse pour le ministre des Finances le bilan des six premiers mois de fonctionnement de la société. Ce bilan reflète sans doute pour une part le point de vue de son président quand il expose que l'avenir de la société est loin d'être assuré et que « le secrétaire d'État à l'Air, en effet, après avoir souhaité la création de cette société pour donner aux contrats qu'elle passera avec l'étranger le caractère de marchés privés, la tient si étroitement en tutelle et intervient si fréquemment dans sa gestion non pas seulement pour contrôler les décisions mais pour imposer ses solutions, même quand il s'agit de questions mineures de fixation des traitements ou de désignation de personnel de rang moyen, qu'on peut se demander s'il ne regrette pas son initiative et n'envisage pas de confier à ses propres services une tâche qui d'ailleurs rentre dans leurs attributions habituelles. »

Pour ce qui est des activités de la société, le contrôleur d'État précise qu'aucune décision vraiment importante concernant le choix des engins IRBM et celui des sous-traitants n'a encore été prise, que trois sociétés prétendent être chargées du rôle de maître d'œuvre pour la propulsion, et qu'il existe des difficultés semblables en matière de guidage et de pilotage.

²⁹ Centre d'archives économiques et financières, carton B 13210.

Au début de 1960 néanmoins, de nombreux choix industriels sont faits. Les sous-contrats passés par la SEREB, au titre d'un marché-cadre de la DTIA, ont été approuvés par celle-ci. Les sous-traitants choisis sont pour la plupart des actionnaires de la SEREB. Les principaux sont :

- pour la propulsion : Direction des poudres, Nord-Aviation, Sud-Aviation, SNECMA, SEPR pour les propulseurs à propergol solide et l'établissement de Vernon de la DEFA pour les propulseurs biliquides ;
- pour le guidage : SERNI (filiale commune de SACM, SFENA, SAGEM, dissoute dès 1961) et LCT ;
- pour le pilotage : GAMD, Air Équipement et SFENA ;
- pour le cône de rentrée et pour les véhicules d'essai : Sud-Aviation ;
- pour la recherche : l'ONERA.

Les essais en vol des engins devaient avoir lieu sur le polygone de tir du Sahara. Pour les essais au sol des propulseurs à poudres et pour la préparation de leurs enveloppes, leur finition après chargement et l'assemblage préliminaire des engins avant envoi au Sahara, des investissements nouveaux étaient nécessaires.

Le directeur de la DTIA avait clairement indiqué au président de la SEREB sa façon de voir ces investissements, au cours d'une réunion tenue le 24 octobre 1959 : ils devaient être implantés sur un terrain proche de l'usine de chargement de la Direction des poudres située à Saint-Médard-en-Jalles (Gironde) ; les investissements à caractère industriel étaient à réaliser par la SEREB ; les moyens d'essai étaient à réaliser et seraient mis en œuvre par la DTIA, comme pour les moteurs d'avions. Ces principes ont été pour l'essentiel suivis. Pour les essais au sol des propulseurs biliquides, l'établissement de Vernon aurait à réaliser des bancs supplémentaires.

La structuration des études de base destinées à maîtriser les techniques des engins balistiques pour mettre la SEREB en mesure de concevoir les systèmes militaires proprement dits a été activée et facilitée par la décision du gouvernement d'élaborer une loi de programme pluriannuelle d'équipement militaire.

Le besoin d'une telle loi a été reconnu à la fin du mois de novembre 1959. La probabilité que la guerre d'Algérie pèserait lourd sur le budget militaire tout au long de la période de la future loi (1960-1964) conduisait le gouvernement à plafonner assez strictement les ressources à consacrer aux missiles balistiques, et ce d'autant plus que l'effort financier nécessaire pour les études et les investissements (notamment pour la séparation isotopique de l'uranium et pour la production de tritium) destinés aux charges thermonucléaires, charges qui étaient la raison d'être du programme de missiles, était déjà considérable. La nécessité d'une aide étrangère ou d'une coopération internationale pour la réalisation de ce programme était une nouvelle fois affirmée, afin d'en limiter le coût.

Dans son discours prononcé devant les auditeurs de l'École militaire le 3 novembre 1959, le général de Gaulle déclarait ainsi que la France devait avoir une force de frappe nationale, mais n'excluait pas de l'acheter.

Vers la création de structures industrielles et étatiques lourdes pour la réalisation de programmes purement nationaux

L'idée d'une loi de programmation militaire a pris corps en même temps que l'on prenait conscience de la vanité de l'espoir d'une aide américaine substantielle. La perspective de programmes de missiles purement nationaux telle qu'elle apparaissait

après la réussite de la première explosion nucléaire française imposait à la fois une modification des caractéristiques des missiles à réaliser et un renforcement des capacités d'invention de nos industries. La constitution d'équipes de maîtrise d'œuvre aux divers niveaux des systèmes à réaliser apparut comme impérative.

Après une réunion du Comité technique des programmes tenue le 29 janvier 1960, le chef d'état-major général des armées demande le 16 février au délégué ministériel pour l'armée de l'Air³⁰ de faire établir et proposer les grandes lignes d'un programme, dont il indique l'esprit, visant à réaliser un engin balistique adapté aux possibilités françaises. Une annexe à la lettre indique les caractéristiques de l'engin à construire ainsi que les ressources que lui réservait le projet de loi de programme, à savoir 55 millions de nouveaux francs en 1960 et 120 millions de 1961 à 1964, soit un total de 535 millions. Des ressources non précisées étaient prévues pour les études et investissements de la Direction des poudres, dont une partie pourrait être réaffectée aux engins si la propulsion liquide, réputée beaucoup moins chère, était retenue. La loi, élaborée au premier semestre 1960 et présentée au Parlement durant le second, réservait finalement 770 millions de nouveaux francs aux engins spéciaux (balistiques et tactiques), 225 millions à leur propulsion et 225 millions au champ de tir. Elle fut adoptée le 8 décembre 1960.

En avril 1960, Jean Blancard donne au directeur de la DTIA ses directives pour le recentrage des activités et de l'organisation de la SEREB³¹. Après avoir rappelé qu'il avait été personnellement favorable à la création de la SEREB, contre l'avis du général Lavaud, il affirme que dès le début son président, « parti pour la gloire », a voulu lui donner une tournure qu'il n'a pas approuvée ; il a dû écrire à M. Cristofini pour limiter à cinquante le nombre de ses ingénieurs. D'autres lettres ont suivi pour rappeler à la SEREB quel devait être son rôle, mais J. Blancard regrette de n'être pas compris. Il constate que la société dispose d'un Groupe installation et emploi de sept ingénieurs, dont un ingénieur en chef des Ponts et chaussées, alors que le Groupe coordination, qui, à ses yeux, est la cellule fondamentale, ne compte que deux ingénieurs. Pour lui, il est plus urgent de fabriquer l'engin que de couler du béton dont le besoin est encore nébuleux. En conclusion, J. Blancard considère qu'une révision complète de la SEREB et une redistribution de ses ingénieurs s'imposent.

Le 10 mai 1960, tout en approuvant l'orientation générale du programme balistique – et notamment le mode de contrôle de la SEREB – que le délégué ministériel pour l'armée de l'Air lui a proposée, Pierre Messmer, ministre des Armées, lui indique dans sa réponse³² (sous le timbre de l'état-major général des armées-bureau technique) les réserves et compléments qui lui paraissent nécessaires dans le cadre de la politique voulue par le gouvernement et des moyens du pays.

Pour ce qui est de la SEREB, le ministre la juge utile à condition d'être judicieusement utilisée. Il affirme qu'il ne revient pas à la société de définir elle-même l'objet de ses travaux. Les armées devraient trouver en leur sein les moyens nécessaires à l'appréciation et à la définition des programmes. Le recrutement de la SEREB auprès des différents corps d'ingénieurs militaires conduit P. Messmer à penser que la mise en place au sein de la DTIA d'une équipe de direction efficace des programmes balistiques serait possible et sans doute souhaitable.

³⁰ SHAA, carton E 2117.

³¹ *Ibid.*

³² *Ibid.*

Sur le plan industriel, le ministre comprend la nécessité de regroupements, mais indique qu'il faut autant que possible éviter la création de sociétés nouvelles, qui coûtent cher et qui risquent de servir de paravents commodes à des partages d'intérêts étrangers au bien public.

Le ministre rappelle enfin que la décision du 4 août 1958 de son prédécesseur définissant le rôle des directions techniques intervenant dans les études d'engins ne peut être considérée comme un blanc-seing générateur d'indépendance dangereuse, les programmes d'engins balistiques débordant d'ailleurs largement le cadre de ces directions.

Parmi les raisons qui ont retardé jusqu'au 29 juillet 1960 la signature de la convention État-SEREB, les principales résident probablement dans la poursuite des discussions entre le ministère des Armées et celui des Finances et des Affaires économiques, comme en témoigne la longue lettre qu'adresse le 12 mai 1960 le premier au second. Cette lettre, signée pour le ministre par le DMAA, qui montre l'intérêt que le ministère des Finances portait aux structures de l'industrie, décrit dans le détail la répartition des activités en matière d'engins balistiques, justifiant la répartition proposée du capital de la SEREB³³.

Cette lettre, adressée à M. Baumgartner, développe en fait une première réponse à une lettre de son prédécesseur, Antoine Pinay, datée du 23 octobre 1959, par laquelle le ministre des Finances subordonnait son accord sur la convention à l'obtention de pouvoirs de contrôle pour son ministère sur la nouvelle société ainsi que d'informations précises sur les structures industrielles que la Défense entendait mettre sur pied en matière d'engins balistiques.

La lettre avait été précédée d'entretiens entre la direction du Trésor et le cabinet du délégué ministériel à l'Air. Dans une fiche suivant un de ces entretiens, au cours duquel la délégation ministérielle à l'Air avait fait part de l'intention du délégué de créer deux sociétés de maîtrise d'œuvre, l'une pour la propulsion, l'autre pour le guidage, le fonctionnaire du Trésor écrivait à l'intention de son ministre : « Ces modifications visent manifestement à ôter à la SEREB toute possibilité d'autonomie, mais il n'est pas prouvé que cette nouvelle structure ne soit pas préférable à l'ancienne. »³⁴

Des motivations de pouvoir n'étaient probablement pas absentes des intentions du délégué à l'Air et de la DTIA, mais elles comptaient certainement moins que leur conviction : pour eux, les raisons qui leur avaient fait considérer comme nécessaire la création d'un maître d'œuvre d'ensemble d'un système d'engins balistiques valaient tout autant au niveau des grands sous-ensembles ou sous-systèmes, notamment lorsque ces éléments comportaient une grande part de techniques nouvelles qu'aucune société industrielle existante n'était en mesure de maîtriser, faute d'une structure ou d'une dimension adéquate.

Le DMAA indique, dans sa réponse, que pour réduire à la fois les coûts très élevés et les longs délais des programmes d'engins, qui font appel à des techniques presque entièrement nouvelles pour l'industrie française, il convient de rechercher la meilleure utilisation de ses moyens. L'expérience étrangère démontre que la meilleure méthode est de choisir un maître d'œuvre chargé de la définition globale de l'engin, de la répartition et de l'harmonisation des tâches ainsi que du contrôle de leur exécution. Les administrations techniques ne sont pas outillées pour assurer elles-mêmes ce rôle dans les conditions de souplesse et d'efficacité nécessaires. À l'inverse, compte tenu de la grande nouveauté des techniques requises, aucune entre-

³³ *Ibid.*

³⁴ Centre d'archives économiques et financières, carton B13210.

prise existante n'est susceptible d'assurer convenablement ce rôle. En conséquence, il a été jugé préférable de confier la fonction de maître d'œuvre à une société spéciale créée à cet effet.

Le capital de la SEREB devait être modifié pour mieux refléter l'importance relative des sous-maîtres d'œuvre en cours de constitution – notamment la SERNI, pour le guidage inertiel, et une société d'études de propulsion qui devait regrouper à la fois le Service des poudres et les grandes sociétés chimiques, ainsi que des sociétés aéronautiques ou de propulsion par fusée choisies en fonction de leurs réalisations et de leurs compétences.

La SERNI eut une vie courte, la SAGEM assurant finalement seule la responsabilité des centrales inertielles, après avoir bénéficié dans ses murs du concours imposé d'une équipe d'ingénieurs de la SEREB. Lors de la dissolution de la SERNI, qui suivit de peu le départ de Jean Blancard consécutif à la création de la délégation ministérielle pour l'armement, les investissements d'essais de la société en cours d'installation ou en attente de livraison se retrouvèrent sans destination. Le chef du Département engins les proposa au LRBA, qui ne les accepta qu'avec réticence³⁵, car l'expérimentation de matériels autres que les siens n'était pas dans ses habitudes. C'est ainsi que naquit le Centre d'évaluation de matériels de navigation par inertie (pour aéronefs, missiles ou sous-marins) du LRBA, qui joua un rôle déterminant dans la maîtrise par la France de cette technique.

La SEP (Société européenne de propulsion), elle, ne vit le jour que dix ans plus tard, avec des périmètres d'activités et de capital très différents de ceux envisagés en 1960 pour une société de propulsion. Les propulseurs des engins du programme d'études de base et les missiles balistiques de première génération furent réalisés par une structure industrielle encore très éclatée, comprenant :

- l'établissement de Vernon de la DEFA, pour les propulseurs à liquides stockables (la SEPR s'était vu confier en parallèle les premiers travaux de propulsion cryogénique) ;
- le Service des poudres (ensuite Direction des poudres) pour les chargements en propergols solides ;
- le groupement Nord-Aviation-SNECMA (NORMA, filiale commune des deux sociétés) pour les propulseurs à poudre dotés de structures métalliques et de quatre tuyères rotatives ;
- le groupement Sud-Aviation-SEPR pour les propulseurs à poudre dont la structure était en composite filamentaire et la tuyère fixe avec dispositif de pilotage par injection de fluide.

La SEREB avait constitué un Groupe d'étude de propulsion que la DTEn (Direction technique des engins) jugeait pléthorique et qui fit souvent office de sous-maître d'œuvre de fait des propulseurs, malgré les efforts de l'administration pour créer des groupements industriels pour jouer ce rôle. Cette ambiguïté perturba le début du développement des propulseurs et constitua pour la DTEn une des raisons de souhaiter une modification générale du rôle de la SEREB.

Il est vrai que les groupements industriels constitués dans le domaine de la propulsion ne surent pas toujours rendre les services que le ministère des Armées attendait d'eux. Ainsi, le 22 décembre 1965, après deux échecs en vol d'engins expérimentaux du programme SSBS imputables aux tuyères du premier étage, l'ingénieur

³⁵ Indication fournie lors d'un dîner-débat du 6 novembre 1991 par Pierre Soufflet.

général Pierre Soufflet, directeur technique des engins, écrit aux présidents des sociétés Nord-Aviation, SNECMA et NORMA pour constater qu'elles n'ont pas joué leur rôle et pour leur donner des directives d'organisation et de méthode³⁶. Il conclut : « À court terme, et en attendant qu'une organisation efficace Nord-Aviation-SNECMA se dessine, je suis amené, devant l'urgence des problèmes à résoudre, à faire appel à la SEREB qui a déjà montré dans des situations antérieures tout le dynamisme dont elle pouvait faire preuve pour surmonter les difficultés. Jusqu'à obtention de résultats satisfaisants [...], la SEREB prendra la direction effective des travaux sur les tuyères des propulseurs 901-902-903-904 (pour engins SSBS et MSBS) ». Il précise ensuite les responsabilités confiées pour un temps à la SEREB. Cette intervention de la DTEn dans une situation d'urgence, que la nature des contrats (en régie pure) autorisait, est une bonne illustration de son mode d'action avant qu'elle ne reprenne, un an après, la passation des contrats de propulsion.

La SEREB conserva la sous-maîtrise d'œuvre des chaînes fonctionnelles des engins : guidage (fonction calcul notamment), pilotage (ensemble des organes de commande et de puissance, chaque organe étant commandé à un sous-traitant), séquentiel (ensemble des organes de commande ou de puissance des événements discrets, pyrotechnie notamment), chaînes expérimentales (télémesures, trajectographie, télédestruction).

Les établissements de Nord-Aviation et Sud-Aviation eurent la responsabilité de sous-maîtrise d'œuvre des sous-ensembles d'engins autres que les propulseurs : corps de rentrée, case des équipements recevant les équipements centraux des engins (guidage et pilotage notamment), compléments des étages propulsifs.

Ces structures industrielles menèrent à bien les activités couvertes par la première loi de programmation d'équipement militaire, puis, avec quelques changements, celles couvertes par la deuxième loi (1965-1970), qui correspondent à la mise en œuvre des grandes décisions du printemps 1963 relatives à la réalisation des systèmes MSBS et SSBS de première génération.

Parallèlement, les structures étatiques connurent deux mutations majeures avec la création de la délégation ministérielle pour l'armement en 1961, comprenant dans son sein un Département engins, et celle de la Direction techniques des engins en 1965. Dès 1960, la légèreté des services du ministère des Armées chargés de la direction et du contrôle de programmes d'engins balistiques provoquait une insatisfaction manifeste. Aussi n'est-il pas surprenant que les engins figurent en bonne place dans les motifs de création de la DMA.

En présentant aux auditeurs de l'IHEDN, moins de trois mois après cette création, les raisons qui l'avaient motivée, le général Lavaud mettait au premier rang la nécessité absolue de mettre en commun de tous les efforts, de les faire converger pour permettre des réalisations effectives dans trois domaines majeurs : l'atome, les engins et l'électronique³⁷. Il estimait nécessaire que les quatre directions classiques concernées par les engins – la Direction des poudres, la DEFA, la DCCAN et la DTIA – soient coiffées en la matière par une même autorité. Il affirmait aussi que la création d'un Département engins ne pouvait être qu'une première étape et qu'il fallait rapidement le transformer en une véritable direction technique.

³⁶ CAA, carton 110.02.03.05.5.

³⁷ Centre de documentation de l'IHEDN.

LA STABILISATION DES STRUCTURES ETATIQUES ET INDUSTRIELLES PENDANT LA REALISATION DES PREMIERS GRANDS PROGRAMMES (1962-1970)

Les structures de réalisation des premiers programmes

L'arrêté du 22 juin 1961 portant organisation et fixant les attributions de la délégation ministérielle pour l'armement créée par décret du 5 avril 1961 décrit succinctement l'organisation du Département engins. Celui-ci, dont la direction est confiée à l'ingénieur en chef de l'Air Pierre Soufflet et qui est pour l'essentiel composé des personnels du GEB de la DTIA, transférés de la Cité de l'Air au boulevard Saint-Germain, comprend, outre des services administratifs, trois bureaux : un Bureau technique à vocation technologique, un Bureau engins balistiques et un Bureau engins non balistiques chargés des programmes.

Le Département engins devient la Direction technique des engins (DTEn) en août 1965, avec un Service technique des engins, aux missions centrées sur les engins stratégiques. Ce changement d'appellation, accompagné d'un déménagement du boulevard Saint-Germain à Puteaux, dans des bureaux installés dans l'ancien Arsenal, ne se traduit pas par un changement soudain de mode de travail vis-à-vis de la SEREB. La délocalisation de ses services fait néanmoins perdre à la DTEn un peu de son rôle de conseiller auprès du délégué ministériel.

Le Service technique des engins tactiques est créé en 1970 au sein de la DTEn, que rejoint en 1973, sous l'appellation de Service technique des poudres et explosifs (STPE), la partie restée étatique de la Direction des poudres – la partie industrielle constituant la Société nationale des poudres et explosifs.

Cette montée en puissance parallèle, d'une part des services techniques de l'État chargés des missiles balistiques, d'autre part de la SEREB et de nouveaux secteurs industriels, que la croissance des budgets rendait nécessaire, a eu pour conséquence une modification progressive des liens contractuels entre l'État et l'industrie pour la réalisation des programmes d'engins. Durant les années 1960, le réajustement le plus marqué eut lieu après les décisions de lancement des programmes majeurs, au moment où se constituait la nouvelle DTEn.

Le 25 octobre 1963, répondant à une lettre du président de la SEREB demandant l'autorisation de nommer de nouveaux directeurs, le délégué ministériel pour l'Armement écrit notamment :

« Je saisis cette occasion pour vous faire part de mes intentions au sujet de l'avenir de votre société et pour vous donner les directives correspondantes.

L'avenir de votre société repose au premier chef sur les services que vous avez rendus et que vous serez amenés à rendre au profit de l'État. Ces services sont dès à présent considérables comme le montre l'importance aujourd'hui atteinte par la SEREB. Pour l'avenir ils doivent être situés par rapport d'une part aux interventions normales de l'administration dans la conduite des programmes, d'autre part, à la place qui peut vous être dévolue dans l'ensemble des organismes techniques et industriels travaillant au profit de l'armement.

Les interventions de l'administration dans la conduite des programmes d'armement sont actuellement étudiées au sein d'une réforme d'ensemble des structures et des méthodes de la DMA [...].

Une direction des engins assurera notamment la conduite des programmes d'engins balistiques et spatiaux. Ceci exclut l'attribution à votre société d'un monopole qui rendrait inopérantes les interventions de la direction projetée. Cette position de principe laisse inchangées les maîtrises d'œuvre sous mandat de l'État qui vous sont confiées, et que je

vous demande de mener à bien dans le cadre des contrats et conventions qui nous lient, pour quatre programmes importants :

- études balistiques de base ;
- engin SSBS et son déploiement ;
- engin MSBS ;
- lanceur de satellite Diamant. »³⁸

Le DMA rappelle ensuite que l'exécution en direct par la SEREB de travaux de fabrication est contraire à l'esprit et à la lettre des décisions qui sont à l'origine de sa création. Il estime que l'activité de bureau d'études techniques travaillant en appui de la Direction des engins lui ouvre un champ d'action considérable.

Quant aux effectifs de la SEREB (alors de 457 personnes, dont 219 ingénieurs), il estime qu'il serait prudent de songer à les limiter.

Le tableau ci-après illustre en effet la croissance de la SEREB de 1960 à 1964³⁹ :

	1960	1961	1962	1963	1964
Montants des crédits reçus	100	164	295	360	530
Montants des frais propres	4,7	6,3	9,9	17,0	27
Effectif total	115	150	220	410	600

L'effectif total atteint 1038 personnes à la fin de 1967 et plus de 1100 en 1969. Les effectifs du Département engins, entre sa création en 1961 et 1964, sont passés de 12 personnes, dont 9 ingénieurs ou officiers, à 32 personnes, dont 21 ingénieurs ou officiers.

Trois mois plus tard (le 13 janvier 1964), dans une note interne sur la politique à long terme en matière d'organisation industrielle des études et fabrications d'engins balistiques en France⁴⁰, le Département engins s'interroge de façon plus radicale sur l'avenir de la SEREB.

La note affirme en préambule que, de 1960 à 1963, toute l'organisation des études et fabrications d'engins balistiques en France a reposé sur la SEREB et que, pour se rendre indispensable et mieux assurer sa survie, elle s'emploie à donner le moins possible de responsabilités d'ensemble à ses sous-traitants en morcelant les sous-contrats.

Le Département engins rappelle ensuite que la DMA n'a pas fait pour la SEREB un choix comparable à une organisation de type CEA ou CNES (Centre national d'études spatiales), mais a, au contraire, affirmé dès le début de 1963 sa volonté de créer une Direction des engins balistiques et spatiaux au sein de l'administration. Cette décision condamne, selon lui, à terme la SEREB. Une Direction des engins ne peut se concevoir en effet que si elle a plusieurs maîtres d'œuvre en face d'elle.

Diverses solutions sont envisagées pour le devenir de la SEREB : l'absorption par la future DTEn apparaît comme la plus logique, mais les questions de statuts des personnels la rendent irréaliste ; reste la fusion avec d'autres sociétés : diverses hypothèses sont avancées, mais aucune n'émerge comme étant la meilleure.

Le Département des engins (DEN) rappelle également les efforts qu'il a conduits pour constituer de véritables sous-maîtres d'œuvre, voire des maîtres d'œuvre, avec

³⁸ CAA, carton 110.09.01.02.4.

³⁹ Les montants sont donnés en millions de francs.

⁴⁰ CAA, carton 110.09.01.02.4.

le groupement Sud-Aviation-SEPR pour des engins complets⁴¹, les propulseurs à propergol solide et enveloppe en fil bobiné⁴² et les propulseurs oxygène et hydrogène liquides, ainsi que le groupement Nord-Aviation-SNECMA (NORMA) pour les gros propulseurs à poudre à enveloppe métallique.

Les restructurations industrielles des années 1970

Les problèmes de politique industrielle évoqués par la note précitée ne trouvèrent guère de solution avant la fin du développement des missiles de première génération, avec la création de deux sociétés : la Société nationale industrielle aérospatiale (SNIAS, plus tard appelée simplement Aérospatiale), qui réunit à partir du 1^{er} janvier 1970 Sud-Aviation, Nord-Aviation et la SEREB, et la Société européenne de propulsion (SEP), qui résulte de la réunion, à partir du 1^{er} juin 1969, de la SEPR, de la Division engins-Espace de la SNECMA et du groupement NORMA, puis, en 1971, de la partie industrielle du LRBA de Vernon – création suivie par la constitution, le 1^{er} octobre 1972, du groupement d'intérêt économique G2P (Groupement pour les gros propulseurs à poudre) entre la SEP et la SNPE (Société nationale des poudres et explosifs). La constitution de ces deux grands ensembles résulta d'une longue maturation.

Au début de 1965, à quelques mois de la création de la Direction des engins, P. Messmer, ministre de la Défense, reçoit M. Cristofini, président de la SEREB, pour l'informer de ses intentions et charge le général Lavaud, délégué ministériel pour l'armement, de la confirmation des termes de l'entretien. Dans une lettre datée du 4 mars 1965, le DMA écrit au président de la SEREB⁴³:

« Le ministre me charge de préciser et de compléter les directives qu'il vous a données lors de l'entrevue du 11 janvier dernier, pour éviter tout malentendu et vous permettre d'orienter en conséquence les activités futures de votre société. Le domaine des responsabilités de la SEREB se situait jusqu'ici à mi-chemin entre celui d'une direction technique de l'armement et celui d'un constructeur de matériel ; le développement du Département engins de la DMA conduit à choisir entre deux voies : rapprocher la SEREB de l'administration ou la rapprocher de l'industrie. Pour de multiples raisons et en particulier pour éviter que l'administration n'ait à recréer en son sein des équipes de techniciens qui feraient double emploi avec celles de votre société, et en vue d'assurer aux sociétés de constructions aéronautiques un plan de charge suffisant, c'est la première voie que j'ai retenue. L'activité à long terme de votre société doit donc être recherchée dans une assistance technique du Département engins, du type de celle qui vous a été proposée pour le développement du lanceur hydrogène-oxygène liquide, c'est-à-dire :

- préparation des avant-projets et des dossiers de calculs dans la phase de conception ;
- intégration et gestion technique dans la phase de réalisation. »

Le DMA précise en outre que le contrôle de gestion de la société par l'État continuera à s'exercer selon le protocole en vigueur, que le CAPE (Centre d'achèvement des propulseurs et engins), futur centre officiel d'essais au sol, sera rattaché au Département engins et enfin que la SEREB doit limiter son activité et s'appuyer sur les sociétés Nord-Aviation et Sud-Aviation. La liste des contrats que le Département engins entend passer directement est annexée à la lettre.

⁴¹ Il était envisagé de lui confier dans un délai de l'ordre de deux ans la maîtrise d'œuvre d'ensemble du programme MSBS.

⁴² Activité dans laquelle le groupement eut un rôle durable.

⁴³ Centre d'archives économiques et financières, carton B 13210

Les discussions parfois vives entre la DMA et la SEREB trouvent leur écho au conseil d'administration de la société lors de ses réunions du second semestre 1963 et du premier semestre 1964. Les sociétés à la fois actionnaires et sous-traitantes de la SEREB, en premier lieu Sud-Aviation, s'inquiètent de la croissance des effectifs de la SEREB et du fait que tous les efforts ne sont pas toujours faits pour éviter les doubles emplois et pour confier aux coopérateurs des tâches majeures. M. Cristofini doit dresser l'historique de la SEREB depuis l'origine et énumérer les responsabilités de sous-maîtres d'œuvre confiées à ses sous-traitants. M. Vallières, qui représente la Générale des avions Marcel Dassault, société qui, dans les programmes de la SEREB, a surtout une responsabilité d'équipementier, mais qui a une expérience de maîtrise d'œuvre de missiles pour l'exportation, estime que la SEREB ne doit pas faire ce que peuvent faire les coopérateurs, mais que la responsabilité du maître d'œuvre dans le montage final et les essais de l'engin complet ne souffre pas de discussion.

Quelques mois plus tôt, le général Puget, président de Sud-Aviation, s'était plaint en des termes vifs auprès de celui de la SEREB du développement des activités de celle-ci au détriment de Sud-Aviation ; il faisait part en termes semblables de ses doléances au DMA lui-même, lui écrivant en particulier⁴⁴ :

« J'ai soulevé au conseil le problème des relations entre la SEREB et ses coopérateurs. C'est qu'en effet, la tendance est de transformer la SEREB, non plus en organisme d'études, mais de réalisations ; en fait, la SEREB met à l'instruction de nombreux personnels pour constituer ses propres équipes de montage, manutention et essais des sous-ensembles confiés aux industriels. [...]

Le domaine de Saint-Aubin⁴⁵ nous paraît bien cher ! Il est nécessaire de donner un coup de frein, sinon nous irons à des conflits violents.

Je ne puis pas comprendre que Cristofini ait aujourd'hui la prétention de faire à notre place, et au prix de dépenses nouvelles et inutiles, notre travail d'industriel. »

La politique de reconquête de son pouvoir de direction des programmes balistiques menée par la DMA/DTE, notamment par la reprise sous forme de marchés directs des sous-contrats de la SEREB, conduit la société elle-même à s'interroger sur son statut et à évoquer l'éventualité d'évolutions majeures. Son président le fait notamment en des termes identiques dans deux lettres adressées au ministre des Armées et au DMA datées du 16 novembre 1966⁴⁶.

Il y rappelle qu'au début de 1965, le ministre lui avait demandé de faciliter le transfert de sa société à la future DTE d'une grande part des responsabilités administratives et financières exercées alors par la SEREB dans les programmes d'engins balistiques.

Il dresse ensuite un sombre tableau des contrats qui ne sont plus gérés par la SEREB : impossibilité pour la SEREB de continuer à jouer un rôle technique par manque de retour d'informations, dilution des responsabilités des coopérateurs dans le domaine de la propulsion. Il prédit en conséquence l'échec probable des programmes en cause et la fuite vers d'autres secteurs de l'élite des équipes techniques de la SEREB.

Pour éviter ces périls annoncés, il propose soit la création d'un Office regroupant la DTE et la SEREB sous la tutelle d'une direction de la DMA, soit l'intégration de la SEREB dans une société nationale dont elle constituerait la Direction technique de la

⁴⁴ CAA, fonds 022/312, carton 70.

⁴⁵ Près de Bordeaux, où était construit un ensemble hôtelier pour les personnels de passages et des maisons pour les résidents.

⁴⁶ CAA, fonds 022/312, carton 70.

Division engins balistiques et spatiaux⁴⁷. Il insiste en conclusion sur l'urgence d'une solution, qui implique son effacement personnel, en raison du moral des équipes techniques, profondément affecté par l'incertitude sur leur mission.

À la fin de 1966, le gouvernement annonce une restructuration de l'industrie aérospatiale nationalisée, avec une spécialisation de Sud-Aviation dans les études et les réalisations d'aéronefs et un regroupement dans Nord-Aviation des activités en matière d'engins. Des transferts d'établissements entre les deux sociétés devaient en résulter. Dans ce schéma, la SEREB devait naturellement, pour sa plus grande part, être intégrée dans Nord-Aviation. Dans une déclaration devant l'Assemblée nationale, le 14 juin 1967, le ministre des Armées confirme l'orientation des études de restructuration industrielle :

« Afin de concentrer les responsabilités des programmes d'engins, il sera constitué un puissant bureau d'études regroupant les moyens de Sud-Aviation et de Nord-Aviation spécialisés dans les études de gros et de petits engins. À ceux-ci pourra se joindre une partie de la SEREB dont l'autre partie continuera à assister la Délégation ministérielle pour l'armement en vue de la définition et de la gestion des programmes. Autour de ce bureau d'études seront regroupés des établissements⁴⁸ [...] dont l'activité principale est la fabrication d'engins [...] »⁴⁹

Dans le courant de l'été 1967 des mesures d'organisation interne sont préparées par la direction de la SEREB et annoncées au conseil d'administration de la société le 20 octobre 1967, en prévision des regroupements prévus par le ministre.

Parallèlement, le 27 octobre 1967, sur proposition du ministre de l'Économie et des Finances, le ministre des Armées crée un groupe de travail interministériel (Armées, Finances, Industrie, Transports, Plan et Aménagement du territoire) chargé d'examiner l'ensemble des problèmes posés par la réorganisation de l'industrie aéronautique⁵⁰. Le groupe de travail, qui tient de nombreuses réunions au premier trimestre 1968, décide d'examiner en priorité le problème qui lui paraît le plus important, à savoir la situation des sociétés Sud-Aviation, Nord-Aviation et SEREB. Son rapport provisoire, remis le 28 mars 1968, conclut à la nécessité de rassembler ces sociétés « dans un seul groupe industriel qui bénéficierait ainsi des avantages d'une diversification de ses activités et d'une plus grande puissance économique sur le marché mondial ».

Les mois qui suivent sont consacrés à préciser ces orientations nouvelles, assez différentes de celles annoncées précédemment par le ministre des Armées.

Finalement, le principe de la fusion des trois sociétés est approuvé par le Conseil des ministres du 19 février 1969. Le communiqué publié à l'issue du Conseil⁵¹ souligne en particulier le fait que la nouvelle société aura une dimension comparable aux grandes sociétés aéronautiques britanniques et fixe à 1970 la date de la fusion effective. La naissance de la nouvelle société a lieu le 1^{er} janvier 1970, après plusieurs mois de préparation intense tant de la part des sociétés que de l'administration (modification du capital, définition de nouvelles structures, choix des hommes). La SEREB est pour l'essentiel transformée en Division des systèmes balistiques et spatiaux (DSBS) de la nouvelle Société nationale industrielle aéronautique et spatiale (SNIAS). Les moyens industriels de la nouvelle société à vocation balistique et spatiale sont regroupés dans trois établissements : Les Mureaux, Aquitaine et Cannes,

⁴⁷ En 1970, elle devient en réalité la Division des systèmes et engins spatiaux de la SNIAS.

⁴⁸ Y compris certains établissements de la DMA, CAA, fonds DPAI, carton 431.

⁴⁹ CAA, fonds 022/312, carton 70.

⁵⁰ CAA, fonds 022/325, carton 114.

⁵¹ *Ibid.*

dont les effectifs, comme ceux de la DSBS, sont de l'ordre de 1 000 personnes chacun.

La restructuration de l'industrie des propulseurs pour missiles balistiques ne demanda pas moins de temps que celle des systèmes et cellules.

Concernant l'organisation industrielle mise en place, on ne peut manquer de souligner une particularité française : la séparation du motoriste et du fabricant de propulseurs. Dans tous les autres pays, ces deux métiers sont exercés par un seul et même organisme ou industriel. Il en va de même pour les fonctions de munitionnaire et de fabricant de poudres et explosifs. La situation française, conséquence de l'existence du monopole des poudres, n'amenait guère de difficultés pour la fabrication des chargements en blocs libres. Dans ce cas, les responsabilités sont faciles à séparer et il est possible de procéder à un contrôle des chargements réalisés et à la réception par lots à l'aide de tirs effectués dans des propulseurs de recette (ou bombes), qui permettent de vérifier la tenue des spécifications imposées. En revanche, la situation est beaucoup plus délicate dans le cas de chargements de dimensions plus importantes où la notion de lot perd son sens, et *a fortiori* dans le cas des chargements moulés-collés élaborés directement dans l'enveloppe du propulseur fournie par le motoriste munie des protections thermiques. Il est alors très difficile de préciser les responsabilités de chacun.

Dans ce contexte, la prise en compte par le poudrier des contraintes du motoriste, et réciproquement, n'est pas facilitée. La volonté de chacun de s'assurer par ses propres essais de la qualité de ses fournitures conduit à des coûts et des délais supplémentaires. Enfin, en cas d'incident, chacun est tenté de procéder à une analyse « partisane » : l'origine de certains incidents difficiles à interpréter peut être recherchée de préférence dans la prestation de l'autre. Cet état d'esprit peut du reste être favorable, puisqu'il conduit à élargir la recherche des causes de l'incident, sans s'arrêter à la première explication avancée.

Les résultats obtenus par cette organisation particulière montrent finalement que le système français n'est pas un handicap insurmontable.

Il est plaisant de souligner pourtant que, dès le début des études de missiles balistiques, le rassemblement des responsabilités du motoriste et du poudrier fut clairement affiché comme objectif.

Le 12 mai 1960, le ministre des Armées, reprenant les conclusions du rapport demandé par le délégué ministériel à l'Air⁵², J. Blancard, au directeur des industries chimiques au ministère de l'Industrie, M. Échard, sur « les organismes et sociétés susceptibles d'apporter un concours efficace à la réalisation de propulseurs d'engins balistiques dont le gouvernement a décidé d'entreprendre l'étude et la fabrication », précisait en ces termes les buts poursuivis en matière d'organisation :

« On s'oriente vers la désignation, pour chacune des parties essentielles de l'engin, d'un sous-maître d'œuvre qui peut être, suivant les données de l'industrie, une entreprise existante ou une société nouvelle, unissant suivant des modalités juridiques variables, les entreprises compétentes. [...] »

Pour le propulseur, l'association intime des conditions de réalisation de l'enveloppe et du combustible, jointe au monopole des poudres (qui joue dans le cas d'un engin à propulseur à poudre) conduit à confier la responsabilité à une Société d'étude de propulsion

⁵² SHAA, carton E 2133.

(SEP)⁵³ qui groupe à la fois le Service des poudres et les grandes sociétés chimiques ainsi que des sociétés aéronautiques et de propulsion par fusées, choisies en fonction de leurs réalisations et de leurs compétences. »

Dès 1959, l'administration incite la Direction des poudres à entrer dans le capital de la SEREB, puis, dès les années 1960, dans celui de la future SEP, à hauteur de 40 %.

Dans les années qui suivirent, les responsabilités industrielles relatives aux structures ou enveloppes de propulseurs d'une part et aux propergols d'autre part restèrent en fait séparées. Les efforts de l'administration portèrent principalement sur la création de maîtres d'œuvre structures à la fois pour les structures métalliques et pour les structures en fibres-résine. Néanmoins, on ne disposait pas véritablement de maîtres d'œuvre propulseurs, ce rôle étant partagé entre l'administration (Département engins, puis DTEn) et la SEREB.

Cette situation n'était guère satisfaisante et le ministre des Armées, lors du débat à l'Assemblée nationale du 14 juin 1967 sur la réorganisation de l'industrie aéronautique, avait déclaré : « Afin de pallier la dispersion des moyens d'études en matière d'autopropulsion, il sera constitué autour de la SEPR, qui est une société contrôlée par l'État, des éléments regroupant progressivement les différentes équipes spécialisées dans ce domaine. Dans un premier stade, une fusion de la SEPR aux activités d'autopropulsion de la SNECMA et Nord-Aviation pourra être réalisée ; à ce noyau seront joints d'autres éléments, notamment certains éléments du secteur autopropulsion de la Direction des poudres. Cette société d'autopropulsion sera étroitement associée à la SNECMA afin de créer un ensemble important couvrant la totalité du domaine de la propulsion. »⁵⁴

Les réformes qui eurent effectivement lieu furent en fait en retrait par rapport aux orientations données par le ministre, avec la création de la SEP (Société européenne de propulsion) en 1969 (premier noyau de la déclaration), puis celle de la Société nationale des poudres et explosifs (SNPE), regroupant les moyens industriels de la Direction des poudres.

Le regroupement des activités de propulsion de la Direction des poudres (DP), puis de la SNPE, se heurtait à un gros obstacle : la DP, puis la SNPE, avait un monopole pour la fourniture des chargements de poudre de tous les propulseurs en France, alors que la SEP n'avait un monopole de fait que pour les gros propulseurs. Elle n'avait aucune activité dans le domaine des petits propulseurs où régnait la concurrence (NA, Brandt...) et où elle voulait s'introduire. Ce regroupement aurait faussé la concurrence.

Dans ces conditions, la DP, puis la SNPE, fut d'abord sous-traitante de la SEP. Mais, comme c'était une situation qu'elle admettait difficilement et qu'une intégration était l'objectif, une première phase fut accomplie le 1^{er} octobre 1972 par la création d'un groupement d'intérêt économique, le G2P (Groupement pour les gros propulseurs à poudre), couvrant toutes les activités de propulsion à poudre des deux sociétés, selon les vœux exprimés par le ministre dans une lettre⁵⁵ adressée au président de la SEP, datée du 15 novembre 1971, qui précisait : « Ce groupement aura tout d'abord pour domaine de compétence le développement et la fabrication des

⁵³ À ne pas confondre avec la SEP, Société européenne de propulsion, qui ne voit le jour que dix ans plus tard.

⁵⁴ CAA, fonds DPAl, carton 431.

⁵⁵ Copie aimablement fournie par l'IGA Pierre Soufflet

gros propulseurs, et c'est à lui que seront attribuées les responsabilités de maître d'œuvre propulsion. Son domaine de compétence devrait également s'étendre à la propulsion des engins tactiques et des roquettes, étant entendu que les structures industrielles dans les deux secteurs de la propulsion balistique et de la petite propulsion sont fondamentalement différentes et que cette différence justifie un traitement particulier pour chacun d'eux. » Compte tenu des chiffres d'affaires des deux sociétés, ce groupement était à parts égales ; il était prévu pour une durée de quatre ans.

En 1976 s'est donc posée la question du devenir du G2P. Comme celui-ci avait bien fonctionné et qu'il ne paraissait pas possible de regrouper l'activité propulsion de la SNPE dans la SEP, compte tenu de la concurrence sur les petits propulseurs qui s'était développée, le G2P fut conservé, mais en limitant son domaine à celui des gros propulseurs et en donnant trois parts à la SEP et une à la SNPE, partage un peu formel, les décisions importantes étant prises à l'unanimité.

Aujourd'hui, trente ans après, on reparle de la création d'une société unique, Heraklès, alors que la SEP est devenue filiale de la SNECMA et que le poids des diverses activités dans chacune des deux sociétés a fortement évolué. Il faut bien reconnaître que l'imbrication des activités de petite propulsion, grosse propulsion, poudres pour armes, explosifs et chimie à la SNPE ne rend pas aisée la séparation de l'une de ces activités.

Les critiques conjuguées de la Cour des comptes et du ministère des Finances sur les marchés passés par l'État à la SEREB

Vers le milieu des années 1960, le DMA, le président de la SEREB et ceux des sociétés actionnaires ne sont pas les seuls à s'interroger sur l'existence de la SEREB et sur son devenir. Le premier président de la Cour des comptes adresse le 14 mai 1964 au ministre des Armées (et à celui des Finances et des Affaires économiques, en des termes identiques) un référé sur les *Crédits budgétaires consommés par l'intermédiaire de la Société pour l'étude et la réalisation d'engins balistiques (SEREB)*⁵⁶.

Le référé, sévère comme à l'accoutumée, se conclut par l'affirmation que « contestable dans son principe, sujette à diverses critiques de fonctionnement, la SEREB ne paraît donc pas indispensable dans les structures destinées à doter la France d'un armement nouveau. En tout état de cause, le contrôle de cette société soulève des questions qui restent à résoudre. »

Les critiques qui amènent ce jugement sont, outre celles portant sur des points de gestion financière, principalement les suivantes. D'une part, plus que la perspective d'une coopération internationale, le vrai motif de la création de la SEREB a surtout été la recherche d'une application plus souple des règles, estimées trop contraignantes, de la fonction publique et des marchés de l'État. Or, la part des marchés passés par la SEREB à des sociétés nationales étant considérable, son intervention ne semble pas toujours indispensable. Une direction du ministère des Armées aurait pu en être chargée, puisque ce sont notamment des agents de l'État en service détaché qui occupent des emplois de responsabilité à la SEREB. Enfin, la SEREB, dont la vocation initiale semblait être celle d'un « architecte industriel », tend, au Centre d'achèvement des propulseurs et engins, à exercer une activité de production.

⁵⁶ CAA, carton 110.09.01.02.4.

Dans sa réponse au référé, datée du 24 mars 1965, le ministre des Armées (en fait le chef du contrôle général des Armées, par délégation) indique principalement :

« Au moment de la création de la SEREB aucune société française existant n'était en mesure de recevoir les missions qui sont les siennes. Les spécialistes du domaine étaient trop rares pour qu'on puisse à la fois créer un service technique et un bureau d'études. La création d'un organisme unique « État-industrie » répondait à une nécessité. Il y avait alors trop d'incertitudes pour créer une structure du genre « office public » ou « société nationale » ou « société d'économie mixte ». »⁵⁷

Malgré son statut juridique de droit privé, la SEREB est, conformément à la convention qui la lie à l'État, contrôlée de multiples façons – qu'énumère la réponse. En particulier, la DMA approuve tous les sous-contrats d'un montant supérieur à 250 000 F. Au total, l'État exerce sur la SEREB une véritable tutelle, plus étroite même que celle qu'il exerce sur les sociétés nationales de constructions aéronautiques.

Selon ce texte, dans les domaines très nouveaux, l'expérience est insuffisante pour fixer avec précision le résultat à atteindre et le coût correspondant à consentir. La seule façon pour l'administration d'exercer son contrôle sur les opérations effectuées par la SEREB consiste donc à se doter des organes qui lui sont nécessaires pour suivre d'une manière permanente, non seulement l'activité de la société, mais également celle des entreprises coopérantes.

Il est vrai que l'organisation mise sur pied à l'origine tend à être dépassée par l'ampleur prise depuis par les opérations à conduire. Mais les succès remportés par cette formule originale en démontrent l'excellence. L'outil qui a été créé est irremplaçable pour la poursuite des programmes en cours. Un effort important doit néanmoins être fait au sein de la DMA, en raison de l'importance des crédits en jeu, pour augmenter les moyens de gestion technique et administrative des marchés et des activités ; il conviendra que l'administration passe elle-même nombre de sous-contrats conclus actuellement par la SEREB. La réintégration progressive au sein de l'administration de ces responsabilités s'impose en outre pour des raisons tenant à l'évolution des entreprises coopérantes.

Les assurances données le 24 mars 1965 par le ministre des Armées à la Cour des comptes sur la qualité des contrôles qu'il exerçait sur la SEREB n'étaient sans doute pas connues du contrôleur financier auprès du ministère, ou bien elles lui paraissaient insuffisantes : celui-ci, le lendemain, le 25 mars, écrit au ministre des Armées pour appeler son attention sur les difficultés qu'il rencontre à exercer son contrôle sur les marchés conclus entre l'État et la SEREB. Selon le contrôleur financier, les marchés État-SEREB s'analysaient comme de simples ouvertures de crédits à cet organisme, qui les utilisait pour la passation de contrats de sous-traitance constituant en fait les véritables marchés, échappant aux autorités de contrôle. En conséquence, le contrôleur décide de refuser dorénavant son visa aux marchés de ce type. Les marchés nouveaux à notifier à la SEREB se trouvent de ce fait bloqués.

Le ministre des Finances et des Affaires économiques d'alors, V. Giscard d'Estaing, qui fait siennes les doléances de son contrôleur financier, propose à celui des Armées, le 8 juillet 1965⁵⁸, de sortir de la situation de blocage en doublant la Commission consultative des marchés, où étaient examinés les marchés État-SEREB, par une nouvelle commission spéciale, qui recevra le nom familier de Commission

⁵⁷ CAA, carton 121.03.01.05.5.

⁵⁸ *Ibid.*

SEREB, où seraient examinés les sous-contrats établis au titre des marchés précédents.

L'idée de cette commission spéciale n'était pas nouvelle. Elle avait été émise dès le début de 1960 par le contrôleur d'État, après le rejet par la Commission consultative des marchés des premiers marchés passés par la DTIA à la SEREB. La suggestion n'avait alors pas été retenue car, aux yeux de la délégation ministérielle à l'Air, la commission spéciale risquait de pérenniser un système qu'elle considérait comme mauvais. L'idée fut également évoquée par la direction du Trésor au cours des entretiens du premier semestre 1960 avec la délégation ministérielle à l'Air, avant la signature de la convention État-SEREB. Elle fut reprise par le contrôleur d'État en juillet 1964 dans une lettre qui proposait au ministre des Finances des éléments de réponse au référé de la Cour des comptes sur la SEREB – lettre dans laquelle il considère comme plutôt mineures les critiques de la Cour et souligne positivement l'action de la SEREB. Une note de la direction du Budget du 7 avril 1965 mentionne le fait que la formule d'une commission spéciale a reçu l'accord du contrôleur financier auprès du ministre de la Défense, du président de la Commission consultative des marchés et de celui de la SEREB⁵⁹.

On pouvait donc penser qu'après la lettre précitée du 8 juillet 1965 du ministre de l'Économie et des Finances, la commission allait être rapidement créée, d'autant plus que les services administratifs du ministère des Armées avaient préparé des textes dans ce sens.

En fait, après divers échanges de vues entre le délégué ministériel pour l'armement et le secrétaire général pour l'administration, le ministre des Armées avait répondu le 12 novembre 1965 à la lettre du ministre des Finances en indiquant qu'il n'était pas partisan de cette commission qui « aurait l'inconvénient de paraître consacrer un régime dans lequel l'État passe avec la SEREB des conventions d'un caractère très global, à charge pour cette société de conclure ensuite les marchés véritables avec les entreprises ». Il était en outre précisé qu'une telle façon de procéder conserverait à la SEREB un rôle anormalement étendu, que le ministre des Armées entendait au contraire réduire. Dans ces conditions, il indiquait son intention de résoudre le problème posé en transférant, dans un délai de deux ans, à la Direction technique des engins, nouvellement créée, la responsabilité de la passation des contrats en cause⁶⁰.

Bien que ce transfert ait aussitôt commencé, les autorités de contrôle, et notamment le contrôleur financier, ont estimé qu'il ne se faisait pas à un rythme suffisamment rapide. Le contrôleur financier, en bloquant en mars 1966 un marché pour la réalisation d'une première tranche opérationnelle du système d'arme SSBS, déclenche une nouvelle demande du ministre des Finances (lettre du 7 novembre 1966) pour la création d'une commission spéciale.

Le ministre des Armées répond à cette lettre le 7 décembre 1966, en indiquant que « certaines difficultés s'opposent à ce que la Direction technique des engins prenne aussi rapidement qu'il était prévu la charge de la passation des marchés du programme d'engins balistiques ». Ces difficultés consistaient en un manque d'ingénieurs, la DTE n'ayant pas reçu des autres directions de la DMA les renforts qu'elle attendait. Le ministre des Armées donne en conséquence « son accord de principe

⁵⁹ Centre d'archives économiques et financières, carton B13210.

⁶⁰ Cette lettre (ainsi que les suivantes) figure dans le dossier n° 70 du fonds 022/312 du CAA.

pour la création à titre transitoire d'une commission spéciale appelée à examiner certains contrats passés par la SEREB avec ses sous-traitants ».

Par une lettre du 31 mars 1967, le ministre des Finances prend acte de l'accord de celui des Armées, propose la mise en place rapide de la commission et souhaite néanmoins l'achèvement de la reprise des contrats SEREB par la DTEn avant la fin de 1968. La décision de création de la commission est finalement prise le 20 juillet 1967 par le ministre des Armées (le secrétaire général pour l'administration, par délégation).

La commission comprend quatre personnes : le président de la Commission consultative des marchés de matériels aéronautiques et d'engins spéciaux, président, le contrôleur financier, un représentant du contrôle général des armées et un représentant de la Direction des engins. Elle doit examiner tous les sous-contrats passés par la SEREB d'un montant supérieur à 2 MF.

Le président de la SEREB, qui a appris la création de la commission par le Bulletin officiel des armées, s'étonne un peu de ne pas en avoir été informé par la DTEn et demande, par une lettre du 14 septembre 1967 adressée au DMA, la présence, à titre consultatif, d'un représentant de sa société aux réunions de la commission. Cette demande a été satisfaite. La commission fonctionna de l'automne 1967 jusqu'à la disparition de la SEREB, à la fin de 1969.

On peut s'étonner des longs délais qui ont été nécessaires pour créer une commission administrative assez modeste. Les causes de ce retard sont à rechercher en premier lieu dans les divergences de vues entre les ministères des Finances et des Armées. Des divergences existaient également au sein même du ministère des Finances : elles peuvent expliquer que les pressions exercées par ce ministère n'aient été ni très vives ni constantes. La direction du Trésor et le contrôleur d'État auprès de la SEREB, favorisant le maintien ou le développement des structures industrielles qui avaient fait la preuve de leur efficacité, voyaient dans la commission spéciale un moyen de pérenniser la mission de la société. La direction du Budget et le contrôleur financier auprès du ministère des Armées, qui favorisaient les structures assurant le meilleur contrôle des finances publiques, poussaient au contraire à la reprise des contrats SEREB par la DTEn.

Parallèlement à la mise en place de la nouvelle commission, les dernières années de la décennie 1960 se caractérisent par une « reprise » progressive (passation directe) par la DTEn de sous-contrats de la SEREB (dont elle continue à rédiger les projets de clauses techniques) et par l'introduction de prix forfaitaires dans certains marchés de fournitures, souvent conclus après enquête de coût sur des fabrications antérieures.

Cette politique de « reprise » des sous-contrats par la DTEn ayant été annoncée au ministère des Finances, le contrôleur financier auprès du ministère de la Défense refuse à plusieurs reprises son visa à des marchés DTEn-SEREB, considérant que les activités correspondantes auraient dû faire l'objet de marchés directs passés à des industriels majeurs. Cette opposition s'est notamment manifestée à propos de marchés comportant une part importante de travaux immobiliers (bâtiments industriels du CAPE, infrastructure SSBS du plateau d'Albion). Le contrôleur financier observait que ces marchés non seulement traduisaient un démantèlement de l'État du côté du rôle de la DMA, mais aussi de celui des services constructeurs des armées (génie), qui avaient de longue date toute compétence pour gérer des marchés directs. Le ministre des Finances accepta néanmoins la passation du marché SSBS, tout en remarquant qu'elle n'était pas conforme à la politique annoncée par le minis-

tère de la Défense. Le même sujet fit l'objet d'une entrevue entre le DMA et le contrôleur financier en janvier 1968. Le DMA reconnut que la DTEn avait effectivement pris du retard dans son programme de reprises de contrats. La cause en était le manque de personnel qualifié de sa direction et l'excès de tâches administratives de ses trop rares ingénieurs. Il convenait de patienter un peu, car, bientôt, la question se poserait en d'autres termes, après incorporation de la SEREB dans le secteur industriel⁶¹.

Les relations entre les services de l'État, la SEREB et ses actionnaires durant cette période peuvent apparaître comme conflictuelles, et elles le furent effectivement dans les phases de mutation. Ces tensions eurent indiscutablement une influence sur l'évolution des organismes concernés ; cependant, elles ne préoccupaient guère que leurs dirigeants. Dans la marche quotidienne des affaires, au niveau opérationnel, elles étaient, bien que connues, sans incidences réelles. Les relations entre les ingénieurs de la SEREB et ceux de la DTEn étaient permanentes. Durant quelques années, les deux organismes ont occupé deux immeubles voisins de l'ancien arsenal de Puteaux.

La densité des relations entre la SEREB et son client principal indisposait d'ailleurs quelque peu son président qui, dans un livre de souvenirs⁶², dit avoir songé à installer la direction technique de la société en Aquitaine pour la soustraire à l'influence excessive de l'administration.

Les relations contractuelles entre la DTEn et la SEREB ne se normalisèrent véritablement qu'après la fusion de la SEREB dans la SNIAS, à partir de 1970, imposant naturellement l'élimination, dans les contrats État-SEREB, de toutes les dispositions sortant du droit commun et qui avaient été, dix ans durant, la source de multiples tensions.

Tous les motifs de litige ne disparurent pas pour autant du jour au lendemain. Ainsi, à la fin de 1970, la SNIAS (ex-SEREB) contestait à la DTEn le droit de passer à la SEP deux contrats de développement de propulseurs pour engins⁶³ et revendiquait ces contrats pour elle-même, en raison de la part d'études qu'ils comportaient. Le DMA, saisi du litige, avait demandé l'avis de la DPAI (Direction des programmes et des affaires industrielles), qui s'était rangée à celui de la DTEn, tant pour des raisons de principe que de coût des opérations.

Le contrôle politique des programmes nucléaires et les superstructures de direction de programmes

Comme le rappelait P. Messmer au DMAA en 1960, les programmes d'engins balistiques débordent largement le cadre des directions techniques et elles ne sauraient les traiter seules. Dès lors que les décisions de réaliser les systèmes de missiles balistiques nucléaires furent prises, les organismes concernés par tel ou tel aspect de ces systèmes mirent en place des structures appropriées.

Dans les états-majors, une répartition des rôles s'établit entre, d'une part, l'état-major (général) des armées (EMA), qui traitait les aspects politico-militaires (doctrine d'emploi, proposition de plans de tir, efficacité, vulnérabilité aux coups adverses), et, d'autre part, les états-majors d'armée, qui traitaient tous les aspects de la mise en

⁶¹ Centre d'archives économiques et financières, dossier Z854.

⁶² Hubert GOSSOT, *Charles Cristofini, président de la SEREB*, Editions La Mémoire de Bordeaux

⁶³ CAA, fonds 291, carton 684.

œuvre : cycle de vie, expérimentation, montage, maintenance, formation des personnels militaires. L'EMA créa une division particulière chargée des forces nucléaires et les états-majors des armées de Mer, de l'Air et de Terre des bureaux particuliers pour les systèmes Cœlacanthe, SSBS et Pluton. Les fiches-programmes définissant les caractéristiques de chacun des systèmes d'armes résultaient du travail commun de l'EMA et de l'état-major d'armée chargé de sa mise en œuvre, assistés par la DTEn pour la formulation technique des performances attendues.

La réalisation des systèmes nucléaires de première génération a été contemporaine de la généralisation au sein de la DMA, puis de la DGA, des fonctions de directeur de programme. Ces programmes concernant plusieurs directions de la DMA, l'une d'elle était nommée direction « menante » par le DMA et le directeur du programme considéré était le directeur de programme d'ensemble.

Pour le programme Cœlacanthe, la direction menante était la DTCN (Direction technique des constructions navales), la DTEn étant responsable du programme missile. Pour les programmes SSBS et Pluton, la DTEn était à la fois la direction menante et la direction de programme pour les missiles. Le directeur de programme d'ensemble était ainsi habilité à traiter avec ses homologues des autres directions sans recourir systématiquement à la voie hiérarchique (comme cela avait été jusque là la règle). Le terme de « maître d'œuvre » était, lui, réservé à la fonction industrielle. La DTCN, ayant une double fonction, à la fois étatique et industrielle, avait opté pour l'appellation de « maître d'œuvre principal » pour le rôle de directeur de programme d'ensemble du programme Cœlacanthe (la même ambiguïté de fonctions et de terminologie existait pour le CEA, pour les réacteurs et charges nucléaires). L'usage s'en est maintenu presque jusqu'à nos jours. La SEREB, elle, avait le rôle de maître d'œuvre missile pour les SSBS et les MSBS et celui de maître d'œuvre d'ensemble pour le SSBS. Dans le cas du Pluton, ce double rôle était joué par Nord-Aviation.

En raison de l'importance de ces programmes et du fait que le CEA ne dépendait pas directement du ministre des Armées, ces structures ont néanmoins été jugées insuffisantes. Une superstructure, définie par une décision interministérielle (entre ministre des Armées et ministre de tutelle du CEA) a été mise en place, d'abord pour le programme Cœlacanthe, à la mi-1962. Le général Lavaud, alors DMA, l'évoque ainsi en mars 1963 : « Nous avons considéré que c'était une œuvre difficile, d'autant plus difficile que ce sous-marin doit être lanceur d'engins. Nous sommes obligés de coordonner l'action de trois services différents : le service technique des constructions navales, chargé du sous-marin ; le service des engins, qui ne dépend pas des constructions navales ; et toute la partie atomique⁶⁴ qui est traitée évidemment à l'extérieur du ministère des Armées. On a donc constitué un Comité directeur, dont on m'a donné la présidence, qui comprend des représentants de tous ces organismes, et qui a pour rôle de mener l'opération. Si à quelque moment que ce soit des difficultés surgissent, il est possible de les régler soit à l'échelon de ce Comité, soit à l'échelon gouvernemental. »⁶⁵

Le Comité Cœlacanthe comprenait notamment – après stabilisation des structures et des appellations –, outre le DMA (président), le chef d'état-major de la Marine, le directeur de la Direction des applications militaires (DAM) du CEA, ceux de la DTCN, de la DTEn et de la DPAI, le chargé de mission Atome de la DMA, le chef de la Divi-

⁶⁴ Le réacteur nucléaire et les charges nucléaires des missiles.

⁶⁵ Centre de documentation de l'IHEDN.

sion forces nucléaires de l'EMA, l'« amiral Cœlacanthe » et le chef du Bureau sous-marins de l'EMM, l'amiral commandant la Force océanique stratégique (appelé ALFOST), le maître d'œuvre principal (MOP) Cœlacanthe, les directeurs de programmes missiles et charges nucléaires, les maîtres d'œuvre sous-marin et réacteur et un représentant du Contrôle général des armées.

Il se réunissait environ deux fois par an. Le travail du Comité était relayé par deux groupes se réunissant plus fréquemment : le Groupe opérationnel Cœlacanthe, présidé par l'« amiral Cœlacanthe », et le Groupe technique Cœlacanthe, présidé par le MOP Cœlacanthe et comprenant des représentants des services officiels ; en étaient membres ou y étaient convoqués comme experts, selon les époques, les maîtres d'œuvre industriels (dont la SEREB, pour le missile). Ces groupes créaient en fonction des besoins des sous-groupes chargés de l'étude de sujets particuliers. Des groupes réunissant deux maîtres d'œuvre, dits groupes techniques communs (par exemple sous-marin / missile ou charge / missile), et dans lesquels étaient notamment traitées les questions de frontières, complétaient le dispositif. L'ensemble de ces comités et groupes, ainsi que leurs règles de fonctionnement, constituaient l'« organisation Cœlacanthe ».

Sur le même modèle ont été constituées en mai 1964 l'organisation Athéna, pour la réalisation du programme SSBS, et en mai 1967 l'organisation « arme nucléaire tactique-Pluton-AN 52 » (Le missile et la bombe tactique devaient recevoir la même munition nucléaire) pour la réalisation en parallèle des deux systèmes d'armes. Des structures transversales entre organisations étaient créées selon les besoins découlant de certaines communautés entre systèmes (M 20 et S 3, par exemple).

Si la fonction de ces organisations était identique, le périmètre des activités de la DTEn et de ses maîtres d'œuvre industriels différait sensiblement selon le système d'arme considéré. Dans tous les cas, la DTEn était, au plan étatique, responsable du missile. Les différences concernaient les porteurs (sous-marin ou char) et plus généralement l'environnement opérationnel du missile.

C'est pour le programme SSBS et dans l'organisation Athéna que le rôle de la DTEn et de la SEREB était le plus large : la DTEn était direction menante et la SEREB maître d'œuvre d'ensemble. Leurs responsabilités couvraient, outre le missile, l'infrastructure opérationnelle et les équipements associés (silos, postes de conduite de tir, moyens divers de transmissions) ainsi que l'infrastructure de soutien et ses matériels ou logiciels (montage, transport, maintenance).

Ces organisations structurées principalement par programme, ont été complétées, surtout après 1970, par des superstructures dont l'activité a souvent été temporaire et qui avaient pour mission de superviser un aspect de l'ensemble des programmes nucléaires : cohérence opérationnelle et financière en vue de préparer une loi de programmation militaire, pénétration des défenses anti-missiles adverses, vulnérabilité, notamment.

Depuis la préparation de la mise en service des premières bombes pour avions Mirage IV, une de ces superstructures, instituée, comme les organisations Cœlacanthe ou Athéna, par une décision interministérielle, a joué et continue de jouer un rôle fondamental. Il s'agit de la Commission mixte armées-CEA de sûreté des armes nucléaires (CMS). La Commission, qui comprend de multiples comités, groupes et sous-groupes, a pour mission l'étude de la sécurité des systèmes nucléaires opérationnels. Elle est compétente pour les armes et les réacteurs nucléaires militaires ainsi que pour toute opération à caractère nucléaire effectuée sur terrain militaire.

Les plus hauts niveaux de la CMS et des grandes organisations de programme rendent compte au ministre de leur activité. Ils lui fournissent notamment les rapports de synthèse dont l'acceptation est une condition préalable à la mise en service de chaque version nouvelle d'arme nucléaire ou de grandes unités d'un système d'arme particulier (SNLE ou unité de tir pour les systèmes terrestres) – mise en service qui fait chaque fois l'objet d'une décision ministérielle spécifique.

Des structures couvrant l'ensemble des programmes nucléaires, présidées par le ministre ou l'état-major des armées et se réunissant en fonction des besoins (préparation d'un Conseil de défense ou d'une loi de programmation militaire), complètent les moyens dont dispose le gouvernement pour s'informer et orienter le devenir des forces de dissuasion.

CHAPITRE 2

MOYENS DE PRODUCTION ET D'ESSAIS DES MISSILES BALISTIQUES

Après la Seconde Guerre mondiale, l'industrie française subit une profonde mutation. La reconstruction des sites endommagés ou détruits s'accompagna de restructurations, de fusions et de créations de nouvelles entreprises. L'industrie aéronautique – qui n'était pas encore aérospatiale – n'échappa pas à la règle. En outre, la réalisation des projets envisagés imposa rapidement la mise en place de gros investissements : moyens industriels de fabrication ou de contrôle et moyens d'essais.

Le recours à de nouvelles technologies (électronique, collage...) impliquait la construction d'ateliers permettant de les mettre en œuvre ; l'emploi de nouveaux matériaux (aciers à haute résistance, enroulés filamenteux, matériaux composites réfractaires ou ablatifs, propergols composites...) nécessitait la réalisation d'unités de production, de transformation et d'emploi de ces produits ; les dimensions des propulseurs (le plus gros des propulseurs des engins de la première génération, équipé de son harnais de transport et de manutention, représente un fardeau de près de 50 tonnes, de plus de 2 m de diamètre et de près 12 m de long) imposaient de disposer d'ateliers suffisamment vastes et munis de ponts de manutention sécurisés de grande capacité. Elles incitaient également à réduire les distances de transport, ce qui entraîna un certain regroupement des industries participant à la réalisation des propulseurs et à l'assemblage des étages propulsifs – tout en assurant un éloignement suffisant des ateliers où étaient manipulés les objets pyrotechniques, pour éviter la propagation par influence des incidents éventuels. D'autre part, le caractère unitaire de chaque objet rendait illusoire la notion de série et imposait le contrôle de chaque élément. Il convenait donc de développer des méthodes de contrôle non destructif : radiographie, ultrasons... Enfin, les moyens d'essais des propulseurs, au sol et en vol, durent être considérablement développés.

C'est en 1956 que la Direction des poudres décida de créer sur le site de la poudrerie de Saint-Médard-en-Jalles, près de Bordeaux, une unité pour produire industriellement les premières poudres composites, les plastolites et plastolanes. Cet établissement de près de 500 hectares, situé dans une zone encore peu urbanisée, bénéficiait en outre d'un polygone d'isolement de près de 1 000 hectares sur lequel aucune construction ne pouvait être réalisée sans l'accord du Service des poudres. Naturellement, c'est sur ce site que furent implantées dès 1958 l'unité de production du chargement Hawk, puis en 1959 les installations nécessaires à la production des chargements des engins balistiques.

Cette décision entraîna la création d'un complexe industriel important consacré à l'étude, la réalisation et les essais des missiles balistiques. Au début des années 1960, une annexe du Centre d'essais des propulseurs de Saclay fut implantée sur le dépôt de munitions de Moulin-Bonneau, terrain de 76 ha situé à moins de 5 km de la poudrerie de Saint-Médard. Elle était destinée à la réalisation des tirs au banc. Cette réalisation fut suivie au début de 1962 par la création du Centre d'achèvement des propulseurs et engins (CAPE) sur un terrain de 170 ha, dans le bois de Candale qui sépare la poudrerie du Centre d'essais. En août 1964, la SEREB, qui avait réali-

sé sur contrat de l'État la construction du CAPE, en reçut la gérance. Le 15 avril 1966, le CAPE fut rattaché à la DTEn, créée en 1965. Le 1^{er} janvier 1967, le CAPE et le CEP fusionnèrent et devinrent le Centre d'achèvement et d'essais des propulseurs et engins (CAEPE), établissement de la DTEn.

Parallèlement, les industriels concernés s'installaient dans la région : Nord-Aviation à Issac, Sud-Aviation et la SEPR au Haillan, la SNECMA à Blanquefort. A sa création, la SEP hérita des établissements de la SEPR et de l'établissement de Blanquefort de la SNECMA, regroupés au Haillan. Les installations de Sud-Aviation du Haillan et de Courbevoie furent repliées à Issac après la création de la SNIAS.

Enfin, l'acquisition par le CAEPE, au début des années 1980, du site de Saint-Jean-d'Ilac pour y créer des moyens de fabrication, mise en œuvre et essai des propergols nitralanes vint compléter le complexe industriel : dans un cercle de 5 km de rayon est ainsi localisée la majeure partie des capacités de production et d'essai de la grosse propulsion à poudre, à proximité du Centre d'essais des Landes (CEL), situé à Biscarosse, à 80 km environ de Saint-Médard.

C'est en revanche dans la région parisienne que se trouvent rassemblées les directions de programme : le Groupe engins balistiques de la Direction technique et industrielle de l'aéronautique (DTIA), devenu en 1961 le Département engins de la DMA, puis, en 1965, la Direction technique des engins (DTEn), installée dans les locaux de l'ancien arsenal de Puteaux, où fut également logée, pendant quelques années, la SEREB, chargée de la maîtrise d'œuvre des systèmes balistiques ; ainsi que les directions ou les sièges des divers organismes et industriels concernés et une large part de leurs bureaux d'études et centres de recherches : établissements de la Direction des poudres, ONERA, LRBA à Vernon – pionnier de la propulsion à propergol liquide et des techniques inertielles, dont la partie propulsion liquide rejoignit la SEP –, et des installations industrielles mécaniques, électroniques et inertielles, installés dans les usines traditionnelles ou des ateliers créés à cet effet.

Un troisième pôle d'activité se situe en Provence-Côte d'Azur, avec le centre de Cannes de la SNIAS, le Centre d'essais d'Istres de la SEP et le Centre d'essais de la Méditerranée de la DTEn, à Toulon et dans l'île du Levant.

LA POUDRERIE DE SAINT-MEDARD

C'est dans cet établissement qu'est réalisé le chargement en propergol des propulseurs, dont les enveloppes ou structures sont acheminées depuis la région parisienne, pour les structures métalliques, et Le Haillan, puis Issac, pour les structures filamenteuses.

L'atelier de préparation des structures, où les structures sont lavées, dégraissées et séchées – après un sablage pour les structures métalliques –, comporte également un dispositif permettant de déposer par pistolétage sur la paroi interne un liner qui facilite l'adhésion du propergol. Cette installation était également utilisée pour élaborer les protections thermiques déposées par couches successives dans la capacité mise en rotation, qui furent remplacées, à la suite d'incidents, par des protections en caoutchouc préformées collées à la paroi.

Les ateliers de malaxage sont équipés de malaxeurs de grande capacité. Les premiers malaxeurs installés, à cuve fixe, nécessitaient le transfert de la pâte dans une cuve mobile pour l'amener au puits de coulée ; ils furent remplacés, au début

des années 1970, par des malaxeurs de plus grande capacité (1500 gallons), à cuve mobile transférable au puits de coulée.

L'atelier de coulée comporte quatre puits capables d'accueillir des propulseurs de plus de 2 m de diamètre et 10 m de long. C'est dans cet atelier que les structures sont équipées des outillages de coulée (noyau et « rehausse », dispositif d'alimentation en propergol).

Un atelier d'usinage totalement automatisé et commandé à distance permet de réaliser les usinages de finition des chargements. Certains chargements (Rita 1 et Rita 2) ont un canal central obtenu par usinage intégral ; pour supprimer le recours à cette technique très délicate, voire dangereuse, la SNPE a mis au point des noyaux constitués de pièces démontables après polymérisation du chargement : ils permettent de réaliser des canaux non cylindriques.

Bien entendu, les laboratoires classiques de chimie, physique et métrologie complètent l'installation, pour le contrôle des matières premières et la préparation des charges destinées au malaxage. La granulométrie des charges – principalement du perchlorate d'ammonium – est un des éléments essentiels pour le réglage des vitesses de combustion et, dans une moindre mesure, des propriétés mécaniques. Une installation de broyage de perchlorate dut être réalisée, car il était difficile d'obtenir du producteur des livraisons de produit parfaitement calibré dans de nombreuses qualités. Ultérieurement, c'est le raffinage, puis la fabrication du perchlorate qui furent repris par la SNPE dans son usine de Toulouse. Enfin, on mit au point un dispositif de vidange du chargement par couteau hydraulique, afin de recycler la structure des propulseurs retour d'emploi ; il permet également la récupération des quelques structures dont le chargement était rebuté. Cette installation fut également utilisée pour disséquer des chargements et vérifier les propriétés du propergol et leurs variations dans la masse.

En plus des moyens de contrôle traditionnels (contrôle chimique et mécanique sur éprouvettes élaborées en parallèle au chargement, tir au banc de chargements témoins), on dut recourir à des méthodes permettant le contrôle non destructif du chargement lui-même : examen de masse pour la détection des cavités, fissures ou hétérogénéités, examen des liaisons pour la recherche de décollements, fissures ou inclusions, examen de la géométrie du chargement et de l'état des aménagements internes. Le contrôle visuel du canal central et des cavités avant et arrière s'effectue aisément, à l'aide d'un endoscope qui ne nécessite pas d'investissement lourd. En revanche, les contrôles de masse exigent de recourir aux techniques permettant de traverser la matière, quelle que soit la nature des empilements rencontrés (radiographie, ultrasons) ; ils font appel à des infrastructures lourdes et nécessitent des investissements coûteux. Les dimensions des chargements nécessitaient de recourir à des générateurs de rayons X de 15 MeV et de 2,7 MeV, qui furent installés dans un vaste hall enterré, pour faciliter la protection de l'environnement. La création du Centre de simulation d'ambiance (CSA) sur le site de la poudrerie répondait au besoin des poudriers de vérifier par eux-mêmes, avant la livraison des premiers chargements de faibles dimensions, leur aptitude à répondre aux spécifications : tenue aux vibrations, aux chocs, aux accélérations, à des ambiances climatiques sévères, etc. Destiné à l'étude des chargements de petites dimensions, ce Centre fut toutefois utilisé pour tester le comportement de certains éléments des engins balistiques : allumeurs, générateurs, fusées antirouillis, etc.¹

¹ Selon M. Pontvianne (*Une histoire des poudres*, tome 3, publiée par le Comité pour l'histoire de l'armement terrestre en juillet 1995, mais à diffusion restreinte), ces installations, dont la plus grande partie fut construite de 1960 à 1966, ont représenté, à l'échelle du Service des poudres, un investis-

LE CENTRE D'ACHEVEMENT ET D'ESSAIS DES PROPULSEURS ET ENGINES (CAEPE)

Les missions du CAEPE concernent pour l'essentiel les travaux liés à la qualification des missiles de la force nationale de dissuasion. Centre d'achèvement, il abrite des installations qui appartiennent à l'État et sont mises à la disposition des industriels responsables de la conception et de la fabrication des propulseurs et des étages propulsifs des missiles balistiques. Centre d'essais, il exécute les essais au sol qui participent à la qualification et aux tests de ces propulseurs. Des essais pour les missiles tactiques sont également réalisés.

C'est le 4 avril 1962 que fut effectué le premier tir au banc sur le site de Moulin-Bonneau. Depuis, près de 1 000 essais ont été réalisés. Le CAEPE dispose de 11 bancs reliés à un bâtiment central de conduite de tir et d'acquisition de mesures. Trois types de bancs sont utilisés :

- les bancs horizontaux, où les propulseurs sont placés en position horizontale. Ils permettent de mesurer avec précision l'évolution de la poussée et de la masse des propulseurs ;
- les bancs verticaux, qui reçoivent des propulseurs placés verticalement, tuyères vers le haut, sont équipés de balances à six composantes et autorisent l'exécution de tirs avec activation du système d'orientation de la poussée ;
- les puits, conçus initialement pour réaliser des essais sur des propulseurs présentant des risques importants ou des destructions, se révélèrent très utiles pour l'exécution de tirs en extinction (arrêt de la combustion du propulseur par dépressurisation brutale et noyage à l'eau, qui fige l'état du chargement à un instant donné et facilite la compréhension des incidents) et de tirs durcis (essais de propulseurs dans des conditions limites, permettant de tester le coefficient de sécurité : température extrême, tuyère à col réduit conduisant à une pression plus élevée...).

L'intérêt de faire fonctionner au sol des propulseurs en ligne de vol, type d'essai testé en 1970 sur un propulseur 902 sur le banc PF 4 du LRBA de Vernon, a conduit à équiper deux bancs verticaux de dispositifs mécaniques permettant l'exécution en toute sécurité de tirs dans cette configuration (système d'accrochage du propulseur et butoirs capables de perforer la structure en cas de déplacement).

Au cours des années, la complexité des essais s'est fortement accrue ; elle a entraîné la mise en place de moyens de mesure de plus en plus performants. En 1962, l'essai était conduit avec un programmeur électromécanique, trois enregistreurs analogiques et un enregistreur oscillographique à papier, pour les paramètres les plus importants, ce qui permettait de suivre 15 mesures. Par la suite, l'introduction de moyens informatiques permit d'accroître les performances : le système construit en 1971 autour d'un ordinateur CII 10020 permettait de traiter une centaine de paramètres par essai, nombre porté, grâce au multiplexage des mesures, à 300.

Pour étudier les propergols nitralanes, dont la sensibilité à la détonation est plus forte que celle des isolanes, on dispose de deux bancs horizontaux : l'un sur le site SNPE du CEL, à Captieux, l'autre sur le camp de Souge. À cet effet, le Centre a réalisé un moyen mobile de mesures et de télécommandes de tir capable d'acquérir

sement considérable : plus de 2 milliards de francs de 1988 (soit 400 millions d'euros de 2002). Elles ont été mises en place avant tout pour les besoins des engins balistiques et du Hawk, mais ont largement profité à l'utilisation des propergols composites dans les engins tactiques.

30 mesures et d'envoyer 30 ordres. Ce moyen fut utilisé pour la première fois le 5 juillet 1983 pour un essai à Captieux.

Pour tester correctement la tenue des divergents des tuyères et les protections des fonds arrière de propulseurs d'étages supérieurs, il est nécessaire de réaliser des essais en altitude simulée. Une première tentative avait été faite à la fin de 1965 : un tube éjecteur de 2,1 m de diamètre et de 16 m de long, refroidi par ruissellement d'eau, était disposé verticalement autour du fond arrière d'un propulseur 901 de 10 t. La liaison étanche avec l'engin était réalisée par une virole de raccordement et un joint gonflable. Par effet de trompe, le jet du propulseur devait assurer le vide recherché. Le tube, insuffisamment refroidi, fondit et l'essai se termina en un magnifique feu d'artifice. Cette technique du tube éjecteur put être utilisée avec succès pour tester en position horizontale la tuyère et le fond arrière du propulseur Rita 1.

Un dispositif assurant, pour l'ensemble du propulseur, des conditions d'environnement plus proches de la réalité fut ultérieurement mis au point : le propulseur est placé sur une balance horizontale, dans un caisson étanche mis sous vide ; un diffuseur supersonique assure après la mise à feu le maintien du vide et l'éjection des gaz de combustion. Ce dispositif fut utilisé dès la fin de 1980 pour la mise au point du propulseur 403, troisième étage de l'engin M 4.

Pour supprimer l'onde de choc qui se produit au désamorçage, en fin de fonctionnement du propulseur, entraînant des dégradations importantes, surtout sur les divergents de grandes dimensions (souvent réalisés dans des matériaux relativement fragiles), le CAEPE mit au point un moyen d'essai en simulation d'altitude (MESA). Dans un caisson de 6 m de diamètre et 14 m de long, le propulseur est placé sur un banc horizontal. Divers éjecteurs sont utilisés pour maintenir dans le caisson la pression désirée à toutes les phases de l'essai : l'éjecteur à gaz de combustion, alimenté par le fonctionnement du propulseur, et des éjecteurs alimentés à la vapeur fonctionnant avant, pendant et après le tir. Un premier essai réalisé le 9 juillet 1985 permit de tester une tuyère à divergent déployable mise au point par la SEP.

Centre d'achèvement, le CAEPE dispose de 17 bâtiments mis à la disposition des industriels pour l'achèvement et le contrôle des propulseurs et étages propulsifs : mise en place des protections thermiques des structures métalliques avant envoi à la SNPE pour chargement, puis finition et contrôle des propulseurs par la SEP, équipement et contrôles électriques et fonctionnels, contrôle de masse et recherche du centre de gravité des étages propulsifs par l'Aérospatiale. Les premiers bâtiments disponibles en 1963 permirent l'achèvement et l'intégration des missiles expérimentaux du programme d'Études balistiques de base (EBB) et l'intégration du lanceur Diamant, tiré à Hammaguir le 26 novembre 1965.

Ultérieurement, le CAEPE abrita plusieurs opérations effectuées par les industriels pour le CNES : préparation de moteurs Rita 1 et de moteurs d'apogée pour le lanceur Diamant BP 4 et intégration de lanceurs Diamant B et BP 4 dans un bâtiment construit en 1968 à cet effet. Cinq Diamant B et trois Diamant BP 4 furent ainsi préparés au CAEPE de 1969 à 1975 pour être tirés à Kourou. L'assemblage et le contrôle des missiles expérimentaux des programmes de développement des SSBS et MSBS furent également réalisés au CAEPE. Les missiles M, entièrement constitués, étaient transportés par la route jusqu'à Pauillac pour être embarqués sur le sous-marin expérimental *Le Gymnote*. Un bâtiment était affecté à la préparation des propulseurs avant essai au banc, un autre au déséquipement des étages propulsifs

en retour de dotation opérationnelle après avoir atteint leur limite de vie, pour recyclage ou tir au banc.

Enfin, le CAEPE dispose de 21 puits, dans lesquels des propulseurs et étages propulsifs peuvent être stockés avant utilisation. Certains de ces puits sont utilisés pour abriter des propulseurs ou étages conservés pour étude du vieillissement.

LES AUTRES CENTRES INDUSTRIELS

Comme nous l'avons indiqué, c'est autour de la SNPE que furent progressivement regroupés les moyens de production de beaucoup d'éléments des propulseurs et étages, notamment des structures dont le transport reste une opération délicate en raison de leur encombrement et de leur relative fragilité.

Cependant, les structures métalliques furent naturellement élaborées dans les usines métallurgiques existantes, qui disposaient des compétences et des moyens lourds nécessaires. Elles sont constituées de viroles cylindriques en acier et de fonds avant et arrière usinés dans des ébauches forgées, qui sont ensuite reliés par soudeuse. Leur réalisation nécessita en outre l'acquisition des techniques de mise en forme et de soudure des aciers à haute résistance : *maraging* roulé soudé, *vascojet* 1 000 fluotourné. L'emploi de machines à commande numérique permit d'atteindre la précision que ne pouvait donner l'usinage classique et qu'imposait l'obtention des faibles épaisseurs requises. Ces moyens étaient disponibles ou furent installés dans les usines existantes, notamment sur les sites des Mureaux (Nord-Aviation) et de Gennevilliers (SNECMA). Après peinture, les structures sont contrôlées et timbrées. Quelques-unes sont portées jusqu'à l'éclatement pour vérifier que le coefficient de sécurité spécifié est atteint.

Les premières structures en fil de verre bobiné étaient réalisées à Courbevoie, dans l'usine de Sud-Aviation et à Villeurbanne, dans l'usine de la société Fibre et Mica. En 1963, pour produire les structures de 1 500 mm de diamètre, Sud-Aviation transféra ses installations sur le site du Haillan, à quelques kilomètres de la poudrerie de Saint-Médard. Après la création de l'Aérospatiale, ces moyens furent redéployés sur le site d'Issac, dans l'usine de Nord-Aviation.

Ces structures sont obtenues par enroulement de nappes de fibres de verre enduites d'une résine polymérisable sur un noyau équipé au préalable des embases métalliques des fonds avant et arrière et des protections thermiques internes. Après polymérisation, le noyau est extrait par dissolution et la structure est contrôlée. Toutes ces opérations sont réalisées à Issac : construction du noyau en sable aggloméré par une résine sur une base métallique ; drapage et vulcanisation des protections thermiques ; équipement du noyau ; bobinage ; polymérisation en étuve ; démoulage. Les contrôles visuels et dimensionnels des structures ne posent pas de difficultés particulières. En revanche, la vérification de l'état des liaisons entre les embases, les protections thermiques et l'enroulé filamentaire nécessite de recourir aux procédés les plus modernes (radiographie, scanner, ultrasons, thermographie...), qui ont imposé la mise en place de lourds investissements.

La recherche de solutions améliorées pour la seconde génération d'engins balistiques a été conduite par l'Aérospatiale : emploi de fibres de carbone, déjà utilisées pour la réalisation de moteurs d'apogée, et de fibres de kevlar, qui apportent un gain de masse appréciable. Ainsi, la structure du second étage de l'engin M 4 fut réalisée

en kevlar, mais attribuée à la société Fibre et Mica, qui avait été mise en concurrence avec l'Aérospatiale pour la fourniture des structures.

L'usine d'Issac comporte aussi des ateliers où sont élaborés divers éléments pour les étages propulsifs : vérins, gaines.

La fabrication des corps de rentrée, qui utilise des techniques apparentées (tissus de silice-résine), initialement réalisée à l'usine de Courbevoie de Sud-Aviation, fut également transférée dans l'usine d'Issac de la SNIAS. Cette activité, qui était à l'origine sous la responsabilité de la Direction des engins, a ensuite été confiée au CEA, qui devint ainsi, à partir des programmes S 3 et M 4, responsable de l'ensemble de la tête nucléaire. Comme celle des propulseurs, l'enveloppe des têtes nucléaires incorpora une part croissante de fibres de carbone et de matériaux carbone-carbone.

C'est au Haillan, sur le site hérité de la SEPR, que la SEP réunit en 1978 la majeure partie de ses activités dans le domaine de la propulsion à poudre, abandonnant les installations de la SNECMA à Blanquefort. Le centre abrite les bureaux d'étude des propulseurs à poudre, avec pour principales disciplines la mécanique, la thermique et l'aérodynamique, et les moyens de production des protections thermiques, des tuyères et de divers éléments (allumeurs, dispositifs pyrotechniques, fusées d'orientation, etc.). Progressivement, la réalisation de matériaux composites réfractaires pour tous ces ensembles a été mise en place.

L'élaboration des protections thermiques rigides, formées de tissus ou de fibres de silice, carbone ou graphite, et des protections souples, à base de caoutchouc, ont conduit à la mise en place de divers ateliers : carbonisation des tissus de rayonne, élaboration et vulcanisation des caoutchoucs, découpe et drapage des nappes, autoclave pour polymérisation du produit, tour à usiner, sablage, dépolissage.

L'emploi pour l'engin M 4 des nouveaux matériaux composites thermiques, dits carbone-carbone², nécessita de gros investissements : ateliers de constitution de la texture par drapage, bobinage, tressage ou aiguilletage, installations d'imprégnation, fours de pyrolyse des résines et de densification par crackage d'hydrocarbures. Les caractéristiques de ces produits – légèreté et surtout bonnes propriétés de frottement (tenue en température et capacité d'absorption d'énergie) – permirent d'envisager d'autres applications notamment, dès 1972, dans le freinage aéronautique, puis des essais en 1978 dans la course automobile. Pour la production de la tuyère des propulseurs de décollage d'Ariane 5, dont les dimensions sont imposantes (divergent de 3 m de diamètre), la SEP mit en place un bâtiment spécial de 12 000 m² – mais cela est une autre histoire.

L'utilisation par la SNIAS de matériaux et techniques proches pour la réalisation des corps de rentrée, dans l'usine voisine d'Issac, entretint pendant quelques années une émulation assez vive entre les deux entreprises. Des économies de recherche ou d'investissements auraient peut-être pu être faites grâce à une meilleure coordination industrielle ; mais cette concurrence, qui se traduit par une certaine diversité des solutions techniques adoptées, n'eut pas que des effets négatifs.

Le montage des tuyères s'effectue dans des salles blanches. L'assemblage des diverses pièces par collage a nécessité la mise en place de procédures strictes et la formation de spécialistes de grande qualité.

C'est au Haillan que furent conçues, étudiées, puis réalisées les butées flexibles qui équipèrent les propulseurs du M 4 et, plus tard, la tuyère du booster Ariane 5.

² Réunissant une structure carbone et une matrice carbone déposée par pyrolyse d'une résine injectée dans la texture initiale ou par pyrolyse d'un hydrocarbure gazeux sous pression.

Ces pièces sont constituées de couches de métal et de caoutchouc qui, en se déformant, permettent le braquage de la tuyère reliée au propulseur par cette butée. Leur fabrication a nécessité l'implantation d'une presse de 1 200 t.

Bien entendu, des laboratoires de chimie, de physique, de métrologie et une installation de rayons X permettent de contrôler les qualités des matériaux et des diverses pièces. L'usine possède également quelques ateliers pyrotechniques où sont élaborés, contrôlés et testés des allumeurs, des fusées de contrôle d'attitude, des dispositifs de découpe, etc.

La SEP disposait également des installations de la SEPR à Istres, notamment d'un banc de tir où furent réalisés la plupart des essais de mise au point du propulseur Rita et du 404. Par la suite, l'activité de ce centre se limita à l'étude du vieillissement de divers éléments de propulseurs. Les compétences et les moyens du centre de Vernon furent également utilisés en tant que de besoin pour les propulseurs à poudre.

LES MOYENS D'ESSAIS EN VOL³

Jusqu'en 1967, les essais en vol étaient effectués à Hammaguir, à une centaine de kilomètres de Colomb-Béchar, où avait été établi un centre d'essais utilisé pour la mise au point des « engins spéciaux ». Les installations étaient sommaires. Du fait des grandes marges de sécurité, aucun moyen de destruction en cas de sortie de la zone normale d'évolution n'avait été prévu : les engins n'étaient donc jamais détruits. Ils pouvaient être retrouvés en cas d'échec ; l'analyse précise des débris facilitait la compréhension des incidents. Les télémesures étaient peu nombreuses et dépouillées à la main. C'est sur ce site que furent réalisés, de 1961 à 1967, les tirs de la série des « pierres précieuses » (programme EBB) et les quatre lancements Diamant. Avec l'indépendance de l'Algérie en 1962, il devint nécessaire de créer un autre champ de tir, les accords d'Évian ayant limité à cinq ans le temps durant lequel la France pourrait continuer à utiliser celui du Sahara. D'ailleurs, les installations du site et les portées autorisées étaient tout juste suffisantes pour les programmes balistiques de première génération.

Le Centre d'études et de recherches des engins spéciaux (CERES) installé sur l'île du Levant, au large de Toulon permit de réaliser les premiers essais en vol d'engins monoétage (premier étage réel surmonté d'une maquette du second étage) à partir du sous-marin expérimental *Le Gymnote*. Il accueillit aussi les essais destinés à qualifier le système de chasse du missile MSBS, effectués à partir d'un caisson immergé, et ceux destinés à qualifier la sortie de l'eau, réalisés à partir du *Gymnote*. En 1968, le CERES fusionna avec le GTES (Groupe technique des engins spéciaux) de Toulon et devint le Centre d'essais de la Méditerranée (CEM), ultérieurement rattaché à la DTEn. Mais les portées autorisées sur ce site étaient insuffisantes.

Dès le début des années 1960 un nouveau site avait été recherché ; il devait répondre aux critères suivants : être dans une zone non habitée de dimensions suffisantes pour assurer la sécurité au départ des engins, permettre un axe de tir ne survolant pas de zone habitée, être en bordure de mer, pour permettre les tirs à partir de sous-marins, et enfin s'ouvrir sur de larges espaces offrant des portées de 3 000 km

³Ces moyens sont décrits avec plus de précision dans la troisième partie de ce fascicule.

ou plus. Le 4 juillet 1962, le ministre des Armées Pierre Mesmer entérina le choix du site de Biscarosse, sur la côte atlantique, pour l'installation d'un Centre d'essais.

Le Centre d'essais des Landes (CEL) a donc été établi le long de la côte, entre Biscarosse et Mimizan. Il occupe une surface de 15 000 hectares en une bande de 25 kilomètres de long sur 6 kilomètres de large. Il possède une annexe de 10 000 hectares à Captieux, une autre de 120 hectares à Hourtin et une station d'essais et de mesures à Quimper. Cette situation permet de disposer d'un champ de tir de 6 000 kilomètres de portée, entre le CEL et la Guyane. En accord avec le gouvernement portugais, une station d'observation put être construite aux Açores, sur l'île de Florès. Elle est aujourd'hui abandonnée. Le premier tir au CEL (pour un SSBS) eut lieu le 15 février 1966.

Les problèmes de la sécurité des essais en vol (sauvegarde), des moyens d'observation sur plusieurs milliers de kilomètres et des télémesures ont exigé la mise en place de moyens considérables. La salle d'opération d'où est piloté l'essai, en liaison directe avec les stations météo de Cazaux et de Mérignac, et qui centralise les informations relatives au suivi de l'essai, entièrement rénovée en 1994, autorise le suivi de deux essais simultanés. Des postes d'observation optique par caméras rapides et télescopes permettent de suivre le missile jusqu'à 200 kilomètres – l'un d'eux est installé à Quimper. Les moyens de télémesure associés à des antennes, des récepteurs enregistreurs et des outils de dépouillement et de visualisation directe permettent de suivre les engins sur toute leur trajectoire. Une station de mise en œuvre de ballons-sondes et de fusées-sondes permet de connaître avec précision les conditions aérologiques locales. Pour les essais à longue portée des engins balistiques, ce sont un bâtiment de la Marine, le *Henri Poincaré*⁴ puis le *Monge*, et des avions équipés de récepteurs qui prennent en charge la réception des télémesures et l'observation de la trajectoire finale du missile. Des moyens aériens (hélicoptères de la Gendarmerie nationale) et maritimes (vedettes de la Marine nationale) peuvent être mis à la disposition du Centre pour assurer la surveillance de la zone d'essai.

Les tirs d'engins SSBS sont effectués à partir d'un silo « multicoups » semblable aux silos opérationnels, mais réutilisable, et les essais de MSBS soit à partir d'une aire de lancement à terre, soit à partir de sous-marins (sous-marin expérimental *Le Gymnote* ou sous-marins opérationnels). Bien entendu, des bâtiments permettent de réaliser les opérations de préparation avant tir qui peuvent être nécessaires.

Outre les tirs de développement des engins balistiques, le CEL met ses installations à la disposition des armées pour l'exécution des tirs d'entraînement des forces. Il réalise aussi des tirs de missiles tactiques, sol-air ou air-sol et peut mettre à disposition des cibles aériennes, terrestres (mur ou pistes) et marines. Le CEL est équipé d'un rail pour l'exécution d'essais en simulation dynamique.

Le site de Captieux, également géré par le CEL, constitue une zone de tir de plus de 10 000 hectares sur laquelle des moyens d'essais adaptés aux tirs à risques ont été installés : étude de la sensibilité à la détonation en masse des chargements, tirs de matériaux sensibles, etc.

On estime que plus de 8 000 tirs de missiles (tactiques pour la plupart), plus de 4 000 lancements de cibles aériennes et plus de 700 essais sur rail ont été réalisés au CEL. Aucun accident n'a été à déplorer, même si certains tirs ont pu provoquer

⁴ Mis en service au printemps 1968, le bâtiment d'essais et de mesure *Henri Poincaré* fut réalisé à partir d'une coque de pétrolier équipée de tous les moyens radar, de télémesure, de calcul et d'équipements sophistiqués de localisation et d'aérologie. Son tonnage en faisait à l'époque le troisième bâtiment de la Marine nationale, juste après les porte-avions.

quelques frayeurs : l'explosion d'un SSBS au-dessus du Centre en 1966 crée un incendie qui détruit 400 ha de forêt ; le 21 décembre 1968, le premier essai en vol du missile SSBS S 02, prototype de la version opérationnelle, et se casse dans le silo, le propulseur 902 souffle pendant cinq minutes sur la porte du PC de lancement, où les opérateurs coincés eurent chaud, au propre comme au figuré ! D'autres offrirent un spectacle grandiose, tel ce MSBS M 20 tiré un soir du mois de juin, relativement tard, parce qu'il devait atteindre le bateau réceptacle après le coucher du soleil, afin de faciliter l'observation des leurres dont la tête était équipée. La tuyère du second étage Rita 2 perdit ses inserts de pyrographite et la destruction du propulseur offrit un feu d'artifice de très grande qualité aux nombreuses personnes qui se trouvaient sur les plages en cette belle soirée d'été.

ANNEXE

LES PRINCIPAUX RESPONSABLES ÉTATIQUES ET INDUSTRIELS (1961-1995)

DELEGUES MINISTERIELS OU GENERAUX POUR L'ARMEMENT¹

- Gaston Lavaud (avril 1961-janvier 1966)
- Michel Fourquet (février 1966-mai 1971)
- Jean Blancard (mai 1971 –mars 1974)
- Jean-Laurens Delpech (mars 1974-mars 1977)
- Henri Martre (mars 1977-mai 1983)
- Émile Blanc (mai 1983-mai 1986)
- Jacques Chevallier (mai 1986-janvier 1989)
- Yves Sillard (janvier 1989- mai 1993)
- Henri Conze (mai 1993-mars 1996)

DIRECTEURS DE LA DIRECTION TECHNIQUE OU DIRECTION DES ENGIN

- Pierre Soufflet (avril 1961-juin 1969)
- Maurice Brunet (juin 1969-septembre 1974)
- Antonin Collet-Billon (septembre 1974-novembre 1983)
- Jean Sandeau (novembre 1983-juillet 1986)
- Jacques Bousquet (juillet 1986-octobre 1992)
- Jean-Pierre Rabault (octobre 1992-1996)

SERVICE TECHNIQUE DES ENGIN BALISTIQUES

Chefs du service

- Antonin Collet Billon
- Jean Deguillaume
- Georges Desgranges
- Jean Sandeau
- Michel Delaye
- Jean Castellan
- Daniel Estournet

Bureau propulsion

- Pierre Béтин
- Jean Boisson
- Claude Couderc

¹ Présidents ès qualité des comités directeurs des organisations Athéna, Coëlacanthe et Pluton.

- Daniel Reydellet
- Philippe Aliotti

Bureau essais-mesures

- Claude-Paul Roquefeuil
- Jean-Henri Bouchet
- Dominique Chevallier
- Georges Richard
- François Flori
- Claude Argagnon

Groupe MSBS

- Jacques Bataille
- Émile Arnaud
- Jean Castellan
- Dominique Beau
- Daniel Reydellet

Bureau guidage-pilotage

- Jean-Claude Renaut
- Michel Lamy
- Daniel Pichoud
- Jean-Yves Le Gac
- Jean Moret
- Arnaud Salomon
- Jean-Luc Fauquembergue

Groupe SSBS

- Georges Desgranges
- Jean-Pierre Bacou
- Michel Delaye
- Alain Rouquette
- Jean-Pierre Laplane
- Gérard Lepeuple

Bureau études générales

- Jean Germain
- Maximin Lisbonis
- Daniel Estournet
- Paul Benkheiri
- Lionel Gouedard

Groupe Pluton sol-sol nucléaire tactique

- René Franceschi
- Yves de Larminat
- Daniel Estournet
- Bernard Bretecher
- Claude Quiniou

- Jean-Claude Sautreau

DIRECTION DES POUDRES

Directeurs des poudres

- Georges Fleury (1948-1958)
- Paul Tavernier (1958-1967)
- Pierre Nardin (1967-1971)²

Directeurs du STPE

- Pierre Pariselle (1971-1973)
- Paul Rigail (1973-1979)
- Jean Boisson (1979-1988)
- René Amiable (1988-1995)³

Présidents du directoire de la SNPE

- Jean Tison (1971-1983)
- Guy-Jean Bernardy (1983-1987)
- Bernard Philipponnat (1987-1989)
- Émile Blanc (1989-1992)
- Jean-Paul Béchat (1992-1996)
- Jean Faure (1996-2001)
- Jacques Lopion (2001-)

SEREB ET AEROSPATIALE⁴

Direction générale

- Cristofini (président directeur général de la SEREB)
- Chevalier (directeur général de la SEREB)
- Usunier (directeur de la Division des systèmes balistiques et spatiaux)
- Poggi (idem)
- Delaye (idem)

Chefs de projet

- Laurentjoye (EBB)
- Attali (Diamant)
- Hughes (S 2)
- Morer (M 1)
- Motet (M 2/M 20, M 4)

² L'ingénieur général Nardin a deux successeurs : le directeur du STPE et le président du directoire de la SNPE.

³ Le STPE est supprimé au départ de René Amiable.

⁴ Il s'agit d'une liste des principaux acteurs du secteur des missiles balistiques. Elle comprend évidemment une part d'arbitraire et reflète, en partie, l'échelle des valeurs de celui qui l'a établie. Dans un souci de simplicité, les personnalités n'ont été citées que dans une seule catégorie, même si beaucoup d'entre elles ont joué un rôle éminent à plusieurs titres. L'ordre choisi est grossièrement chronologique. On s'est arrêté à 1990 environ.

- Utter (S 3)
- Didier (Hadès)
- Faisandier (M 4 71)
- Matge (M 45)

Directeurs d'entités importantes

- Dorléac (directeur des études à la SEREB)
- Marnay (directeur de l'établissement de Cannes)
- Payelle (directeur de l'ensemble des activités programme et système Aérospatiale)
- Chauvallon (directeur de l'établissement de Cannes)
- Michaud (directeur des essais)
- Mollard (idem)
- Jamet (idem)
- Jacob de Cordemoy (directeur technique)

Responsables de Départements techniques. Ingénieurs

- Propulsion : Melin, Lecorre, Gerault
- Avionique : Masselin, Salessy, Waignier
- Structures : Cassagne, Auriel
- Guidage, pilotage : Thom, Escoffier, Leblanc, Pollack, Dupont
- Contrôle automatique : Allier, de Sagazan
- Bureau d'études : Favier, Imbert, Laurent, Besson, Russier, Fresse
- Aides à la pénétration : Ségalié, Crochet, Compagne
- Durcissement : Samueli, Verlhac
- Synthèse : Calaque, Garnier, Zieger, M^{me} Brousse
- Essais : Douat, Gorlier
- Maintien en condition opérationnelle-production de série : Gilles, Trousse, Sarde, Del Arco

SEPR, PUIS SEP (1969)

- Georges Fleury (1958-1969)
- Pierre Soufflet (1969-1985)
- Roger Lesgards (1985-1987)
- Jean Solier (1987-1994)
- Roger Vignelle (1994-1997)
- Jean-Paul Béchat (1997-)⁵

G2P (A PARTIR DE 1972)

- Roger Guernon
- Antonin Collet-Billon
- Maurice Bailly

⁵ La SEP étant devenue une filiale de la SNECMA.

- Pierre Bétin
- Gérard Lepeuple

POUDRERIE DE SAINT-MEDARD

- Paul Fabre (1961-1963)
- Paul Arribat (1964-1968)
- Maurice Dutour (1968-1971)
- Daniel Quentin (1971-1972)

DIRECTION TECHNIQUE DE L'AUTOPROPULSION⁶

- Raymond Puissegur (1972-1975) (directeur : Michel Herchin)
- Jean Morvan (1975-1980) (directeur : Alain Davenas)
- Roger Didier (1980-1985)
- Daniel Doyen (1985-1990)

⁶ La DTA, créée en 1972, exerce l'entière responsabilité des travaux liés à la propulsion.

DEUXIÈME PARTIE
LES RÉALISATIONS

CHAPITRE 1

CHOIX DES FORMULES DE MISSILES DE PREMIÈRE GÉNÉRATION ET ÉTUDES BALISTIQUES DE BASE (1956-1967)

EXPLORATIONS TECHNIQUES (1945-1958)

La venue en France, dans les mois qui suivirent la fin de la Seconde Guerre mondiale, de spécialistes ayant travaillé sur l'engin V 2, ainsi que la récupération d'éléments de ce même missile, amena naturellement l'état-major des armées à inscrire en 1946 la reconstitution d'une trentaine d'engins V 2 dans son programme d'études d'engins autopropulsés, en seconde priorité derrière les engins tactiques. Dès l'année suivante, la reconstitution des V 2 et l'étude d'engins balistiques nationaux, qui devait la prolonger, étaient abandonnées¹.

Selon Pierre Usunier, la raison principale de cet abandon résidait dans le fait que la politique de défense française n'était pas orientée vers les armes offensives. Il ajoutait : « Ceci contribue à expliquer que la reconstitution de V 2 n'ait pas eu lieu (au-delà d'une action sur les appareils gyroscopiques de guidage). On comprend donc la priorité donnée aux missiles tactiques. Bien modestement, les travaux sur les fusées-sondes constituaient des substituts à des recherches balistiques dans le domaine propulsion surtout. Il faudra attendre la révolution technologique des centrales inertielles aux États-Unis et l'avènement, après la découverte du transistor, de calculateurs de bord compacts et légers, pour ouvrir la voie à des engins balistiques raisonnablement précis et aux lanceurs spatiaux. »²

De 1949 à 1964, le Laboratoire de recherche balistiques et aérodynamique de Vernon, créé par la DEFA en 1946, travailla au développement d'une famille de fusées-sondes Véronique, qui furent tirées à partir de polygones métropolitains et du Centre interarmées d'essais d'engins spéciaux de Colomb-Béchar. Les altitudes atteintes au Sahara par les diverses versions de la fusée Véronique furent de 65 km en 1952, 250 km en 1959 et plus de 300 km en 1961.

Dès l'origine de ce développement, l'idée de parvenir un jour à réaliser des engins balistiques semble bien avoir été présente dans l'esprit de ceux qui en avaient la charge. Dans un témoignage oral de la fin de l'année 1997, le général Julien Trébel, qui participa comme lieutenant-colonel aux expérimentations du Sahara, explique, à propos des engins balistiques, « qu'il faut attendre que des domaines comme la propulsion et le guidage soient suffisamment maîtrisés, que les connaissances sur la haute atmosphère et ses implications sur les vols balistiques permettent d'entrevoir les conséquences sur le comportement des engins, que les moyens d'observation

¹ Cf. Maurice VAÏSSE (dir.), *La IV^e République face aux problèmes d'armement*, ADDIM, 1998, p. 103-106, notamment les communications d'Olivier HUWART, « L'organisme français de récupération en Allemagne après guerre : une filière méconnue de transfert de technologie ? », p. 513-533 et de Jacques VILLAIN, « 1946-1958 : l'émergence de l'industrie française des missiles tactiques », p. 559-578.

² Cf. Pierre USUNIER, « Rapport introductif sur les missiles », *op. cit.*, p. 509-512.

soient complets et de qualité pour qu'un programme de cette ambition ait une chance d'aboutir. »³

Les contributions du programme d'engins-sondes aux développements des missiles balistiques à partir de 1960 concernent principalement la propulsion des engins expérimentaux du programme d'études balistiques de base (1960-1967), la connaissance de la haute atmosphère et l'acquisition de moyens et méthodes du champ de tir.

Avant la décision du 4 août 1958 de Pierre Guillaumat, qui marque le début d'un programme d'études clairement structuré destiné à la réalisation en France de missiles balistiques, des études moins concrètes que celles des fusées-sondes, n'ayant pas dépassé le stade de l'avant-projet, eurent aussi une incidence sur les programmes suivants, en ce sens qu'elles constituaient les toutes premières études de faisabilité de missiles susceptibles d'emporter une charge nucléaire. Ces projets, d'une grande fragilité technique de l'aveu même de leurs auteurs, notamment en matière de propulsion, eurent néanmoins le mérite de fournir une première approche du dimensionnement des missiles balistiques à têtes nucléaires, ainsi que des coûts et des délais d'un programme de réalisation de tels missiles.

La recherche d'une capacité d'emport de charges nucléaires était déjà manifeste dans l'étude confiée par la DTIA à Sud-Aviation d'un engin subsonique de moyenne portée (70 à 120 km) volant à basse altitude et suivant une trajectoire rectiligne définie par ondes radioélectriques. Deux versions⁴ furent successivement étudiées à la demande de l'armée de Terre. Les deux engins étaient propulsés par statoréacteur et volaient à une vitesse de 900 km/h environ. Il s'agissait :

- du SE 4 200, capable d'une charge de 135 kg ; altitude de vol : 200 à 400 m. Étudié depuis 1947, cet engin, abandonné en tant qu'engin opérationnel, a été fabriqué en assez grande quantité (200 exemplaires environ) à des fins d'entraînement de l'armée de Terre ;
- du SE 4 500, capable d'une charge de 700 kg ; altitude de vol : 1 500 m environ. Étudié depuis 1955, cet engin était une extrapolation du précédent. Il fut considéré comme au point en juin 1959, dans sa version avec guidage radioélectrique. Le développement d'une version à guidage passif « anti-radar » ne fut pas achevé. Le SE 4 500 ne fut jamais produit en série.

Le rôle de ces engins était d'assurer une mission d'appui indirect des forces terrestres par des destructions opérées dans la profondeur du champ de bataille⁵. Au moment de leur abandon, à la fin de 1958, l'armée de Terre considérait qu'ils n'auraient eu d'intérêt opérationnel que s'ils avaient été porteurs d'une charge nucléaire.

Le secrétaire d'État à l'Air avait pour sa part demandé en juillet 1954 des projets d'engins stratégiques à diverses sociétés. Aucune suite ne fut donnée aux projets fournis.

L'intérêt porté par le gouvernement, les états-majors et la DTIA aux moyens de délivrer les charges atomiques dont la France avait entrepris la réalisation commença à se manifester véritablement au premier semestre 1956. On peut voir dans cet intérêt une des conséquences de la création du Comité technique des programmes des forces armées (CTPFA) et du rôle donné au général Crépin, inspecteur général

³ Cité par Frédéric MEDARD, « Les activités scientifiques de l'armée française au Sahara, 1947-1967 », *Cahiers de Montpellier*, 1999.

⁴ SHAA, carton E 6615.

⁵ CAA, fonds 022/325, carton 114.

des fabrications et des programmes des forces armées (IGFPFA), le 10 mars 1956 ; mais ces décisions expriment surtout volonté du gouvernement de mieux orienter la politique d'armement du pays.

La manifestation de cet intérêt n'était pas surprenante et avait sans doute d'autres causes. Le général Gallois raconte⁶ qu'il eut l'occasion d'exposer longuement à Guy Mollet, président du Conseil, le 14 mars 1956, l'intérêt stratégique de l'arme nucléaire et de ses vecteurs. A la fin de l'exposé, le président du Conseil téléphona à Maurice Bourgès-Maunoury, ministre de la Défense nationale, pour lui demander de recevoir rapidement le général, ce qui eut lieu le 21 mars 1956. Le général dit du ministre, à propos de cette entrevue : « C'était à un homme documenté et converti aux thèses que je soutenais que je m'adressais. » La crise de Suez, qui éclata en juillet de la même année, ne pouvait que renforcer l'intérêt porté aux armements majeurs.

L'orientation des études d'engins stratégiques se précisa progressivement à partir de cette date. La difficulté de la tâche apparaissait à tous grande, dès l'abord.

Le général Crépin, dans une fiche du 4 juin 1956 sur les matériels nouveaux de l'armée de l'Air⁷, soulignait la difficulté technique et les longs délais d'exécution d'un programme d'engin stratégique sol-sol. Il recommandait de ce fait que l'on ne rejetât pas *a priori* la formule de l'avion bombardier, réalisable plus facilement et dans de plus courts délais.

À la même époque, le 28 juin 1956, Pierre Montel, président de la sous-commission Engins spéciaux de l'Assemblée nationale, après avoir entendu des ingénieurs du ministère des Armées exposer l'état des programmes français d'engins, leur demanda « si les études actuelles seraient ou non simplifiées par l'usage de l'énergie atomique. » Il lui fut répondu que cet usage rendrait plus aisée la résolution des problèmes très difficiles de guidage, car une charge de beaucoup plus forte énergie que la charge actuelle n'exigerait pas une précision aussi grande.

Une réunion du Comité des chefs d'état-major se tint le 3 juillet 1956, avant celle du CTPFA, prévue pour le 6 juillet. Dans une fiche préparée en vue de ces deux réunions, le général Jouhaud, chef d'état-major de l'armée de l'Air, écrivait : « L'EMAA prépare la programmation d'une arme de représailles qui permette l'attaque d'objectifs stratégiques à l'aide de projectiles nucléaires. »⁸ Deux formules étaient envisagées : un bombardier stratégique capable de délivrer une bombe de 1 000 kg à 2 500 km ou un engin sol-sol capable de transporter une bombe de 1 000 kg à 3 000 km. Trois types d'engins étaient envisageables : balistique, semi-balistique ou aérobie à turbo ou statoréacteur. Le CEMAA concluait que son choix s'était arrêté sur l'engin sol-sol, que ses performances devaient rendre difficilement interceptable et dont les possibilités de développement faisaient une arme d'avenir

La séance des 6 et 7 juillet 1956 du CTPFA, présidée par le ministre Bourgès-Maunoury, fut particulièrement importante⁹. Le ministre entendait donner à cette occasion une impulsion décisive aux études des systèmes d'armes nucléaires. Les généraux Lavaud et Crépin, respectivement délégué Armement auprès du ministre et

⁶ Pierre-Marie GALLOIS, *L'adieu aux armées*, Pagès, 1976, p. 169-171.

⁷ SHAT, dossier 2 R 180.

⁸ *Ibid.*

⁹ *Ibid.* Trois ans plus tard, une fiche de l'EMGA (du 3 juillet 1959) sur l'historique du Mirage IV indiquait : « C'est le 6 juillet 1956 qu'est prise par M. Bourgès-Maunoury la décision de constituer en France une force de frappe atomique. »

IGPFPA, qui avaient probablement participé à la préparation de la déclaration du ministre, assistaient à la réunion.

Le ministre ouvrit la discussion par une longue déclaration dans laquelle il soulignait que la satisfaction prioritaire des besoins des forces en Afrique du Nord avaient jusque-là conduit la France à faire l'impasse sur d'autres besoins. Pour lui, il convenait de considérer dorénavant que les menaces auxquelles le pays pourrait avoir à faire face étaient en priorité la menace atomique et la subversion. Les moyens d'études puis de fabrication devaient être adaptés aux nouveaux besoins. Les services techniques devaient envisager des conversions radicales de certains bureaux d'études et porter un intérêt toujours plus grand à la technologie. La France devait rattraper le retard pris, dans certains domaines, par rapport aux grandes nations. Les programmes de recherches et d'études devaient être fondés sur les considérations suivantes : « L'arme atomique constitue l'armement futur, la capacité de riposte atomique doit être la base de la défense contre la menace atomique, nos forces doivent s'adapter à la guerre de subversion du type de celle à laquelle nous faisons actuellement face en Afrique du Nord [...]. »

Le général Ély résumait les conclusions du Comité des chefs d'état-major et déclarait notamment que les études et recherches doivent prendre en considération que :

« 1) L'arme atomique constitue l'élément principal de tout armement futur. [...]

2) Un système de possibilités de riposte atomique doit être à la base d'une défense efficace contre la menace atomique autant et même plus qu'un système de défense aérienne directe. En conséquence, il convient d'éliminer de nos recherches et études tout ce qui ne contribue pas à l'utilisation de l'atome ou à la lutte contre la subversion. »

Le rapporteur de l'armée de l'Air, lui, soulignait que, pour avoir une bonne sécurité dans cette course technique, il fallait prévoir sans délai l'engin sol-sol. L'armée de l'Air avait lancé une étude préalable pour définir le type de machine répondant le mieux aux besoins : engin balistique, semi-balistique ou extrapolation de l'avion classique.

Le représentant de la DTIA indiquait qu'un délai de dix ans ne lui semblait pas absurde pour mener à bien un projet de cette importance dans un domaine entièrement nouveau. La DTIA pensait pouvoir sortir du vague après une pré-étude de six mois.

La Direction des poudres devait étudier pour sa part les carburants possibles.

Le général Crépin résuma l'état des diverses études d'engins tactiques sol-sol, parmi lesquels le SE 4 500, capable de porter une charge de 700 kg d'explosif. Il conclut que, du point de vue de l'emploi, de tels engins n'avaient d'intérêt que dans l'hypothèse d'une charge atomique, à cause en particulier de la précision du tir.

Le ministre de la Défense nationale confirma les orientations données lors de la réunion du 6 juillet en chargeant, par une note du 13 juillet, le secrétaire d'État à l'Air de lancer les études préliminaires d'un engin sol-sol stratégique. La pré-étude annoncée par l'armée de l'Air et la DTIA de divers types de missiles sol-sol stratégiques avait été confiée à Sud-Aviation et Nord-Aviation par des marchés d'études d'un montant respectif de 150 et 250 millions d'anciens francs.

Au début de 1957, les premiers résultats de la pré-étude permirent de mieux cerner les caractéristiques des engins sol-sol longue portée. Cette pré-étude n'avait pas interrompu les études d'engins sol-sol tactiques poursuivies par Sud-Aviation (engins 4 200 et 4 500).

À la réunion des 30 et 31 janvier 1957¹⁰, du CTPFA, la DTIA décrit succinctement les divers types d'engins sol-sol longue portée objets de la pré-étude :

¹⁰ SHAT, dossier 2 R 180.

- engin balistique d'une portée de 3 000 km. Pour une bombe de 1 000 kg, engin de 80 t de masse au départ ; pour une bombe de 3 000 kg, engin de 200 t de masse au départ. Pour l'engin de 200 t, prévoir une poussée de 400 t – la France n'avait pas mieux, alors, que 10 t de poussée. Difficultés principales : précision du guidage, système propulsif, températures de rentrée, précision d'explosion, installations de lancement ;
- engin semi-balistique d'une portée de 3 000 km. Pour une bombe de 1 000 kg, engin de 45 t de masse au départ ; pour une bombe de 3 000 kg, engin de 80 t de masse au départ.
- avion-robot, avec un rayon d'action de 2 500 km. Stato (masse de 16 à 22 t pour une bombe de 1 000 kg, de 26 t pour une bombe de 3 000 kg) ou turbo (variante du Mirage IV). Difficultés : risques d'interception, précision, motorisation pour une bombe de 3 000 kg.

Dans une note rédigée en vue de la réunion du Comité, la DTIA insistait en conclusion sur l'importance majeure des hypothèses sur la masse et l'encombrement de la charge (la masse de 3 000 kg prise dans les hypothèses était celle estimée d'une bombe thermonucléaire), sur l'effort considérable à consentir pour un tel programme, qui ne pourrait être engagé qu'au détriment du reste, et sur un manque de personnel que les départs vers le CEA rendaient encore plus aigu.

Dans une note rédigée à la même fin, le général Crépin soulignait lui aussi l'importance des hypothèses sur la bombe et les incertitudes qui les entouraient. Compte tenu des difficultés de réalisation des engins sol-sol, il répétait que la phase intermédiaire du bombardier était inévitable.

Devant l'exposé de tant de difficultés et incertitudes, Maurice Bourguès-Maunoury, alors encore ministre de la Défense nationale, déclara que l'heure du choix n'était pas encore venue, demanda la poursuite des études et marqua toutefois une certaine préférence pour l'avion-robot.

Lors des réunions du 28 au 30 août 1957 du CTPFA¹¹, alors que M. Morice était devenu ministre de la Défense nationale, les opérations menées en Algérie reçurent une priorité absolue. Les études de missiles sol-sol longue portée ne pouvaient se poursuivre qu'à coût minimum. Dans une note préparée en vue de cette réunion, l'IGPFA notait : « Il a été décidé de ne pas diminuer l'effort financier d'ensemble sur les engins spéciaux en raison de leur importance pour l'avenir. Par contre, un effort de regroupement et de concentration s'impose. » À propos de l'engin sol-sol stratégique, cette note indiquait que l'étude progressait lentement, car on partait de zéro, et que les délais à prévoir imposeraient la solution intermédiaire du bombardier.

Le relevé des conclusions de la réunion du Comité précisa que « pour l'engin stratégique, il a été décidé d'adopter la formule de l'avion-robot en raison de son coût moins élevé, mais c'est vers l'engin balistique, beaucoup moins vulnérable, que se dirigent Américains, Russes et Anglais. » La suite du relevé notait avec regret que la réduction des crédits affectait l'avenir des études et que, si l'abandon du projet du sol-sol stratégique était possible à terme, il convenait d'en retarder l'heure autant qu'on le pourrait.

Les réflexions de la fin de 1957, alimentées sans doute par le lancement par les Soviétiques du premier Spoutnik au début du mois d'octobre, remirent en cause la faveur accordée durant quelques mois à l'avion-robot.

¹¹ SHAT, dossier 2 R 180.

Durant l'année 1957, parallèlement à la pré-étude d'un avion-robot de grande portée, avaient été poursuivis le développement ou l'évaluation des engins de courte portée SE 4 200 et 4 500, qui étaient également du type avion-robot. Au début de 1958, la production en série d'aucun de ces engins n'était toutefois envisagée.

À la même époque, un officier du groupe d'inspection du général Crépin considérait les engins de cette famille comme vulnérables, à cause de leur faible vitesse, et trop imprécis en limite de portée, à cause des risques de brouillage de leur système de guidage. Il en concluait que « la formule balistique, non encore étudiée en France, paraît seule susceptible d'un grand avenir pour cette classe d'engins ». Pour les mêmes raisons, il étendait cette conclusion à un avant-projet d'avion robot de 3 000 km de portée alors en cours de pré-étude. Selon cet officier, le rôle d'un missile balistique atomique de cette portée, considéré comme encore inabordable pour la France, était de remplacer l'avion de représailles¹².

Le CTPFA du 13 février 1958¹³ (présidé par Jacques Chaban-Delmas, alors ministre de la Défense nationale), qui se situe après l'abandon de la formule de l'avion-robot en janvier 1958, marqua le retour aux deux priorités égales énoncées en juillet 1956 : « maintien de l'ordre en Algérie et constitution d'une force de représailles militaires et stratégiques de caractère national ». Une fiche de l'EMGA datée du même jour qualifie cette force de « force de frappe »¹⁴, expression que le général de Gaulle popularisa à partir de novembre 1959.

Lors de la réunion du Comité, le ministre précisa qu'il espérait savoir bientôt quelle pourrait être la fourniture des États-Unis en matière d'engins, mais que la France était beaucoup plus intéressée par la sortie d'un IRBM de fabrication nationale ou européenne. En conséquence, les décisions relatives au sol-sol stratégique étaient réservées jusqu'en avril 1958.

Cette attente d'une aide américaine éventuelle n'était en fait pas nouvelle. Les négociations menées depuis mi-1956 avec les États-Unis avaient abouti à la fin de 1957 à un accord de principe par lequel les États-Unis s'engageaient à nous remettre les plans de fabrication d'un IRBM à poudre de deuxième génération de type Polaris, plans à partir desquels nous aurions pu lancer en France, dans le cadre de l'OTAN, la production d'un engin du même type. Peu de temps après, au début de 1958, les États-Unis proposaient une nouvelle solution consistant à réaliser un engin spécifiquement européen qui, sur le plan technique, promettait d'être plus avancé, car de conception plus récente que l'engin américain¹⁵. Une assistance technique de firmes américaines pour la réalisation de cette opération était envisageable.

Le représentant de la DTIA au Comité rappela que l'avion Mirage IV était destiné à l'emport d'une bombe atomique.

Le 16 avril 1958, la France publia, avec deux de ses alliés, le communiqué suivant¹⁶ : « Un programme d'armement a fait l'objet d'une déclaration commune des ministres de la Défense de la République fédérale allemande, de la République française et de la République italienne à l'OTAN et à l'UEO : étude et développement d'un engin sol-sol balistique capable d'une tête thermonucléaire d'une portée de l'or-

¹² CAA, fonds 022/325, carton 114.

¹³ SHAT, dossier 2 R 180.

¹⁴ SHAT, dossier 2 R 181.

¹⁵ SHAA, carton E 6610.

¹⁶ SHAT, dossier 26 R 16

dre de 2 800 km, propulsé par poudre, guidé par inertie et dont une adaptation simple permettrait l'emploi par les forces navales. »

Ainsi, tout en poursuivant l'étude de solutions purement nationales, la France entreprenait d'explorer les voies d'une coopération internationale. Cette exploration ne prit fin qu'au premier semestre 1960.

Les études de Sud et Nord-Aviation ont d'abord été axées sur la formule de l'avion-robot, définitivement abandonnée en janvier 1958, la formule balistique n'étant prise en considération qu'à partir de novembre 1957. Les caractéristiques des avant-projets les plus significatifs, conçus pour une charge utile de 1 500 kg et une portée de 3 000 km, sont résumées dans le tableau ci-après, établi d'après le compte rendu manuscrit d'une réunion tenue en mai 1958, rédigé par un collaborateur du général Crépin¹⁷. Pour les quatre avant-projets, le guidage était à inertie ou radioélectrique.

	Sud-Aviation		Nord-Aviation	
	Avant-projet A	Avant-projet B	Avant-projet C	Avant-projet D
Propulsion	Trois étages à poudre	Trois étages biliquides	Premier étage à poudre Deuxième étage biliquide	Premier étage à poudre Deuxième et troisième étages biliquides
Longueur	20 m	16,8 m	24,8 m	27,4 m
Diamètre	1 700 mm	1 300 mm	4 x 900 mm puis 1 200 mm	4 x 1 090 mm puis 1 090 mm
Masse totale ¹⁸	35 à 40 tonnes	20 tonnes	38 tonnes	55 tonnes

Les industriels soulignaient l'effort considérable à entreprendre en matière de propérgol. Sud-Aviation estimait à sept ans la durée de développement dans un cadre national d'un missile de cette classe, une coopération internationale, notamment américaine, permettant de gagner de deux à trois ans. Ce délai est à comparer avec celui des développements des missiles balistiques de première génération, soit environ sept ans tant pour le SSBS que le MSBS.

Les estimations de coût du développement de l'engin (estimations des industriels ou des services, fondées sur des renseignements d'origine américaine) variaient dans d'assez larges proportions : de 150 à 500 milliards d'anciens francs.

La deuxième loi de programme d'armements (1965-1970) a couvert la période durant laquelle s'est déroulé, pour l'essentiel, le développement de ces deux missiles. Les dépenses correspondantes constituaient la plus grande part des crédits inscrits dans la loi au titre des engins et vecteurs (avions Mirage IV compris), soit 5,4 milliards de nouveaux francs, à rapprocher des estimations précédentes.

À la même époque, les renseignements techniques dont on disposait sur le missile marin américain Polaris étaient extrêmement fragmentaires, bien que l'on ait décidé d'en dériver le missile balistique terrestre européen.

On savait néanmoins que la portée prévue du Polaris, qui ne devait entrer en service qu'en 1963, était très inférieure à 3 000 km (2 400 km) et que sa charge utile était de 370 kg (pour une demi-mégatonne de TNT). Le CEA, qui était à près de quatre ans de réaliser sa première explosion d'une bombe à fission et à dix ans de sa première explosion d'une bombe à fusion, n'était évidemment pas en mesure de

¹⁷ CAA, fonds 022/325.

¹⁸ Pour une hypothèse moyenne de coefficient structural.

faire des prévisions véritablement fondées de couples masse-énergie pour ses charges futures.

Aussi, l'hypothèse d'utiliser, au moins dans un premier temps, des charges fournies par les Américains était-elle commode pour les responsables du développement du missile, surtout si l'on pouvait s'appuyer sur l'aide américaine et les techniques du Polaris. Dans cette hypothèse, l'effort le plus important, à engager en priorité, consistait à acquérir les capacités requises en matière de propergol, les premiers contacts avec les Américains ayant convaincu nos officiers et nos ingénieurs que les propulseurs à poudre répondaient beaucoup mieux que les propulseurs à liquides aux besoins militaires (délai de réaction, conservation, transport et maintenance, utilisation éventuelle sur navires).

En mai 1958, au cours d'une réunion au ministère des Armées¹⁹, une mission aux États-Unis de l'ingénieur général Fleury, directeur des poudres, fut envisagée par lui-même et les collaborateurs du général Crépin, pour acquérir des licences auprès de l'industriel Aerojet. Les participants à la réunion soulignaient cependant que « les négociations entamées avec les Américains ne doivent pas ralentir nos efforts, d'abord parce que plus nous aurons avancé dans la technique, plus seront faciles les négociations et la mise en œuvre et ensuite parce qu'il n'est pas certain à 100 % que les négociations aboutissent. »

RECHERCHE DE FORMULES MILITARISABLES ET DEVELOPPEMENT DES TECHNIQUES NECESSAIRES

Les espoirs d'une coopération internationale

Ainsi, quand Pierre Guillaumat fut nommé ministre des Armées au début du mois de juin 1958, aucune des techniques majeures (propulsion, guidage, rentrée dans l'atmosphère) indispensables pour la réalisation des missiles balistiques ne semblait accessible en France avant plusieurs années d'efforts.

Néanmoins, peut-être davantage que dans le domaine nucléaire, une assez juste mesure de ces efforts, ainsi que des coûts et des délais d'un programme militaire d'engin, avait été prise par les services et les industriels concernés. C'est à partir de ces éléments d'appréciation que la décision Guillaumat du 4 août 1958 a donné la priorité absolue à la réalisation, sous la responsabilité de la DTIA, d'un missile balistique de longue portée muni d'une charge thermonucléaire.

La même décision confiait également à la DTIA l'étude d'un engin balistique de portée moindre (100 à 1 000 km), qui devait être considérée comme un sous-produit de l'étude précédente. Ce dernier engin répondait à un besoin de l'armée de Terre exprimé au début du mois de juillet 1958. L'armée de l'Air et la Marine avaient appuyé cette demande.

La conviction immédiate de la DTIA que le missile de longue portée exigeait la constitution d'une société d'étude nouvelle semble avoir eu pour effet de suspendre toute étude de missile balistique dans l'industrie jusqu'à la création effective de la SEREB à l'été 1959. Les réflexions technico-opérationnelles ou techniques ont été, durant un an environ, surtout le fait des cabinets présidentiel et ministériels, des

¹⁹ SHAA, carton E 2117.

états-majors et du groupe d'experts constitué à la fin du mois de septembre 1958 par la DTIA.

Ce temps de réflexion préalable aux travaux des bureaux d'études industriels était sans doute d'autant plus nécessaire qu'aux incertitudes propres aux techniques des missiles s'ajoutaient des incertitudes majeures quant aux possibilités de coopération internationale ou à la masse de la charge à transporter, selon qu'elle serait américaine (de l'ordre de 300 kg) ou française (1 500 kg environ).

Des comptes rendus de réunion²⁰ du dernier trimestre 1958 permettent de se faire une idée de l'état d'esprit des cabinets ministériels ou des services quant au projet de missile longue portée.

Au plan politique, la finalité du projet était, sans le moindre doute, anti-démographique, d'où le caractère impératif de la portée du missile, d'autant plus que la possibilité de tirer à partir de l'Afrique du Nord n'était pas encore exclue. D'où aussi la nécessité d'une charge thermonucléaire, seule capable de produire l'effet attendu compte tenu de la précision que l'on pouvait attendre d'un tir à 3 000 km ou davantage (environ un millième de la portée). La méconnaissance des têtes nucléaires futures ne devait cependant pas empêcher la France d'étudier l'engin.

La Marine étudiait l'utilisation du Polaris.

Le directeur de la DTIA, lui, estimait qu'un bombardier était indispensable pour porter les premières bombes françaises et l'étude d'un missile purement français lui paraissait hors de notre portée en raison de son coût (400 milliards d'anciens francs). Une aide américaine était donc à rechercher activement – mais une coopération avec les Britanniques pouvait être également envisagée. La capacité à réaliser la propulsion à poudre constituait l'incertitude principale.

Sur ce point, la DTIA attendait beaucoup de la mission d'un groupe d'experts américains qui devaient, dans le courant du mois de novembre 1958, faire une série d'exposés sur les problèmes des IRBM à propulsion à poudre. Les experts confirmèrent que leur gouvernement était prêt, pour les projets approuvés, à faciliter la conclusion d'accords industriels entre des firmes américaines et des firmes européennes, mais que la fourniture à des pays de l'OTAN d'engins IRBM américains n'était pas envisagée.

Le cabinet du ministre, enfin, considérait que la DTIA, par inclination naturelle, vu sa mission, préférait les bombardiers aux IRBM, mais que le ministre ne pouvait s'engager sur un programme de bombardiers sans être assuré de l'impossibilité de la solution IRBM. En la matière, l'avis du directeur des poudres sur les offres américaines et la faisabilité des missiles apparaissait primordial.

Au début du mois de novembre 1958, le président du Conseil informa le ministre des Armées de sa décision de constituer une commission placée sous la direction du chef de l'état-major de la Défense nationale (rattaché au président du Conseil) et chargée d'étudier les buts et les moyens de la force de frappe lointaine.

Pour permettre à cette commission de fonctionner efficacement, l'état-major général des armées constitua quatre groupes de travail : un Groupe d'évaluation opérationnelle (GEO), un groupe pour l'étude du système Mirage IV et deux autres pour celles du système SSBS et du sous-marin lanceur d'engins.

Dès lors étaient tracés trois axes autour desquels se cristallisèrent les études qui aboutirent aux décisions ultérieures sur la réalisation échelonnée des trois systèmes.

²⁰ SHAT, dossier 2 R 181

Le GEO joua un rôle très important dans la préparation de ces décisions et dans le choix des sites de déploiement opérationnel des forces nucléaires stratégiques.

Une note du 5 décembre 1958²¹ de l'EMGA rappela les orientations données par le gouvernement sur les études à entreprendre : « En application des directives du président du Conseil, un effort particulier doit être consenti au démarrage de la force de frappe. Le Mirage IV doit en conséquence être considéré comme une priorité ». Le mode de financement du prototype opérationnel de l'avion restait toutefois à définir. La question du financement du SSBS se posait également. La DTIA et l'EMGA insistaient sur la nécessité de démarrer sans retard les travaux, afin que le missile puisse arriver à point nommé pour prendre le relais de l'avion²².

Quelques mois plus tard, alors que la mise en service du SSBS était escomptée pour 1969, l'inquiétude de l'EMGA s'était principalement portée sur la date de sortie du Mirage IV (1965), considérée comme bien tardive et limitant de ce fait l'intérêt de l'avion comme vecteur relais de l'arme nucléaire.

Finalement, il ressortait des décisions du Comité de défense restreint du 13 mars 1959 que, dans le plan d'armement des armées, la réalisation des constituants de la force de frappe recevait la priorité : fabrication de la bombe atomique, production de l'avion Mirage IV²³, qui en constituerait le véhicule initial, et démarrage des études sur l'engin stratégique susceptible de la transporter dans l'avenir. Cette décision, qui poussait à la constitution rapide de la SEREB, donnait cependant un certain répit pour le lancement de l'étude de l'engin.

Le missile de moyenne ou courte portée n'était pas affecté des mêmes incertitudes techniques et n'était pas soumis à la même attention politique que le missile stratégique. Il ne semble pas que son développement ait été conditionné par la DTIA à la constitution d'une société d'études.

Les études d'un engin de cette catégorie se poursuivirent à Nord et Sud-Aviation après la décision du 4 août 1958 de P. Guillaumat. Sud-Aviation réalisa le projet le plus élaboré, sous le nom de projet sol-sol balistique tactique (SSBT). En août 1959, lorsque les études d'un engin de cette gamme furent arrêtées pour des raisons essentiellement financières, l'engin semi-balistique SSBT en projet pouvait emporter une charge de 700 kg à 100 km. Il pesait 3 500 kg et mesurait environ 9 m de longueur et 80 cm de diamètre. Son guidage était inertiel et sa propulsion à poudre.

Réorientées en juillet 1958, les études de cet engin prolongeaient celle du projet Casseur, confié à Sud-Aviation en 1957 par la DTIA pour le compte de l'armée de Terre. Ce projet trouve son origine dans une proposition de la France à l'organisation FINABEL formulée en août 1957²⁴. Ses modes de guidage et de propulsion en faisaient un engin plus militaire que le SE 4 500. Une note de Sud-Aviation du 7 février 1958²⁵ décrit le Casseur comme un engin capable d'emporter une charge nucléaire ou une charge classique d'une masse de 700 kg. L'engin était conçu pour être monté sur une rampe de lancement mobile, dans sa version terrestre. La rampe de lancement était adaptable aux navires de surfaces ou aux sous-marins. Sa portée pouvait être comprise entre 80 km (missile sans accélérateur) et plus de 700 km

²¹ SHAT, dossier 2 R 180.

²² CTPFA du 23 décembre 1958. SHAT, dossier 2 R 181.

²³ Qui, sans avions ravitailleurs, ne pouvait guère remplir que des missions tactiques dans la profondeur du champ de bataille.

²⁴ SHAA, carton E 6615.

²⁵ SHAA, carton E 6620.

(missile avec quatre accélérateurs de 800 mm de diamètre) et sa masse comprise entre 3 et 16 tonnes. Quand le projet devint celui du SSBT, la fourchette des portées se resserra autour de 100 km.

Ces études profitèrent pour une part au programme d'Études balistiques de base (EBB), que la SEREB établit à la fin de 1959 et qui se déroula jusqu'en 1967. La coopération entre la Direction des poudres et la SEPR pour le propulseur à poudre du SSBT se développa dans les programmes d'engins balistiques. Les centrales inertielles commandées pour le Casseur furent utilisées dans le programme EBB. Les premières discussions avec l'industriel Kearfott débouchèrent sur l'acquisition d'une licence par la SAGEM, dont les centrales inertielles équipèrent ensuite tous les engins balistiques français.

Les études du missile de croisière SE 4 500, qui faisait double emploi avec le SSBT, avaient, elles, été arrêtées à l'occasion du CTPFA du 23 décembre 1958²⁶.

L'ingénieur général Bonte, DTIA, donne les raisons de la poursuite, puis de l'arrêt du programme SSBT. Dans une note du 9 janvier 1959 adressée au DMAA²⁷, il écrit : « Sans rien ôter de l'intérêt que présente, en soi, le programme SSBT tel qu'il a été élaboré par la Terre, qui l'a placé en première urgence, la DTIA voit, dans la réalisation de cet engin, plus encore que la satisfaction d'un besoin particulier, un moyen et une étape absolument nécessaire pour arriver au SSBS et c'est dans cet esprit qu'a été conçu le développement de l'étude de l'engin tactique. » Il ajoute que c'est la même équipe de Nord-Aviation et Sud-Aviation qui conçoit les deux types d'engin et que leurs techniques de guidage et de propulsion présentent de grandes similitudes.

Il révisa sa position quelques mois plus tard en écrivant au même destinataire, le 5 août 1959²⁸, qu'il estimait sans valeur ses arguments en faveur du programme SSBT, car sur le plan technique, les conversations qu'il avaient eues avec les sociétés américaines lui avaient démontré que les deux problèmes n'étaient pas liés. Il proposait en conséquence l'arrêt des études SSBT, dont le coût diminuait les ressources pouvant être affectées au programme SSBS. La rareté probable des charges nucléaires dans un futur proche et la capacité des forces aériennes à remplir les missions imparties au SSBT constituaient des raisons supplémentaires d'abandonner le projet.

Avant même la création de la SEREB, en septembre 1959, son président désigné, M. Cristofini, avait réuni un premier groupe d'ingénieurs qui, bien qu'encore employés par leur société d'origine, avaient commencé à travailler dans la nouvelle structure et à nouer des contacts avec des firmes américaines pour négocier avec elles des accords techniques, comme le souhaitaient le ministre des Armées et la DTIA.

Ainsi la SEREB pouvait-elle, dès la mi-octobre 1959, présenter au délégué ministériel pour l'armée de l'Air²⁹ son organisation, un premier bilan de ses études et un plan de travail pour 1960. Il ressort de cet exposé que l'engin étudié, conformément aux instructions officielles, a une portée de 1 500 milles nautiques, pour une masse de charge nucléaire de 600 livres. Les études d'investissements doivent néanmoins ménager la possibilité de réaliser un engin de 2 500 milles de portée. En outre, on ne

²⁶ SHAT, dossier 2 R 181.

²⁷ SHAT, dossier 26 R 5.

²⁸ *Ibid.*

²⁹ SHAA, carton E 2117.

perd pas de vue les caractéristiques possibles d'un engin capable de transporter une charge française.

La SEREB prépare un avant-projet complet de système d'arme dont les principaux sous-ensembles font l'objet de spécifications techniques et sont susceptibles d'être sous-traités. La décomposition prévue est la suivante : d'une part l'engin, lui-même divisé en : corps de rentrée ; propulseur ; guidage-pilotage ; cellule ; aménagements divers ; d'autre part la mise en œuvre, divisée en : génie civil ; transmissions ; contrôle, préparation, exécution du tir ; transports, manutention, stockage ; entretien, maintenance.

Le dossier de choix doit présenter les deux modes de déploiement possibles : fixe ou mobile. La SEREB a pu faire l'inventaire des résultats acquis en France par les études commandées par la DTIA, notamment celles, arrêtées, du SSBT. Le raccordement de ces études avec les études nouvelles a été défini.

Enfin, la comparaison avec les informations recueillies aux États-Unis permet d'être confiant sur la capacité de l'industrie française à mener à bien un programme d'engin balistique. La SEREB était cependant encore à la recherche d'un interlocuteur pour la propulsion. Les études sous-traitées aux coopérants devaient porter autant que possible sur les « invariants », c'est-à-dire sur des techniques indispensables peu dépendantes des caractéristiques générales du projet d'engin.

Dans son exposé, la SEREB annonçait l'arrivée dans son personnel d'un officier de Marine, mais ne mentionnait pas explicitement de déploiement marin dans ses projets.

La présence de cet officier résultait de la demande formulée le 5 septembre 1959 par le chef d'état-major général de la Marine (CEMGM) auprès du ministre des Armées³⁰. Dans sa lettre, le CEMGM demandait que des directives soient données à la société pour tenir compte immédiatement des spécifications Marine et souhaitait en conséquence la désignation d'un officier de Marine comme adjoint opérationnel et d'un ingénieur du génie maritime comme ingénieur-conseil. En outre, il demandait que la Marine soit représentée auprès du délégué ministériel Air, chargé de guider, suivre et contrôler les travaux de la société.

Le CEMGM justifiait ainsi ses demandes :

« Conformément aux directives gouvernementales, la Marine a entrepris avec le CEA la réalisation d'un premier sous-marin à propulsion atomique ; l'armement de ce premier bâtiment et de ses successeurs doit être dès maintenant prévu.

Je pense que les délais de réalisation des engins et du sous-marin ne sont pas très différents, surtout si l'on dispose d'une aide américaine.

J'estime donc sage et nécessaire de faire en sorte que, dès le départ des études de la société, il soit tenu compte des spécifications relatives à un engin pour sous-marin. La navalisation d'un engin soi-soi prise en considération dès le départ ne conduirait qu'à une faible majoration des dépenses. Par contre, l'étude d'un engin naval après celle d'un engin terrestre entraînerait des dépenses beaucoup plus importantes. »

Le compte rendu d'une réunion EMM-DTIA tenue le 16 novembre 1959 témoigne également de l'intérêt marqué de la Marine pour les missiles balistiques³¹. Cette réunion avait pour objet de préciser la position de la Marine vis-à-vis de la nouvelle Société d'engins balistiques. L'amiral Bailleux, assisté des ingénieurs en chef Brunet et

³⁰ SHAT, dossier 26 R 16.

³¹ SHAA, carton E2117.

Walckenaer, du STCAN (Service technique des constructions et armes navales), exposa le point de vue de la Marine :

« Elle estime que les sous-marins atomiques en étude devraient être équipés d'engins balistiques. Bien que les directives actuellement diffusées ne soient pas explicites sur ce point, il est cependant envisagé par la Défense nationale d'équiper la force de frappe dans un premier temps d'engins tirés depuis le sol, et ultérieurement d'engins sous-surface-sol dès que le combiné sous-marin atomique-engin sera disponible. [...]

Il conviendrait donc que la DTIA ne parte pas, a priori, sur l'idée que les deux programmes sont incompatibles, et que la SEREB prenne dès maintenant à sa charge l'étude de cette possibilité. Ceci d'autant plus que le programme actuellement envisagé tend vers une portée (1 500 milles nautiques) et une charge (380 kg) conformes aux nécessités d'emploi à bord des sous-marins. »

L'IG Bonte, assisté de l'IC Faisandier, chef du Groupe des engins balistiques (GEB), observa que l'étude en France d'un engin ne se ferait d'abord que dans le cadre OTAN et que, de ce fait, l'engin serait certainement terrestre. Les crédits prévus ne permettraient jamais d'envisager les études en parallèle d'un missile terrestre et d'un missile maritime. Il se trouvait cependant que les éléments connus du futur programme OTAN s'orientaient très probablement vers une formule de type Polaris. Dans ce cas, la demande de la Marine serait immédiatement satisfaite. Dans le cas contraire, les exigences terrestres seraient prioritaires.

L'Amiral Bailleu précisa que les perspectives françaises étaient de l'ordre de trois à six sous-marins, armés chacun de douze à seize engins, le premier entrant en service vers 1968.

L'IG Bonte résuma la discussion : « Si l'engin NATO est dérivé directement du Polaris, la SEREB s'occupera du Polaris à titre principal. La DTIA veillera à ce que l'engin ne soit pas « terrestrisé » au point de ne plus être utilisable à bord. Ceci suppose l'accord du ministre et l'octroi de crédits. Si l'engin NATO n'est pas dérivé du Polaris, ou si l'on s'oriente vers un programme national indépendant, la Marine devra envisager l'emploi du Polaris d'origine, compte tenu de ce que l'on sait actuellement du programme national de charges atomiques. Dans ce cas, la SEREB serait chargée, à titre secondaire, de l'étude de l'adaptation au sous-marin de l'engin Polaris. »

Malgré la grande prudence de la DTIA, dans une lettre au premier ministre sur le budget 1960, le ministre des Armées écrivait le 28 novembre 1959, à propos du missile sol-sol stratégique pour lequel une coopération internationale était escomptée : « Ces SSBS devront pouvoir aussi armer les sous-marins atomiques prévus dans le deuxième plan quinquennal. »³² C'était à la fois marquer un intérêt pour une composante stratégique marine et indiquer que peu de ressources y seraient affectées dans le premier plan quinquennal (future loi de programmation 1960-1964).

Vers le lancement de programmes purement nationaux

Ces perspectives de la fin de l'année 1959 se trouvèrent bouleversées par deux événements majeurs du début de l'année 1960 : la réussite de la première explosion nucléaire française, le 13 février, et l'expression des conditions mises par les États-Unis à la réalisation d'un engin balistique sous licence en Europe.

L'abandon par la Grande-Bretagne, en avril, du programme national du missile *Blue Streak*, en plus d'ôter tout espoir de coopération avec ce pays, était un sujet supplémentaire de réflexion pour les dirigeants français.

32 Arch SHAT- Dos 26R5

Avant même ces événements, dans le cadre de la préparation de la première loi de programmation militaire (1960-1964), le ministre des Armées avait demandé au délégué ministériel pour l'armée de l'Air, à la suite des avis exprimés au cours du Comité technique des programmes du 29 janvier 1960, de faire établir pour le 15 mars suivant les grandes lignes d'un programme engin, adapté aux possibilités françaises, de 3 000 km de portée et pour le transport d'une charge thermonucléaire de 1 200 kg. La possibilité d'une propulsion par liquide était suggérée pour diminuer le coût du programme.

Rares étaient alors ceux qui croyaient encore à la possibilité d'une aide américaine. Lors de la réunion du 29 janvier 1960³³ du CTPFA, P. Guillaumat déclara, après plusieurs exposés plutôt pessimistes sur le sujet : « Il est temps que nous prenions conscience qu'il n'y aura pas d'aide américaine ». Aucun avis contraire ne fut formulé. La voie à suivre n'apparaissait toutefois pas tracée. Le ministre rappela qu'un an plus tôt, il avait estimé en Conseil de défense que la France ne pourrait réaliser un IRBM qu'avec l'aide américaine et qu'il réservait son avis sur la possibilité pour la France de conduire seule un tel programme. Il constata qu'on ne pouvait toujours pas se prononcer et proposa une nouvelle réunion lorsque l'on saurait s'il fallait continuer.

C'est son successeur, P. Messmer, qui approuva le choix des formules nationales. Bien que sans autre objectif que la recherche d'informations éventuellement utiles pour un missile stratégique naval, les états-majors et les services continuèrent tout au long de l'année 1960 à étudier la réalisation d'un IRBM Polaris devant satisfaire en priorité les besoins de l'OTAN, puis ceux des nations européennes.

L'état-major général des armées organisa, le 19 mars 1960, une réunion³⁴ présidée par le colonel Lévêque, chef du Bureau technique, ayant pour but « de recueillir l'avis d'experts des trois armées sur les problèmes techniques soulevés par les engins balistiques et notamment sur l'alternative poudre-liquide. » Cette réunion eut lieu dans une phase très active de préparation de la première loi de programmation militaire (1960-1964), dont on avait déjà bien perçu les difficultés de financement.

Le colonel Lévêque déclara en préambule que la manière française d'aborder le programme balistique prenait un aspect nouveau. Jusqu'alors, la France avait envisagé de réaliser un engin américain sous licence en collaboration avec les États-Unis et d'autres pays européens, les premiers matériels étant destinés au SHAPE, les suivants livrés aux nations. Les conditions que les États-Unis venaient de mettre à la réalisation de ce programme étaient jugées difficilement acceptables tant du point de vue politique (très nombreux engins à mettre en priorité à la disposition de SACEUR, stockage sur le territoire de la France de têtes atomiques dont elle n'aurait pas le contrôle) que militaire (portée trop courte, énergie de la charge trop faible pour les besoins) et technique (version peu évoluée ne permettant d'accéder qu'à une technologie de second ordre).

La réunion avait pour objet, en conséquence, d'examiner si une solution purement française était possible, comme le laissait espérer une note récente de la DEFA, dont dépendait le LRBA de Vernon. Dans sa note, la DEFA estimait possible de réaliser un engin français, à propulsion liquide, pour un prix très inférieur à ceux couramment admis alors (dans les estimations de la DTIA et de la SEREB). Il était rappelé que,

³³ SHAT, dossier 2 R 182.

³⁴ SHAA, carton E 2117

conformément à la décision du ministre du 4 août 1959, il appartenait au délégué ministériel pour l'armée de l'Air et à la DTIA de proposer les solutions définitives. La parole fut ensuite donnée aux experts des trois armées, des poudres et de la SEREB.

Les ingénieurs représentant la DTIA (dont l'IC Faisandier, chef du GEB) rappelèrent que les études s'étaient centrées jusque-là sur un engin dérivé du Polaris, à propulsion à poudre, avec une charge de 600 livres et une portée de 1 500 milles nautiques – programme estimé de 2 à 2,75 milliards de NF.

Deux autres programmes avaient été envisagés récemment en intégrant l'emport de charges (nationales) de 750 kg (programme estimé de 3,5 à 4,5 milliards de NF) et de 1 200 kg à 4 000 km. L'emport de 1 200 kg à 4 000 km ne paraissait pas possible avec un engin uniquement à poudre, en raison de la grosseur des blocs qui seraient nécessaires et du nombre d'étages qu'il faudrait prévoir.

Les missiles restaient de dimensions imposantes. Ainsi, on avait, pour l'emport de la charge de 750 kg, les exigences suivantes (des solutions mixtes, poudre-liquide, étant envisageables) :

	Poudre	Liquide
Masse	30 t	50 t
Longueur	15 m	22 m
Diamètre	1,6 m	2,2 m

L'IGA Tavemier, directeur des poudres, indiquait, lui, que, moyennant la réception en temps utile des crédits pour les investissements très lourds à réaliser, sa direction serait en mesure de fournir les plus gros chargements (blocs de 20 à 25 tonnes) nécessaires pour l'engin 750 kg/3 500 km.

La DTIA évoqua aussi les conditions de réalisation d'un engin pour la Marine. L'IC Brunet, du STCAN, rappela les limitations impératives des dimensions de l'engin pour sous-marin, dont la portée devrait être au moins de 2 000 km : 9,50 m de longueur (contre 8,70 m pour le Polaris) et 1,50 m de diamètre (1,37 pour le Polaris)³⁵. La Marine marquait sa nette préférence pour la propulsion à poudre. L'IC Faisandier précisa qu'il ne fallait pas espérer fabriquer « à la sauvette » un engin Marine en partant d'un engin terrestre. Au représentant de l'EMM qui faisait remarquer que « notre volonté de fabriquer un système de sous-marin porteur d'engins stratégiques n'a jamais été clairement exprimée », le colonel Lévêque répliqua « qu'une telle mesure paraît implicite à partir du moment où on prévoit la fabrication de sous-marins atomiques ».

Les ingénieurs représentant le LRBA de Vernon exposèrent les possibilités de la propulsion à liquides, tant pour un engin terrestre que pour un engin marin. Le coût de développement de l'engin seul de la classe 750 kg/4 000 km (hors champ de tir et système opérationnel) était estimé à 655 MF.

Enfin, le représentant de la SEREB intervint ponctuellement pour préciser certains des exposés des directions du ministère des Armées.

En conclusion, la SEREB et la DTIA furent chargées d'analyser les propositions du LRBA. Elles devaient *a priori* confirmer les estimations de performances du LRBA, mais remarquèrent que le périmètre des dépenses n'était pas identique entre les projets de la SEREB et les propositions du LRBA. L'IG Tavernier, directeur des poudres, lui, avança qu'une solution mixte (1^{er} étage à liquides, 2^e étage à poudre) per-

³⁵ Ces dimensions sont voisines de ce que furent celles des missiles MSBS de première génération.

mettrait d'utiliser les techniques existantes et de faciliter la préparation des projets de la Marine et de l'armée de Terre.

Dans une fiche rédigée en vue du Comité de défense du 9 mai 1960³⁶, l'EMGA écrivait : « L'abandon de l'espoir d'une aide américaine dans le domaine des engins et la confirmation, par les explosions expérimentales du 13 février et du 1^{er} avril, des résultats escomptés, ont amené à reconsidérer l'ensemble engin-atome. Il est apparu que les programmes vecteurs et têtes ne sont plus cohérents. Le problème budgétaire est insoluble à l'intérieur de la programmation. »

La note indiquait ensuite que, en matière de techniques des missiles, les voies semblaient bien tracées pour le guidage, les structures et les têtes de rentrée. Pour la propulsion, deux voies étaient possibles : poudre ou liquide, avec des coûts d'investissement très différents.

En 1959, la poudre avait été choisie parce qu'on envisageait un engin européen d'inspiration américaine. Il y avait donc lieu de reconsidérer ce choix. En effet, la propulsion à liquide se prêtait mieux à l'emport de charges lourdes, sa conception était facilement modulable et extrapolable, elle ne demandait pas d'investissements très coûteux, elle était utilisable dans le domaine spatial et elle permettait de marquer l'ambition française dans ce domaine. Elle présentait l'inconvénient d'être moins moderne que la propulsion à poudre. Aussi la solution mixte précitée paraissait-elle la meilleure.

Le changement de cap fut notifié en deux temps par le ministre des Armées au délégué ministériel pour l'armée de l'Air³⁷. La première étape fut une longue lettre du 10 mai 1960, traitant également des méthodes de conduite des programmes d'engins par la DTIA et des enseignements à tirer de l'abandon par la Grande-Bretagne du programme *Blue Streak*, sorte d'épreuve qu'il fallait absolument éviter à la France par un choix judicieux de projets réalisables. La note précisait :

« Il ne faut pas entreprendre des programmes que l'on est certain de ne pas pouvoir mener à bon terme. Le choix des thèmes est à cet égard déterminant.

Le thème sur lequel travaille actuellement la SEREB – emport de charges de fabrication ou de type américains de 270 kg à 2 700 kg [...] – a été défini en 1959 alors qu'on envisageait une réalisation internationale appuyée sur l'aide technique et financière des États-Unis. Les hypothèses de notre politique sont maintenant totalement différentes : les charges que nous voulons utiliser sont nationales, elles pèsent 700 kg [...] (plutonium) et même 1 200 kg [...] (uranium) ; on veut les transporter à plus de 3 000 km ; le type de propulsion n'est pas fixé *a priori* [...].

La modification du thème de travail de la SEREB apparaît donc dans ces conditions absolument nécessaire. »

Cette note fut suivie par une décision du 27 juin 1960, plus concise mais plus explicite sur la poursuite des études d'engins. Entre-temps, le 2 juin, une fiche interne à l'état-major général des armées, inspirée pour une part par des propositions de la délégation Air du 17 mai, soulignait que : « Nous nous trouvons actuellement dans l'*incapacité absolue* de définir les caractéristiques techniques des véhicules à réaliser [...]. Les décisions que nous devons prendre dans l'immédiat sont en fait beaucoup moins ambitieuses. Il ne s'agit que de définir l'orientation d'un programme préliminaire de 18 mois, se terminant à la fin de 1961, et permettant de rassembler pour

³⁶ SHAT, dossier 2 R 180.

³⁷ SHAA, carton E 2117.

cette date le maximum d'informations théoriques et pratiques nécessaires pour la définition d'un programme.

Pour la conduite du programme préliminaire il est indispensable de fixer aux services techniques, et notamment à la SEREB, un objectif à long terme correspondant au maximum de ce que nous désirons : c'est-à-dire l'emport d'une charge militaire de 1 500 kg à 3 500 km. On suppose que la portée de 4 500 km demandée par la Défense nationale³⁸ sera obtenue par l'abaissement du poids de la charge militaire et l'amélioration des techniques propres à l'engin porteur. Il sera ensuite facile en 1961 lors du choix du programme définitif de diminuer nos exigences si celles-ci ne peuvent pas être tenues. L'inverse serait par contre plus difficile : prendre dès aujourd'hui comme programme l'emport de 700 kg à 3 500 km conduit à abandonner la priorité mise sur l'emport des charges H puissantes, sans avoir étudié la question et tout en sachant que la fabrication de charges H puissantes reste maintenue, puisque c'est la raison d'être de l'usine de Pierrelatte. »³⁹

La décision du ministre des Armées⁴⁰, P. Messmer, le 27 juin, reprenait presque mot pour mot les objectifs d'un programme préliminaire de 18 mois décrit dans la fiche de l'EMGA, sans en développer les attendus, mais en insistant sur la priorité à donner à la rapidité d'exécution. Elle ajoutait : « L'étude et la réalisation de systèmes opérationnels à base d'engins moins puissants – engins marins, engins tactiques – restent inscrites dans les prévisions des armées. Elles n'interviennent pas dans le programme 1960-1961. »

Sans doute dans la crainte de se voir distancée, le surlendemain de la décision du ministre (le 29 juin), la Marine demanda par lettre à la DTIA de lui faire parvenir pour le 15 novembre 1960 une étude sur le programme MSBS pour sous-marins atomiques.

L'obtention d'un meilleur traitement du projet de MSBS dans la future loi de programmation militaire n'était pas chose facile, car l'engin naval ne répondait aux objectifs du gouvernement ni par sa capacité d'emport d'une charge thermonucléaire, ni par sa portée. Les arguments employés par la Marine en faveur du MSBS étaient opérationnels et techniques.

Dans une lettre du 16 mars 1960⁴¹, le CEMGM avait déjà adressé au ministre une étude sur les possibilités de constituer une force de sous-marins atomiques lance-engins. Cette étude répondait en fait à une demande (au timbre de l'EMGA) du 18 décembre 1958.

Sur le plan militaire, de nombreux avantages des SNLE étaient soulignés : mobilité, invulnérabilité, discrétion, accès à toutes les mers du globe, dommages très significatifs pouvant être infligés au territoire de l'adversaire principal. Des forces de trois ou six SNLE, avec seize missiles chacun, étaient envisagées. Les coûts donnés

³⁸ Le portefeuille de la Défense nationale était alors détenu par le premier ministre, dont l'état-major particulier contribuait activement à la définition de la politique du gouvernement en matière d'armement nucléaire. Il semble que le premier ministre, sans doute sensible aux arguments du CEA et de son ministre de tutelle, alors en charge du très gros projet de l'usine de Pierrelatte d'enrichissement de l'uranium, ait, plus que le ministre des Armées, poussé aux projets de missiles capables d'emporter de lourdes charges thermonucléaires. Dès mai 1960, certains bureaux de l'EMGA considéraient comme irréalistes, notamment sur le plan financier, de tels programmes et préconisaient une limitation à 700 kg de la masse de la charge et l'acceptation d'une énergie inférieure à une mégatonne. De telles solutions moyennes furent finalement choisies dans le courant de 1961. SHAT, dossier 26 R 16.

³⁹ C'est l'auteur de la fiche qui souligne (*ibid.*).

⁴⁰ SHAA, carton E 2117.

⁴¹ *Ibid.*

semblent manifestement sous-évalués : par exemple 4 600 MF pour six SNLE (sans les charges nucléaires, mais avec des missiles de réalisation française). Une aide américaine était susceptible de diminuer largement le coût du programme.

Sur le plan technique, le lancement rapide des études de missile était jugé nécessaire pour permettre l'étude parallèle des installations de bord (système de lancement et équipements). La mise en chantier en 1961 d'un sous-marin classique porteur de deux engins (le futur *Gymnote*) était envisagée en vue de l'expérimentation en vraie grandeur des formules techniques choisies tant pour le sous-marin que pour le missile.

Cet argument technique fut de nouveau développé par le CEMGM dans une lettre au ministre du 28 juillet 1960⁴², après l'inscription dans le projet de loi d'un sous-marin nucléaire lance-engins et l'annonce du lancement d'une étude d'engin balistique naval. Il soulignait fortement que, dans un sous-marin aussi spécialisé qu'un SNLE, il y a une très forte imbrication entre les caractéristiques du missile et celles du sous-marin.

Il concluait par la demande d'ouverture d'un programme d'études préliminaires en vue de l'élaboration d'un avant-projet, au moins sommaire, d'un engin apte à être tiré de sous-marin, et indiquait que tout retard dans le démarrage des études se répercuterait sur la disponibilité opérationnelle du système d'arme sous-marin-engin balistique.

Le 27 août 1960⁴³, l'EMGA, dans une fiche probablement destinée au ministre, jugeait ce programme d'études préliminaires nécessaire et urgent et d'un coût modéré.

Le 11 octobre 1960, le ministre adressa, sous le timbre de l'EMGA, une directive au CEMGM qui, après avoir rappelé celles du mois de juin relatives aux programmes Mirage IV et SSBS, précisait qu'avait été retenue la réalisation en parallèle d'un système naval constitué de sous-marins atomiques lance-engins (dont l'énoncé des qualités reprenait celui dressé quelques mois plus tôt par le CEMGM)⁴⁴. La directive demandait au CEMGM de coordonner⁴⁵ les travaux de ses propres services avec ceux du CEA (pour les charges et le réacteur) et du DMAA, en vue de la réalisation de trois sous-marins en fin de décennie.

À la fin d'octobre 1960, l'IC Brunet, du STCAN présenta à la DTIA⁴⁶ un planning « Marine » du programme SNLE et missile. Le premier tir de l'engin prototype MSBS était prévu en 1966 et la livraison des engins opérationnels en 1970. La DTIA constata que ce planning était identique à celui de l'engin SSBS. Elle estima néanmoins que ce programme « Marine », qui n'altérerait en rien le programme fixé à la SEREB jusqu'à la fin de 1961, imposait que l'on poursuivît activement les études de propulseurs à poudre.

Lors de la séance du 20 octobre 1960 de l'Assemblée nationale, le gouvernement accepta un amendement à la loi de programmation 1960-1964 tendant à accroître de 120 MF les crédits attribués à la Marine et destinés « à des constructions de bâtiments de combat, aux études et expérimentations de l'engin balistique marin ». Dans la répartition prévue de ces 120 MF que le CEMGM soumit au ministre le

⁴² *Ibid.*

⁴³ *Ibid.*

⁴⁴ *Ibid.*

⁴⁵ Au début du mois de décembre 1960, le CEMGM envisagea la création d'un comité directeur Air-Marine, qui vit le jour en 1962 sous le nom de Comité Coelacanthé.

⁴⁶ SHAA, carton E 2217.

13 décembre 1960⁴⁷, la plus grande part concerne les installations de bord des sous-marins lanceurs (mais pas le missile, dont on supposait probablement qu'il serait financé sur des crédits « Air » ou sur ceux de la section commune).

À partir de l'été 1960, la SEREB put poursuivre un programme technologique d'études balistiques de base sur des fondements plus stables, en vue d'une application possible aux deux programmes SSBS et MSBS dont elle entretenait les avant-projets.

En novembre 1960, le président de la SEREB, lors d'une réunion du conseil d'administration de la société, fit état de son scepticisme sur la propulsion biliquides du LRBA, alors qu'il avait marqué sa préférence pour cette solution lors des réunions précédentes. De son point de vue, deux solutions de missiles balistiques seulement semblaient possibles : l'engin naval ou le gros engin tiré d'un site fixe enterré très protégé. Il insistait de nouveau sur l'importance de développer les techniques « invariantes ».

Un plan de développement du MSBS avait été diffusé et une définition du programme d'essais était en cours de discussion avec le STCAN.

On peut noter que malgré l'abandon, au niveau gouvernemental, depuis le début de 1960, de tout projet de coopération avec les États-Unis, le directeur technique de la SEREB effectua à cette époque une importante mission auprès de plusieurs firmes américaines. La qualité des informations recueillies est mentionnée au conseil de la SEREB et exposée dans une lettre adressée au DMAA. La lettre souligne en particulier que la mission a permis d'identifier des techniques prometteuses : les matériaux ablatifs pour corps de rentrée, les enveloppes de propulseurs en fil bobiné, l'importance majeure de l'électronique dans les engins. Grâce à ces informations, on devait éviter de perdre du temps et de l'argent dans des voies secondaires ou sans issue.

À la fin de 1960, les projets SSBS et MSBS semblaient largement incompatibles, tant sur le plan opérationnel que technique. Ils étaient à l'évidence concurrents sur le plan des ressources rares de la loi de programmation militaire. En voulant pousser plus loin les gains obtenus par la Marine depuis l'été 1960, le CEMGM, lors d'une entrevue avec le colonel Lévêque, de l'EMGA, le 2 décembre 1960⁴⁸, lui déclara qu'en raison du poids financier des opérations en Algérie, il était persuadé qu'on ne pourrait pas mener de front les programmes MSBS et SSBS, que ce dernier risquait d'« être dépassé en raison de sa vulnérabilité⁴⁹ et qu'en conséquence il vaudrait mieux se limiter au seul MSBS. »

Il fut tout aussi explicite dans une lettre au ministre du 9 janvier 1961, envoyée en vue d'une réunion du CTPFA : « En conclusion, je demande que soit reconsidérée la décision du 28 juin 1960 donnant la priorité au programme d'engin terrestre (charge, 1 500 kg ; portée, 3 500 km). Une priorité au moins égale, et même supérieure, devrait être attribuée au programme d'engin embarquable sur sous-marin [...] Des directives doivent être données à la DAM du CEA pour qu'elle réduise la masse des charges thermonucléaires. » Il déclarait aussi que des SNLE avec des MSBS tiendraient pour 1968 tous les objectifs fixés au SSBS pour la même date.

⁴⁷ SHAT, dossier 26 R 16.

⁴⁸ SHAT, dossier 26 R 16.

⁴⁹ Il visait probablement un SSBS à liquide, dont la charge imposait de grandes dimensions.

Avant la réunion du CTPFA, l'EMGA fit connaître au ministre son avis sur les propositions de la Marine⁵⁰. Il soulignait que ces propositions remettaient en cause les décisions du Conseil de défense et que le système naval ne satisfaisait ni les besoins en forte énergie des charges, ni les besoins en portée. Il avait certes des avantages incontestables ; l'inscription dans la loi de programmation du sous-marin nucléaire constituait une reconnaissance politique de son intérêt. Mais, techniquement et financièrement, le programme était risqué. Il n'y avait donc pas lieu de bouleverser les priorités établies précédemment ni de précipiter des choix qui pouvaient attendre la fin de 1961.

La réunion du 13 janvier 1961⁵¹ du CTPFA fut l'occasion pour chacun d'exposer son point de vue, mais le ministre n'apporta pas d'inflexion significative aux directives antérieures.

M. Chevalier, directeur technique de la SEREB, fit un très long exposé des études en cours. Les choix techniques s'étaient précisés. Pour la propulsion, les liquides devaient être le peroxyde d'azote et le diméthylhydrazine; le propergol solide étant de l'isolane (comme pour le Hawk).

L'interdiction faite à la société Kearfott, par le gouvernement américain, en décembre 1960, de poursuivre ses exportations de matériel inertiel de guidage constituait une gêne, mais la SAGEM, qui pensait disposer de 90 % des informations nécessaires, s'estimait capable de fabriquer une centrale inertielle pour engin.

Une charge nucléaire de 1 500 kg conduisait à une tête de 2 200 kg. Il était important de disposer de bons matériaux ablatifs pour diminuer la masse de la tête.

Enfin, les engins sol-sol présentés étaient de divers types quant à leur propulsion : tout liquide, tout propergol solide ou mixte. Leur longueur allait de 18 m à 22 m, leur masse de 45 t à 60 t, leur diamètre de 2 m à 2,4 m.

L'idée de rechercher des solutions de compromis utilisant des charges moins lourdes faisait néanmoins son chemin, malgré l'objectif fixé par le chef de l'État d'aboutir à une capacité d'emport de charges thermonucléaires de forte énergie.

Une fiche destinée au DMA, rédigée par un de ses conseillers en vue d'une réunion des directeurs de la DMA prévue le 3 juillet 1961, résumait la situation après avoir rappelé les décisions de juin 1960⁵².

Elle indiquait que des progrès plus importants que prévu avaient été faits en matière de propulsion à poudre, alors que ceux de la propulsion à liquide avaient été moindres.

La recherche de systèmes immédiatement opérationnels, fondés sur des engins à charge légère (700 kg), était demandée avec de plus en plus d'insistance par les états-majors, notamment celui de la Marine. L'ingénieur en chef Soufflet (chef du Département engins) estimait qu'un engin à double version terrestre et Marine pourrait être développé pour une charge de 700 kg, moyennant 2 300 MF, dont 1 200 à l'intérieur de la 1^{re} loi de programme, déploiements opérationnels non compris.

La note poursuivait ainsi : « Il semble en résumé qu'entre le programme initial 270 kg/2 800 km lancé par l'Air en 1959 et le programme 1 500 kg/3 500 km demandé en 1960, les esprits s'orientent vers une solution de moyen terme basée sur l'emploi de la charge au plutonium. Nous n'avons pas à décider pour l'instant si cette orientation est satisfaisante ou non, ni même si le déploiement de l'engin corres-

⁵⁰ SHAT, dossier 26 R 16.

⁵¹ SHAT, dossier 26 R 16

⁵² CAA, fonds 022/36, carton 27.

pondant devrait être naval ou terrestre. Ce qui importe, c'est que les choix qui devront être faits à la fin de l'année le soient en toute connaissance de cause, après une prospection la plus poussée possible des différentes voies ouvertes et non seulement en fonction d'une orientation fixée *a priori*. »

Dans la voie de la recherche d'une conciliation entre les programmes SSBS et MSBS, la SEREB proposa, en juillet 1961, parmi tout un ensemble de variantes de ces programmes, un programme dit mixte SSBS 3 000-MSBS, qui supposait qu'une amélioration de la précision des tirs et les progrès du CEA autoriseraient pour les deux programmes un allègement très sensible des charges et une convergence des besoins en propulsion, permettant l'utilisation de propergol solide seul. L'élément essentiel de ce programme mixte était un propulseur chargé de 10 tonnes de propergol isolane, à enveloppe métallique et quatre tuyères rotatives, d'un diamètre de 1 500 mm et d'environ 5 m de longueur. Il devait, avec quelques spécificités selon l'emploi – telles que protections thermiques ou arrêts de poussée –, constituer les deux étages du SSBS⁵³ et le premier étage du MSBS.

Outre qu'il s'écartait des directives ministérielles par l'abandon des charges lourdes, ce programme présentait le grave inconvénient d'être incompatible avec les ressources inscrites dans la loi de programmation 1960-1964.

À la mi-septembre 1961, le ministre des Armées demanda l'avis des chefs d'état-major d'armée sur quatre solutions possibles pour la constitution des forces nucléaires stratégiques de deuxième génération présentées par le délégué ministériel pour l'armement. Trois de ces solutions étaient à base de missiles SSBS uniquement et la quatrième était une solution mixte entre missiles SSBS et MSBS. Le CEMAT, considérant que toutes ces solutions compromettaient, par leur coût, l'équipement futur de l'armée de Terre, refusa de se prononcer. Le CEMM opta pour la solution mixte avec une composante SSBS réduite.

Le CEMAA considérait pour sa part que la complexité de l'ensemble sous-marins nucléaires-missiles MSBS et le petit nombre de sous-marins en faisaient un système techniquement, financièrement et militairement risqué. Il proposait en conséquence une nouvelle solution, associant des missiles SSBS et un moyen aérien piloté constitué d'un ensemble d'avions de transport (de type Caravelle, Super Caravelle ou C 135) utilisés comme plates-formes lance-engins. L'engin était un engin air-sol balistique longue portée (comme l'engin Skybolt américain contemporain). Ce système a été étudié durant quelques mois par l'armée de l'Air et la DTIA. Ce projet, qui eut même un Comité directeur, avait reçu le nom de Minerve et fut arrêté après le choix par le gouvernement de la solution mixte et l'abandon du programme Skybolt.

Il convient de rappeler qu'après l'abandon du projet Blue Streak, la Grande-Bretagne avait décidé en avril 1960 d'acquérir des missiles air-sol balistiques Skybolt américains et d'utiliser une version du bombardier Vulcan comme plate-forme de lancement. Ce projet britannique fut abandonné par nécessité en décembre 1962 après la décision du président Kennedy de mettre fin au programme Skybolt, mais, à l'automne 1961, le programme n'apparaissait nullement menacé quand l'armée de l'Air proposa un projet français comparable.

En définitive, les programmes SSBS et MSBS, lancés en mai 1963, furent globalement assez proches de la solution mixte envisagée à l'automne 1961, au prix, il est vrai, d'un dépassement sensible des ressources de la loi de programmation.

⁵³ Pour cause de performances insuffisantes en portée, le SSBS reçut en définitive un premier étage de même technologie, de 16 tonnes de propergol au lieu de 10.

La limitation de la masse de la charge nucléaire à 700 kg semble avoir été acceptée par le CEA à l'été 1961, mais dans une formule non thermonucléaire dont l'énergie était très inférieure à la mégatonne.

Le Département engins, nouvellement créé, soulignait dans une note du 4 septembre 1961⁵⁴ les avantages multiples (déploiement, techniques, délais, coûts) d'engins SSBS et MSBS munis de charges de 700kg. La note se terminait sur une réflexion plus générale sur l'adaptation des charges nucléaires et de leurs vecteurs. Elle préconisait de fixer au CEA une limite pour la masse des charges nucléaires en lui demandant d'améliorer constamment leur énergie – au lieu de faire le contraire. Elle poursuivait ainsi : « Ceci aurait l'immense avantage que la majeure partie du système de déploiement adopté serait valable pour les générations successives d'engins car les poids et les encombrements de ces derniers ne pourraient aller qu'en diminuant. Dans ces conditions, les progrès de la technique engins se feraient d'abord dans le sens d'une augmentation de la portée et de la précision puis dans celui d'une diminution du poids, les progrès de la technique nucléaire se feraient dans le sens de l'augmentation des puissances puis dans celui de la diminution de poids. »

Cette idée d'un certain découplage, grâce à une convention sur la masse de la charge utile, entre la charge et son vecteur, indispensable pour conduire le développement de celui-ci, a finalement prévalu pour chaque génération de missile. Les progrès des charges nucléaires n'ont néanmoins pas concerné seulement leur masse et leur énergie.

À partir du début des années 1970, le durcissement vis-à-vis d'explosions exo-atmosphériques et la discrétion radioélectrique au regard des radars des défenses ABM (*Anti Ballistic Missiles*) soviétiques firent partie des qualités attendues des têtes nucléaires et demandèrent leur part de masse. Dans le même temps, les aides à la pénétration des défenses accompagnant les têtes pendant le vol balistique prenaient une part de la charge et du volume utiles à l'avant du vecteur.

La faveur que marquaient la SEREB et le Département engins pour des charges de l'ordre de 700 kg au deuxième semestre 1961, masse qui semblait exclure pour un temps les charges thermonucléaires dont le CEA n'avait pas encore trouvé la formule, demandait une certaine audace, car la recherche de très fortes énergies était dans l'air du temps et l'on connaissait l'intérêt personnel qu'y portait le général de Gaulle. En octobre 1961, l'URSS fit exploser dans l'atmosphère une charge de 25 mégatonnes et une autre d'une énergie gigantesque de 58 mégatonnes, record inégalé et qui le restera sans doute encore longtemps.

Le Département organisation de la DMA relevait pour sa part le caractère paradoxal du système de missiles balistiques terrestres préconisé dans l'étude de la SEREB : système qui, tout en étant doté de charges nucléaires d'énergie inférieure à la mégatonne, voyait la vulnérabilité de son déploiement en silos évaluée vis-à-vis d'une attaque par des charges de 20 mégatonnes. « C'est peut-être nous qui avons raison et l'ennemi qui a tort, mais il conviendrait de voir pourquoi. »

Finalement, en février 1962, un Conseil de défense accepta la poursuite des projets de missiles de 3 000 km de portée munis d'une charge de moins d'une tonne de masse.

⁵⁴ CAA, carton 110 09 01 024.

Les efforts de la Marine pour porter le missile MSBS au même niveau de priorité que le SSBS peuvent être illustrés par l'article du capitaine de corvette Salzedo, « Les moyens d'une force de dissuasion », paru dans le numéro de janvier 1962 de la *Revue de la Défense nationale*. L'auteur y soulignait la plus grande vulnérabilité à une attaque nucléaire par surprise d'un système de missiles implanté à terre, par rapport à celle d'une flotte de sous-marins lanceurs d'engins. Il concluait ainsi son article : « Même si les difficultés techniques de réaliser ce système d'armes semblent plus grandes que celles présentées par un système d'armes basé à terre, ce qui n'est pas certain, il apparaît que seul le sous-marin atomique apporte des garanties suffisantes d'efficacité. »

Le 22 février 1962, le ministre des Armées décida⁵⁵ la mise en chantier du sous-marin expérimental de 3 000 tonnes (plus tard baptisé *Le Gymnote*) destiné à l'expérimentation à la mer du système d'armes MSBS pour sous-marin nucléaire lanceur d'engins. Le sous-marin devait être construit en utilisant les éléments récupérables de la coque du sous-marin à réacteur nucléaire à uranium naturel dont le chantier avait été arrêté en 1958. Les premiers lancements d'engins étaient prévus au début de 1966.

La décision de mise en chantier du premier SNLE fut prise le 13 mars 1963⁵⁶. Le nombre d'engins à emporter par le sous-marin devait faire l'objet d'une décision ultérieure. La création de l'organisation Cœlacanthe à la mi-1962 est le signe manifeste que, dans l'esprit du chef de l'État et du gouvernement d'alors, le projet de composante marine de la force de dissuasion avait au moins rattrapé celui de la composante terrestre.

Le Conseil de Défense du 2 mai 1963 fixa le rôle et le dimensionnement des diverses composantes des forces de dissuasion nucléaire :

- confirmation d'une première génération composée de 50 Mirage IV armés de bombes au plutonium ;
- réalisation d'une deuxième génération composée de trois sous-marins à propulsion nucléaire lanceurs de missiles balistiques (MSBS) à charges atomiques uranium-tritium (charges dites à fission exaltée, ne pouvant être qualifiées de thermonucléaires) ;
- réalisation d'une force intérimaire, confiée à l'armée de l'Air, de 20 à 30 missiles balistiques sol-sol (SSBS) à charges nucléaires au plutonium.

Cette dernière force était destinée à assurer la soudure entre les deux autres générations.

À partir de cette décision, les réalisations des deux systèmes de missiles SSBS et MSBS devenaient deux programmes majeurs d'armement, avec leurs structures étatiques et industrielles propres, bien qu'en partie communes. Les deux programmes étaient en outre liés par de grandes parentés techniques et quelques éléments communs.

Entre le début de 1960, époque où il devint clair que la France ne pouvait compter que sur elle-même, et le mois de mai 1963, où fut décidée la réalisation des deux systèmes de missiles balistiques, la SEREB, le GEB de la DTIA, puis le Département engins de la DGA, outre l'étude, l'entretien ou l'approfondissement de multiples

⁵⁵ CAA, fonds 022/312, carton 49.

⁵⁶ *Ibid.*

avant-projets de systèmes militaires, s'employaient à faire acquérir à l'industrie les diverses techniques qui sous-tendaient ces avant-projets.

Le moyen principal du développement des techniques nécessaires (propulsion, pilotage, guidage, corps de rentrée⁵⁷, pour ne citer que les plus importantes) fut l'exécution d'un lourd programme dit des Études balistiques de base (EBB), destiné à associer progressivement ces diverses techniques dans des essais, dont les plus significatifs et les plus complexes furent des essais en vol effectués au polygone de tir du Sahara.

Ce programme est ainsi décrit⁵⁸ par l'ingénieur général Usunier, qui fut longtemps directeur des programmes militaires de la SEREB, puis de la Division des systèmes balistiques et spatiaux de l'Aérospatiale :

« Le programme des Études balistiques de base fut décidé dès octobre 1960 pour préparer l'avenir dans les quatre domaines suivants :

- mise en place de moyens techniques et industriels. Il s'agit de réaliser à l'avance des infrastructures techniques (essais) et industrielles (production) qui permettront au programme de ne pas voir son avancement retardé par le manque d'un outil technique essentiel. Les investissements furent faits dans des laboratoires ou établissements industriels de l'État, chez les coopérants industriels et à la SEREB pour les opérations de son ressort ;
- études prospectives. Ces études ont pour but de préparer d'éventuelles solutions de repli, mais surtout de hausser le niveau technique en vue de nouvelles générations de missiles ;
- développement en vraie grandeur de certaines techniques spécifiques des missiles ;
- véhicules d'essai aboutissant à Saphir, modèle de missile balistique qui préfigure l'engin opérationnel.

Le programme comprenait essentiellement :

- des véhicules non pilotés pour qualifier le fonctionnement en vol de la partie avant ;
- un engin piloté à propergol solide Topaze pour qualifier en vol le deuxième étage de Saphir ;
- un engin piloté à propergol liquide Émeraude pour qualifier en vol le premier étage de Saphir ;
- un biétages Saphir pour l'étude de la rentrée et la qualification du guidage inertiel.

Le remarquable taux de réussite de ce programme préliminaire trouva une démonstration publique dans le succès du lanceur de satellites Diamant⁵⁹. »

Les objectifs, le calendrier et le résultat de ces essais sont résumés dans le tableau qui suit.

Par rapport au programme approuvé par la DTIA à la fin de 1960, on peut noter que les types d'engins expérimentaux sont identiques, les nombres identiques ou un peu inférieurs, à l'exception de l'engin VE 12, pour lequel 14 tirs étaient initialement prévus. À partir de la fin de 1961, la propulsion à liquide n'avait plus d'intérêt que pour le programme spatial.

⁵⁷ Le corps de rentrée des têtes nucléaires relevait de la responsabilité de la DGA pour les missiles de première génération. Elle fut transférée au CEA pour les générations suivantes. Le durcissement des têtes aux effets des défenses ABM et la recherche d'une intégration structurale plus intime entre la charge et son enveloppe furent les principales raisons qui motivèrent ce transfert de responsabilités étatiques. Sur le plan industriel, les conséquences immédiates furent limitées, les corps de rentrée restant confiés à l'Aérospatiale.

⁵⁸ cf. Centre d'histoire de l'aéronautique et de l'espace et Institut d'histoire des conflits contemporains (éd.), *L'arme nucléaire et ses vecteurs : stratégies, armes et parades*, Paris, CHAE/IHCC, 1989.

⁵⁹ identique à Saphir pour les deux premiers étages et le guidage.

Le calendrier des tirs fait apparaître un retard qui va de quelques semaines pour les premiers à environ deux ans pour les derniers.

Engin	Type d'engin	Longueur et diamètre	Objectif	Calendrier	Résultats
VE 10 Aigle	Monoétage poudre non piloté	8,50 m 800 mm	Mise au point tête de mesure	4 tirs de décembre 1960 à mars 1961	4 réussites
VE 110 Agate	Monoétage poudre non piloté	8,50 m 800 mm	Mise au point tête de mesure	8 tirs de juin 1961 à mai 1963	8 réussites
VE 110 RR Agate	Monoétage poudre non piloté	8,50 m 800 mm	Étude récupération corps de rentrée	4 tirs de novembre 1963 à avril 1964	2 réussites 2 échecs
VE 111 C Topaze	Monoétage poudre (1,7 t)	7,10 m 800 mm	Étude du pilotage quadri tuyères	6 tirs de décembre 1962 à octobre 1963	6 réussites
VE 111 Cl Topaze	Monoétage poudre (1,7 t)	7,10 m 800 mm	Étude du pilotage MSBS- quadri tuyères	4 tirs de janvier 1963 à décembre 1963	3 réussites 1 échec
VE 111 L Topaze	Monoétage poudre Dérivé du VE 111 C (2,5 t)	7,10 m 800 mm	Étude du pilotage quadri tuyères	2 tirs de décembre 1963 à avril 1964	2 réussites
VE 111 LG Topaze	Monoétage poudre Identique au VE 111 L	7,10 m 800 mm	Étude du système de guidage dans l'ambiance engin	2 tirs en mai 1965	2 réussites
VE 121 Émeraude	Monoétage liquide	17,9 m 1 400 mm	Étude de pilotage d'un engin à liquide	5 tirs de juin 1964 à mai 1965	3 échecs puis 2 réussites
VE 231 Saphir	1 ^{er} étage : VE 121 2 ^e étage : VE 111 L	17,8 m 1400 mm 800 mm	Étude d'un bi étage hybride li- quide-poudre destiné aux es- sais de guidage et de corps de rentrée	15 tirs de juillet 1965 à février 1967	13 réussites 2 échecs

À ces résultats remarquables, il convient d'ajouter les quatre réussites du lanceur Diamant, dont le premier tir eut lieu à Hammaguir le 26 novembre 1965.

Dans un programme comme celui-là, destiné à valider progressivement un vaste ensemble de techniques, tout résultat d'essai, bon ou mauvais, est instructif. Certains tirs eurent néanmoins une importance particulière⁶⁰.

⁶⁰ Dîner-débat du 6 novembre 1991, intervention de Pierre Soufflet.

Ainsi, les tirs d'engins Topaze, qui furent presque tous réussis, validèrent une formule de propulseur avec un chargement de deux tonnes de propergol isolane, coulé dans une enveloppe métallique, muni de quatre tuyères rotatives permettant de contrôler les trois degrés de liberté du vecteur. Les derniers engins de ce type étaient équipés d'une centrale inertielle de guidage. Ces résultats confortaient les choix qui avaient été faits pour les missiles stratégiques SSBS et MSBS dans les deux techniques essentielles de la propulsion et du guidage.

L'engin VE 231 permit d'atteindre les portées supérieures à 2 000 km et de récupérer les têtes après leur rentrée dans l'atmosphère. Cette récupération était possible car les points de chute au polygone de tir du Sahara étaient sur la terre ferme (et non en mer, comme pour les tirs effectués du Centre d'essais des Landes), ce qui facilita l'analyse des corps de rentrée après la rentrée et le choix du bouclier thermique des têtes de la première génération de missiles.

Les échecs les plus graves furent ceux rencontrés lors de deux des trois premiers tirs de l'engin Émeraude. Ils furent provoqués, dans des circonstances semblables, par l'explosion à 20 000 m d'altitude environ du propulseur à liquides (essence de térébenthine-acide nitrique). A l'époque, le propergol solide était déjà choisi pour les missiles des programmes militaires, mais le propulseur défectueux était celui du premier étage des engins VE 231 et de la fusée Diamant. Ces échecs ont failli entraîner l'abandon du programme Diamant ou au moins un retard de l'ordre de deux ans. Heureusement, une solution simple fut trouvée pour limiter la surpression dans le réservoir de combustible qui en provoquait l'explosion.

La décision de construire Diamant fut prise en décembre 1961. Au titre d'un protocole DMA-CNES signé le 9 mai 1962, la DMA s'engageait, moyennant une contribution forfaitaire, à développer la fusée porteuse et à effectuer quatre lancements. La responsabilité industrielle de l'opération fut confiée par la DMA à la SEREB et la réalisation des lanceurs Diamant fut intégrée dans le programme EBB.

Les relations entre le CNES d'une part, la DMA et la SEREB d'autre part, connurent quelques tensions à l'occasion du premier lancement de Diamant, chacun des deux ministères de tutelle de l'opération (Armées et secrétariat d'État à la Recherche scientifique) souhaitant être le premier à publier le communiqué de victoire. Le général de Gaulle ne se trompa apparemment pas dans la reconnaissance des mérites. Il remit lui-même de nombreuses décorations à des ingénieurs de la DMA et de la SEREB et écrivit au ministre des Armées, Pierre Messmer, le témoignage de satisfaction suivant :

« Mon cher ministre,

La mise sur orbite par fusée Diamant de notre premier satellite de recherche technique D 1 A, constitue, à mes yeux, une réussite capitale pour la science française tout entière.

Sachant quelle contribution décisive ont apporté à ce succès les équipes de chercheurs, d'ingénieurs et de techniciens de la délégation ministérielle pour l'armement, je vous demande de leur transmettre le témoignage de ma satisfaction. »⁶¹

Lorsque les programmes SSBS et MSBS furent lancés, au début du mois de mai 1963, le programme des Études balistiques de base était loin d'être achevé, mais les premiers résultats en étaient suffisamment prometteurs pour que le lancement des deux programmes militaires de missiles ne soit pas considéré comme une aventure.

⁶¹ CAA, fonds DGA/CAB, carton 121.03.01.05.5.

Une conférence du général Lavaud, alors délégué ministériel pour l'armement, prononcée le 9 mars 1963 devant les auditeurs de l'IHEDN⁶², permet de se faire une idée de ce que l'on tenait à l'époque pour acquis.

Après avoir rappelé qu'un engin avait besoin d'un appareil de propulsion et d'un système de guidage relié à un système de pilotage, il résumait l'état des techniques françaises dans ces divers domaines :

« Nous avons d'abord tiré un certain nombre d'engins initiaux destinés à la mise au point des appareils d'expérimentation et également, des dispositifs de propulsion.

Nous pouvons dire aujourd'hui que le dispositif de propulsion à poudre est au point et que nous l'avons adopté pour les engins balistiques militaires.

Notre engin de base comprend un premier étage liquide parce que, lorsque nous nous sommes lancés dans les engins en 1959, les études préliminaires qui avaient été menées, en particulier au LRBA de Vernon, nous avaient permis de penser que la mise au point des engins à liquide serait beaucoup plus facile et beaucoup moins coûteuse que celle des engins à poudre. L'expérience a montré que c'était inexact ; nous avons rencontré des difficultés imprévues dans la mise au point des engins à liquide de grosse capacité, alors que pour les engins à liquide de faible poussée, cela avait été simple. En d'autres termes, lorsque nous sommes passés d'une poussée de 4 tonnes comme pour Véronique à une poussée de 30 tonnes nécessaires pour le premier étage de notre engin, nous sommes tombés sur des difficultés imprévues actuellement résolues ; mais nous avons quand même perdu 6 mois.

Pour des raisons à la fois militaires et techniques, nous pensons que, pour les engins militaires, la propulsion à poudre s'impose. Nous avons déjà coulé des blocs de poudre de 6 tonnes sans difficulté apparente ; leur fonctionnement au point fixe est correct. Nous n'avons pas encore tiré en l'air d'engins de 6 tonnes mais seulement des blocs de 2 tonnes, et les choses se passent bien. Par conséquent, nous considérons que l'affaire de la propulsion est réglée dans son principe.

En ce qui concerne le pilotage, nous avons fait les premiers essais au mois de décembre, l'année dernière, avec des engins VE 111 et nous avons eu la chance de réussir du premier coup. Bien entendu, il y a des mises au point à faire, mais nous estimons que notre système de pilotage est acquis.

Le guidage en est encore actuellement au stade de la fabrication des éléments « inertiels », du rassemblement de ces éléments avec le calculateur. La SAGEM, qui en est chargée, a réalisé des ensembles qui fonctionnent sur table et seront bientôt prêts à être montés sur engins. Mais pour que le guidage puisse être expérimenté de façon efficace, il faut que l'engin ait déjà une grande portée. C'est donc sur le VE 231 que nous pourrions vraiment mettre au point le guidage. De ce côté-là, nous avons eu à un certain moment des difficultés, en particulier pour la plate-forme à inertie. Mais nous avons maintenant l'impression que les choses vont bien. »

Le 13 janvier 1964, dans une conférence similaire, le général Lavaud faisait état de nouveaux progrès. En matière de propulsion, des blocs de 10 tonnes avaient été coulés et tirés avec succès au banc fixe ; l'acier des enveloppes de propulseurs avait la résistance requise. Le système de pilotage continuait à donner d'excellents résultats lors des essais en vol. Le système de guidage avait été qualifié avec succès dans les essais au sol, ce qui laissait bien augurer de son comportement lors des futurs essais en vol.

L'achèvement des essais du programme des Études balistiques de base conforta, par l'excellence des résultats obtenus, les espoirs que l'on mettait dans le système de guidage. Ces essais permirent de confirmer que les matériaux ablatifs consti-

⁶² Centre de documentation de l'IHEDN.

tuaient une formule viable de revêtement protecteur des corps de rentrée et de mieux connaître la mécanique du vol des ogives lors de leur retour dans l'atmosphère.

Les gros blocs de propergol de 4 à 16 tonnes (technique moulée-collée, consistant à couler directement dans l'enveloppe du propulseur, revêtue d'une protection thermique interne, le mélange de propergol à polymériser) firent essentiellement l'objet d'une expérimentation au sol. Un temps envisagée, l'expérimentation en vol au titre du programme EBB fut finalement reportée jusqu'aux premiers essais d'engins mono-étage des programmes SSBS et MSBS. La fermeture du polygone de tir d'Hamaguir en 1967 et la disponibilité prochaine des Centres d'essais des Landes et de Méditerranée poussaient à cette solution.

Il convient de noter les progrès considérables accomplis en peu d'années par les industriels de la propulsion, et en premier lieu par la Direction des poudres qui, en 1959, n'avait réalisé que quelques chargements expérimentaux de 200 kg en propergol isolane (essentiellement, comburant : perchlorate d'ammonium ; combustible : aluminium en poudre ; liant : polyuréthane) retenu pour les missiles SSBS et MSBS. L'expérience acquise par la Direction des poudres lors de la fabrication sous licence des chargements pour missiles Hawk, qui utilisaient un propergol de cette famille, fut indéniablement un élément favorable.

Le bon fonctionnement des engins VE 231 et Diamant, notamment du premier étage à liquide, n'eut pas seulement un rôle instrumental. Ces expérimentations jouèrent un rôle déterminant dans le devenir spatial de la France et de l'Europe.

M. Usunier, dans l'exposé cité précédemment, rappelle que, moins d'un mois après le premier lancement du satellite Diamant, la SEREB proposa de dériver un petit lanceur de satellite purement national du bi-étages Saphir. Il ajoute : « Le succès du premier lancement le 26 novembre 1965, suivi de trois autres lancements réussis, non seulement fit de la France la troisième puissance spatiale, mais apporta une grande confiance pour la suite des travaux et un supplément de crédibilité international au programme balistique. »

CHAPITRE 2

LE DÉVELOPPEMENT DES TECHNIQUES DE PROPULSION

En France, après la Deuxième Guerre mondiale, de nombreuses études avaient été menées dans le domaine des engins. Mais les réalisations restaient, au milieu des années 1950, modestes et limitées. On disposait de roquettes propulsées par des moteurs à poudre¹ de faibles dimensions (quelques centaines de grammes), d'engins antichars dont les chargements pouvaient atteindre quelques kilogrammes de poudre et d'engins air-sol, sol-air, sol-sol ou mer-sol, en étude ou en début de production, de dimensions plus importantes. Des fusées sondes propulsées par des moteurs à poudre de 150 à 700 kg de propergol étaient également expérimentées. En matière de propulsion à propergols liquides, la fusée Véronique, développée par le Laboratoire de recherches balistiques et aérodynamiques de la DEFA (LRBA) à Vernon et dérivée du V 2 allemand, donnait d'excellents résultats.

L'engin PARCA (projectile autopropulsé radioguidé contre avion), étudié par la DEFA dès 1949, était au milieu des années 1950 la réalisation militaire la plus avancée en matière de propergol solide. Il était équipé de quatre propulseurs auxiliaires à poudre de 8 tonnes de poussée pendant 4 secondes et d'un moteur de croisière qui connut plusieurs versions : propulseur à poudre de 8 tonnes de poussée durant 30 secondes, ou statoréacteur étudié par l'ONERA. Expérimenté à Colomb-Béchar en 1957-1958, il fut abandonné en 1958 au profit du Hawk américain, fabriqué sous licence.

Les succès de la fusée Véronique, équipée d'un moteur à propergols liquides de 4 tonnes de poussée, semblaient montrer que l'extrapolation d'un propulseur à liquides était possible et moins risquée que la réalisation de chargements de la taille de ceux exigés pour les projets de missiles stratégiques envisagés.

Lorsque, au milieu des années cinquante, s'engagèrent les premières discussions en vue de concevoir et réaliser un missile de grande portée, on prit conscience de la nécessité d'acquérir une maîtrise plus complète des techniques de propulsion. De nombreuses recherches furent entreprises dans les divers organismes et on assista à une saine émulation entre les partisans de la propulsion à poudre et ceux de la propulsion à liquides.

Mais la propulsion n'était pas la seule technique dont l'insuffisante maîtrise pouvait conduire à des difficultés insurmontables. Le problème du guidage des missiles était loin d'être résolu. On peut d'ailleurs rappeler que c'est faute de pouvoir assurer une précision suffisante que les fusées n'avaient pas réussi, au XIX^e siècle, à supplanter les canons, malgré le potentiel quasi illimité que leur conférait leur principe même. Par ailleurs, la résistance des têtes aux très fortes sollicitations mécaniques et thermiques lors de la rentrée dans l'atmosphère à l'issue du trajet balistique exigeait la mise au point de techniques et de matériaux non encore disponibles.

Comme nous l'avons vu, la décision du 4 août 1958 de réaliser un missile balistique de longue portée à charge nucléaire fut suivie en septembre 1959 par la création

¹ Le terme de « poudre » est couramment utilisé pour désigner les propergols solides, bien qu'il soit aujourd'hui très mal adapté : aucun propergol solide moderne n'est pulvérulent, mais l'usage provient de l'utilisation dans le passé de propulseurs chargés en poudre noire, qui est, elle, pulvérulente et compactée par compression.

de la SEREB, qui procéda à un inventaire des résultats acquis dans les divers domaines et prépara des avant-projets. Mais des données aussi essentielles que la masse des charges militaires à emporter n'étaient pas encore disponibles. En outre, les résultats dont on disposait ne permettaient pas de procéder dans de bonnes conditions et en toute connaissance de cause aux principaux choix ; de grandes incertitudes pesaient encore sur la possibilité de construire des moteurs à propergols liquides ou solides aux dimensions nécessaires, d'obtenir la précision du guidage requise et de résoudre les problèmes de rentrée. Aussi en 1960, un programme d'Études balistiques de base (EBB) fut-il lancé afin de poursuivre et compléter les travaux destinés à maîtriser les techniques spécifiques des missiles et de rassembler les informations théoriques et pratiques nécessaires pour définir des projets réalistes. Ce programme comportait également la mise en place des moyens techniques et industriels ; il aboutissait à l'essai en vol d'un modèle de missile balistique.

Ainsi, de 1955 à 1963, un effort considérable de recherche, mené dans le plus grand enthousiasme dans les laboratoires et les établissements industriels de l'État et des entreprises concernées, permit de décider la réalisation des deux systèmes de missiles balistiques SSBS et MSBS, sans trop d'incertitude sur l'aboutissement du projet. Ces études se poursuivirent dans le cadre de marchés d'études et de la réalisation de modèles probatoires pour tester en vraie grandeur les technologies nouvelles. Elles permirent de disposer de moyens améliorés pour la conception des missiles balistiques de seconde génération. Nous allons essayer de résumer cet effort dans les deux domaines de la propulsion et du pilotage.

PARLER LE MEME LANGAGE

Dès 1959, il est apparu que les divers organismes s'occupant de propulsion utilisaient sous la même désignation des caractéristiques différentes, souvent insuffisamment définies. En décembre 1961, la sous-commission Autopropulsion de la Commission d'étude des poudres et explosifs (CEPE) publia un premier document à l'usage des établissements du Service des poudres. Il définissait un certain nombre de paramètres et en précisait les méthodes de calcul. Mais, à l'usage, il se révéla incomplet, tant dans le domaine expérimental, pour dépouiller les tirs et en retirer les paramètres caractéristiques, que dans le domaine théorique, pour comparer les valeurs calculées aux valeurs mesurées. Un document plus complet, élaboré par le Laboratoire balistique de Sevran après de nombreux échanges de vue avec les ingénieurs des organismes concernés (établissements des poudres, ONERA, SEREB, SEPR), fut diffusé en 1963². Introduit comme document applicable dans les marchés passés par les établissements des poudres, puis ultérieurement par la DTEn et ses sous-contractants, il s'imposa progressivement.

DISPOSER D'OUTILS THEORIQUES CONVENABLES

Les principes de la propulsion étaient relativement bien connus. La publication en 1958 d'un ouvrage en français³ vint heureusement compléter la littérature étran-

² C. NAPOLY et J. BOISSON, « Paramètres d'autopropulsion », Note technique n° 693 du Laboratoire de balistique, 27 juillet 1963.

³ Marcel BARRERE *et al.*, *La propulsion par fusées*, Paris, Dunod, 1957.

gère très abondante (anglaise, allemande et russe principalement). Ce n'est que vers cette époque que la propulsion fut introduite dans les programmes de quelques écoles d'ingénieurs. L'École nationale supérieure des poudres fut parmi les premières à inscrire cette matière dans ses programmes, dès 1958.

L'évaluation des performances des propergols fut une des tâches prioritaires des chercheurs. Les méthodes de calcul furent rapidement élaborées, même si, au départ, on ne disposait pas de moyens modernes. Faut-il rappeler par exemple que, dans le Service des poudres, on ne disposait vers 1955 que de machines à calculer électriques, simples machines de Pascal à moteur ! Le premier centre de calculs du Service équipé de moyens modernes (CAB 500 en 1961, Gamma 60 en 1965 et terminal de l'ordinateur Univac 1100 du Centre de calculs scientifiques de l'armement de Montrouge en 1967) fut le Laboratoire de balistique de Sevran.

Mais la plus grosse difficulté fut sans aucun doute de rassembler les propriétés thermodynamiques nécessaires à l'évaluation des performances. On connaissait bien les propriétés des produits de combustion des mélanges CHON, mais il manquait la plupart des données relatives aux produits de combustion des autres éléments : Cl, Al, B, Mg... Elles furent recherchées dans la littérature et complétées par l'emploi des formules semi-empiriques classiques reliant les diverses caractéristiques entre elles : températures de fusion, d'ébullition, critique, chaleurs de changement d'état... En l'absence d'autres renseignements, la chaleur spécifique en phase gazeuse des produits de combustion était assimilée à celle d'un gaz parfait équiatomique et supposée constante. Ce n'est qu'en 1965 que les États-Unis autorisèrent la diffusion des fameuses tables JANAF, établies à l'usage de leurs trois armées. Elles furent adoptées en France par souci de cohérence, bien qu'il n'y eût pas de grands écarts avec les données retenues auparavant.

L'étude du comportement mécanique global de l'engin face à l'ensemble des sollicitations auxquelles il est soumis durant les phases de fabrication, transport, stockage et fonctionnement était indispensable pour dimensionner les propulseurs. Justifier un coefficient de sécurité de 1,15 pendant toute la vie opérationnelle constituait une vraie gageure, compte tenu des moyens élémentaires dont on disposait, tout particulièrement en matière de modélisation mathématique et de connaissance du comportement dynamique. Les outils et les données disponibles dans l'aéronautique furent utilisés au mieux par les mécaniciens, qui s'attachèrent à recourir à la même gamme de matériaux.

Ce fut difficile dans le cas des propulseurs. Les très hautes températures de fonctionnement (supérieures à 3 000° K, trois fois plus élevées que celles rencontrées dans les moteurs d'avion de l'époque) nécessitèrent le développement de matériaux nouveaux pour protéger la chambre de combustion et assurer la tenue thermomécanique des tuyères. C'est ainsi que naquirent en France les premiers matériaux composites à base de silice ou de carbone ainsi que des élastomères fortement chargés en produits réfractaires.

Parallèlement, le souci constant du devis de masse incitait à faire appel pour la réalisation des structures aux nouvelles fibres de verre, puis de kevlar, puis de carbone, récemment apparues sur le marché. Cette approche constituait une véritable révolution de métier tant pour les concepteurs que pour les fabricants. En l'absence de moyens de caractérisation, de modélisation et de simulation adaptés, en raison aussi de la reproductibilité douteuse des approvisionnements et des procédés d'élaboration, on dut adopter des conceptions prudentes et complexes et effectuer de nombreux essais.

Progressivement, la panoplie du métier de motoriste-fusée se développa, avec comme principale originalité la modélisation des matériaux composites (y compris le propergol, solide viscoélastique), celle des matériels soumis à des contraintes thermomécaniques soudaines et intenses, et, plus délicate encore, celle des zones hétérogènes de liaison et d'assemblages réalisés le plus souvent par collage. Pour être crédible, cette modélisation s'appuya sur un travail en profondeur de caractérisation et de compréhension des matériaux et des collages, garantissant la qualité des données d'évolution de leurs propriétés dans le temps en fonction des conditions ambiantes.

La mise au point d'outils permettant de simuler le fonctionnement des moteurs de fusées fut tardive, car elle demandait que fussent parfaitement connus les divers phénomènes intervenant dans leur fonctionnement.

Pour les fusées à propergols solides, les prévisions de fonctionnement étaient fondées sur la seule évolution de la surface d'émission du bloc résultant de la combustion supposée homogène sur toute la surface. Ce n'est qu'en 1963 que furent réalisées des simulations prenant en compte l'écoulement interne des produits de combustion et les variations de vitesse de combustion qui en résultent, dues en particulier à la combustion érosive, en tous les points de la surface du bloc. C'est pour le tir du bloc bleuet 1500 moulé-collé en structure maquette grandeur (SMG 3) que furent fournies les premières simulations numériques d'évolution de la pression de chambre, de la poussée et de la masse de poudre brûlée. On donnait également les points de contact du front de flamme et les instants d'atteinte des parois. La description de la phase transitoire d'allumage n'était pas abordée.

Pour les fusées à propergols liquides, l'injection, la diffusion, le mélange des ergols, leur vaporisation, leur réaction en phase liquide ou vapeur, l'écoulement dans la chambre de combustion et les échanges d'énergie avec les parois constituent des phénomènes complexes agissant sur le fonctionnement du moteur. L'étude de chacun d'entre eux n'est déjà pas toujours aisée, compte tenu des nombreux facteurs qui interviennent, et l'analyse globale du comportement du propulseur est encore plus délicate. Dans les deux types de propulseurs, les prévisions relatives à la stabilité de la combustion et l'apparition des instabilités de combustion, toujours redoutées ne sont pas, même aujourd'hui, totalement fiables. La prévision du comportement des ergols liquides soumis aux sollicitations du vol et aux effets de l'injection – balottement, création de vortex, cavitation... – fut également l'objet de recherches intensives durant cette période.

AMÉLIORER LES POSSIBILITÉS OFFERTES PAR LA PROPULSION À PROPERGOLS LIQUIDES

Comme nous l'avons indiqué, en 1955, la modestie des réalisations en matière de propulsion à poudre, comparées aux résultats acquis avec la fusée Véronique, conduisait à prévoir l'adoption de la propulsion à liquides pour les projets d'engins balistiques. On doutait de la capacité française à produire les chargements de poudre de dimension suffisante qui seraient nécessaires et on pensait pouvoir poursuivre sans trop de difficulté l'extrapolation des moteurs à propergols liquides. Il était cependant évident que de très gros efforts devaient être faits pour remédier aux insuffisances de ces derniers, notamment en matière de performances, d'aptitude au stockage, de mise en œuvre et de compréhension des phénomènes de combustion.

Les travaux menés après la guerre au LRBA et à l'Institut franco-allemand de Saint-Louis, avec la participation d'ingénieurs allemands, avaient permis d'acquérir une première expérience de la propulsion à propergols liquides. On maîtrisait bien les couples acide nitrique-essence de térébenthine ou acide nitrique-hydrocarbure de performance modeste (263 s d'impulsion spécifique standard et de densité 1,35.). C'est ce premier couple qui fut retenu pour le premier étage des engins VE 231 du programme EBB, dans un propulseur extrapolé du moteur de la fusée Véronique, de 27,5 tonnes de poussée. La substitution de l'eau oxygénée à l'acide nitrique permettait un gain de 5 à 6 % de performance, mais cette voie fut abandonnée après quelques accidents dus à la décomposition de l'eau oxygénée au contact d'impuretés. L'amélioration des performances fut recherchée dans trois directions : la substitution à l'acide nitrique du peroxyde d'azote, l'emploi de l'hydrazine ou de ses dérivés comme combustibles et la maîtrise des ergols cryogéniques (oxygène liquide associé dans un premier temps à des hydrocarbures, puis à l'hydrogène liquide). Le premier Diamant qui, le 26 novembre 1965, plaça avec succès le premier satellite artificiel français en orbite, utilisait au 1^{er} étage, comme nous l'avons souligné, le propulseur mis au point dans le cadre du programme EBB. Les suivants, lancés en 1966 et 1967, profitèrent du propergol peroxyde d'azote-diméthylhydrazine, d'impulsion spécifique de 8 à 9 % plus élevée.

En ce qui concerne l'emploi d'ergols cryogéniques et tout particulièrement du couple hydrogène-oxygène liquides, dont les propriétés énergétiques se situent à la limite supérieure des possibilités offertes par les propergols chimiques, la SEPR avait dès 1960 lancé quelques études exploratoires. Ces travaux furent amplifiés à partir de 1962 sur contrat du DEN puis de la DTEn et aboutirent à la réalisation d'un prototype à turbopompe de 4 tonnes de poussée. Il fut testé au banc avec succès pendant plusieurs minutes le 12 septembre 1968. L'objectif de la DMA était de préparer des étages supérieurs à hautes performances pour la mise en orbite de futurs satellites militaires. Les contraintes budgétaires du ministère de la Défense et la perspective lointaine de ces satellites conduisirent alors à un régime de survie, relayé par l'ELDO (*European Launcher Development Organization*) et le CNES à partir de 1969. La relance réelle du développement de la propulsion cryogénique intervint lors de la décision de lancement du programme Ariane 1.

La réalisation des moteurs à propergols liquides pose de difficiles problèmes, qui demandèrent de gros efforts de recherches : recherche des matériaux compatibles avec les ergols corrosifs ou aptes à conserver des propriétés convenables aux températures extrêmes des ergols cryogéniques, élaboration de réservoirs de dimensions suffisantes, refroidissement de la chambre de combustion et de la tuyère par circulation d'ergol dans une double paroi ou par transpiration, circulation et injection des ergols et initiation de la combustion... De nombreuses études durent être consacrées à la connaissance précise des phénomènes de combustion, qui était nécessaire pour régler les paramètres d'injection et dimensionner les injecteurs et le foyer. Les problèmes d'interaction entre la chambre et l'amont sont difficiles à modéliser, en raison du grand nombre de paramètres qui interviennent, et certains phénomènes sont impossibles à prévoir et souvent difficiles à corriger (couplage entre les vibrations engendrées par la propulsion et les vibrations de la structure transmises par les conduites des ergols – dit effet Pogo –, instabilités de combustion). L'injection des ergols cryogéniques se heurte à des difficultés particulièrement ardues à surmonter. Il convient d'assurer la mise à température préalable des circuits pour éviter la vaporisation brutale de l'ergol, avec les conséquences désastreuses pour les conduites qui résultent de la montée brutale de la pression et de la basse température. La cir-

culation préalable d'hélium liquide permet de maîtriser le phénomène. La mise au point des turbopompes aptes à mettre en circulation les gaz liquéfiés à très basse température, et plus particulièrement l'hydrogène, fut longue et très délicate.

Ces efforts furent toutefois couronnés de succès. Dès 1969, le LRBA se lance dans l'étude du moteur Viking de 60 tonnes de poussée, utilisant le couple peroxyde d'azote-diméthylhydrazine. Après un premier tir en avril 1971, sa mise au point se heurte à des difficultés liées au système d'injection et à la tenue mécanique de la tuyère. Il équipe les fusées Ariane 1 à 4, dont le premier tir en vol a lieu le 24 décembre 1979. Le développement du moteur cryogénique hydrogène-oxygène HM 7 de 7 tonnes de poussée est mené par la SEPR (puis la SEP) et son sous-traitant allemand MBB. La mise au point en est longue et délicate. C'est à la fin de 1975 qu'intervient le premier tir au banc de ce moteur complexe et compact, qui constitue le troisième étage des fusées Ariane 1 à 4. Enfin, dans les années 1980, la SEP aborde, avec ses nombreux coopérateurs européens, le développement du gros moteur Vulcain destiné à l'étage principal d'Ariane 5, qui développe une poussée de 76 tonnes au niveau du sol et 100 tonnes dans le vide. Mais cela est une autre histoire...

Cependant, lorsqu'en 1963 le choix de la propulsion des missiles stratégiques dut être fait, la propulsion à poudre s'imposa. Les propergols liquides ne semblaient pas pouvoir être stockés pendant de longues durées sans difficultés importantes, et seuls les propergols solides répondaient à la contrainte fondamentale de disponibilité immédiate des engins en cas de décision de lancement. Les incidents rencontrés lors des tirs au banc de propulseurs à liquides de dimensions accrues montraient que la mise au point de ces moteurs serait plus délicate que prévu. Enfin, les États-Unis, qui avaient utilisé la propulsion à liquide pour leur première génération de missiles, avaient retenu la propulsion à poudre pour la deuxième génération (Polaris et Minuteman).

AMÉLIORER LES POSSIBILITÉS OFFERTES PAR LES PROPERGOLS SOLIDES

Les seuls propergols solides dont on disposait en France au milieu de la décennie 1950 étaient les poudres à double bases extrudées, dites poudres SD, et les poudres homogènes coulées, dites épictètes. Les poudres SD sont réalisées par extrusion en blocs cylindriques libres, de dimensions relativement modestes : de quelques centaines de grammes à quelques dizaines de kg de masse et d'un diamètre inférieur à 200 millimètres. Les poudres épictètes, obtenues par moulage, offrent plus de liberté dans le choix des formes et permettent la confection de blocs de masse plus importante (quelques centaines de kg). Mais le principe de fabrication, par agglomération de grains de poudre par de la nitroglycérine passivée, pour des raisons de sécurité, par de la triacétine, élément peu favorable au point de vue de la performance, conduit à des propergols d'impulsion spécifique de 10 à 15 % moins élevée.

Les épictètes, étudiées au Centre d'études du Bouchet dès 1951, furent industrialisées à la poudrerie d'Angoulême en 1952 ; les premiers chargements opérationnels furent produits en 1954 pour l'engin antichar SS 11. Les recherches effectuées sur la combustion de ces poudres avaient permis d'atteindre une maîtrise convenable du phénomène : on disposait d'additifs (sels métalliques, de chrome et de plomb en particulier) permettant de couvrir un large domaine de vitesses de combustion et de minimiser, voire d'annuler, les variations de cette caractéristique avec la pression et la

température, facteur qui diminue la dépendance des paramètres de fonctionnement aux conditions ambiantes.

Enfin, des études étaient menées depuis plusieurs années pour la réalisation de poudres composites, et, depuis 1951, une composition à base de perchlorate d'ammonium et de polychlorure de vinyle, la plastolite, semblait donner de très bons résultats. Sa fabrication industrielle commença en 1956 à la poudrerie de Saint-Médard, sous forme de blocs libres de quelques dizaines de kg. En 1957 et 1958, des blocs de démonstration de 550 mm de diamètre et de 500 et 1 800 kg de masse furent produits et tirés avec succès. Les blocs étaient obtenus par moulage, mais la gélification du propergol, réalisée vers 140 à 170° C, température très proche de la température de décomposition, présentait des risques de prise en feu. Cela interdisait en outre la fabrication des chargements moulés-collés élaborés directement dans le propulseur, qui semblaient nécessaires pour des moteurs de dimension importante. Les propriétés énergétiques de ces compositions étaient voisines et même légèrement supérieures à celles des poudres SD, mais ces propergols présentaient l'inconvénient de donner des fumées plus abondantes et de perturber les transmissions électromagnétiques.

Dès 1957, l'introduction d'aluminium dans les plastolites (prenant alors le nom de plastolanes), mis au point au Centre de recherches du Bouchet (CRB), permit un gain de 7 à 8 % d'impulsion spécifique. Les évaluations théoriques montraient l'intérêt de substituer à l'aluminium d'autres métaux ou composés métalliques. Le béryllium permettait un gain de 10 à 15 secondes d'impulsion spécifique sans augmentation sensible de la température de combustion. Ses propriétés chimiques et physiques en font un métal facile à introduire, mais sa toxicité et surtout celle des produits de combustion ont conduit à renoncer à la mise au point et l'emploi de ces poudres. L'étude lancée en 1962 au CRB, conduite jusqu'à la construction d'un pilote qui a permis de produire et tirer au banc des blocs de quelques kg, fut abandonnée. Quelques essais ont été conduits sur l'introduction de lithium ou d'hydrure de lithium : ils furent abandonnés en raison de la trop grande réactivité de ces charges. Le remplacement de l'oxydant traditionnel par des oxydants plus puissants (diperchlorate d'hydrazine, perchlorate de nitronium, comburants fluorés, etc.) se heurte à des difficultés du même ordre. Les études dans ces voies n'ont pas dépassé le stade théorique ou de production en laboratoire de ces produits pour l'étude de leurs propriétés et la recherche de moyens de les mettre en œuvre (passivation, enrobage).

Les études sur les poudres composites se poursuivirent dans de nombreux établissements du Service avec trois objectifs : améliorer les conditions de fabrication et permettre la fabrication de chargements moulés-collés, obtenir de bonnes propriétés mécaniques et une bonne tenue au vieillissement et accroître les performances énergétiques.

Depuis plusieurs années, la recherche d'autres liants pour poudres composites était poursuivie. Dès 1956, l'intérêt du polyuréthane polymérisable à température modérée (40 à 60° C) avait été reconnu et des travaux avaient été lancés à la poudrerie de Saint-Médard, où, dès 1959, était entreprise la construction de l'unité capable de la fabrication de gros chargements en poudres composites au polyuréthane (dites isolite ou isolane selon l'absence ou non d'aluminium). Dès 1961, les chargements de 800 millimètres de diamètre et de 1,7 à 2,5 tonnes utilisés dans le programme EBB étaient réalisés.

La décision de fabriquer en Europe l'engin américain Hawk accéléra les choses : le Service des poudres avait été choisi comme l'un des deux fabricants des moteurs, sous licence américaine. Les premières fabrications furent réalisées en 1962 dans une installation spécifique. Le chargement du Hawk était un bloc bi-composition cylindrique : une composition rapide située au centre du bloc assurait la phase de démarrage et une composition à vitesse lente la phase de croisière. Malgré le caractère assez rustique de cet engin de dimension modeste et les imperfections du propergol, l'exercice permit aux poudriers français de se familiariser avec les isorgols et les chargements bi-composition, dont le principe était retenu pour certains étages des missiles stratégiques.

Les études sur les isolanes se poursuivirent jusqu'au milieu de la décennie 1970 avec la participation des industriels et de l'ONERA, pour maîtriser les paramètres de fabrication, élargir la gamme des vitesses de combustion et comprendre le processus de la combustion des poudres composites, améliorer les propriétés mécaniques et la liaison du propergol avec les protections thermiques et les parois (condition indispensable pour élaborer des chargements moulés-collés), mettre au point des formes de chargement assurant la loi d'évolution de la poussée voulue et de forts coefficients de remplissage (blocs bi-composition, chargements usinés) et enfin optimiser les performances. Le système ternaire « liant, perchlorate, aluminium » présenta les performances maximales pour des taux de charge qui ne pouvaient être atteints sans une amélioration substantielle des propriétés du liant : on passa ainsi des premières isolanes contenant 22,5 % de liant à des compositions en ayant moins de 16 %.

C'est en 1963 que fut réalisé le premier chargement moulé-collé de 1 500 mm de diamètre, bloc bi-composition du 1^{er} étage SSBS.

Parmi tous les autres liants envisagés, choisis dans la gamme très vaste des polymères, le polybutadiène s'imposait comme le plus intéressant, avec des propriétés mécaniques supérieures autorisant des taux de liant de l'ordre de 10 % et, par voie de conséquence, des propergols plus énergétiques. Le polyuréthane avait été préféré pour des raisons de disponibilité des matières premières. Vers 1975, ces problèmes paraissant surmontables, les études sur les poudres composites au polybutadiène, dites butalanes, furent accélérées. Des chargements moulés-collés de 1500 mm de diamètre avaient été réalisés en 1969, des fabrications prototypes en 1976, et les premiers chargements de série pour l'engin ASMP (air-sol moyenne portée) furent produits en 1985. Ces propergols furent enfin retenus pour la seconde génération de missiles stratégiques. Au polybutadiène carboxytéléchélique (PBCT), réticulé par des liaisons carboxy, qui peuvent être détruites par hydrolyse, on put substituer pour les générations suivantes du polybutadiène hydroxytéléchélique (PBHT), réticulé par des liaisons hydroxy non hydrolysables. On obtient ainsi des butalanes moins sensibles à l'humidité, ayant en outre des propriétés mécaniques légèrement meilleures.

L'emploi de liants contenant des éléments à haute énergie, liants nitrés en particulier, est une voie que les études théoriques présentaient comme très prometteuse. Dans les années 1960, pour accroître leurs performances, l'incorporation dans les épictètes d'aluminium et de perchlorate avait été tentée à la poudrière d'Angoulême ; la disponibilité des composites avait conduit à renoncer à cette tentative. C'est vers 1980 que la mise au point d'une nouvelle famille, les nitalanes, fut entreprise. Dans le liant, constitué principalement de nitrocellulose et de nitroglycérine, furent incorporés le perchlorate, l'aluminium et les autres ingrédients, tel que l'octogène.

Ce type de propergol, utilisé par les Américains sur l'engin Trident, permet l'obtention de hautes performances. Il présente en revanche une sensibilité accrue à la détonation, ce qui interdisait l'utilisation des installations de Saint-Médard et du CAEPE pour son élaboration, sa mise en œuvre et son tir. Une unité de production complétée par un banc de tir fut réalisée en 1985 sur la commune de Saint-Jean-d'Ilac, sur un terrain de 3 000 ha adjacent à un camp militaire, le camp de Souge, de même superficie. On réalisa quelques chargements de 10 tonnes qui donnèrent de très bons résultats. La décision d'adopter un diamètre de plus de 2 m pour les missiles M 51, qui remplaceront à partir de 2008 les missiles de la famille M 4, rendit la poursuite de la mise au point des nitrates inutile, les chargements en butalane, moins sensibles à la détonation en masse, permettant d'atteindre les performances requises.

Parallèlement à ces travaux de mise au point des formules, de nombreux efforts étaient consacrés à l'étude, pour chaque propergol, de ses propriétés de combustion, de ses caractéristiques mécaniques et de leur évolution dans le temps. Le renforcement de la liaison propergol-matériau d'aménagement interne s'imposa suite à des incidents majeurs rencontrés dans les programmes de développement des propulseurs. La caractérisation des collages à l'aide de tests de traction, cisaillement et pelage à diverses vitesses permit de rechercher des produits capables d'accroître la cohésion de l'assemblage du chargement de propergol dans son propulseur.

La mise en vieillissement de propulseurs complets, dans des conditions surveillées proches de celles prévues durant la vie opérationnelle et visant à qualifier l'ensemble des pièces constitutives et des assemblages, confirma notamment les informations obtenues sur échantillons de propergol et de collages. La collecte des résultats permit, au fur et à mesure, de mieux prédire l'évolution en vieillissement des propulseurs et d'étendre leur durée d'emploi opérationnelle. Initialement spécifiée à 4 ans, elle put être portée à plus de 10 ans pour la plupart des modèles.

La connaissance de la sensibilité des propergols et des chargements à la détonation en masse a fait l'objet de nombreuses recherches, avec la participation des établissements compétents : Centre d'études de Gramat et établissement de Bourges en particulier.

Les réflexions sur les mesures susceptibles de garantir la sécurité dans les opérations de fabrication, de stockage et de mise en œuvre des matériaux pyrotechniques et des objets en contenant, en particulier des missiles balistiques, conduisirent à la diffusion de l'instruction 11311 DMA/CAB du 14 mai 1970 qui définit les dispositions à prendre dans les établissements de la DMA. Ces dispositions furent répercutées par la DTEn auprès des industriels qui participaient à la conception et la réalisation des missiles balistiques. Elle servit de modèle pour la rédaction du décret 79-846 du 28 septembre 1979 sur la protection des travailleurs dans les établissements pyrotechniques et de l'arrêté du 26 septembre 1980 relatif aux distances d'isolement des installations pyrotechniques, qui sont les fondements de la réglementation nationale en la matière.

Dans un moteur à poudre, il n'est pas possible d'agir directement sur le débit de propergol, et donc sur la poussée. Ce débit dépend de la surface d'émission du bloc et de la vitesse de combustion. C'est en cherchant une forme de bloc qui donne une loi de variation de la surface d'émission au cours du temps conforme au programme de poussée désiré que l'on peut répondre aux exigences. L'étude de la géométrie des chargements est une phase essentielle dans la conception des moteurs à pou-

dre. Elle a fait l'objet de nombreuses recherches. On mit ainsi au point des méthodes permettant de définir des formes donnant la loi d'évolution de surface désirée et optimisées du point de vue des résiduels, de la durée de la phase terminale de propulsion (queue de poussée) et de la tenue mécanique aux sollicitations auxquelles le chargement est soumis durant toute sa vie opérationnelle (fabrication, transport, stockage et tir). Des blocs bi-composition à faible résiduel autorisant des coefficients de remplissage très élevés et des chargements mono-composition usinés furent ainsi disponibles pour les premiers missiles stratégiques.

Les techniques d'élaboration des chargements faisaient l'objet de recherches actives pour les simplifier et les sécuriser. En particulier, la mise au point de noyaux de moulage démontables permit de supprimer l'élaboration par usinage total, opération longue et dangereuse, et autorisa la réalisation de formes variées.

MAITRISER LA TECHNOLOGIE DES PROPULSEURS A PROPERGOLS SOLIDES

La réalisation du chargement n'est pas la seule, ni peut-être la plus grande difficulté rencontrée dans la conception et la réalisation des propulseurs à poudre de grandes dimensions destinés à être à tout moment disponibles pendant une longue vie opérationnelle. D'autres défis durent être relevés.

L'enveloppe du propulseur, dont la masse influence considérablement les performances du missile, doit, tout en étant aussi légère que possible, supporter les charges auxquelles elle est soumise en tant qu'élément structural de l'engin en cours de stockage ou en vol, contenir la pression de combustion durant le fonctionnement et résister aux sollicitations thermiques provenant de l'intérieur (combustion du propergol) ou de l'extérieur (échauffement aérodynamique lors de la traversée des couches denses de l'atmosphère ou échauffement dû aux conditions particulières du lancement, dans le cas des engins lancés de silo). En fait, la solution retenue a été de séparer les difficultés. L'enveloppe a pour mission de résister à l'ensemble des charges mécaniques – d'où son appellation de structure –, la tenue aux effets thermiques externes et surtout internes étant dévolue à des protections thermiques adaptées, qui sont déposées ou collées dans les zones exposées. Deux types de structures furent conçues : des structures métalliques en acier à haute résistance et des structures filamentaires.

Pour les premières, on retint deux aciers et deux technologies de réalisation des viroles, les fonds étant usinés dans des ébauches forgées : l'acier *vascojet* 1000, performant mais un peu fragile, et l'acier *maraging*, plus robuste mais moins facilement soudable, le procédé bien connu du roulé-soudé et celui, plus élégant, du fluotournage. Nord-Aviation, appuyée par l'arsenal de Tarbes de la DEFA, familier de réalisations analogues mais de plus faibles dimensions, d'une part, et la SNECMA, d'autre part, furent les deux industriels parallèlement impliqués. Après quelques difficultés rencontrées dans le soudage par Nord-Aviation, qui avait retenu le roulé-soudé, et dans l'état de surface par la SNECMA, qui avait choisi le fluotourné, les deux voies furent fiabilisées. Des structures de 800 mm de diamètre furent utilisées dans le cadre du programme EBB (véhicules d'essai monoétage à poudre, puis 2^e étage du VE 231, utilisé pour constituer le lanceur Diamant). Ces techniques furent disponibles pour les deux étages du missile SSBS et le 1^{er} étage du missile MSBS.

Les structures filamenteuses, elles, furent conçues par Sud-Aviation à partir de fibres de verre enduites de résine époxy, enroulées sur un mandrin soluble⁴ jusqu'à obtenir la forme désirée, le tout étant ensuite passé à l'étuve pour effectuer la polymérisation de la résine et les collages sur les pièces rapportées, les embases métalliques avant et arrière et la protection thermique interne installées sur le mandrin avant bobinage. Bien que fort innovant, ce procédé fut rapidement maîtrisé. Des structures de 650 mm de diamètre furent utilisées pour le troisième étage du lanceur Diamant. Ce type de structure apporte des gains de masse très importants. Il fut aussi utilisé pour les deuxièmes étages des engins M 1 et M 2. Plus tard, d'autres sortes de fibres furent étudiées, en particulier le kevlar, utilisé pour la structure du troisième étage de l'engin M 4 fabriquée par la société Fibre et Mica.

Pour la protection thermique des structures métalliques, on utilisa en premier lieu des produits polymérisables déposés par couches successives dans la capacité mise en rotation. Mais cette technique, retenue pour les premiers missiles, conduisit à des incidents majeurs provoqués par le décollement des diverses couches et du propergol. La pose, dans les zones avant et arrière, de protections thermiques de caoutchouc préformées et comportant un décollement, pour minimiser les contraintes, permit de résoudre ce problème.

Une des principales difficultés fut sans doute la conception des tuyères. Ce sous-ensemble essentiel, qui transforme l'énergie thermique en énergie cinétique et délivre ainsi la poussée propulsive, constitue la véritable partie chaude du moteur – très chaude même, puisque travaillant dans une gamme thermique de 3 500 à 1 500° K environ. En plus des efforts thermomécaniques auxquels doit résister la tuyère, elle subit un choc thermique initial violent lors de la mise à feu, ainsi qu'une érosion intense au cours du fonctionnement. La tuyère se trouve donc pendant tout le tir en configuration éminemment évolutive : les pièces se dilatent, les collages se dégradent, l'intérieur de la tuyère s'érode, et ce surtout au niveau du col. Un effort énorme de conception – à l'aide de modélisations à la limite des capacités informatiques – et de création de matériaux nouveaux, avec une meilleure résistance mécanique et thermique, a été entrepris et mené sans relâche depuis l'origine.

La technique utilisée au milieu des années 1950 consistait à bâtir la veine à l'intérieur d'un carter métallique, qui assure la cohésion des diverses pièces qui la constituent et la liaison avec la chambre du propulseur. Pour le col, on ne disposait comme matériau réfractaire que de tungstène forgé ou de graphite polycristallin, obtenu par agglomération de poudre de graphite en plaques de faible épaisseur. Pour les autres pièces de la veine et pour les sous-couches, divers matériaux graphite, composites et métalliques étaient utilisés de façon empirique : tungstène fluotourné, composites phénoliques à fibres de carbone ou de silice analogues à ceux des protections thermiques. C'est en interposant des ciments réfractaires et certains matériaux composites entre les pièces chaudes de la veine et le carter qu'on assurait l'isolement thermique de ce dernier. Le divergent était constitué de résine phénolique chargée en carbone.

Les difficultés majeures rencontrées dans l'étude et la mise au point des tuyères sont relatives, pour les propulseurs métalliques, à la liaison de la partie mobile à la partie fixe des tuyères à veine coudée et articulation plane, et, pour les propulseurs

⁴ Le mandrin est bâti en sable aggloméré par une résine soluble sur un axe métallique et à la forme du volume intérieur de la structure. Après élaboration et polymérisation de l'enroulement, le mandrin est retiré par dissolution.

du deuxième étage du M 2, à la tenue des inserts de carbone du col des tuyères. L'amélioration de l'étanchéité de la liaison dans les propulseurs métalliques et la modification de la géométrie du carter de la tuyère (amenant une baisse des contraintes sur les inserts de graphite et autorisant un léger déplacement de la pièce annulaire retenant les éléments de la tuyère Rita 2) permirent de surmonter les difficultés. Cependant, les réalisations restèrent délicates et exigèrent une maîtrise rigoureuse des méthodes de fabrication et de contrôle des divers éléments.

En revanche, dès 1969, un effort considérable fut entrepris dans le cadre des marchés d'études pour la mise au point de matériaux nouveaux capables d'offrir conjointement la tenue thermique requise et un comportement mécanique suffisant. Le principe était d'associer un renfort fibreux organisé (tissus, ou mieux textures multidirectionnelles à base de fibres performantes du type silice, carbone, graphite et plus tard carbure de silicium) et une matrice (polymère à base de résine à fort taux de coke, ou mieux carbone obtenu par carbonisation de résine, de brais ou par craquage d'hydrocarbure gazeux dans les matériaux dits carbone-carbone). Les premières solutions étudiées (composites obtenus par drapage de tissus de carbone ou de silice imprégné) purent être appliquées sur la partie immergée et le convergent de la tuyère du propulseur de deuxième étage des engins M 2 et S 3 ; les matériaux carbone-carbone furent, eux, introduits dans les propulseurs M 4.

Ces études de matériaux s'étendirent à tous les éléments des propulseurs ; elles permirent d'obtenir un allègement important de la partie inerte des moteurs, dû principalement à la substitution de matériaux composites aux aciers, titane, tungstène et alliages légers de la première génération. Il est significatif, à cet égard, que la proportion de métal dans les parties inertes des propulseurs des engins balistiques, qui était de 80 % sur les propulseurs métalliques des engins M 1 et S 2 et de l'ordre de 50 % sur les propulseurs du M 4, puisse descendre au-dessous de 20 % pour les générations futures.

La mise au point de divergents déployables fit également l'objet de recherches intensives à la SEP à la fin des années 1970 et tout au long des années 1980 et de démonstrations spectaculaires lors de tirs en simulation d'altitude. Ces divergents repliés dans le missile permettent, lors de leur déploiement, un accroissement très sensible de la poussée des moteurs des étages supérieurs, par augmentation du rapport de détente de la tuyère, sans augmentation de l'encombrement et donc de la longueur du missile. Ce concept, imaginé de longue date, devenait réaliste dès lors que l'on disposait de composites thermostrostructuraux légers et capables d'être élaborés sous forme de grandes coques minces et résistantes. La première démonstration significative intervint le 15 novembre 1979 sur la base d'Edwards, en Californie, dans le cadre d'une coopération de SEP et CSD, division propulsion à poudre de la firme UTC : un prototype dont le corps de propulseur avait été chargé par CSD en poudre à haute énergie (dopée à l'octogène) et dont la tuyère SEP tout en carbone était dotée d'un divergent déployable de grande taille établit un nouveau record du monde de la catégorie, en délivrant une impulsion spécifique supérieure à 300 secondes lors d'un tir de 60 secondes en altitude simulée de 30 kilomètres. Depuis, l'adoption par Boeing de divergents déployables SNECMA pour son lanceur Delta 4, comme par Ariespace pour le nouveau moteur Vinci, ont confirmé l'intérêt et la fiabilité de ce concept.

L'arrêt de la combustion du moteur peut être nécessaire pour ajuster les caractéristiques du propulseur à la mission recherchée. On savait qu'il pouvait être obtenu

par une décompression brutale de la chambre. L'étude de dispositifs d'arrêt de poussée (DAP) par ouverture d'orifices dans le fond avant communiquant avec la cheminée centrale du bloc en combustion permit leur application sur les deuxièmes étages des missiles stratégiques de la première génération. La mise au point et l'expérimentation au sol de ces dispositifs d'arrêt de poussée s'annonçait délicate. Il convenait en effet de concevoir et d'obtenir une trépanation franche et fiable d'orifices dans des structures à hautes performances, voire fragiles ou hétérogènes. Il convenait de pratiquer dans le chargement des cheminées démasquées à mi-combustion, sans entraîner de fissurations dans le bloc avant cet instant et sans menacer l'étanchéité ni l'intégrité thermique après. Dès 1966⁵, les essais réalisés au CAEPE, sur des bancs spécialement aménagés à cet effet, permirent de valider ces dispositifs.

Autre fonction fondamentale dans un propulseur : l'allumage. On la passe souvent sous silence dans l'histoire de la propulsion des missiles balistiques, sans doute parce que son développement, son utilisation en vol et son comportement en service se déroulèrent comme prévu. Pourtant, quoi de plus essentiel que la fiabilité de l'allumage – tout particulièrement pour les étages supérieurs (une seule tentative autorisée, bien sûr !) – que la sécurité pyrotechnique des sites de stockage et de lancement, tout particulièrement à bord des sous-marins ?

Une procédure exemplaire présida au choix des spécifications, des concepts, des qualifications, des transports, stockages et interventions tout au long des programmes, sous le contrôle vigilant des commissions de sécurité. On choisit un dispositif à trois étages pyrotechniques mécaniquement isolés. Installée en tête du propulseur, dans un canal pratiqué dans le chargement, une microroquette avait pour mission d'allumer le moteur. Elle était elle-même mise à feu par une charge-relais de pastilles pyrotechniques rangées dans une capsule métallique soudée et parfaitement étanche. Le relais était lui-même allumé par la charge primaire, placée en amont, après armement mécanique et ordre de mise à feu. Réduction au minimum de la pyrotechnie pulvérulente sensible, installation de barrières mécaniques solides, déclenchement électrique dans des conditions très protégées : tels sont les principes de garantie de la sécurité, la redondance des chaînes et des charges assurant la fiabilité. La mise au point de l'allumage fut largement empirique, les codes de calcul pour des phénomènes brefs et brutaux de ce genre étant peu accessibles et les données physiques principales assez incertaines.

Il convient enfin de souligner que le caractère très pointu des fabrications exige une extrême rigueur dans les procédés et les procédures. Elle ne put être obtenue que par une mutation profonde des méthodes et des habitudes industrielles. La mise en place de gammes de fabrication et de contrôle pour chaque élément et le suivi très détaillé de toutes les phases d'élaboration par notation de tous les écarts, fussent-ils modestes, aux règles de fabrication dans un registre individuel de contrôle se généralisèrent progressivement. En quelques années, les usines se transformèrent, avec notamment l'apparition d'ateliers aux atmosphères contrôlées, voire de salles blanches, où s'effectuent les opérations délicates (collages, drapages...), et de nouveaux métiers : drapeurs, bobineurs, colleurs... Les contrôles se multiplièrent. Ils font appel à des techniques de plus en plus évoluées, au prix d'investissements lourds et de la formation poussée de spécialistes.

⁵ Le 4 octobre 1966 pour le 2^e étage MSBS et le 25 novembre 1966 pour le 2^e étage SSBS.

Il est un autre domaine où des efforts importants furent consentis par tous les acteurs : celui de la maîtrise des approvisionnements en matières premières, avec l'établissement de spécifications très précises fondées sur l'étude de variations, pour garantir la reproductibilité, l'agrément des fournisseurs et éventuellement la recherche de plusieurs producteurs agréés, pour garantir la sécurité d'approvisionnement. Pour les produits les plus critiques, on essaya de qualifier des produits de substitution, de susciter une production nationale, voire, pour les produits se conservant bien, de constituer des stocks stratégiques. Pour les produits de grande consommation, tels que les polymères d'usage courant, dont le producteur répugne en général à s'engager sur des spécifications trop tatillonnes à son goût, on tenta de négocier la fourniture par lots après les avoir « goûtés » et avec une garantie d'information sur les modifications éventuelles qui pourraient suivre. Ainsi, la méthodologie de l'assurance-qualité se construit dans toutes les entreprises.

ASSURER LE PILOTAGE

Tant que la trajectoire de l'engin s'effectue dans l'atmosphère et dès lors que sa vitesse est suffisante, des gouvernes aérodynamiques peuvent être utilisées pour modifier la direction de son mouvement. Cependant, si une partie de la trajectoire s'effectue en haute altitude ou hors de l'atmosphère, si les vitesses atteintes sont importantes ou si l'efficacité du pilotage doit être effective pour assurer l'équilibre de l'engin dès le début du mouvement, dans la phase à vitesse quasi nulle, d'autres solutions doivent être recherchées. C'est par action directe sur l'orientation du vecteur poussée, et donc du jet, que le vol de l'engin est dirigé.

Dans une fusée à propergols liquides, la chambre de combustion est relativement petite et sa rotation d'ensemble par rapport au reste de l'engin peut être utilisée à cet effet. Cette solution fut étudiée et mise au point et se substitua progressivement aux gouvernes et aux déflecteurs de jet, seules méthodes utilisées en 1955. Pour mémoire, rappelons que la fusée Véronique était en outre stabilisée au départ par des filins fixés au sol jusqu'à ce que le moteur ait atteint son régime. Le pilotage en roulis, lui, nécessite le recours à des gouvernes, dans la phase de la trajectoire dans l'atmosphère, ou à des fusées auxiliaires orientables.

Le propulseur à propergol solide est au contraire de grande dimension ; il est partie intégrante de la structure de l'engin. L'orientation du vecteur poussée ne peut être obtenue que par action directe sur le jet. Les déflecteurs employés en 1955, des volets de carbone placés à demeure dans le jet (dispositif dérivé du V 2), ou les déflecteurs semi-escamotables placés à la périphérie du divergent (dispositif utilisé sur l'engin antichar SS 10) n'étaient pas envisageables pour les propulseurs en projet, en raison des durées de fonctionnement envisagées et des pertes de performance provoquées par ces dispositifs. D'autres procédés durent être recherchés.

Les tuyères à veine coudée et à articulation plane furent le premier moyen étudié. Pour éviter de devoir réaliser une tuyère orientable dans toutes les directions – donc nécessairement liée à la chambre par une rotule sphérique, pour laquelle l'étanchéité est très difficile à réaliser –, la déviation du jet est obtenue par un ensemble de quatre tuyères mobiles par rapport à l'axe du propulseur. Chaque tuyère a une partie fixe liée au propulseur, qui constitue le convergent, et une partie mobile, qui comprend le col légèrement dissymétrique et le divergent. L'axe du divergent est, en position neutre, parallèle à l'axe du propulseur ; l'axe du convergent, qui est aussi l'axe de

rotation de la partie mobile, est incliné par rapport à l'axe du propulseur. Ainsi, le divergent peut, par rotation, décrire un cône. En combinant quatre tuyères de ce type, on peut orienter la direction moyenne du jet. Le pilotage en tangage et en lacet est obtenu en faisant tourner deux tuyères diamétralement opposées du même angle (mais de sens opposés). Le pilotage en roulis est obtenu en faisant tourner ces tuyères dans le même sens.

La mise au point de ces tuyères fut assez délicate. Elle se heurta aux difficultés résultant des phénomènes de dilatation des éléments – qui doivent rester mobiles l'un par rapport à l'autre sans accroissement excessif du couple à exercer pour les mobiliser –, des circulations de gaz chauds dans les interstices et au voisinage des joints d'étanchéité et de la tenue de ces joints. Après des essais au sol, le principe fut testé en vol avec succès, dans le cadre du programme EBB, au début de 1963, sur six essais de propulseurs de 1,7 tonnes de poudre et au début de 1964, sur deux essais de propulseurs de 2,5 tonnes. Ces résultats permirent de retenir ce mode de pilotage pour les deux étages du SSBS et le premier étage du MSBS.

Tout système permettant de modifier dans certaines conditions l'écoulement dans le divergent a pour effet de modifier la répartition des pressions sur les parois de la veine et de produire une déflexion du jet, sans affecter les conditions d'écoulement amont. C'est le cas en particulier de l'injection d'un fluide en certains points du divergent. Le fluide peut être neutre, tels les fréons, ou réactif, tel le peroxyde d'azote ou l'hydrogène. Les essais réalisés avant 1965 permirent de vérifier le principe, de tester l'efficacité du fréon et de définir les paramètres constructifs : position et nombre des orifices d'injection et réglage de la pression d'injection. Ce dispositif ne permettait pas d'assurer le pilotage en roulis ; on dut alors compléter le système, avec l'emploi de fusées auxiliaires, par exemple. Les résultats acquis permirent de retenir ce mode de pilotage pour le deuxième étage du MSBS.

L'apparition, au début des années 1970, des « butées flexibles » changea radicalement la fonction de déviation de poussée en la simplifiant, l'allégeant et la fiabilisant. On avait imaginé depuis longtemps de lier la tuyère au propulseur à l'aide d'un joint déformable. Encore fallait-il reprendre la poussée, offrir la rigidité requise et pouvoir installer le joint dans une zone thermiquement calme. Étudié discrètement en parallèle aux États-Unis et par la SEP (sur contrat de la DTEn), ce principe se matérialisa finalement sous forme d'une « butée flexible », sorte de joint élastomérique plein et étanche, à la fois souple et rigide, constitué d'un empilement d'armatures métalliques taillées dans des sphères de même centre et de rayons différents, séparées et liées par des lamelles de caoutchouc. La butée se déforme par rotation des armatures successives l'une par rapport à l'autre, grâce à la déformation du caoutchouc. Elle travaille en compression et s'installe à l'extérieur de la tuyère, loin de la veine et près de l'attache à la structure dans des zones à écoulement lent, soit en aval du col, soit – c'est plus élégant mais plus délicat – en amont.

Un premier tir de démonstration fut effectué le 20 avril 1972. Ce principe put être retenu pour les quatre propulseurs du missile M 4. L'emploi d'armatures en carbone-époxy, plus légères que les armatures métalliques, améliora encore ce dispositif. Aucun autre concept n'a à ce jour détrôné cette innovation d'il y a trente ans, dont la réussite délicate tient en trois termes : nature de l'élastomère, qualité des collages, conception du moule chauffant d'élaboration.

Les systèmes de pilotage par orientation de la tuyère (tuyère à veine coudée et à butée flexible) nécessitent l'emploi de vérins adaptés aux efforts requis et fonction-

nant dans l'ambiance sévère des fonds arrières des propulseurs. De nombreuses études ont été consacrées à la mise au point de vérins mécaniques ou hydrauliques et à la génération de l'énergie nécessaire à leur fonctionnement.

Comme nous l'avons indiqué, les études conduites jusqu'en 1963 permirent d'aborder le développement des moteurs des engins M 1 et S 2 sans trop d'incertitude sur l'aboutissement du projet ; cependant, on rencontra quelques difficultés qui nécessitèrent des travaux supplémentaires (programme d'assainissement et de longévité des propulseurs 900, redimensionnement du chargement Rita 2, en particulier) et amenèrent quelques retards. Ces recherches furent poursuivies dans le cadre des marchés d'études et de réalisation de modèles probatoires, pour disposer de solutions techniques améliorées pour les projets ultérieurs. Cette politique, qui s'appuyait d'une part sur une bonne connaissance des propriétés des matériaux et sur des codes de calculs précis permettant de déterminer les marges de sécurité, d'autre part sur des règles de qualité strictes, trouva sa justification dans le fait que les programmes de développement des propulseurs du M 4 et les tirs d'engins opérationnels furent conduits sans rencontrer aucun échec ; en outre, la déjà longue durée de vie des propulseurs escomptée à l'origine a pu être largement dépassée.

CHAPITRE 3

LE DÉVELOPPEMENT DES PROPULSEURS POUR LES PROGRAMMES DE MISSILES

Après la Deuxième Guerre mondiale, des études furent menées en France dans le domaine de la propulsion et du guidage. Mais aucun projet ambitieux ne vint les soutenir et les réalisations se limitèrent dans un premier temps au développement de roquettes et d'engins antichars ou sol-air. Les réalisations les plus remarquables furent dues au LRBA de la DEFA. Elles concernaient le PARCA, engin sol-air abandonné en 1958 au profit du Hawk américain construit sous licence, et surtout un programme de fusées-sondes : Véronique.

La fusée Véronique, engin de 1,4 tonnes et de 7,30 m de hauteur, était propulsée par un moteur à propergols liquides (acide nitrique et essence de térébenthine) de 4 tonnes de poussée. Elle permit de lancer des charges de 80 kg à des altitudes de 100 à 160 km. Le premier lancement fut réalisé en 1950. Une version améliorée (9,37 m de hauteur et 2 t de masse) mise au point dans les années 1960 fut dotée d'un moteur de 6 tonnes de poussée et atteignit, à la fin de 1963, des altitudes de 300 à 350 km. Ce programme eut un taux de réussite de lancement remarquable de près de 90 % ; il permit d'acquérir les premières connaissances de base en matière de propulsion, pilotage, mécanique du vol et aérodynamique.

Au milieu de la décennie, des études préliminaires de missiles sol-sol furent lancées. Le projet SSBT (sol-sol balistique tactique) concernait un missile de 100 km de portée avec une précision de 200 m (écart circulaire probable), propulsé par un moteur à propergol solide, d'une masse de 3,5 tonnes et muni d'une charge utile de 700 kg. Des avant-projets plus ambitieux furent également demandés aux sociétés Nord-Aviation et Sud-Aviation en 1957. Ils concernaient un engin balistique de 3 000 km de portée transportant une charge de 1 000 à 3 000 kg. Diverses solutions furent envisagées, certaines en coopération internationale. Ces projets furent abandonnés en 1960, au profit d'une réalisation purement nationale, quand il devint évident que l'on ne pouvait ni compter sur une aide américaine, ni œuvrer dans le cadre de l'OTAN ou dans un cadre européen. Bien que de gros progrès doivent encore être réalisés, des résultats substantiels avaient été obtenus dans diverses techniques essentielles :

- la réussite de la fusée Véronique permettait de bien augurer des possibilités de la propulsion à propergols liquides et d'estimer aisée l'extrapolation des moteurs aux dimensions nécessaires ; elle avait permis d'acquérir les premières connaissances de base en matière de pilotage ;
- le Service des poudres avait élaboré des blocs libres de plastolane de 500 kg en 1957 et de 1 800 kg en 1958, tirés sur le site d'Istres de la SEPR. Ce propergol polymérisé à 160° C ne permettait pas d'obtenir des chargements moulés-collés, indispensables pour les moteurs des dimensions exigées. Mais les moteurs du missile Hawk, qui commençaient à être produits sous licence, ouvraient la voie à la mise au point de propergols composites adaptés à cette technique ;
- la SEPR avait testé au cours de ces tirs des tuyères mobiles de 50 mm de diamètre au col et démontré la faisabilité de dispositifs d'arrêt de poussée (DAP) par ouverture, commandée par explosif, d'orifices à l'avant du propulseur ;

- la mise en œuvre d'un acier à haute résistance (*vascojet 1 000*) et de protections thermiques ablatives, réalisées en coopération avec l'ONERA, Sud-Aviation et Nord-Aviation, avait donné les résultats escomptés.

Aussi, au printemps 1960, la SEREB, nouvellement créée, présenta-t-elle des plans à long terme et un programme d'études balistiques de base destiné à acquérir les technologies et le savoir-faire nécessaires.

LES ÉTUDES BALISTIQUES DE BASE

Ce programme comportait une série de lancements de véhicules expérimentaux (VE) apportant chacun leur enseignement, pour permettre à l'industrie française d'apprendre pas à pas à maîtriser la grosse propulsion à propergols liquides et solides, le pilotage, le guidage inertiel et la rentrée dans l'atmosphère. Son coût était estimé à 1,5 milliard de nouveaux francs de l'époque ; il bénéficia d'un haut degré de priorité.

Les engins baptisés « pierres précieuses » (Agate, Topaze, Émeraude, Rubis, Saphir) utilisaient des moteurs de dimensions inférieures à celles qui seraient nécessaires pour les missiles envisagés, mais qui représentaient une première étape dans l'extrapolation à partir des réalisations antérieures et permettaient de connaître le niveau de performances attendu.

56 lancements furent réalisés jusqu'en 1967, dont 46 avec succès. Le tableau ci-dessous rassemble les données essentielles à leur propos.

VE 110 Agate Monoétage à poudre diam. 800 mm 1,9 t monotuyère fixe non piloté, non guidé	mise au point, récupération des têtes expérimentales	12 tirs	10 tirs réussis
VE 111 Topaze Monoétage à poudre diam. 800 mm 1,5 à 2,3 t 4 tuyères orientables version court 1,5 t version long 2,3 t version long guidé 2,3 t	étude de la propulsion et du pilotage ; étude 2 ^e étage VE 231 ; étude du guidage VE 231	14 tirs	13 tirs réussis
VE 121 Émeraude Monoétage à liquides diam. 1400 mm 12,5 t acide nitrique, essence de térébenthine piloté en tangage et lacet par une tuyère en roulis par gouvernes non guidé surmonté d'un VE 111 inerte.	étude du 1 ^{er} étage du VE 231 et de Diamant.	5 tirs	2 tirs réussis
VE 231 Saphir étage propulsif du VE 121 + VE 11 long	étude du VE avant essai ; mise au point du guidage et validation DAP ; étude de l'ablation et validation de la rentrée dans l'atmosphère	15 tirs	13 tirs réussis

VE 210 Rubis étage propulsif VE 110 surmonté de la partie avant de Diamant : case d'équipement spécifique, avec fusées de mise en roulis et de séparation, jupe interétage tronconique, étage supérieur à poudre diam. 650 mm, 0,65 t monotuyère	Programme Diamant Tirs avec charge utile CNES	6 tirs 4 tirs	4 tirs réussis 4 tirs réussis
Diamant A VE 231 surmonté de la partie avant VE 210 : 3 ^e étage à poudre diam. 650 mm, 0,6 t.		4 tirs	4 tirs réussis

Tous les tirs ont été réalisés à Hammaguir entre le 1^{er} juin 1961 et le 1^{er} juillet 1967, sauf le dernier tir Rubis, effectué depuis le CEL en juillet 1967.

Les principales difficultés rencontrées concernaient la tenue et la récupération des corps de rentrée, la tenue des tuyères orientables et la maîtrise des phénomènes de vibration (effet Pogo) qui se manifestèrent sur le propulseur à propergol liquide extrapolé du moteur de Véronique.

Le VE 231 permit d'atteindre une portée de 2 500 km avec une charge utile de 350 kg. Les quatre fusées Rubis tirées en fusées-sondes portèrent des charges utiles scientifiques de 50 kg à 2 000 km d'altitude.

Le programme se prolongea par le lancement le 26 novembre 1965, sous la responsabilité de la DTEn, à l'aide de la fusée Diamant, du premier satellite expérimental français, constitué à partir du VE 131 Rubis surmonté d'un 3^e étage à poudre de 600 kg. Trois autres lancements effectués le 17 février 1966 et les 8 et 15 février 1967 parachevèrent le succès du programme et firent de la France la troisième puissance spatiale.

Par la suite, le CNES assura la maîtrise d'œuvre des Diamant B et Diamant BP4, versions plus puissantes : cinq Diamant B et trois Diamant BP4 intégrés au CAEPE furent tirés de Kourou, en Guyane, de 1970 à 1975. Le tableau ci dessous donne la composition des diverses versions de Diamant.

Diamant A	Diamant B	Diamant BP4
Masse totale : 18,4 t Hauteur : 19 m Charge utile : 80 kg orbite circulaire 500 km	Masse totale : 24,6 t Hauteur : 23,5 m Charge utile : 115 kg orbite circulaire 500 km	Masse totale : 27,5 t Hauteur : 21,4 m Charge utile : 153 kg orbite circulaire 500 km
1 ^{er} étage à liquides diamètre 1 400 mm acide nitrique 9,7 t essence de térébenthine 3 t	1 ^{er} étage à liquides diamètre 1 400 mm acide nitrique 12,1 t diméthylhydrazine (UDMH) 5,9 t	1 ^{er} étage identique à Diamant B
2 ^e étage à poudre diamètre 800 mm 2,3 t isolane	2 ^e étage à poudre identique à Diamant A	2 ^e étage à poudre Rita diamètre 1500 mm 4 t isolane
3 ^e étage à poudre diamètre 650 mm 0,65 t isolane	3 ^e étage à poudre diamètre 800 mm 0,69 t isolane	3 ^e étage à poudre identique à Diamant B

4 lancements d'Hamaguir, tous réussis : 26 novembre 1965 17 février 1966 8 février 1967 15 février 1967	5 lancements de Kourou, dont 2 échecs : mars et décembre 1970 avril et décembre 1971 mai 1973	3 lancements de Kourou, tous réussis : février, mai et décembre 1975
---	--	---

L'examen des caractéristiques des moteurs des véhicules d'essai permet de mesurer les progrès réalisés de 1959 à 1965 : maîtrise des difficultés rencontrées dans l'extrapolation des propulseurs à propergols liquides, élaboration de chargements moulés-collés en isolane, fabrication de structures métalliques ou bobinées et de tuyères à une échelle déjà significative, démonstration de la faisabilité d'un pilotage par quatre tuyères mobiles, expérimentation du guidage inertiel, identification des problèmes de rentrée.

Moteur équipant les engins monoétage à poudre VE 111 et le 2^e étage des VE 200

- longueur 3,9 m, diamètre 800 mm ;
- structure en acier *vascojet* 1 000, avec fonds usinés en *vascojet* 90 ;
- bloc moulé-collé en isolane 28/7 (22 % de liant) de 2,26 tonnes ;
- quatre tuyères mobiles à veine coudée et articulation plane, col de 92 mm de diamètre en inserts de graphite polycristallin et divergent en composite amiante résine phénolique ;
- activation des tuyères par vérins hydrauliques actionnés électriquement ;
- durée de combustion 41 secondes, pression moyenne 3,5 MPa, poussée au sol 12 t.

Moteur à liquides équipant les engins VE 121 et VE 231

- longueur 10 m, diamètre des réservoirs 1,4 m ;
- poids à vide 1,95 tonnes ;
- propergols acide nitrique (9,7 t)-essence de térébenthine (3 t) ;
- réservoirs en acier *vascojet* ;
- tuyère en acier réfractaire avec col de 390 mm de diamètre muni d'inserts de graphite polycristallin et divergent revêtu de zircon, refroidissement par injection ;
- durée de combustion 93 secondes, pression 1,76 MPa ;
- poussée 27,4 tonnes ;
- injection des propergols par mise en pression des réservoirs à l'aide d'un générateur de gaz à poudre sulfonite (nitrate d'ammonium et polysulfure).

Moteur du 3^e étage Diamant :

- longueur 1,4 m, diamètre 650 mm ;
- structure bobinée fibre de verre résine époxy ;
- bloc moulé collé en isolane 28/7 de 650 kg ;
- tuyère fixe, col de 96 mm de diamètre avec inserts de graphite polycristallin et divergent en composite silice résine phénolique ;
- durée de combustion 45 secondes, pression de 2,9 à 4,1 MPa, poussée moyenne au sol 3,5 t.

Durant cette période, les avant-projets s'orientaient vers un missile sol-sol de 3 500 km de portée, pour une charge militaire de 1 500 kg. Les partisans de la propulsion liquide et ceux de la propulsion à poudre s'affrontaient. Les premiers faisaient ressortir l'état de l'art en la matière, qui permettait d'atteindre des niveaux de poussée et des performances supérieures, tandis que les seconds soulignaient la plus grande facilité d'emploi des moteurs à poudre, bien adaptés à une utilisation ultérieure à bord de sous-marins. Il aurait été très onéreux de développer deux sortes de missiles. Aussi, devant le constat que les États-Unis avaient retenu l'option « poudre » pour le missile Polaris de la composante océanique et étudiaient un missile sol-sol également à poudre, le Minuteman, il fut décidé vers 1961 de développer uniquement des propulseurs à poudre. Les progrès annoncés par le CEA permettaient en outre d'espérer une réduction sensible de la masse de la charge.

En 1962, la décision fut prise de construire un sous-marin nucléaire lanceur d'engins (SNLE) et le Conseil de défense du 2 mai 1963 précisa la structure de la Force nucléaire stratégique (FNS) : la composante aéroportée (50 Mirage IV) devait être complétée en 1972 par des missiles balistiques embarqués à bord du SNLE, la soudure entre la première et la seconde composante (entre 1968 et 1972) étant assurée par une force de 20 à 30 missiles sol-sol mis en service par l'armée de l'Air.

LE DEVELOPPEMENT DE LA PREMIERE GENERATION DE PROPULSEURS

C'est en 1963 que furent arrêtées les caractéristiques des systèmes SSBS et MSBS. Initialement, il était prévu de réaliser un engin « S », constitué de deux étages à poudre à structure métallique de 10 t et 6 t de propergol extrapolés du 2^e étage du VE 231. L'engin « M », lui, serait constitué du premier étage du S et d'un second étage de 4 t de propergol à structure filamentaire bobinée. Ces dispositions semblaient permettre des économies, puisqu'il n'y aurait à mettre au point que des propulseurs proches de ceux utilisés dans le programme EBB.

En fait, les incertitudes sur la masse de la tête militaire qui apparurent et les performances des propulseurs à poudre, qui se révélèrent plus faibles qu'attendu, imposèrent de modifier le projet : on passa à un engin S 01 muni de deux propulseurs de 10 t, le 901, pour s'arrêter en définitive sur un missile S 02 muni d'un 1^{er} étage de 16 t, le 902, et d'un second étage de 10 t, le 903. L'engin M restait constitué d'un 1^{er} étage de 10 t, le 904, très proche du 903, et du second étage de 4 t, « Rita », prévu à l'origine. Le développement des trois propulseurs 903, 904 et Rita fut lancé en 1963, celui du 902 en 1966.

Les résultats finalement positifs des essais en vol des engins VE 100 et VE 231 et des premiers tirs au banc de chargements de 10 t réalisés entre août 1964 et avril 1965⁶ – dont le dernier effectué avec activation des tuyères – laissaient espérer une réussite rapide. Mais l'échec à la 13^e seconde du premier tir au banc au CAEPE d'un 904, le 27 septembre 1965, et la perte des deux premiers tirs en vol de la série des huit S 112 prévus, commencée le 20 octobre 1965 à Hammaguir – ils devaient être accompagnés de neuf M 112 –, vinrent refroidir l'enthousiasme et l'optimisme

6 Le 16 juin 1964 eut lieu le tir du premier chargement bicomposition Hérisson en structure épaisse dite « bombe » ; le 20 août 1964 le premier essai d'un ensemble de quatre tuyères mobiles avec activation ; le 23 décembre 1964 le premier tir d'un 901 et le 14 avril 1965 celui d'un 901 avec activation des tuyères ; le 1^{er} juillet 1965 le tir d'un chargement de 16 t en bombe.

des responsables. Il s'agissait d'engins expérimentaux monoétages équipés du propulseur 901 du premier projet S 01⁷.

Jusqu'en 1968, de nombreux échecs d'origines très diverses furent enregistrés. Beaucoup provenaient des tuyères. Pour assurer le contrôle en lacet, tangage et roulis, on avait eu recours au dispositif déjà décrit, comportant quatre tuyères à veine coudée et articulation plane. La plupart des difficultés concernèrent la zone de liaison partie fixe-partie mobile ; la tenue aléatoire des joints assurant l'étanchéité de cette liaison et la protection du roulement à billes entraînait le blocage de la tuyère ou un accroissement inacceptable du couple de braquage. Aucune modification pertinente ne put être apportée et seule une maîtrise rigoureuse des méthodes de fabrication, d'assemblage et de contrôle des mosaïques hétérogènes qu'étaient ces tuyères permit d'assurer une fiabilité satisfaisante de cette génération.

Les autres difficultés sont liées à des questions de dimensionnement et de réalisation des aménagements internes. Les protections thermiques souples étaient réalisées par le Service des poudres par dépôt de couches successives de produit polymérisable dans la structure mise en rotation. Le décollement aléatoire des diverses couches et du propergol conduisit à des incidents majeurs. En 1970, un programme d'assainissement fut lancé et conduit en urgence par la SEP. La pose par collage dans les zones exposées, particulièrement à l'avant et à l'arrière du propulseur, de protections thermiques préformées en caoutchouc chargé d'amiante, puis de silice, et comportant un décollement avec reprise d'effort aménagée, pour minimiser les contraintes dans ces zones critiques, permit de résoudre durablement le problème. Les parties complètement découvertes, notamment l'intérieur des couvercles des structures, furent de leur côté protégées par des pièces composites assemblées. Ces composites moulés sous haute pression étaient à base de fibres de carbone et de résine phénolique.

Au contraire, le développement du propulseur de 2^e étage du M de 4 t (Rita), lancé également en 1963, ne rencontra aucune difficulté importante. Le premier tir au banc, réalisé à Istres le 22 octobre 1965, fut un succès complet et le programme se déroula sans encombre, à une exception près : l'apparition d'une corrosion sous tension du *maraging* du réservoir torique de stockage sous haute pression de l'azote destiné à chasser le fréon pour l'injecter dans la tuyère. Craignant un déchirement brutal du tore, aux conséquences désastreuses, on recourut par précaution à un changement de nuance d'acier et à un dispositif de gonflage au dernier moment du réservoir à bord du sous-marin Ce dispositif, qui compliquait les séquences de lancement, se révéla cependant très fiable.

Aux ennuis de propulsion vinrent s'ajouter quelques problèmes « engins » : défauts de dimensionnement de structure interétage, parasitage de calculateur, défauts de câblage... qui purent être surmontés.

Après avoir analysé les causes des différents échecs et défini les mesures destinées à en limiter les effets, on aborda la phase d'expérimentation du S 02. Le pre-

7 Il y eut ainsi 7 tirs de S 112 : 2 tirés d'Hamaguir à partir du sol (2 échecs) et 5 à partir d'un silo au CEL (dont 2 échecs imputables à la propulsion) et 10 tirs de M 112, dont 2 d'Hamaguir à partir du sol (2 échecs dont un non imputable à la propulsion), 4 du caisson sous-marin à l'île du Levant et 4 du sous-marin expérimental *Le Gymnote* à l'île du Levant, qui donnèrent 2 échecs non imputables à la propulsion. Il faut ajouter 2 tirs de M 011, monoétage avec propulseur 904, effectués à partir du caisson et tous deux réussis.

mier essai en vol fut réalisé à partir du CEL en décembre 1968. Il fut suivi de 11 tirs, dont 7 réussis.

La mise en service du S 2 fut effectuée en août 1971, soit avec trois ans de retard par rapport à la date prévue initialement. Les premiers missiles étaient équipés de propulseurs qui n'avaient pas reçu les modifications résultant du programme d'assainissement. Leur durée de vie était limitée à 4 ans. Ils furent progressivement remplacés par des propulseurs modifiés, dont la qualification en vol avait été prononcée suite aux deux derniers essais en vol réalisés en février et mars 1973, soit 18 mois après la mise en service opérationnel, avec des propulseurs 902 et 903 dits « assainis », bénéficiant des modifications d'aménagement interne étudiées.

Une deuxième unité de tir de 9 missiles fut mise en service en avril 1972. Avec sa charge nucléaire de 150 kt et sa portée supérieure à 3 000 km, le S 2 faisait entrer la France dans le club très fermé des pays disposant de missiles balistiques nucléaires entièrement nationaux. Les 8 tirs d'exercice réalisés par l'armée de l'Air à partir du CEL entre 1971 et 1978 ne donnèrent lieu à aucun incident de propulsion.

L'expérimentation du M fut réalisée quasi simultanément, de la fin de 1966 à 1971⁸. Une première série d'essais fut effectuée avec des engins comportant un deuxième étage maquette, afin de qualifier le système de chasse et la sortie de l'eau. Ces essais furent réalisés à Toulon depuis un caisson immergé, ou depuis le sous-marin *Le Gymnote* en Méditerranée. Les essais en vol du missile complet comportèrent, entre 1968 et 1971, 4 tirs à partir du socle au CEL et 15 tirs à partir du sous-marin expérimental *Le Gymnote* et du sous-marin SNLE *Le Redoutable*. On observa 4 échecs.

La mise en service fut réalisée le 1^{er} janvier 1972, avec le départ en patrouille du SNLE *Le Redoutable* muni de seize missiles. Un deuxième sous-marin, *Le Terrible*, le rejoignit à la fin de 1972. Avec sa charge nucléaire de 500 kt et sa portée supérieure à 2 500 km, le M 1 permettait de compléter l'arsenal stratégique de la France par une force océanique. Les sept tirs d'exercices réalisés par la Marine entre 1971 et 1974 ne donnèrent lieu à aucun incident de propulsion.

Le tableau ci-dessous résume les tirs de développement des missiles S 2 et M 1.

Désignation et caractéristiques	But des essais	Nombre de tirs et lieu
S 112 1 ^{er} étage 901, 10 t, 4 tuyères orientables 2 ^e étage maquette inerte Non guidé	Qualification du 1 ^{er} étage Qualification de la sortie du silo	2 tirs sur socle à Hammaguir en 1965 : 2 échecs de propulsion 5 tirs du silo au CEL en 1966-1967 : 2 échecs de propulsion
S 01 V 1 ^{er} étage 901, 10 t, 4 tuyères orientables 2 ^e étage 903, 10 t, 4 tuyères orientables guidage inertiel	Mise au point du vecteur	8 tirs réalisés du silo au CEL en 1967 et 1968 : 6 échecs dont un seul imputable à la propulsion

⁸ Au milieu de 1966 eurent lieu des essais de chasse à partir d'un caisson sous-marin à Toulon, avec un 2^e étage maquette ; à la fin de la même année, dans la même configuration, des essais de chasse à partir du *Gymnote* au large de Toulon ; au premier trimestre 1968, le premier tir du socle du CEL et à la fin de 1968 le premier tir à partir du *Gymnote* ; enfin le 28 mai 1971 le premier tir à partir du *Redoutable*.

S 01 C Identique au S 01 V	Mise au point du corps de rentrée	
S 02 V 1 ^{er} étage 902, 16 t, 4 tuyères orientables 2 ^e étage 903, 10 t, 4 tuyères orientables	Mise au point du vecteur	12 tirs réalisés du silo au CEL entre 1968 et 1973 : 4 échecs dont 3 imputables à la propulsion. Les deux derniers essais en vol ont été effectués en février et mars 1973, 18 mois après la mise en service opérationnel du SSBS S 2, avec les propulseurs 902 et 903 dits « assainis ».
S 02 C Identique au S 02 V	Mise au point du corps de rentrée	
M 112 1 ^{er} étage 901, 10 t, 4 tuyères orientables 2 ^e étage maquette mécaniquement représentative Non guidé	Qualification du 1 ^{er} étage Qualification de la sortie de l'eau	2 sur socle à Hammaguir en 1966 (2 échecs dont un de propulsion) 3 depuis un caisson sous-marin à Toulon en 1966-1967 (un échec non imputable à la propulsion) 4 depuis le sous-marin <i>Le Gymnote</i> en Méditerranée en 1967 (tous réussis)
M 011 1 ^{er} étage 904, 10 t, 4 tuyères orientables 2 ^e étage maquette mécaniquement représentative Non guidé	Qualification du 1 ^{er} étage	2 depuis un caisson sous-marin à Toulon en 1967-1968 (réussis)
M 012 1 ^{er} étage 904 2 ^e étage Rita, 4 t, tuyère fixe, pilotage par injection de fréon guidage inertiel	Qualification du 2 ^e étage	4 depuis le socle de tir au CEL en 1968 (2 échecs, dont un lié à la propulsion)
M 013 V 1 ^{er} étage 904 2 ^e étage Rita guidage inertiel	Mise au point du vecteur	7 tirs depuis <i>Le Gymnote</i> au large du CEL en 1968-1969 (2 échecs non imputables à la propulsion)
M 013 C Identique au M 013 V	Mise au point du corps de rentrée	8 tirs depuis <i>Le Gymnote</i> ou <i>Le Redoutable</i> (1 ^{er} tir expérimental le 28 mai 1971) au large du CEL en 1970-1971 (un échec de propulsion et un non imputable à la propulsion)

L'extension des zones de patrouille des SNLE s'imposa rapidement comme un objectif majeur. La portée du M 1 obligeait en effet les SNLE à patrouiller dans des zones restreintes (mer du Nord ou de Norvège), où le risque de détection était très élevé. Dès 1967, la décision fut prise de développer une version améliorée, le M 2, offrant une portée accrue de 500 km. Ce résultat pouvait être atteint en agissant seulement sur le 2^e étage, dont le chargement serait porté de 4 t à 6 t de propergol. La nécessité de ne pas trop modifier les cotes du missile imposait d'intégrer la tuyère dans la chambre du propulseur et de placer le propergol supplémentaire autour de la partie immergée de la tuyère. Le mode de pilotage par injection de fréon était conservé, avec quelques modifications de géométrie des réservoirs d'azote et de

fluide d'injection. La réussite incontestable de la mise au point du propulseur Rita permettait d'espérer un développement rapide et sans histoire du Rita 2.

Hélas, il n'en fut rien ! L'explosion à la 34^e seconde du premier Rita 2 tiré au CAEPE le 27 mai 1970 et celle à la 7^e seconde du second, tiré peu après, vinrent une fois de plus rappeler aux responsables qu'il n'y a peut-être pas dans ce métier de modification mineure. L'analyse des incidents permit de découvrir un certain nombre de problèmes ayant trait au dimensionnement des propulseurs à poudre, problèmes complètement ignorés lors de la mise au point du Rita. En fait, l'isolane 40/13, plus énergétique mais plus fortement chargée que celle du Rita (l'isolane 28/7 du Rita comportait 22 % de liant, alors que l'isolane 40/13 du Rita 2 en comporte moins de 16 %), présentait des propriétés mécaniques et une adhérence aux protections thermiques moins bonnes et mal connues ; en outre, la modification de géométrie de la structure bobinée conduisait à des contraintes dans les zones avant et arrière du moteur qui n'avaient pas été correctement évaluées et qui dépassaient la limite de rupture du propergol et des collages. Ces difficultés purent être maîtrisées. Six essais en vol furent réalisés à partir du milieu de 1972 et jusqu'en 1974. Les trois premiers furent des échecs, faisant apparaître tardivement une fragilité de la tuyère, avec la perte des inserts de graphite pyrolytique du col. Sa correction nécessita une modification du carter, permettant d'abaisser les contraintes sur les inserts et autorisant un léger déplacement de la pièce annulaire retenant les divers éléments de la veine. Le M 2 entra en service en 1974 sur le sous-marin *Le Foudroyant* : la portée du MSBS était donc désormais supérieure à 3 000 km.

En août 1968, le CEA expérimentait une première charge thermonucléaire. Il paraissait donc possible d'envisager à terme son emport sur missile. À la fin de 1970, il fut décidé de doter le M 2 de cette nouvelle charge mégatonnique. Mais si cette nouvelle version du MSBS, le M 20, peut être considérée comme le premier missile moderne, ce n'est pas seulement parce qu'il est muni d'une charge thermonucléaire. C'est surtout parce qu'il est doté de moyens d'aide à la pénétration (leurres) et de dispositifs de durcissement (résistance aux agressions) de la tête militaire. Dix essais en vol furent réalisés de 1974 à 1977, avec deux échecs : lors du premier essai, par dysfonctionnement du propulseur Rita 2, et lors du 7^e essai, suite à un défaut non imputable à la propulsion.

Le M 20 entra en service à la fin de 1976 sur le sous-marin *L'Indomptable*. Par la suite, les quatre autres SNLE furent équipés de missiles M 20. Les onze tirs d'exercice réalisés par la Marine de 1976 à 1987 ne donnèrent lieu à aucun incident de propulsion.

Dès 1972, il fut décidé de développer une version améliorée du S 2, le S 3, qui bénéficierait des acquis du M 20. La substitution au 903 du Rita 2, plus performant (faible masse inerte et impulsion spécifique du propergol plus forte), permettait d'accroître sensiblement les performances du SSBS. L'expérimentation en vol se déroula de 1976 à 1979, avec huit essais sans aucun incident. Le S 3 fut mis en service en 1980 ; 11 tirs d'exercice furent réalisés par l'armée de l'Air de 1980 à 1993, sans aucun incident. Parallèlement, des améliorations sensibles avaient été apportées aux installations au sol, concernant le durcissement à l'impulsion électromagnétique.

Les tableaux ci-dessous rassemblent les caractéristiques des missiles de la première génération et celles de leurs propulseurs.

Missiles

	SSBS S 2	SSBS S 3	MSBS M 1	MSBS M 2, M 20
Hauteur	14,8 m	13,2 m	10,4 m	10,7 m
Masse totale	31,9 t	25,8 t	18 t	20 t
Charge militaire	150 kt	1 Mt thermonucléaire	500 kt	500 kt (M 2) 1 Mt thermonucléaire (M 20)
Portée	Supérieure à 3 000 km	Supérieure à 3 500 km	Supérieure à 2 500 km	Supérieure à 3 000 km
Guidage	Inertiel	Inertiel	Inertiel	Inertiel
Propulsion	(16 t isolane) + 903 (10 t isolane)	902 (16 t isolane) + Rita 2 (6 t isolane)	904 (10 t isolane) + Rita (4 t isolane)	904 (10 t isolane) + Rita 2 (6 t isolane)
Service opérationnel	Août 1971	1980	Janvier 1972	1974 (M 2) 1976 (M 20)

Propulseurs

	902	903	904	Rita	Rita 2
Longueur	7 m	6 m	5,5 m	2,6 m	3 m
Diamètre	1500 mm	1 500 mm	1 500 mm	1 500 mm	1 500 mm
Masse totale	18,7 t	12 t	12,3 t	4,8 t	6,6 t
Propergol	Isolane 28/7 Bloc bicomposition cylindrique 16 t	Isolane 28/7 Bloc bicomposition cylindrique 10 t	Isolane 28/7 Bloc bicomposition cylindrique 10 t	Isolane 28/7 Bloc usiné 4 t	Isolane 40/13 Bloc usiné 6 t
Structure	Maraging Roulé soudé	vasco-jet 1 000 Fluo-tourné	vasco-jet 1 000 Fluo-tourné	Bobinée Verre-époxy	Bobinée Verre-époxy
Tuyère	4 tuyères orientables graphite polycristallin col tungstène divergent carbone-résine phénolique	4 tuyères orientables graphite polycristallin col tungstène divergent carbone-résine phénolique	4 tuyères orientables graphite polycristallin col tungstène divergent carbone-résine phénolique	1 tuyère fixe carbone-résine phénolique col inserts graphite pyrolytique	1 tuyère fixe intégrée col inserts graphite pyrolytique convergent, divergent composite tissu drapé silice ou carbone-résine

Contrôle vec- poussée	Orientation tuyères par vérins Énergie électrique	Orientation tuyère par vérins Énergie gé- nérateur à poudre turbine	Orienta- tion tuyè- res par vérins Énergie électrique	Injection de fréon	Injection de fréon
Arrêts de poussée	Sans objet	4 DAP pyro- techniques	Sans ob- jet	6 DAP pyro- techniques	6 DAP pyro- techniques
Fonctionne- ment Pression moyenne Durée Poussée moyenne	68 bar 76 s 55 t	65 bar 50 s 45 t	65 bar 50 s 45 t	50 bar 60 s 16 t	55 bar 58 s 25 t

LES ETUDES GENERALES, LES DEVELOPPEMENTS EXPLORATOIRES

Parallèlement aux travaux de développement, les industriels poursuivaient des études sur contrat de la DTEn ou sur financement propre, pour améliorer les techniques disponibles ou mettre au point de nouvelles solutions. Nous avons évoqué au chapitre précédent les voies suivies :

- propergols solides à haute énergie, maîtrise de leurs caractéristiques mécaniques, cinétiques, de vieillissement et amélioration des liaisons ; étude de nouveaux types de chargements et mode d'élaboration de blocs de forme adaptée au besoin, mise au point de noyaux de moulage démontables ;
- structures filamenteuses à base de fibres nouvelles plus résistantes ;
- tuyères à butées flexibles fortement intégrées faisant appel à des matériaux composites offrant un comportement thermique et mécanique de haut niveau, divergents déployables ;
- perfectionnement des codes de calcul, caractérisation des matériaux et simplification des architectures.

Instruits par les déboires rencontrés, dans les développements, lors de la mise en œuvre de solutions qu'on pensait disponibles mais qui n'avaient pas été testées à une échelle représentative, on s'imposa de réaliser et d'essayer des modèles probatoires aussi proches que possible des projets envisagés, dans le cadre de marchés dits « de développements exploratoires ».

Cet effort se poursuivit au-delà du développement du M 4. Dans les années 1980, pour compenser la forte réduction de l'activité « propulsion » et maintenir les compétences, les études amont furent fortement accrues et une trentaine de tirs de développement exploratoire furent effectués : ils permirent de conforter la maîtrise de nouvelles techniques disponibles pour les développements ultérieurs.

LE DEVELOPPEMENT DE LA DEUXIEME GENERATION DE PROPULSEURS

En 1972, les États-Unis et l'URSS mirent un terme à l'escalade stratégique entre eux. Mais ils entendirent se protéger contre la frappe de puissances moyennes, grâce à un système d'intercepteurs de missiles balistiques qu'ils s'accordèrent à li-

miter à 100 exemplaires de part et d'autre. Pour maintenir son pouvoir de dissuasion, la FNS devait donc être capable de pénétrer un tel système.

Depuis 1973, le CEA s'estimait capable de miniaturiser des charges thermonucléaires de 150 kt. Par ailleurs, les progrès techniques réalisés en matière de vecteurs permettaient d'envisager un missile doté de têtes multiples (MIRV, *Multiple Independently Targeted Reentry Vehicle*), pour lequel chaque tête peut recevoir une impulsion supplémentaire, ce qui permet soit d'assigner à chacune une cible particulière, soit d'écartier les têtes destinées à un même objectif, afin qu'elles parviennent sur leur cible en cortège et de manière décalée dans le temps. Il est possible d'envisager, pour tout ou partie des 16 missiles d'un SLNE tirés en une seule salve sur un même objectif, de synchroniser l'arrivée des têtes. On conçoit aisément l'intérêt de ce concept pour accroître la capacité de pénétration par saturation des défenses ennemies.

Le développement du nouveau missile, le M 4, fut lancé en 1974 avec pour objectifs :

- une portée supérieure à 4 000 kilomètres ;
- une capacité MIRV avec 6 têtes militaires ;
- l'emploi des sous-marins existants, dont la durée de vie dépassait celle du système M 20 ;
- la recherche prioritaire de la fiabilité.

Il était évident que l'on serait conduit à un missile beaucoup plus gros que le M 20. La DTCN reprit complètement l'aménagement du tube lance-missile. On pouvait, moyennant une nouvelle définition du système, disposer d'un diamètre légèrement supérieur à 1 900 mm. C'est sur ces bases que les avant-projets ont été dessinés.

On retint un missile à trois étages : un 1^{er} étage 401 de 20 tonnes de propergol, un 2^e étage 402 de 8 tonnes et un 3^e étage de 1,5 tonnes. Aucun des propulseurs du missile n'était doté d'un dispositif d'arrêt de poussée (DAP). Le réglage de la portée était obtenu par trajectographie et ajusté par les deux propulseurs 404 de 100 kg de propergol du système d'espacement « bus non stop »⁹, qui assurait également la dispersion des têtes militaires.

Comme nous l'avons dit, d'après les leçons tirées des déboires rencontrés dans les opérations antérieures, les techniques les plus performantes disponibles ne furent retenues que dans la mesure où elles avaient été convenablement éprouvées :

- en matière de propergols, utilisation des butalanes, aux propriétés énergétiques et mécaniques supérieures à celles des isolanes des engins de première génération, mais maintien d'un chargement cylindrique bicomposition analogue à celui des propulseurs 900 pour le 401, et de chargements usinés, selon la technique utilisée pour les Rita, pour les 402 et 403. En effet, la technique des noyaux démontables, indispensable pour réaliser les chargements dits « finocyles »¹⁰, ne paraissait pas maîtrisée par la SNPE. Pour les 404, on réalisa un bloc à combustion frontale de longue durée (145 s), dont la mise au point fut suivie avec une attention particulière, en raison du peu d'expérience sur de tels chargements ;

⁹ Cf. *infra* (réalisation du programme M 4).

¹⁰ Il s'agit de blocs à canal central cylindrique possédant en avant et/ou en arrière une partie fortement découpée, dont la combustion rapide et la disparition en cours de fonctionnement compensent l'accroissement de surface de combustion de la partie cylindrique à section circulaire. Ce concept présente l'avantage de permettre des taux de remplissage très élevés et de diminuer, toutes choses égales par ailleurs, les contraintes à la surface du bloc.

- en matière de structures, recherche de l'allègement par l'utilisation de structures filamenteuses à base de nouvelles fibres plus résistantes (kevlar et carbone). Cependant, pour le 401, on conserve une structure métallique, les moyens industriels en place ne permettant pas la réalisation de capacités aux dimensions requises. Pour le 402, on recourt tout d'abord à la technique confirmée pour les propulseurs Rita (bobinée en fibre de verre), mais cette structure est remplacée en 1980, en cours de développement, par une structure en kevlar réalisée par l'Aérospatiale. Pour le 403, on confie la fabrication de la structure en kevlar à la société Fibre et Mica, préférée, après mise en compétition, à l'Aérospatiale¹¹. Les 404, pour lesquels une structure en fibre de carbone avait été envisagée, sont finalement dotés d'une structure en titane roulé soudé ;
- les tuyères font appel aux techniques et aux matériaux les plus performants, dûment testés sur les modèles probatoires, en particulier les nouveaux composites industrialisés par la SEP ; les butées flexibles constituèrent un atout de premier ordre pour la conception des quatre propulseurs, d'autant que leur emploi favorise l'intégration de la tuyère dans la chambre, ce qui était particulièrement intéressant pour un missile de longueur limitée comme le M 4. Innovation originale, non testée préalablement : le divergent de la tuyère du 401 est terminé par une section non plane, pour épouser la forme du fond du tube et gagner un peu de performance ;
- en ce qui concerne le guidage, il fallait améliorer les performances des centrales inertielles pour conserver une précision au but répondant aux besoins opérationnels. La complexité des missions imposait également d'améliorer les performances du calculateur de bord et des logiciels ;
- en matière de durcissement, la capacité de résistance du vecteur aux attaques nucléaires spécifiées entraînait la prise en compte de phénomènes jusqu'alors inexplorés.

Cette politique est payante et le développement se déroule sans grande difficulté. Les essais au sol des propulseurs sont réalisés de 1977 à 1980, selon un programme rationnel de démonstration comportant notamment des essais durcis. Le premier tir de 401 a lieu le 24 août 1977, le premier tir de 402 le 22 décembre 1977 et le premier tir de 403 le 7 juillet 1978. 1983 marque la fin de développement du M 4. Le nombre d'essais au sol réalisés, y compris en structure épaisse (dits « tir en bombe »), est de 17 essais pour le 401, dont un échec, 22 essais pour le 402, dont 2 échecs (dont le premier tir en structure kevlar, le 6 octobre 1980), et 21 essais pour le 403, sans aucun échec.

Le taux d'échec global, de l'ordre de 5 %, atteste de la maîtrise de leur métier que les équipes de propulsion ont acquise. La comparaison avec les résultats observés pour les développements antérieurs permet de mesurer les progrès réalisés en vingt ans en matière de propulsion à poudre : sur la période du développement de la première génération (jusqu'en 1974), il avait été réalisé, hors étude de vieillissement :

- 19 essais pour le 901, dont 4 échecs ;
- 18 essais pour le 902, dont 2 échecs ;
- 30 essais pour le 903, dont 4 échecs ;
- 18 essais pour le 904, dont 5 échecs ;

¹¹ Sur contrat de la DTEn comportant l'élaboration de trois structures grandeur, Fibre et Mica fut retenue ayant présenté dans les délais trois articles quasiment identiques et répondant aux spécifications, tandis que l'Aérospatiale obtint des résultats très dispersés dont un très supérieur mais obtenu hors des délais.

- 29 essais pour le Rita, dont 3 échecs ;
- 21 essais pour le Rita 2, dont 7 échecs ; soit un taux d'échec de l'ordre de 18,5 %.

La mise au point du 404 est délicate, en raison de la difficulté d'obtenir un fonctionnement reproductible du chargement à combustion frontale – rendu encore plus indispensable par l'utilisation en paire sur le système d'espacement. Le développement d'une version à durée de combustion accrue se prolonge jusqu'en 1986.

Les essais en vol effectués de la fin de 1980 à 1983 ont un taux de réussite remarquable, aucun échec de propulsion n'étant observé. Quatorze essais sont réalisés, les cinq premiers à partir d'un socle au CEL, le sous-marin *Le Gymnote* n'étant pas encore disponible dans une configuration capable du M 4, et les suivants à partir du *Gymnote*. Les quatre derniers comportent des 404 A dans une version allongée¹². On observa un seul échec (sur le 3^e vol, le 20 mai 1981), qui résultait de défauts de câblage dans l'interétage. Les deux tirs de mise au point de la version M 45 réalisés à la fin de 1991 et au milieu de 1993, ainsi que tous les tirs d'acceptation ou d'entraînement, ne donnèrent lieu à aucun échec de propulsion¹³.

Les objectifs assignés au programme sont alors atteints :

- la portée de 4 000 km l'est largement ;
- les 6 têtes militaires de 150 kt thermonucléaires peuvent être livrées en cortège sur le même objectif ou assignées à divers objectifs ;
- le M 4 (35 t, 11 m de haut, 1,9 m de diamètre) peut équiper les SNLE existants ;
- la fiabilité démontrée lors des essais en vol est confirmée dans les tirs d'exercice.

On peut ajouter que les délais et les coûts prévisionnels ont été respectés.

L'Inflexible part en patrouille avec ses seize missiles M 4 en mai 1985. D'autres versions du M 4 sont réalisées ; elles diffèrent principalement par leur chargement : têtes nucléaires et dispositifs d'aide à la pénétration. Une nouvelle version du M 4, appelée M 45, est déployée en 1994. Elle se caractérise par l'utilisation d'une nouvelle tête nucléaire aux caractéristiques de furtivité radar très améliorées et par la mise en œuvre d'aides à la pénétration adaptées à ces nouvelles têtes.

Le tableau ci-dessous rassemble les caractéristiques des propulseurs du M 4.

	401	402	403	404
Longueur	4,5 m	2,1 m	1,1 m	
Diamètre	1 930 mm	1 930 mm	1 100 mm	
Masse totale	22,5 t	8,8 t	1,6 t	121 kg
Propergol	Butalane PBCT Bicomposition 20,2 t	Butalane PBCT Usiné 8 t	Butalane PBCT Usiné 1,4 t	Bloc cigarette 100 kg
Structure	<i>vascojet</i> 1000 Fluotourné	Bobinée Verre-époxy puis kevlar- époxy	Bobiné Kevlar-époxy	Titane roulé sou- dé

¹² Premier tir en vol à partir du CEL le 18 novembre 1980 ; septième tir à partir du *Gymnote* le 10 mars 1982 ; premier tir avec 404 A le 4 juillet 1985.

¹³ On doit souligner le résultat exceptionnel que constitue l'absence d'échec en vol imputable à la propulsion sur les 75 tirs en vol de missiles MSBS et SSBS exécutés de 1976 à 1996. Cette série de tirs, qui mettait en œuvre plus de 230 propulseurs, donna 9 échecs non imputables à la propulsion.

Tuyère	Convergent : Carbone- phénolique Col : diam. 328 mm Carbone- carbone 2D Divergent tissu carbone- résine phénoli- que Butée flexible	Convergent : Carbone- phénolique Col : diam. 196 mm Carbone- carbone 2D Divergent tissu carbone- résine phénoli- que Butée flexible	Convergent : Carbone- phénolique Col : diam. 113 mm Carbone- carbone 4D Divergent tissu carbone- résine phénoli- que Butée flexible	Col : diam. 25 mm
Contrôle vecteur poussée	Vérins hydrauliques	Vérins hydrauliques	Vérins hydrauliques	
Fonctionnement				
Pression en bars	61	58	59	35
Durée en secondes	62	70	44	120
Poussée en tonnes	97	34	10	0,2

La composante SSBS du plateau d'Albion avait été créée initialement comme force provisoire destinée à attendre le déploiement de la force océanique. Dans les années 1990, on estimait que l'existence de cette force avait quelques avantages : facilité et rapidité de mise en œuvre et implantation sur le territoire national, qui impliquait que toute attaque contre elle constituait une atteinte directe à l'intégrité territoriale. Aussi envisagea-t-on de prolonger son existence et de remplacer le S 3 par un missile plus moderne, le S 4, qui bénéficierait des améliorations apportées au M 4 (capacité MIRV, durcissement renforcé). Lancé en 1987, le développement du S 45 fut étalé, puis arrêté dès 1989. Aujourd'hui, cette option a été abandonnée en raison de l'évolution du contexte international ; les deux unités déployées sur le plateau d'Albion ont été démantelées.

LES MISSILES PRESTRATEGIQUES

Très tôt, l'idée s'imposa qu'il serait utile de disposer d'un échelon intermédiaire entre l'action conventionnelle et le frappe stratégique, permettant de délivrer à l'adversaire « l'ultime avertissement ».

Le missile Pluton, dont le développement fut décidé en 1963 et qui fut déployé en 1974, répond à ce besoin. Mis en œuvre sur le théâtre d'opérations à partir d'un véhicule de tir blindé très mobile, il est capable de se fondre dans l'environnement des forces classiques. Sa portée est supérieure à 120 km et sa vitesse d'arrivée au-dessus de l'objectif à l'altitude de l'explosion est largement supersonique.

Le Pluton, missile de 7,64 mètres de long, 650 mm de diamètre et 1,45 tonnes au total, est équipé d'un propulseur à poudre dont le chargement (bloc Styx) en isolane est un bloc de 1,2 tonnes, bicomposition, à deux étages de poussée. Sa structure est en maraging roulé soudé. La tuyère est fixe, et c'est par des gouvernes aérodynamiques actionnées par servo-vérins électriques que l'engin est piloté et guidé par inertie. En effet, l'apogée de la trajectoire du missile reste limité et rend possible l'utilisation des gouvernes sur pratiquement toute la trajectoire.

Les conditions de mise en œuvre sur le théâtre opérationnel imposent des spécifications d'ambiance thermique et mécanique sévères ; la mise au point du chargement a d'ailleurs rencontré quelques difficultés, l'isolane utilisée supportant mal les basses températures en présence d'humidité.

Le successeur du Pluton, l'Hadès, est un missile du même type, de 7,30 mètres de long, 540 mm de diamètre et de 1,55 tonne de masse totale. Son développement est lancé en 1982 et il se substitue au Pluton à partir de 1992. Il est mis en œuvre sur un lanceur semi-remorque banalisé et tous terrains qui emporte deux missiles, ce qui en limite le diamètre. Son déploiement n'est pas lié à la manœuvre des corps d'armée. Il offre une augmentation sensible de la portée, supérieure à 350 km, une meilleure discrétion, un durcissement électronique, une rapidité accrue de mise en œuvre et une réduction de la vulnérabilité des moyens de lancement, obtenue grâce à la possibilité d'éloignement de la zone des combats. Le propulseur, à structure métallique, est muni d'une tuyère fixe. Le pilotage est, comme pour le Pluton, réalisé par gouvernes aérodynamiques. Le développement s'est déroulé sans difficultés.

En juin 1996, la force Hadès installée à Thionville et au camp de Suippes quitte la posture opérationnelle avant dissolution et démantèlement des matériels.

Le missile ASMP (air-sol moyenne portée) aéroporté, missile supersonique très manœuvrant, à trajectoire variable, tiré à toute altitude et à grande distance de l'objectif, est un missile à vocation aussi bien stratégique que préstratégique. Son développement est décidé en 1978.

Il est propulsé par un statoréacteur issu des études de l'ONERA. Il s'agit d'un stato à chambre sans accroche flamme, ce qui permet d'utiliser la chambre de combustion comme chambre de combustion du propulseur d'accélération à poudre. Le missile, largué par l'avion, est porté en quelques secondes à une vitesse largement supersonique par le booster à poudre. La tuyère de l'accélérateur est ensuite expulsée et les entrées d'air ouvertes, ce qui permet la mise en route du statoréacteur. Cette solution conduit à une compacité maximale, indispensable pour tenir les spécifications d'encombrement imposées par l'emport sous avion.

Sa portée maximale supérieure à 300 km ainsi que l'étendue de son domaine de vol, de la basse altitude à plus de 15 000 mètres, confèrent à l'ASMP de remarquables capacités de pénétration.

Les plus graves difficultés rencontrées dans le développement du système de propulsion de l'ASMP ont concerné la mise au point du chargement de l'accélérateur et la résolution des problèmes de vibrations du statoréacteur en divers point du domaine de fonctionnement. Ces dernières difficultés n'ont d'ailleurs pu être surmontées que grâce aux possibilités offertes par l'électronique (capacités du calculateur de bord et du logiciel associé).

Dès 1986, l'ASMP équipait les Mirage de l'escadron de Mont-de-Marsan.

CHAPITRE 4

LA RÉALISATION DES PROGRAMMES DE MISSILES

LE PROGRAMME S 2

Le contexte du début des années 1960 et la genèse du programme

L'importance stratégique des systèmes d'armes nucléaires à base de missiles balistiques a été révélée au monde par les Soviétiques et les Américains à la fin des années 1950. Le général de Gaulle, en avril 1960, confirme la volonté de la France de se doter, à son tour, d'une force de frappe indépendante, en excluant toute coopération avec l'OTAN. L'acquisition des technologies nécessaires, tant pour les vecteurs que pour la tête nucléaire, doit donc s'appuyer sur les seules compétences nationales, ce qui constitue un très grand défi technique et industriel.

Les études conduites en 1961 et 1962 par la SEREB, sous l'autorité du Département engins de la DMA, d'une part, et par le CEA, d'autre part, permettent de préparer les choix majeurs à appliquer aux différentes composantes de la Force nucléaire stratégique (FNS), en particulier pour ce qui concerne le système sol-sol balistique stratégique (SSBS) : choix du type de propulsion du missile (liquide ou solide) et du déploiement (fixe ou mobile).

C'est l'annonce par le CEA de la faisabilité d'une charge nucléaire de 700 kg, au lieu des 1 000 kg prévus à l'origine, qui permet le dimensionnement raisonnable d'un missile à propulsion à poudre de 3 000 km de portée. La poudre présente sur le liquide de nombreux avantages liés à la souplesse d'emploi, à la facilité de stockage et à la sécurité de fonctionnement, et elle seule est acceptable pour les sous-marins.

En matière de déploiement, un large éventail de formules est étudié, allant du système mobile sur route au Sahara au système fixe en silos en métropole, en passant par les systèmes mobiles en métropole empruntant les routes, les voies ferrées ou les voies navigables. C'est finalement le déploiement en silos qui est retenu, du fait de sa moins grande difficulté de réalisation et du choix de cette solution par les Américains pour le missile Minuteman.

En mai 1963, le Conseil de défense décide des différentes phases de la mise sur pied de la FNS et lance définitivement le développement d'un programme SSBS de 20 à 30 missiles destiné à faire la soudure entre la première génération (Mirage IV) et la deuxième génération (MSBS), soit entre 1968 et 1972. Il s'agit en fait de sanctuariser le territoire national pour affirmer la volonté de la France de dissuader toute agression de ses intérêts vitaux.

Les objectifs du programme S 2

Principales spécifications opérationnelles du système S 2 :

- la portée, fixée à 3 000 km, est jugée suffisante pour atteindre l'essentiel des objectifs opérationnels, compte tenu des sites potentiels de déploiement des silos sélectionnés en métropole et en Corse ;
- le dimensionnement des infrastructures opérationnelles abritant les officiers de tir (postes de conduite de tir, ou PCT) et les missiles (silos) doit permettre leur tenue

aux effets de souffle et sismiques d'une bombe atomique de 1 Mt explosant à l'entrée des PCT ou à 500 m des silos ;

- la disponibilité de la totalité de la force SSBS doit être proche de 100 %, pour assurer la permanence de la riposte nucléaire sur ordre du président de la République.

Le missile SSBS, tiré de silo, doit être étudié en tronc commun avec le missile MSBS, tiré de sous-marin, ce qui, notamment, suppose un diamètre identique pour les propulseurs des deux programmes (diamètre fixé à 1 500 mm, compatible avec les tubes de lancement du sous-marin).

La date initialement visée pour la mise en service opérationnelle du SSBS est la fin de l'année 1968.

Les conditions de lancement du programme

Pour le missile, le savoir-faire disponible, à la fin de 1963, s'appuie essentiellement sur les résultats encourageants obtenus avec le programme des Études balistiques de base (EBB), engagé à la fin de 1959.

C'est ainsi que le vecteur retenu est composé de deux propulseurs en acier roulé soudé contenant chacun 10 tonnes de propergol (chargement en isolane moulé-collé), munis de quadrituyères orientables assurant le pilotage. Par ailleurs, le choix d'un système de guidage inertiel est rendu possible par l'expérience que les industriels français ont tirée de l'exploitation de licences acquises auprès d'industriels américains. Enfin, les conditions extrêmes, notamment de température, auxquelles les corps de rentrée et les tuyères du missile doivent être soumis rendent nécessaire l'emploi de matériaux composites, à base de fibre de silice ou de carbone, très performants, mais dont la texture et la technique de fabrication restent à maîtriser.

Pour les autres composants du système, il est fait appel, d'une manière générale, à des technologies nouvelles, à l'époque, en matière d'électronique et d'informatique.

Par exemple, les transmissions utilisent le principe de réflexion troposphérique pour les grandes distances et la technique des ondes de sol pour les courtes distances. Dans le domaine de l'emploi, des contrôles permanents sont effectués automatiquement entre les PCT et les silos.

Dès la fin de 1963, la recherche du site géographique de déploiement de l'infrastructure opérationnelle (silos et PCT) devient une préoccupation majeure. Les études s'orientent vers des zones situées en Corse et dans le sud-est de la France.

Les principaux critères devant guider le choix définitif sont d'ordre :

- humain : il faut une zone à aussi faible densité de population que possible ;
- géologique : il faut un sol homogène, facilitant l'ancrage des ouvrages et l'amortissement des ondes sismiques d'une éventuelle agression nucléaire adverse ;
- géographique : il faut une région au climat tempéré et pas trop accidentée pour permettre une mise en œuvre aisée du système (pour les transports notamment).

Après accord de la Commission mixte de sûreté chargée d'examiner les problèmes de sécurité liés aux armes nucléaires, le site du plateau d'Albion est retenu pour implanter trois unités de tir comportant chacune 9 missiles en silos reliés à un poste de conduite de tir.

Le SSBS représente un projet d'une envergure jamais réalisée en France. L'expérience des responsables, tant étatiques qu'industriels, dans le domaine de la

conception d'ensemble des systèmes balistiques et de la conduite de ce type de programme est presque inexistante. Le programme couvre en outre un ensemble de techniques nouvelles (missiles, transmissions, infrastructures opérationnelles) dans des domaines éloignés et dont l'association est également nouvelle. Il est finalement décidé, en prenant appui sur le programme EBB, de procéder en trois grandes étapes : des essais des propulseurs au banc, des essais en vol d'un monoétage actif (surmonté d'un deuxième étage inerte) pour tester la sortie de silo et le pilotage, et des essais en vol d'un biétage actif pour tester la séparation interétages, le guidage et la rentrée.

En 1963, c'est le Département engins de la DMA (créé en avril 1961) qui se voit confier la responsabilité du développement du système SSBS, en liaison étroite avec le CEA, responsable de la charge nucléaire. Ce département se transforme en Direction technique des engins (DTEn) en septembre 1965, sans grand changement d'attributions. Le Département engins, puis la Direction des engins, passent des contrats en régie avec la SEREB, considérée comme une société d'ingénierie, qui, après avoir réalisé les travaux d'analyse et de synthèse nécessaires, renvoie les tâches de réalisation à différents industriels choisis en raison de leurs compétences, avec l'accord de l'autorité de tutelle.

Cette procédure, combattue sans succès par les autorités de contrôle (en particulier la Commission des marchés), a permis de gérer avec efficacité le développement du programme SSBS, notamment dans sa première phase, lorsque les difficultés techniques ont été importantes.

La DTEn a toutefois traité directement avec un groupement d'entreprises retenu après un appel d'offres restreint pour la réalisation des silos (génie civil, blindage, mécanique, conditionnement, électricité, réseau incendie), la SEREB et le service du Génie jouant le rôle de conseillers techniques.

Le contrat forfaitaire comportait une tranche ferme et deux tranches conditionnelles, chacune assortie d'indemnités de retard et de dédit. Ce type de contrat, qui permet une négociation efficace des prix unitaires, compte tenu de l'engagement global des parties, a été redécouvert par la DGA au milieu des années 1990, du fait qu'il permet de réduire au maximum le coût des programmes.

En mai 1964, une décision interministérielle met en place le Comité Athéna, chargé de superviser la réalisation du programme SSBS en coordonnant l'action des différentes parties prenantes. Cette structure est constituée d'un Comité directeur, placé sous la présidence du délégué ministériel pour l'armement, et de deux groupes spécialisés présidés par le chef d'état-major de l'armée de l'Air (Groupe opérationnel) et le directeur du Département engins (Groupe technique).

Le déroulement réel du programme

Dès 1964, l'alourdissement du corps de rentrée muni de sa charge nucléaire et la moindre performance de l'impulsion spécifique des propergols conduit à une évolution de la définition du premier étage, dont la masse de poudre passe de 10 t à 16 t.

Comme les monoétages de 10 t (S 112) et les biétages de deux fois 10 t (S 01) sont déjà lancés en fabrication et que le propulseur de 16 t ne doit pas être disponible avant 1968, il est décidé de conserver les essais en vol S 112 et S 01 et de programmer ensuite suite les tirs d'un missile 16 t/10 t (S 02). Ce missile, en version opérationnelle, a une portée de 3 000 km environ. Sa longueur est de 14,8 m, son diamètre de 1,5 m et sa masse de 31,9 tonnes

D'octobre 1965 à novembre 1968, sur 15 tirs S 112 et S 01 exécutés, plus de la moitié sont des échecs. Les difficultés touchent essentiellement la propulsion (tuyères rotatives, protections thermiques) mais aussi le calculateur de guidage, le système de pilotage et la séparation des deux étages.

Le rôle de pilote de la mise au point des missiles balistiques français confié à la SEREB se révèle bien difficile. Les techniciens relèvent toutefois le défi en analysant les causes des défaillances et en apportant des solutions efficaces, au prix d'études et de qualifications complémentaires.

L'ultime étape expérimentale du développement du missile commence en décembre 1968 par le premier tir S 02 et permet, après douze essais, dont huit succès, de qualifier le missile S 2, qui devient opérationnel en août 1971.

Ces essais révélèrent néanmoins des défauts persistants des propulseurs, qui motivèrent un programme d'amélioration appelé « assainissement ». Deux tirs de développement complémentaires de missiles S 2 assainis (S 02 S) eurent lieu avec succès en février et mars 1973. Les propulseurs opérationnels livrés en version initiale furent remplacés par des propulseurs assainis. L'armée de l'Air effectua 7 tirs d'évaluation opérationnelle à partir du silo du Centre d'essais des Landes de décembre 1971 à mars 1977, dont cinq avec succès.

Le plateau d'Albion, choisi pour le déploiement du SSBS, est alors vierge de toute installation militaire : tout est à faire, depuis les études d'implantation précise des silos et des PCT, les acquisitions de terrains, la mise à niveau des différents réseaux (routes, EDF, téléphone, eau) jusqu'à la réalisation de l'ensemble des infrastructures militaires (silos, PCT, sites de transmission Vestale, base-support et cité pour les cadres).

En ce qui concerne l'infrastructure de conduite de tir et de lancement, les travaux de terrassement commencent en août 1966 et se déroulent sans interruption jusqu'au début de l'année 1972. Les principaux problèmes rencontrés concernent la découverte, en creusant les silos, d'avens ou de cheminées qui doivent être comblés et qui, quelquefois, obligent à déplacer l'ouvrage.

C'est ainsi que 18 silos et 2 PCT ont été construits, le gouvernement ayant ramené en 1968, pour des raisons budgétaires, de trois à deux le nombre des unités de tir constituant la force SSBS.

En 1965, le Comité Athéna est en mesure d'établir un calendrier détaillé et complet du développement du système SSBS, qui prévoit la mise en service opérationnelle des trois unités de tir en juillet 1969, avril 1970 et janvier 1971. Les difficultés rencontrées dans les essais en vol entre 1965 et 1968 et le changement de définition du premier étage (passage de 10 tonnes à 16 tonnes de propergol) ont pour conséquence un retard dans la qualification du missile qui se répercute sur la date de lancement en fabrication des missiles opérationnels.

Ce n'est qu'en août 1971 que la première unité de tir est constituée et déclarée opérationnelle et la deuxième suit en avril 1972, soit un glissement de deux ans par rapport aux les dates affichées par le Comité Athéna en 1965.

Au cours de la décennie de développement du système S 2 (1962-1972), l'organisation initialement mise en place subit de profondes évolutions pour faire face aux problèmes techniques et industriels auxquels les équipes de pionniers ont été confrontées.

Citons, du côté étatique, la création du Centre d'essais des Landes (CEL) et du Centre d'achèvement et d'essais de propulseurs pour engins (CAEPE) et la mise en place d'importants investissements à l'usine de Saint-Médard de la Direction des poudres (étude et fabrication des propergols composites) et au Laboratoire de recherches balistiques et aérodynamiques (LRBA) de Vernon (évaluation des matériels de guidage inertiel et essais en soufflerie).

Du côté industriel, c'est à une véritable restructuration de l'industrie des engins balistiques que l'on aboutit au début des années 1970, avec la création de la Société européenne de propulsion (SEP), de la Société nationale industrielle aéronautique et spatiale (SNIAS, puis Aérospatiale), de la Société nationale des poudres et explosifs (SNPE) et du Groupement pour les gros propulseurs à poudre (G2P).

LE PROGRAMME S 3

Le contexte

La France avait accédé en 1968 au thermonucléaire. Une première génération de missiles sol-sol balistiques stratégiques équipés d'une bombe à fission était opérationnelle depuis 1971 sur le plateau d'Albion, dans le Vaucluse. Cette composante était constituée de deux unités de tir comportant un poste de conduite de tir et 9 zones de lancement, comprenant chacune un missile S 2 enfoui dans un silo qui lui assurait les servitudes nécessaires et le protégeait en cas d'attaque du plateau. La durée de vie spécifiée de la première génération de missiles S 2 (environ 10 ans) était telle que les études d'amélioration de ce système commencèrent en 1969.

Depuis 1967, l'Union soviétique met en place un système de défense antimissiles balistiques pour protéger Moscou. Des radars d'alerte avancée sont implantés à la périphérie de l'URSS. Ils sont capables de détecter des ogives balistiques à des distances de l'ordre de 5 000 km. Ils sont associés à des missiles d'interception, les *Galosh*, dotés chacun d'une charge nucléaire : d'où la nécessité de concevoir des systèmes aptes à pénétrer cette défense et notamment capables de supporter les explosions nucléaires des *Galosh*.

Il est donc décidé, pour remplacer le missile S 2, d'adopter la tête thermonucléaire, de la durcir et d'améliorer la capacité de pénétration par l'emploi de leurres et de trajectoires diversifiées.

Les objectifs du programme S 3

Le missile doit être tous azimuts, d'une portée supérieure à 3 500 km. Sa pénétration doit être assurée face à une défense équipée d'intercepteurs à charge nucléaire. Le délai de réaction doit être très court et la disponibilité élevée. Les opérations de maintenance doivent être réduites par rapport au S 2. Le système doit résister aux agressions nucléaires ; en particulier, une zone de lancement doit être apte au tir après une explosion nucléaire proche.

La décision de lancer le programme S 3 est prise par le gouvernement en février 1973. La première unité de tir doit être opérationnelle au 2 juin 1980. L'accord DGA-Aérospatiale sur le coût de développement et le principe d'un intéressement aux coûts, délais et performances techniques est acquis à l'été 1973.

La mise en place du programme

Le choix de la configuration du missile fit l'objet de nombreuses études entre 1969 et 1973 ; un missile commun M 3/S 3 fut même envisagé pour remplacer les M 2 et S 2¹⁴. Finalement, il fut décidé, d'une part de moderniser le MSBS en dotant le M 2 d'une partie haute thermonucléaire équipée d'aides à la pénétration, sous l'appellation M 20, d'autre part de moderniser le S 2 en assainissant son premier étage et en reprenant le deuxième étage, la case et la partie haute du M 20.

En définitive, la configuration retenue apparaissait *a priori* peu ambitieuse :

- premier étage du S 2 à propulsion assainie ;
- second étage du M 20 ;
- case à équipements, module équipé de leurres, tête et coiffe du M 20.

En fait, pour des raisons de pérennité et d'adaptation de l'architecture de maintenance et de tir, une avionique nouvelle fut développée, ne reprenant du M 20 que le système de pilotage du second étage, la plate-forme inertielle, les piles et le séquenceur du module porte-leurres. Les structures du M 20 durent être adaptées à la phase d'éjection silo, en renforçant mécaniquement et thermiquement leurs tenues. Les leurres du M 20 furent remplacés par des leurres de type fausse ogive, plus volumineux, qui nécessitèrent une structure intermédiaire (rehausse) entre la case et le module.

En dehors des tirs de propulseur du 1^{er} étage, assaini par un meilleur choix de matériaux et une réduction du coefficient de chargement en propergol, il n'y eut pas à proprement parler de développement propulsion.

Une originalité du missile S 3 fut d'introduire un bus numérique de liaisons entre les équipements du missile et entre le calculateur embarqué et le sol. Cette architecture permit, en maintenance, de réaliser des contrôles fiables et de lever facilement le doute en cas de panne. Cette technique s'est, depuis, généralisée sur les systèmes balistiques et les lanceurs spatiaux. La plate-forme inertielle, bien qu'identique à celle du M 20, vit ses performances sensiblement améliorées grâce à des algorithmes embarqués de compensation des accéléromètres et gyromètres, prenant en compte les mesures effectuées sur ceux-ci en maintenance.

Une autre nouveauté, à l'origine de deux incidents en vol, fut l'introduction de chaînes de transmission pyrotechnique pour initialiser les dispositifs d'arrêt de combustion du second étage.

La définition du système S 3 a tenu compte d'un certain nombre de dysfonctionnements qui étaient apparus au cours de la vie du S 2 :

- le fait d'avoir un calculateur par silo, assurant à la fois le contrôle de la chaîne de tir et de la chaîne de maintenance, posait un problème de disponibilité, une panne de la chaîne de maintenance pouvant interdire le tir ;
- les opérations de maintenance préventive du système étaient trop lourdes ;
- le dépannage se faisait essentiellement au 1^{er} échelon, avec une documentation incomplète ou mal validée.

En conséquence, il fut décidé de n'avoir qu'un calculateur au PCT, avec toutes les informations retransmises depuis les ZL (zones de lancement) par transmissions filaires :

¹⁴ Il est à noter que le missile MSBS M 4, qui succéda au M 20, eut une spécification, jamais formalisée, demandant son aptitude à être déployé dans le système SSBS. Des études sommaires de compatibilité M 4 / Albion furent réalisées en 1976, puis abandonnées... reproposées en 1995 et définitivement abandonnées avec la décision de fermer Albion en 1996.

- la mise en œuvre de la chaîne de tir est faite dans le silo par un automate et utilise l'intelligence du calculateur embarqué du missile ;
- la mise en œuvre de la chaîne de maintenance missile est déportée dans un véhicule Ensemble mobile de contrôle (EMC) ;
- en fonctionnement opérationnel, les liaisons avec la chaîne de maintenance sont physiquement coupées par le commutateur de sécurité silo.

Le système ECIAC (Énergie, conditionnement, détection incendie, atmosphère, contrôle-commande) est rendu modulaire, de façon à réduire au minimum le dépannage sur site. Le 2^e échelon prend plus d'importance (atelier de contrôle des éléments déposés du site et soupçonnés d'être en panne).

Contrairement aux systèmes précédents, il fut prévu de développer et de qualifier directement la version opérationnelle du missile, la version expérimentale s'en déduisant par simple addition des chaînes de trajectographie, télémesure et sauvegarde. Huit tirs expérimentaux et un tir de synthèse furent prévus. Compte tenu de la similitude du missile avec les missiles S 2 et M 20, aucun essai destiné à valider, au sol, les phases de vol n'était prévu, à l'exception d'un essai d'une coiffe en ambiance silo.

Prévu en 1973 pour trois unités de tir (27 ZL et 3 PCT), dont deux unités transformées du S 2 et une unité nouvelle, le système fut réduit à l'été 1974 à deux unités de tir, celles du S 2. La transformation du S 2 au S 3 se ferait donc avec un fonctionnement réduit à une unité de tir.

La qualification du système incluant le missile, la zone de lancement et les moyens de transmission a été réalisée en grande partie sur un ensemble spécifique A 1 représentatif, implanté sur la base support. L'armée de l'Air a bénéficié d'un deuxième ensemble identique A 2, lui permettant de réaliser son instruction et sa formation.

Le calendrier prévu du développement était le suivant :

	Version initiale (1973)	Version après abandon de la 3 ^e unité de tir (1974)
1 ^{er} tir en vol	1 ^{er} décembre 1976	1 ^{er} décembre 1976
Tir de synthèse	1 ^{er} mars 1979	1 ^{er} mars 1979
Prise d'alerte de la 1 ^{re} unité de tir	1 ^{er} février 1980	1 ^{er} juin 1980
Prise d'alerte de la 2 ^e unité de tir	1 ^{er} décembre 1980	1 ^{er} avril 1982

Par rapport à la première génération M 1 et S 2, le programme S 3 a introduit certains éléments de la démarche qualité, en particulier la spécification technique de besoin, l'examen de l'architecture et la gestion rigoureuse des dossiers de définition et le formalisme de qualification. D'autres progrès de méthode furent réalisés à l'occasion des programmes suivants, M 4 et Hadès.

Le programme d'ensemble SSBS obéit à une charte Athéna, qui définit les rôles et responsabilités des différents acteurs. Pour la première fois, pour le S 3, le CEA est responsable de la tête nucléaire et non plus seulement de la charge. La DTEn, elle, est responsable du programme d'ensemble. Pour mieux maîtriser sur le site d'Albion la transformation S 2/S 3, elle a créé localement, à Apt, une antenne qui a été maintenue à l'issue de la transformation, à des fins de suivi du fonctionnement du système opérationnel.

Aérospatiale (SNIAS à l'époque) est le maître d'œuvre industriel du missile, du système sol et des transmissions. Le G2P est le maître d'œuvre propulsion et contracte directement avec la DTEn.

Pour la première fois sur un programme de cette ampleur, une convention d'intéressement aux coûts, délais et performances fut mise en place. L'intéressement permettait, par rapport à la régie, de pénaliser l'industriel si le coût réel dépassait le coût estimé, et inversement de le récompenser si le coût réel était inférieur au coût initial. Ce système a permis à la DTEn d'accepter le coût de référence du programme, évalué par Aérospatiale, mais qu'elle jugeait trop bas, donc susceptible de conduire à des dépassements de budget.

La convention prévoyait des primes et des pénalités attachées au respect d'exigences techniques ou calendaires importantes, dont la réussite des vols. Elle comportait aussi une clause incitant la SNIAS à faire le plus large appel à la sous-traitance. La SNIAS était de création récente et la conjoncture médiocre pour l'industrie aéronautique. La DGA craignait de ce fait que la société ne se réserve la plus grande part des tâches industrielles au détriment de ses sous-traitants habituels.

Consciente des difficultés rencontrées lors de la mise en service du S 2, la DTEn a encouragé la mise en place d'une équipe de marque de l'armée de l'Air auprès du maître d'œuvre industriel, pour préparer la documentation et la validation des procédures opératoires. Cette équipe a travaillé d'abord aux Mureaux, puis à Apt, sur les sites d'expérimentation. Elle devait également constituer le noyau de l'équipe d'instruction de l'armée de l'Air.

Le déroulement réel du programme.

Les choix techniques d'architecture système furent des choix judicieux :

- automate de tir simple dans le silo ;
- ensemble mobile de contrôle dédié à la maintenance ;
- logiciel de maintenance en langage évolué ;
- bus numérique, embarqué dans le missile et assurant la liaison avec le sol ;
- calculateur embarqué de 8 Ko avec virgule flottante ;
- loi de guidage explicite ne nécessitant pas de préparation de tir.

Le seul choix regrettable a été celui de la chaîne d'initiation des dispositifs d'arrêt de poussée du vecteur, qui a été choisie en technologie pyrotechnique avec chaînes de transmission et raccords, plutôt qu'électro-pyrotechnique, comme sur le M 20. Cette chaîne s'est avérée délicate en mise au point (un incident en vol) et en phase d'utilisation (un incident en tir d'exercice). En fait, cette technologie n'était pas prête pour le programme S 3 et a acquis sa maturité pour Ariane et M 4.

Si les effets mécaniques des explosions nucléaires étaient bien connus au lancement du programme, les effets électromagnétiques et radioactifs l'étaient beaucoup moins. Il fallut constater, en 1976, que la définition du missile devrait être modifiée (blindage des câbles, métallisation des surfaces diélectriques, blindage anti-x des équipements sensibles...). La modification fut instruite, validée et appliquée, sans remettre en cause la livraison des vecteurs de la première unité de tir.

Le système sol est caractérisé par un vaste déploiement géographique, des lignes de transport d'énergie très longues, donc susceptibles d'être parasitées à très haut niveau par l'impulsion électromagnétique (IEM) engendrée par une explosion nucléaire. Jusqu'en 1978, ces phénomènes étaient méconnus pour le dimensionnement des installations au sol. Un vaste programme d'étude de protection des installations sol à la menace IEM fut alors mené, mais l'ampleur des modifications néces-

saires ne permit pas de les intégrer dans le calendrier de réalisation de la première unité de tir. Il fut donc décidé de réaliser la première unité de tir non durcie (à l'exception des missiles), d'étudier et de valider sur l'ensemble constructeur A 1 ZL/PCT les modifications nécessaires, puis de les appliquer directement à la deuxième unité de tir et enfin de remettre à niveau la première unité de tir.

Les spécifications opérationnelles du système ont été atteintes et même dépassées. Les performances mesurées (disponibilité, temps de réaction, durcissement électromagnétique) furent excellentes. Les performances du missile furent également meilleures que celles spécifiées ; toutefois, les essais de validation du durcissement furent réduits, la DTEn ayant donné la priorité budgétaire à l'application des modifications nécessaires au durcissement, plutôt qu'à leur validation.

La diversité des trajectoires, la validation de la tête nucléaire et des fausses ogives ont justifié un programme d'essais comportant huit vols expérimentaux et un tir de synthèse.

La réussite des essais en vol fut jugée bonne à l'époque, car en progrès par rapport à la génération précédente. Sur ces neuf vols, six furent des succès. Un engin fut détruit de façon intempestive par le champ de tir, un autre tomba en panne de façon cataleptique par défaillance d'un composant (horloge du calculateur embarqué), un dernier ne mit pas correctement à poste la tête en raison d'un dysfonctionnement partiel de la chaîne d'initiation des dispositifs d'arrêt de poussée.

Ce bilan mitigé est comparable à celui des tirs M 20. Dans les programmes suivants, M 4 et Hadès, le pourcentage de réussite des essais en vols fut très supérieur.

Malgré l'introduction du durcissement du missile en cours de développement et un délai réduit entre le premier vol et la mise en service de la première unité de tir, le passage en phase série ne présenta pas de difficultés particulières, les fabrications des propulseurs et des structures principales étant déjà rodées par les programmes S 2 et M 20.

Le maintien en condition opérationnelle ne posa pas de problèmes majeurs. La disponibilité du système fut toujours excellente et il n'y eut qu'un seul échec sur les 11 tirs d'exercice.

L'expérience du S 2 avait conduit à renforcer le rôle du détachement industriel sur site, comprenant l'Aérospatiale et ses principaux sous-traitants. Il y eut des tentatives pour réduire le rôle de ce détachement, mais les études effectuées conclurent à l'absence d'économies susceptibles d'être engendrées par un transfert des activités industrielles vers l'armée de l'Air.

L'étude du remplacement du système S 3 par le système S X, puis S 45, fut abandonnée en 1991. La mise en place du M 5 à Albion fut envisagée, puis, avec le recul du M 5, l'idée d'y placer temporairement des missiles M 45 jusqu'en 2005 fut avancée. Dans cette optique, des travaux de prolongation de la vie du système S 3 ont été réalisés. Grâce à certaines rénovations ou validations d'augmentation de durée de vie des matériels, le système S 3, initialement conçu pour fonctionner de 1980 à 1996, était apte à fonctionner jusqu'en 2005 quand la décision de démanteler le plateau d'Albion fut prise, en 1996.

Ce démantèlement fut conduit avec la même rigueur que les chantiers d'installation des unités de tir et de mise en place des missiles. La fin d'alerte du système S 3 eut lieu le 16 septembre 1996 et autorisa le début de la phase de démantèlement, qui dura environ deux ans.

	Prévision initiale, puis après abandon de la 3 ^e unité de tir	Réalisé
1 ^{er} tir en vol	1 ^{er} décembre 1976	3 décembre 1976
Tir de synthèse	1 ^{er} mars 1979	16 juillet 1979
Mise en service		
1 ^{re} unité de tir	1 ^{er} février 1980, puis 1 ^{er} juin 1980	1 ^{er} juin 1980 en version non durcie, puis 21 septembre 1984 en version durcie
2 ^e unité de tir	1 ^{er} décembre 1980, puis 1 ^{er} avril 1982	31 décembre 1982 en version durcie
3 ^e unité de tir	1 ^{er} février 1982, puis abandonnée	

La démarche qualité fut appliquée rigoureusement. Les spécifications furent rédigées en terme de besoin, le chef de programme y veillant tout particulièrement. Un formalisme un peu lourd pour nos industriels fut appliqué dans l'architecture des dossiers de définition et la gestion de la définition, ce qui était justifié pour les matériels de la chaîne de tir ou participant à la sûreté nucléaire, mais bien moins pour certains matériels de servitudes.

L'organisation mise en place (équipe programme DTEn, équipe projet de l'Aérospatiale, équipe de marque de l'armée de l'Air, antenne DTEn et détachement Aérospatiale à Apt) a très bien fonctionné, avec un climat de confiance et d'estime réciproque.

Un soutien logistique intégré a réellement été mis en place, grâce à l'expérience acquise avec le fonctionnement du système S 2 et à la prise en compte de tous les aspects de validation des procédures, documentation et rechange, dès le début de la conception et avec la participation de l'équipe de marque.

La mise en place d'un mécanisme d'intéressement aux coûts, délais et performances a permis de clarifier les exigences initiales, de gérer rigoureusement les évolutions, de jalonner le programme d'objectifs primables ou pénalisables et d'inciter toutes les équipes à réduire les dépenses inutiles.

Globalement, le maximum d'intéressement au coût a été obtenu et la plupart des objectifs ont été primés. Le résultat final réservait à l'Aérospatiale une marge totale que l'administration (DGA et DTEn) a jugée excessive. Une part de la marge provenait de la clause d'intéressement à la sous-traitance. Un accord amiable intervint entre l'administration et l'Aérospatiale pour limiter la marge à une valeur inférieure à celle résultant de l'application brute des clauses du marché.

Pour les programmes suivants, M 4 et Hadès, la formule des marchés avec intéressement a été reprise, mais avec des clauses limitant les marges en cas d'écart très importants entre les résultats et les objectifs initiaux, de telle sorte que le règlement final ne donna pas lieu à litiges.

Bilan et enseignements

Né difficilement dans les années 1970-1973, le système S 3 a connu un développement et un fonctionnement jugé très satisfaisants par le client, l'utilisateur et le maître d'œuvre industriel.

Le durcissement du système sol, introduit en cours de développement, a été réalisé d'une manière extrêmement efficace. Il a induit un retard sensible, mais justifié. La qualité des installations a permis au système, initialement prévu pour une fin de vie en 1996, d'espérer une fin de vie en 2005 permettant au plateau d'Albion d'accueillir le missile M 45.

Ce système a souffert d'un manque de soutien politique ayant entraîné la réduction du nombre d'unités de tir en 1974, l'arrêt du système S 45 en 1991, puis l'annonce en 1995 de l'étude de l'abandon de cette composante. Cette annonce a accompagné celle de la reprise des essais nucléaires.

Le système SSBS est le système le plus complet dont la Direction des engins ait été chargée et dont la Division balistique de l'Aérospatiale ait assuré la maîtrise.

LE PROGRAMME M 1

Le contexte

Le développement du système M 1 fut lancé officiellement le 2 mai 1963 par une décision du Conseil de défense relative à la constitution de la Force nucléaire stratégique. Cette décision, d'une importance capitale, était la conclusion d'une réflexion de plus de trois ans sur les systèmes d'armes qui devaient constituer la force de frappe française. La décision qualifiait les sous-marins nucléaires lanceurs d'engins de deuxième génération de la force nucléaire, la première étant constituée des avions Mirage IV A porteurs de bombes nucléaires. La composante constituée de missiles sol-sol balistiques stratégiques en silos était destinée à assurer la soudure entre les deux générations précitées. Le rôle principal était ainsi clairement attribué à terme à la composante sous-marine de la force.

À cette époque, les États-Unis et l'Union soviétique avaient engagé une course effrénée aux armements stratégiques offensifs. L'effort portait sur les trois branches de la triade : missiles balistiques lancés de sous-marins, missiles balistiques lancés de silos, bombardiers. Les États-Unis privilégiaient légèrement la composante sous-marine, alors qu'en Union soviétique, la priorité était donnée aux missiles balistiques lancés de silos. Quant à la Grande-Bretagne, elle avait renoncé à concevoir et fabriquer des missiles balistiques ; sa force de dissuasion, limitée à la seule composante navale, devait être équipée de missiles Polaris A 3 achetés aux États-Unis.

Le choix de la France se révéla tout à fait judicieux, au plan opérationnel comme au plan politique. C'était, toutefois, un pari sur la capacité des différents organismes étatiques et industriels concernés, non seulement de relever les nombreux défis techniques relatifs à leur propre domaine, mais aussi de maîtriser les multiples interfaces entre les composantes qui formaient le plus complexe système d'arme jamais entrepris en France.

Le CEA n'était pas encore parvenu à mettre au point la charge thermonucléaire (il fallut attendre 1968), mais, avec une puissance de 500 kt, la bombe à fission dopée destinée au M 1 était compatible avec les objectifs de dissuasion.

Les objectifs

Face à la nouveauté du projet, les principales spécifications opérationnelles étaient exprimées sous forme de souhaits, plutôt que sous forme d'exigences à respecter impérativement :

- la portée maximale : une valeur proche de 2 500 km était souhaitée ;
- une précision : compatible avec une politique anti-cités ;
- le domaine de tir : compatible avec la vitesse et la plage d'évolution de l'immersion du sous-marin pendant la salve et en présence de très fortes houles ;
- les zones de lancement : le lancement devait pouvoir être effectué à partir de n'importe quel point compatible avec les performances du missile et le choix des objectifs.

La date pour la première patrouille opérationnelle était fixée au début de 1970.

La mise en place du programme

La fin des années 1950 et le début des années 1960 virent une évolution très rapide des technologies balistiques aux États-Unis. Cette évolution faisait l'objet d'une certaine publicité dans la littérature technique. Certes, les informations fournies ne permettaient ni de dimensionner, ni de fabriquer, mais elles indiquaient qu'une solution technique nouvelle, beaucoup plus performante, existait.

Le système M1 profita au mieux de cette situation et fut en général doté des technologies les plus modernes, même si beaucoup n'étaient pas encore qualifiées lors de son lancement.

Les dimensions et la masse du missile furent imposées par le sous-marin : longueur légèrement inférieure à 11 mètres, diamètre d'1,50 mètre, masse inférieure à 18 tonnes. L'objectif de portée conduisit naturellement à retenir une architecture biétage.

Le missile M1 ne comprenait pas de coiffe, le corps de rentrée, chargé de la protection thermique de la charge à la rentrée, assurant également cette fonction pendant la phase propulsée, beaucoup moins sévère. À quelques rares exceptions près, les équipements électroniques furent rassemblés dans la case à équipements.

Après un long débat, la propulsion solide fut retenue pour tous les missiles balistiques français ; la décision de déployer des missiles sur sous-marins fut un élément décisif dans ce choix.

Le propulseur du premier étage, dérivé de celui du deuxième étage du SSBS, avait une structure en acier, quatre tuyères rotatives et une masse de propergol de 10 tonnes. Les mêmes technologies étaient utilisées sur le propulseur du véhicule d'essai VE 11 des études de base, mais à échelle réduite (diamètre 800 mm et masse de propergol de 2,5 tonnes environ)

Le propulseur du deuxième étage emportait quatre tonnes de propergol. Il était d'une conception plus avancée : structure en fil de verre bobiné, monotuyère fixe avec déviation du jet par injection de fréon. La technologie de structure en fil de verre bobiné avait été validée, toujours à échelle réduite, sur le dernier étage du lanceur Diamant (étage spinné, non piloté).

Conformément aux choix faits très tôt pour les missiles balistiques français, le guidage et le pilotage utilisaient une centrale inertielle à trois cardans extérieurs, dont le

cœur est équipé de trois gyros flottants et de trois accéléromètres pendulaires. Le calculateur retenu pour le M 1 était un calculateur digital, beaucoup plus performant et beaucoup plus souple d'emploi que celui utilisé sur les EBB et sur le SSBS (dont l'adoption avait été un temps envisagée). Ce choix intervint dès juillet 1964. Le calculateur digital, dont l'étude était confiée à l'Électronique Marcel Dassault, s'intégrait beaucoup mieux dans l'architecture électronique du missile et de son système de mise en œuvre à bord des sous-marins.

Les trajectoires étaient toutes voisines de l'énergie minimum. L'ajustement à la portée était défini par l'arrêt de la combustion du 2^e étage, obtenu par l'ouverture de six orifices, appelés dispositifs d'arrêt de poussée (DAP), disposés à l'avant du propulseur.

Un pilotage analogique fut retenu, les capacités des calculateurs n'étant pas compatibles avec un pilotage digital. Le missile M 1, dépourvu d'empennages, était très instable et son pilotage présentait certaines difficultés ; il imposait des exigences sévères sur les servo-gouvernes du premier étage. Le pilotage d'un missile instable au plan aérodynamique fut validé en vol à travers les essais de quatre véhicules mono étages 111 CI du programme d'études balistiques de base EBB, réalisés en 1964.

Le corps de rentrée, de forme tronconique, utilisait un écran thermique de type ablatif, technologie récente et très efficace. Le choix de cette forme intervint également tôt dans le programme, en 1965, après l'abandon de la forme cylindroconique des corps de rentrée SSBS, initialement prévue pour le M 1. Ce choix, qu'une meilleure connaissance de la charge nucléaire rendait possible, permettait un gain de masse et des vitesses de traversée dans l'atmosphère à la rentrée plus élevées.

Le missile, accompagné de ses tapis amortisseurs, était chassé de son tube au moyen d'une chasse à air comprimé, puis allumé au-dessus de l'eau. Pour des raisons de sécurité du sous-marin, aucune barrière de sécurité pyrotechnique n'était levée avant la sortie du tube de lancement.

La mise en œuvre et les contrôles des missiles avant lancement et en maintenance, ainsi que la conduite de la salve, étaient entièrement automatiques. Ce choix, particulièrement important au plan opérationnel, représentait une première en France.

Le choix des calculateurs de mise en œuvre des systèmes d'armes à bord des sous-marins nucléaires fut fait dès l'automne 1963, afin de pouvoir équiper en temps voulu *Le Gymnote*. Une des missions principales de ce sous-marin expérimental, mis sur cale en 1962 et équipé de deux tubes de lance-missiles complets, était la mise au point globale du système d'arme et l'expérimentation du tir des missiles en plongée. Le calculateur choisi fut le Ramo-Woolridge 133, construit sous licence par la CII. Un ensemble de calcul et de matériels périphériques semblable aux installations de bord fut réuni dans l'établissement de la CSF à Issy-les-Moulineaux pour la mise au point du système et des logiciels complexes de contrôle et de tir des missiles. Cet ensemble fut ensuite transféré dans les locaux de la SNIAS, aux Mureaux, et utilisé durant toute la vie opérationnelle du système M 1 afin d'en valider les évolutions.

Le site de l'île Longue, situé dans la presqu'île de Crozon, à l'intérieur de la rade de Brest, avait été retenu pour accueillir les SNLE en service opérationnel, ainsi que les installations de stockage, de maintenance, de préparation et d'embarquement des missiles.

La préparation et l'assemblage des missiles M 1 se font entièrement à l'horizontale. Comme à bord des SNLE, les contrôles fonctionnels sont automatiques. Les calculateurs étaient non militarisés et de capacité inférieure à celle des calculateurs de bord. Ils n'avaient que des fonctions de contrôle.

La mise au point par la SEREB des procédures (logiciels et listes d'opérations) de préparation des missiles à terre ainsi que la formation initiale des personnels de la pyrotechnie de l'île Longue furent réalisées dans un atelier prototype implanté au CAEPE, en Gironde.

Les grands traits de la logique et du calendrier de développement étaient :

- une démarche très analytique et très progressive ;
- un volume important d'essais au sol, généralement complexes, pour étudier globalement certaines phases de vol : chasse, trajet dans le tube de lancement, trajet sous-marin, séparation 1^{er}/2^e étage, essais d'étages propulsifs complets, essais de pilotage avec éléments réels et simulation analogique, puis digitale, du mouvement du missile, etc. Parmi ces essais, il convient de souligner l'importance et la spécificité des essais d'éjection du tube de lancement, de traversée et de sortie d'eau. Ils comprenaient des essais sur modèles au 1/9^e effectués dans un laboratoire d'hydrodynamique à Grenoble et des essais à l'échelle 1 effectués à Toulon, à partir d'un caisson sous-marin ou du sous-marin *Le Gymnote*. Ces derniers essais furent prolongés par des essais en vol de missiles monoétages tirés tant du caisson que du *Gymnote*.
- un recours très important aux essais en vol, en particulier à partir du sous-marin expérimental *Le Gymnote*.

La démarche analytique et progressive était imposée par la très grande nouveauté du projet, ainsi que par l'arrivée progressive des différents éléments du système dans leur définition opérationnelle. Cet étalement était la conséquence de la décision de faire bénéficier le M 1 des technologies les plus récentes. Il eût été très risqué d'attendre de disposer de l'élément le plus tardif pour engager les essais en vol.

Quatre séries d'essais en vol furent planifiées.

La première série comprend douze essais de missiles expérimentaux monoétages M 112 et M 011, destinés principalement à l'étude et la mise au point du contrôle automatique, de la phase d'éjection, du trajet sous-marin et du vol du 1^{er} étage. Deux essais sont prévus à partir d'un socle, six à partir d'un caisson sous-marin (4 M 112 et 2 M 011) et quatre à partir du *Gymnote*. Le M 011 diffère du M 112 par le propulseur, le M 011 étant équipé du propulseur opérationnel 904.

La seconde série comprend quatre essais de missiles biétages M 012, tirés à partir d'un socle installé au Centre d'essais des Landes (CEL). Les objectifs principaux sont la qualification en vol du deuxième étage et du corps de rentrée. Les deux premiers (M 012 A) étaient munis d'un corps de rentrée de type SSBS et les deux derniers (M 012 B) d'un corps de rentrée de type M 1.

La troisième série comprend huit essais de missiles biétages M 013 V, lancés à partir du *Gymnote* et équipés du calculateur et de la centrale inertielle opérationnels. L'objectif est la qualification du missile dans une configuration à peu près définitive, ainsi que sa mise en œuvre à partir de sous-marin.

La dernière série comprend huit essais de missiles biétages M 013 C, lancés à partir du *Gymnote*. L'objectif principal est la qualification en vol des équipements de la charge nucléaire ; un objectif secondaire, mais important, est de qualifier les iné-

vitables modifications apportées en cours de développement au missile et à sa mise en œuvre.

Au total sont prévus les essais de douze missiles expérimentaux monoétages et de vingt missiles expérimentaux biétages, auxquels il faut ajouter deux missiles d'exercice (missiles opérationnels munis de télémètres légers et d'une tête d'exercice à la place de la tête nucléaire) lancés à partir du SNLE *Le Redoutable*. Ces nombres peuvent aujourd'hui paraître importants, mais il faut tenir compte de la complexité et de la nouveauté du programme, ainsi que de la faiblesse des outils de modélisation théorique. Ils doivent plutôt être comparés aux 57 essais en vol réalisés pour le développement du Polaris A1.

La complexité du programme et, surtout, le nombre et l'importance des intervenants relevant d'autorités différentes, étaient incompatibles avec une organisation traditionnelle. L'organisation Cœlacanthe, créée à cette occasion, était structurée autour du programme, selon les deux volets, opérationnel et technique, dirigés respectivement par l'amiral et le maître-d'œuvre principal Cœlacanthe. Dans le cadre de l'organisation Cœlacanthe, le programme d'ensemble était organisé autour de quatre programmes :

- le programme navire, sous la responsabilité de la Direction des constructions navales, financé par des crédits Marine. Le réacteur nucléaire, partie du programme navire, placé sous la responsabilité du CEA (Département propulsion navale), était financé à la fois par des crédits CEA transférés de la Défense et par des crédits Marine ;
- le programme infrastructure (DCN de Cherbourg, installations militaires et industrielles de Brest, transmissions notamment) sous la responsabilité de la Direction des constructions navales et des travaux maritimes, financé par des crédits Marine ;
- le programme charge nucléaire, sous la responsabilité du CEA (Direction des applications militaires), financé par des crédits CEA transférés de la Défense ;
- le programme missile, comprenant le missile proprement dit ainsi que sa mise en œuvre à la base maritime et à bord du SNLE (y compris certains moyens d'instruction des personnels militaires), sous la responsabilité du Département engins puis de la Direction technique des engins (DTEn), financés sur crédits engins.

Au sein de l'organisation Cœlacanthe, les responsables étatiques des divers programmes, coordonnés par le maître d'œuvre principal, exerçaient des fonctions de maîtres d'œuvre. À partir du début des années 1970, après l'achèvement du programme M 1, une distinction plus claire fut établie entre les rôles de maître d'ouvrage (direction de programme) et de maître d'œuvre industriel. Par tradition, l'appellation de maître d'œuvre principal Cœlacanthe fut néanmoins longtemps conservée.

Pour la réalisation du programme missile, la SEREB était mandataire de l'État. Elle assurait sur contrats annuels en dépenses contrôlées, assez globaux, passés par le Département engins, puis par la DTEn, un rôle de maître d'œuvre d'ensemble – au sens actuel du terme – et de service technique vis-à-vis de ses multiples coopérateurs. Elle avait des relations directes avec les autres organismes industriels du programme Cœlacanthe (DCN et CEA), notamment pour instruire tous les problèmes d'interfaces concernant aussi bien la définition technique que les essais ou les fournitures. Dans les groupes techniques de l'organisation Cœlacanthe proprement dite, elle assistait les représentants de la DTEn.

Les rapports entre la SEREB et la DTEn, créée en 1965 en remplacement du Département engins, évoluèrent tout au long du développement du M 1 dans le sens d'une reprise progressive des fonctions étatiques par la DTEn. Finalement, la création de la SNIAS, le 1^{er} janvier 1970, mit fin à une situation devenue difficilement gérable, en permettant de mettre en place une organisation claire et efficace autour des notions de maîtrise d'ouvrage (DTEn) et de maîtrise d'œuvre industrielle (SNIAS pour le système et le G2P, groupement d'intérêt économique entre la SEP et la SNPE pour la propulsion).

La maîtrise d'œuvre effective était assurée par la SEREB. Elle effectuait la totalité de ce qu'on appelle les « activités système » :

- les études d'ensemble ;
- l'optimisation d'ensemble et les grands choix techniques ;
- l'élaboration de la logique et du calendrier de développement ;
- la rédaction des clauses et spécifications techniques des différents matériels ;
- l'exécution des grands essais au sol et des essais en vol ;
- la livraison à l'utilisateur des installations de préparation des missiles de la base maritime, ainsi que des procédures et logiciels associés ;
- la livraison des installations de mise en œuvre des missiles à bord du premier SNLE, ainsi que des logiciels de maintenance et de conduite de tir ;
- la documentation et les matériels d'instruction.

Durant le programme de développement, certains sous-ensembles des missiles expérimentaux firent l'objet de contrats forfaitaires passés directement par la DTEn aux industriels fabricants (pour les propulseurs notamment).

Les fournitures des sous-ensembles des missiles de série et les lots de rechanges firent l'objet de marchés forfaitaires passés la DTEn sans l'intermédiaire de la SEREB, mais sur des spécifications techniques établies par elle. Ainsi, l'établissement de Cannes de Sud-Aviation fut chargé de cordonner la fourniture des sous-ensembles des missiles, propulseurs et équipements de guidage exclus.

Les principaux coopérants étaient :

- Sud-Aviation pour le deuxième étage propulsif, la case à équipements, le corps de rentrée, la structure en roving¹⁵ du propulseur du deuxième étage ;
- Nord-Aviation pour le premier étage propulsif ;
- la SEPR, qui entra dans la SEP en 1969, pour les tuyères, ainsi que le dispositif de pilotage par injection du deuxième étage ;
- le Service des poudres, puis la SNPE, pour les blocs de propergol ;
- la SAGEM pour la centrale inertielle ;
- Électronique Marcel Dassault pour le calculateur de bord ;
- Air Équipement pour les groupes hydrauliques ;
- la CII pour l'électronique de mise en œuvre.

Le déroulement réel du programme

Les choix techniques initiaux se révélèrent judicieux : aucun ne fut remis en cause au cours du développement. La seule réserve concerne les piles de puissance du premier étage, chargées d'alimenter le groupe motopompe des servo-gouvernes. Le circuit d'amorçage indépendant à air comprimé fut une source de difficultés, sur le M 1 d'abord, sur le M 2 et le M 20 ensuite. Cette technique fut abandonnée pour le M 4.

¹⁵ Fil de verre bobiné et résine

Toutes les spécifications opérationnelles furent respectées, à une exception importante près : la portée maximale ne dépassa pas 2 450 km, valeur un peu inférieure aux 2 500 km souhaités au début de programme. Il est surtout apparu rapidement que cette portée limitait très sévèrement l'étendue des zones de patrouilles eu égard aux objectifs assignés à la force. De ce fait, la Marine demanda dès 1968, bien avant la mise en service du M 1, que la portée du missile soit rapidement augmentée jusqu'à 3 000 km, ce qui fut fait avec le programme d'amélioration M 2 : cela explique que seuls les deux premiers SNLE aient été équipés de missiles M 1 jusqu'à leur premier grand carénage.

Le tableau ci-dessous résume les résultats des essais en vol

	Total	Succès	Échecs
Monoétage	12	9	3
M 012 Socle du CEL	4	2	2
M 013 V <i>Le Gymnote</i>	7 ¹⁶	5	2
M 013 C <i>Le Gymnote</i>	8	6	2
M 1 E <i>Le Redoutable</i>	2	2	0
Total	33	24	9

Le taux moyen de succès est de 73 %, performance tout à fait respectable pour un premier système opérationnel, particulièrement complexe. À titre indicatif, le taux de réussite des essais en vol de la phase de développement du Polaris A1 fut de 51 %. Le niveau de risque pris sur le Polaris A1 était, toutefois, beaucoup plus élevé, puisque les 57 tirs eurent lieu en seulement deux ans et deux mois, alors que les 33 tirs du programme M 1 s'étalèrent sur cinq ans ; en outre, le programme Polaris A1 dut défricher tous les domaines techniques.

Les causes des neuf échecs en vol se répartissent ainsi :

Propulsion	2
Équipements ou câblage	3
Qualification incomplète	1
Incompatibilité électromagnétique	1
Erreur de procédures	2

Contrairement au S 2, le programme M 1 fut assez peu perturbé par les échecs de propulsion. Au moins quatre échecs, soit presque la moitié, ont pour cause une insuffisante rigueur dans les qualifications au sol ou les procédures.

Lors du passage à la production de série, aucune difficulté significative ne fut rencontrée. Le premier missile opérationnel fut livré à la base maritime au début de 1970. Au total, environ 40 missiles M 1 furent livrés entre 1970 et 1972, pour armer *Le Redoutable* jusqu'en août 1974 et *Le Terrible* jusqu'en avril 1976.

¹⁶ Les résultats techniques attendus ayant été obtenus à l'issue des sept premiers tirs, le 8^e fut annulé.

Avec une disponibilité mesurée de 83 %, le résultat de la première patrouille opérationnelle peut être considéré comme satisfaisant. Grâce à une analyse approfondie et systématique des mesures effectuées lors des opérations de préparation et de maintenance des missiles et des installations ou lors des simulations de lancement (lancements fictifs), le système fut rapidement « déverminé » et, en moins de deux ans, la disponibilité atteignit des valeurs de l'ordre de 95 % à 98 %. Malheureusement, les quelques opérations irréversibles de la séquence de tir ne peuvent être surveillées et des défauts, dus à une mise au point insuffisante ou à des pannes non détectées, apparurent à plusieurs reprises lors des tirs d'exercice ; ils tempèrent un peu les excellents chiffres de la disponibilité mesurée par les lancements simulés. Par ailleurs, les centrales inertielles étaient le siège de pannes à caractère aléatoire, d'autant plus difficiles à localiser que les logiciels de mise en œuvre n'offraient pas toutes les garanties.

Globalement, malgré les quelques réserves précédentes, le bon déroulement des patrouilles opérationnelles, ainsi que la réussite des tirs d'exercice (6 succès sur 7 tirs), démontrent que la France avait réussi, en une dizaine d'années, à développer, mettre en service et exploiter le système d'arme le plus complexe et le plus redoutable qui soit. À ce jour, seuls les États-Unis, la Russie et la France y sont parvenus.

Quatre types de difficultés furent rencontrés au cours du développement.

Premièrement, les pannes de matériels électroniques furent assez nombreuses, même si elles ne furent la cause que d'un ou deux échecs en vol. Le volume de rechanges était dimensionné en conséquence. Quant à la compatibilité électromagnétique, elle n'était pas traitée de manière systématique, ni au plan de la conception, ni au plan de la validation.

Deuxièmement, le processus de qualification de certains types de matériels, les propulseurs en particulier, ne permettait pas toujours de dégager les marges nécessaires à une bonne fiabilité. La méconnaissance ou la faiblesse des marges limitaient en outre à un petit nombre d'années la durée de vie des propulseurs et entraînait de coûteux renouvellements.

Troisièmement, les logiciels de contrôle automatique, d'alignement de la centrale inertielle et de séquence de tir furent la source de nombreuses perturbations au cours du développement. Les causes en sont multiples : absence d'expérience dans un domaine entièrement nouveau, multiplication des configurations, absence de spécifications fonctionnelles précises, rigueur insuffisante des procédures de validation (au niveau des plans d'essais ou à cause de la représentativité parfois insuffisante des installations de validation), forte rotation des personnels.

Quatrièmement, la mise au point de la base maritime et des installations du SNLE faisait très largement appel à des missiles inertes, appelés « maquettes fonctionnelles ». Une évaluation tardive du volume des travaux à effectuer, associée à la pression des délais, conduisit à augmenter sensiblement le nombre des maquettes fonctionnelles.

Enfin, il fallut, très tard dans le développement, mettre en place à bord du SNLE un système de gonflage de dernier instant du tore contenant l'azote à haute pression du dispositif de pilotage du 2^e étage. La commission de sécurité avait estimé que la structure du tore ne présentait pas les garanties suffisantes pour autoriser un gonflage permanent

La première patrouille opérationnelle eut lieu en janvier 1972, avec un retard de deux ans sur les objectifs initiaux : en juin 1968, la première patrouille opérationnelle était prévue au 1^{er} janvier 1971. La crise politique et sociale de mai 1968 n'entre que pour une faible part dans le retard du programme d'ensemble, bien qu'elle ait été souvent invoquée. Les autres causes se répartissent de façon diffuse entre les divers sous-programmes (navire, infrastructure, charge nucléaire, missile). Les diverses dates-objectifs ayant toujours fait l'objet d'une concertation au sein de l'organisation Coelacanthe, on peut considérer que c'est l'ensemble des coopérants qui a eu besoin de ce temps pour mener le programme à bonne fin.

Le tableau ci-après fournit les dates des principaux événements du programme :

Lancement du programme	Mai 1963
Premier essai en vol (monoétage)	Mai 1966
Premier essai en vol réussi (monoétage à partir du caisson sous-marin)	Février 1967
Premier vol du propulseur de premier étage en version définitive	Décembre 1967
Premier vol du propulseur de deuxième étage	Avril 1968
Premier vol du corps de rentrée opérationnel	Juillet 1968
Premier vol de l'avionique opérationnelle	Novembre 1968
Premier vol de qualification des équipements de la charge	Juin 1970
Livraison du premier missile opérationnel	Février 1970
Premier lancement à partir du SNLE (tir d'acceptation)	Mai 1971
Première patrouille opérationnelle	Janvier 1972

Le développement s'est ainsi étalé sur huit ans et demi, au lieu des six ans et demi prévus à l'origine. La performance n'en demeure pas moins très bonne, si on la compare à ce qui fut réalisé sur des programmes ultérieurs de complexité comparable : le développement du M 4 demanda environ 9 ans, celui d'Ariane 1 également 9 ans (jusqu'à l'exécution du quatrième et dernier vol de qualification) et celui d'Ariane 5 plus de 11 ans (jusqu'à l'exécution du troisième et dernier lancement de qualification). Il faut préciser que pour les programmes MSBS, la fin du développement correspond au départ de la première patrouille opérationnelle, possible uniquement après l'exécution du tir d'acceptation et la livraison de la première dotation de 20 missiles opérationnels.

La fin du développement du M 1 se déroula dans un climat morose, dû en grande partie aux incertitudes liées aux restructurations de l'industrie des missiles et à l'évolution du rôle de la SEREB qu'elles impliquaient. Il est certain que beaucoup d'énergie a été gaspillée dans ces circonstances.

Le programme n'eut, toutefois, pas trop à souffrir des évolutions de l'organisation. À tous les niveaux, les personnels impliqués dans le programme donnèrent toujours la priorité à la réussite de ce dernier sur les querelles qui agitaient la DTEn et les di-

rections générales des principaux industriels. En revanche, l'organisation Cœlacanthe démontra toute son efficacité.

La forte inflation et la gestion par contrats annuels en dépenses contrôlées permettent très difficilement de comparer le coût final du programme à l'estimation initiale. Il est clair, toutefois, que l'allongement de la durée du développement et l'augmentation du volume des travaux liés à la mise au point des sites opérationnels ont été une source d'augmentation des coûts.

Le programme M 1 bénéficia du soutien constant des pouvoirs publics. Il reçut toujours le financement nécessaire et ses objectifs ne furent jamais remis en cause. En particulier, l'état-major de la Marine sut attendre le programme M 2 pour disposer d'une portée mieux adaptée à ses besoins.

LES PROGRAMMES M 2 ET M 20

Le contexte à la fin des années 1960. La genèse des programmes

Au début de l'année 1968, il apparut clairement que la portée du M 1 obligerait les SNLE à transiter par des zones où les risques de détection étaient jugés trop élevés. L'état-major de la Marine était donc très intéressé par toute augmentation significative et rapide de la portée, alors que le maître d'œuvre principal Cœlacanthe de l'époque souhaitait équiper les 5 SNLE du même système d'arme, le M 1.

Dans le domaine nucléaire, le CEA n'avait toujours pas réussi à découvrir la formule thermonucléaire, la bombe H. La percée n'eut lieu qu'à l'été 1968.

Par ailleurs, il régnait aux États-Unis et en Union soviétique une intense activité sur les défenses anti-balistiques ; ce secteur trouva seulement son équilibre, ou plutôt un premier état d'équilibre, avec le traité ABM (*Anti Ballistic Missiles*) de 1972 et son protocole de 1974.

L'amélioration du système d'arme M 1 fut réalisée en deux temps.

Dans une première étape, on chercha, par le programme M 2, à accroître la portée du missile en remplaçant le deuxième étage par un étage plus énergétique. Cette amélioration devait intervenir à l'entrée en service du troisième SNLE (*Le Foudroyant*) en 1974 ; elle ne fit pas l'objet d'une décision gouvernementale explicite et fut lancée par la Délégation ministérielle pour l'armement en 1968.

Alors que le programme M 2 était bien engagé, le gouvernement décida, en décembre 1970, d'installer des têtes thermonucléaires, que le CEA était désormais en mesure de fabriquer, sur les missiles MSBS, lors de la mise en service du quatrième SNLE (*L'Indomptable*), prévue à la fin de 1976. L'opération reçut le nom de programme M 20.

Peu après le début du programme M 20, la Direction des engins décida de coupler les deux programmes et de développer, dans le cadre du développement M 2, le tronc commun des deux systèmes. En fait, l'objectif final était le système M 20, le missile M 2 n'étant que la variante provisoire équipée de la tête nucléaire du M 1.

Les objectifs des programmes M 2 et M 20

Les trois principales spécifications opérationnelles concernent la portée, la tête nucléaire et les aides à la pénétration :

- augmentation maximale de la portée à l'intérieur des contraintes imposées au programme (les modifications principales doivent être limitées au 2^e étage et à la partie haute du missile et les modifications induites doivent être réduites au minimum) ;
- maintien de la tête nucléaire du missile M 1 sur le M 2 ; mise en place sur le M 20 d'une nouvelle tête équipée de la charge thermonucléaire mégatonnique MR 60 ;
- déploiement d'aides à la pénétration efficaces contre des défenses anti-balistiques exo-atmosphériques.

La mise en service du M 2 est prévue sur le troisième SNLE, *Le Foudroyant*, pour une première patrouille opérationnelle en juin 1974. Celle du M 20 est prévue sur le 4^e SNLE, *L'Indomptable*, pour une première patrouille opérationnelle en janvier 1977.

La mise en place

Les deux missiles sont conçus comme deux variantes d'un même missile. Le tronc commun est formé des deux étages propulsifs et de la case à équipements. Les deux variantes se distinguent par la partie haute. Le M 2 n'est qu'une version provisoire, la version définitive étant le M 20.

Avant de constituer l'élément central du programme M 2, le nouveau propulseur du deuxième étage du missile a fait d'abord l'objet d'un développement exploratoire portant sur le propulseur seul et regroupant la plupart des techniques nouvelles envisagées pour les propulseurs à poudre futurs.

Le thème choisi pour ce développement exploratoire était une amélioration de la portée des missiles MSBS sans modification des tubes de lancement des SNLE. Comme ce développement exploratoire semblait sur de bons rails, la Direction technique des engins proposa d'intégrer sans plus attendre le propulseur en développement dans une amélioration d'ensemble du système M 1 (missile et installations de mise en œuvre à terre et à bord). Le développement du propulseur devint ainsi une partie du programme M 2.

Le deuxième étage était entièrement nouveau, tout en reprenant les mêmes techniques de base : structure bobinée, monotuyère fixe, déviation du jet par injection de fréon dans le divergent. Le propulseur Rita II présentait les améliorations suivantes :

- une masse de propergol nettement plus élevée (près de 6 tonnes, contre 4 tonnes pour le Rita I), permise par un allongement important du corps de propulseur, conséquence du recours à la technique de la tuyère intégrée et de l'optimisation de l'aménagement du missile (il faut aussi rappeler que la limitation à 17 tonnes de la masse totale du missile avait été levée) ;
- utilisation d'un propergol, la butalane, plus énergétique et plus dense ;
- utilisation d'une fibre de verre un peu plus performante (verre R à la place du verre E) ;
- meilleure estimation de la masse de fluide d'injection (fréon) nécessaire au pilotage et simplification du dispositif d'injection.

Les interfaces du missile avec le tube (suspensions, ouvertures) sont restées inchangées. La longueur du missile était légèrement accrue (10,7 mètres au lieu de 10,4 mètres), au prix d'un faible accroissement de la tension de la membrane souple située à la partie supérieure du tube de lancement.

La partie haute (au-dessus de la case à équipements) ne nécessitait aucune modification pour le M 2.

Pour le M 20, la solution retenue consistait à placer la tête nucléaire et le module d'emport et de déploiement des aides à la pénétration sous une coiffe ayant exactement la même forme et les mêmes dimensions que la tête nucléaire du M 1. Cela permettait de ne modifier ni l'aérodynamique ni l'hydrodynamique du missile. La coiffe était larguée vers la fin du vol du deuxième étage. Pendant la phase de déploiement des aides à la pénétration, le module était contrôlé en boucle ouverte.

Les autres modifications sont les conséquences inévitables des précédentes. Elles concernent la jupe avant du premier étage et la case à équipements, éléments en interface avec le deuxième étage et/ou la partie haute.

La règle générale consistant à limiter les modifications à l'indispensable a toutefois subi les quelques exceptions suivantes :

- mise en place à bord des SNLE d'une nouvelle baie d'interfaces avec le missile, en remplacement de l'ancienne, dont la conception n'était pas considérée comme satisfaisante ;
- introduction sur le M 20 d'une centrale inertielle plus précise et plus fiable, mais interchangeable avec l'ancienne ;
- modification du logiciel de la séquence de tir du M 20 de manière à diviser par deux la durée de la salve.

Le développement du M 2 était déjà bien avancé lorsque fut prise la décision de le concevoir comme une variante provisoire du M 20. Cette décision entraîna un certain nombre de reprises de définitions sur la case à équipements ; elle n'eut en revanche aucun impact sur le développement du premier ni du deuxième étage.

L'intérêt de disposer le plus tôt possible d'une portée accrue conduisit à qualifier en vol la version M 2 dès la fin de la qualification au sol du tronc commun. En conséquence, deux campagnes d'essais en vol furent planifiées, l'une en configuration M 2, l'autre en configuration M 20.

Comme pour le M 1, la qualification reposait principalement sur un nombre important d'essais en vol. La première campagne, en configuration M 2, comprenait 6 tirs expérimentaux à partir d'un socle et un tir de synthèse à partir du sous-marin expérimental *Le Gymnote*. La seconde, en configuration M 20, comprenait 10 tirs expérimentaux à partir du même socle et un tir de synthèse à partir du *Gymnote*.

La qualification au sol suivait, dans l'ensemble, les principes adoptés pour le développement du système M 1. En particulier, seuls les essais statiques et les essais dynamiques sur pot vibrant permettaient une qualification avec marges, mais ce n'était le cas ni pour les blocs de propergol¹⁷, ni pour les tuyères, ni pour la tenue des matériels aux chocs pyrotechniques. Quant aux outils de modélisation théorique, ils restaient encore peu développés.

Les calendriers des programmes M 2 et M 20 étaient construits en vue de la délivrance d'un chargement complet de missiles M 2 au SNLE *Le Foudroyant* à son entrée en service en juin puis en septembre 1974 et d'un chargement complet de missiles M 20 au SNLE *L'Indomptable* à son entrée en service en janvier 1977.

Pas plus que sur le M 1 il n'y eut de démarche qualité construite et globale. Il y eut uniquement des améliorations de méthode, dont la principale est, sans aucun doute, la rédaction systématique de spécifications de besoin pour les matériels à dévelop-

¹⁷ Hormis des essais en surpression, à basse température ou des essais de vieillissement.

per. Quelques améliorations furent également apportées au développement des logiciels de mise en œuvre et de contrôle.

Par rapport à l'organisation en vigueur sur le programme M 1, celle des programmes M 2 et M 20 a été l'objet de plusieurs modifications majeures, au plan étatique comme au plan industriel. Les changements ne coïncidèrent pas exactement avec les décisions de programme, mais eurent un impact certain sur la conduite des programmes.

L'organisation Cœlacanthe fut globalement conservée.

La seule modification notable concerne le partage des responsabilités entre la Direction technique des engins et le CEA/DAM, qui intervint durant le déroulement programmes M 2 et M 20. À partir des programmes S 3 (décidé en 1972) et M 4 (décidé en 1974), la responsabilité du corps de rentrée fut transférée de la Direction des engins au CEA/DAM, qui devint ainsi responsable de l'ensemble de la tête nucléaire. Pour le programme M 20 et *a fortiori* pour le programme M 2, qui conservait la tête du missile M 1, la responsabilité du corps de rentrée a été maintenue à la DTEn.

Comme le S 3 devait utiliser nombre d'éléments de la partie avant du M 20 (deuxième étage et partie haute), des ponts ont été établis entre les structures de conduite de programmes M 20 et S 3, tant au niveau étatique qu'industriel. En particulier, à partir d'un certain moment, toutes les évolutions du deuxième étage et de la partie haute des deux missiles ont été concertées entre les deux structures de conduite de programme.

Quant à l'organisation industrielle, plusieurs modifications importantes eurent lieu en 1969 et 1970. La SEP fut créée le 1^{er} juin 1969 et le GIE de la grosse propulsion, le G2P, le 1^{er} octobre 1972. La SEREB fusionna le 1^{er} janvier 1970 avec Nord-Aviation et Sud-Aviation pour donner naissance à la SNIAS (Société nationale industrielle aéronautique et spatiale, future Aérospatiale). Le G2P devenait maître d'œuvre propulsion et la Division des systèmes balistiques et spatiaux de la SNIAS maître d'œuvre d'ensemble. Un protocole régissant les relations entre la Direction des engins, la SNIAS et le G2P fut établi. A l'usage, cette organisation donna globalement satisfaction. Le transfert de responsabilité étatique sur le corps de rentrée n'eut pas d'impact significatif au plan industriel, du moins sur le M 20 ; la SNIAS conserva la responsabilité d'étude, de mise au point et de fabrication du corps de rentrée du M 20. Un groupe technique commun CEA/SNIAS fut mis en place pour gérer les interfaces entre le missile et la tête nucléaire.

Les contrats de développement étaient des contrats en dépenses contrôlées. Au début du programme M 2, la Direction des engins passa cinq marchés de développement :

- un au G2P pour le propulseur Rita II ;
- un à Nord-Aviation pour le 1^{er} étage ;
- deux à Sud-Aviation pour le 2^e étage et la case à équipements ;
- un à la SEREB pour les activités système et la mise en œuvre.

La passation de ces marchés date de la période durant laquelle la DTEn pratiquait une politique de reprise des contrats passés par la SEREB.

Sur le programme M 20, la Direction des engins passa à la SNIAS, nouvellement créée, deux contrats : l'un pour la partie haute, l'autre pour les activités système et la mise en œuvre. La création de la SNIAS aurait pu dispenser de contrats multiples pour un même programme de développement. Ce découpage fut néanmoins adapté pour des raisons internes à la Direction des engins.

Déroulement réel du programme. Bilan

Les choix techniques initiaux se révélèrent judicieux, à deux exceptions près.

D'une part, le développement du propulseur Rita II fut particulièrement laborieux. Le propergol butalane n'était manifestement pas au point et dut être abandonné en cours de route au profit de l'isolane 40/13. Ce dernier propergol représentait toutefois un léger progrès par rapport au propergol du Rita I, l'isolane 36/9. Outre le changement de propergol, il fallut modifier le profil du canal interne du chargement, qui induisait des contraintes trop fortes du propergol à l'allumage, entraînant l'explosion quasi immédiate du propulseur. Un deuxième grave défaut fut également rencontré lors des essais au banc du propulseur : il avait pour origine la mauvaise qualité de la couche de liaison entre le propergol et la structure du propulseur. Un troisième défaut, plus aléatoire, qui ne s'est révélé que lors des essais en vol, résultait d'une tenue insuffisante des éléments du col de tuyère. Ces difficultés ont eu pour conséquence de retarder de près de 15 mois le calendrier initial des essais en vol du programme M 2, puis de perturber très sensiblement la livraison des premiers missiles M 2 opérationnels.

D'autre part, la conception générale du bouclier anti-X du corps de rentrée du M 20 se révéla à la fois inadaptée à la dépressurisation rapide qui accompagne la sortie d'eau et incompatible avec une agression multiple : sa conception dut être profondément revue en cours de développement

La portée maximale du M 2 fut légèrement inférieure aux spécifications ; ce déficit eut pour cause le passage de la butalane à l'isolane 40/13 et l'évolution du diamètre du col en cours de fonctionnement. Les spécifications opérationnelles du M 20 furent satisfaites. Grâce à la réduction importante de la masse de la tête nucléaire et malgré l'emport d'aides à la pénétration, la portée du M 20 fut sensiblement supérieure à celle du M 2, dépassant les 3 000 km.

Il y eut deux échecs sur les sept essais en configuration M 2 prévus et réalisés. Ils avaient pour origine une insuffisante rigueur des procédures de qualification au sol.

Le premier échec était dû à une erreur sur le signe du couple créé par les fusées de contrôle de roulis, entraînant la mise en rotation du missile dès la séparation du premier étage. Lorsque, vers les deux tiers de la durée de vol du deuxième étage, la vitesse de rotation atteignit une certaine valeur, le pilotage en tangage et lacet devint incapable de contrôler le missile. La différence d'aménagement des fusées anti-roulis entre le M 1 et le M 2 conduisit, pour une même rotation des fusées autour de leur axe, à des couples de signes opposés sur le missile. Aucun essai de signe n'avait été prévu, les techniciens pensant, à tort, qu'il n'y avait aucune modification par rapport au M 1. L'erreur échappa aussi aux essais de simulation de pilotage avec éléments réels, car, bien qu'ayant décelé un comportement anormal, les opérateurs, au lieu de chercher à l'expliquer, puis de le signaler, pensèrent qu'il y avait simplement une erreur de câblage sur leur installation et firent la correction. L'installation de qualification n'était plus représentative du missile !

Le second échec eut pour cause le mauvais fonctionnement d'un dispositif expérimental spécifique aux tirs depuis le socle. Pour maintenir les propergols à une température suffisante par temps froid, une housse permettant la circulation d'air chaud entourait le missile ; elle était larguée lors du décollage, sous la seule action du mouvement du missile. Elle avait fonctionné correctement lors du premier vol – plus exactement, son comportement n'avait pas perturbé le décollage. Lors du deuxième

vol, le largage s'effectua avec un léger retard et la partie inférieure de la housse fut soumise à l'effet de trompe des jets du premier étage ; elle arracha un connecteur de la boucle d'asservissement des tuyères, entraînant la perte de contrôle du missile et sa destruction. Le comportement de la housse au décollage était en fait très complexe et sa qualification très incomplète. Après une analyse plus approfondie des conditions thermiques auxquelles les propergols étaient soumis, il fut décidé de supprimer la housse.

Il y eut également deux échecs sur les 11 essais en configuration M 20 prévus et réalisés. Tous deux eurent pour cause une dégradation catastrophique du col de la tuyère du deuxième étage. Déjà, l'analyse fine des mesures réalisées lors des tirs expérimentaux en configuration M 2 avait mis en évidence une érosion excessive du col, mais aucune action corrective n'avait été entreprise. L'échec du premier vol M 2 conduisit à modifier le réglage du col, c'est-à-dire l'empilement des pièces de pyrographite, et à procéder à l'échange des tuyères des étages propulsifs déjà livrés à la base maritime. L'échec du vol de synthèse, 13 mois plus tard, conduisit à une nouvelle retouche du réglage. Après cette dernière modification, le comportement du propulseur Rita II fut toujours satisfaisant, aussi bien lors des tirs d'exercice M 20 que lors des tirs expérimentaux et d'exercice S 3.

Le passage à la production de série fut perturbé par les modifications apportées tardivement au col de la tuyère du propulseur Rita II. La modification tout aussi tardive du bouclier de durcissement entraîna également quelques perturbations dans la livraison des premiers corps de rentrée M 20. Au total, deux SNLE reçurent des missiles M 2 (entre septembre 1974 et août 1979) et quatre des missiles M 20 embarqués (entre janvier 1977 et mai 1980).

Les difficultés rencontrées dans la qualification au sol du propulseur Rita II entraînèrent des retards dans le calendrier de fourniture des missiles M 2, encore aggravés par les interventions sur les tuyères des étages déjà livrés. Ces retards étaient incompatibles avec le calendrier de mise en service opérationnelle du 3^e SNLE, *Le Foudroyant*. Aussi ce dernier effectua-t-il ses premières patrouilles avec des chargements mixtes M 1-M 2. La configuration mixte, prévue pour pallier les retards du programme M 2, avait été qualifiée lors du tir d'acceptation du *Foudroyant*, à l'occasion duquel avaient été préparées et mises en œuvre jusqu'au dernier instant deux maquettes fonctionnelles M 2 et une maquette fonctionnelle M 1, en complément de la mise en œuvre et du lancement d'un missile d'exercice M 1. L'opération fut un succès total.

Dès les premières patrouilles du *Foudroyant* comme de *L'Indomptable*, la disponibilité fut très bonne. L'analyse des mesures recueillies sur les SNLE en service à l'occasion des exercices de lancement fictif et des opérations de maintenance avait permis de détecter bon nombre des défauts qui avaient échappé, soit à la qualification des logiciels, soit à la recette des installations de mise en œuvre et de contrôle. Les corrections étaient apportées rapidement, de sorte que la disponibilité avait déjà atteint un très bon niveau lorsque *Le Foudroyant*, puis *L'Indomptable*, entrèrent en service.

La quasi-identité des vecteurs M 2 et M 20 fut un avantage dans l'adaptation des ateliers de préparation des missiles de l'île Longue à la version M 20, qui eut lieu en une seule opération. L'arrivée du M 20 ne nécessita qu'une adaptation des ateliers au montage de la partie haute (tête nucléaire, module, coiffe, montage d'ensemble). Cet étalement de la transformation des ateliers atténua les perturbations dans le

fonctionnement opérationnel de l'île Longue induites par la mise en service des M 2 et des M 20

Des difficultés majeures furent rencontrées au cours du développement et conduisirent à des modifications importantes et, dans certains cas, à des retards pour la mise en service. Certaines de ces difficultés ont déjà été évoquées. Les deux premières et, de loin, les plus importantes par leurs conséquences concernent la propulseur Rita II.

Les incidents survenus au cours des premiers tirs au banc en 1970 conduisirent à la conclusion que le nouveau propergol butalane n'était pas au point et ne pourrait l'être dans des délais compatibles avec le programme. Sur proposition du G2P, la butalane fut abandonnée et remplacée par l'isolane 40/13. Ce changement ainsi que d'autres incidents de développement engendrèrent un retard de deux ans environ sur la qualification au sol, qui ne put être résorbé et qui conduisit à un retard significatif sur l'équipement complet du *Foudroyant* en missiles M 2 Fort heureusement, les mesures conservatoires prises pour pouvoir équiper *Le Foudroyant* d'un chargement mixte M 1-M 2 permirent de limiter l'impact opérationnel de ce retard, les missiles M 1 étant affectés aux objectifs les plus rapprochés.

La seconde difficulté avait pour origine le comportement aléatoire du col de tuyère. Les conséquences de ce défaut furent importantes. Deux échecs en vol eurent lieu lors d'essais particulièrement importants du programme M 20 (le premier tir et le tir de synthèse) et, par deux fois, il fallut intervenir sur les matériels de série déjà livrés à la base maritime.

Trois autres difficultés importantes affectèrent le développement de la coiffe, des dispositifs d'éjection des aides à la pénétration et du bouclier de durcissement.

Lors de la séquence de séparation, la coiffe est découpée longitudinalement en deux demi-coiffes par cordon pyrotechnique. La découpe est suivie de battements importants de la partie inférieure des demi-coiffes, non prévus lors des études du M 20 et incompatibles avec l'aménagement de la partie haute. Le problème fut rapidement et élégamment résolu par l'installation de dispositifs de protection.

Les aides à la pénétration étaient éjectés au moyen de micro-propulseurs dont les jets réagissaient sur la partie haute et perturbaient sa stabilité, donc la précision des éjections suivantes. Le problème fut rapidement corrigé par l'implantation de contre-impulseurs.

Enfin, les difficultés rencontrées dans le développement du bouclier de durcissement de la tête nucléaire ont été évoquées précédemment. Il fallut reprendre toute la conception du bouclier, ce qui put être fait sans perturber sérieusement la mise en service opérationnel.

Le tableau suivant compare, pour les grandes étapes du programme, les dates du calendrier initial avec les dates de réalisation.

Événement	Date initialement prévue	Date réelle
Premier vol M 2	Avril 1972	Juillet 1973
Tir de synthèse M 2	Décembre 1973	Octobre 1974
Tir d'acceptation du <i>Foudroyant</i>	Avril 1974	Avril 1974
Livraison de 20 missiles M 2	Juin 1974	Juin 1975

Premier vol M 20	Juin 1974	Juin 1974
Tir de synthèse M 20	Juillet 1975	Juillet 1975
Tir d'acceptation de <i>L'Indomptable</i>	Avril 1976	Avril 1976
Livraison de 20 missiles M 20	Décembre 1976	Décembre 1976

Le M 20 fut le premier programme balistique français à respecter sa date de mise en service. Il faut, toutefois, relativiser ce succès en rappelant que la nouveauté était limitée à la partie haute.

Malgré les évolutions importantes rappelées plus haut et les inévitables tensions qui purent avoir lieu au niveau des directions générales, l'organisation fonctionna correctement. Tout au plus faut-il signaler une certaine complexité des relations au début du M 20 entre le CEA, la Direction des engins et la SNIAS, avant que ne soit trouvé un équilibre ensuite reconduit sur les programmes M 4, M 4 71 et M 45.

Tout au long de son développement, le programme M 2/M 20 bénéficia du soutien constant des autorités qui lui avaient accordé la plus haute priorité. Ses objectifs ne furent jamais remis en cause et le financement fut toujours disponible.

LE PROGRAMME M 4

Le contexte au début des années 1970. La genèse du programme

1971 voit l'entrée en service des systèmes S 2 (au milieu de l'année) et M 1 (à la fin de l'année) ; la France entre réellement dans l'ère de la dissuasion nucléaire. Le contexte a toutefois beaucoup évolué depuis le début des années 1960, époque où furent lancés ces deux programmes.

Malgré le traité SALT (*Strategic Arms Limitation Talks*, 1972), qui limite le nombre des vecteurs nucléaires offensifs, les États-Unis et l'URSS, grâce à la technique des têtes multiples MIRV (*Multiple Independently Targeted Reentry Vehicles*), ont accéléré la course aux armements offensifs ; chaque vecteur emporte de 3 têtes (Minuteman 3) à 14 têtes (Poseidon). Les États-Unis et l'URSS ont également entrepris le développement de défenses anti-balistiques. Des doutes sérieux sur leur efficacité face à une attaque massive, associés à l'énormité des coûts, conduisent les deux super-puissances à conclure le traité ABM en 1972 et son protocole en 1974. Le déploiement des moyens de conduite de la bataille et d'interception est limité à 6 radars et 100 intercepteurs implantés sur un seul site : les États-Unis choisissent un site de silos Minuteman dans le Dakota du Nord, l'URSS choisit Moscou. Les termes de la dissuasion entre les deux super-puissances ne sont en rien modifiés, la doctrine MAD (*Mutual Assured Destruction*) continuant à s'appliquer intégralement. Il en va différemment pour la FNS française, dont la crédibilité risque, à terme, d'être mise à mal par la défense ABM implantée autour de Moscou – qui peut défendre une zone beaucoup plus vaste. Il est très probable que le dimensionnement de la défense de Moscou a pris en compte les forces tierces, celles de la France notamment.

D'autre part, les évolutions technologiques dans les deux domaines clés de la propulsion et de l'électronique ont été rapides et importantes. La maîtrise de l'arme thermonucléaire par la France, en 1968, concerne d'abord la capacité de destruction massive, puis, progressivement, ouvre les perspectives d'une miniaturisation des

têtes nucléaires permettant la réalisation de missiles à têtes multiples. Les États-Unis et l'URSS, eux, ont enchaîné les programmes à un rythme élevé. À titre d'illustration, l'*US Navy* met en service en 1971 le système Poseidon, après les Polaris A1 en 1960, A2 en 1962 et A3 en 1964.

Face à ces évolutions, la France prend les décisions qui doivent lui permettre de maintenir et même d'améliorer la crédibilité de sa FNS. En 1971 et 1972, elle lance les programmes M 20 et S 3 d'amélioration des systèmes existants M 1/M 2 (ce dernier était en cours de développement) et S 2 : charges thermonucléaires et première génération d'aides à la pénétration.

Pour le plus long terme, à partir d'une réflexion sur le besoin opérationnel fondamental, elle entreprend dès 1972 les premières études d'une nouvelle génération de systèmes MSBS, le M 4, officiellement décidé à la fin de 1974. En effet, après le traité ABM, la réalisation de missiles à têtes multiples, compte tenu du faible nombre de SNLE français à la mer, est apparue comme la seule voie à suivre pour obtenir une capacité de pénétration fiable par épuisement (l'amélioration réalisée par l'adjonction de leurres à la tête M 20 paraissant insuffisante). Les réalisations américaines avaient démontré la faisabilité de tels missiles. La Marine exprimait par ailleurs très clairement la nécessité d'accroître significativement la portée des missiles (de 3 000 à 4 000 km) et par voie de conséquence les zones de patrouille des sous-marins, pour assurer plus complètement leur invulnérabilité ; des possibilités d'accroissement des diamètres des missiles étaient offertes dans les SNLE existants, en réduisant les volumes de leur suspension dans les tubes de lancement. Le bien-fondé de ce besoin opérationnel fut très rapidement reconnu au plus haut niveau de l'État.

Les objectifs du programme

La situation décrite ci-dessus a permis, dès le premier semestre 1973, à l'état-major d'établir et de diffuser un premier projet de fiche-programme M 4 (incitative), construite autour de deux objectifs principaux :

- l'emport et le déploiement d'un nombre de têtes nucléaires aussi élevé que possible, de 3 à 8 ; à l'issue des études préliminaires, leur nombre fut fixé à 6. Les têtes devaient être durcies aux effets d'explosions nucléaires proches ;
- une portée supérieure à 4 000 km, la sécurité du SNLE dépendant pour beaucoup de sa capacité à naviguer dans de vastes étendues, en évitant les zones favorables aux écoutes sous-marines. La recherche de la portée fut une constante dans l'évolution des missiles MSBS, aussi bien français qu'étrangers.

Trois autres spécifications opérationnelles sont importantes :

- le durcissement des missiles aux effets d'une explosion nucléaire exo-atmosphérique lointaine. Cette exigence est le résultat d'une analyse approfondie des possibilités de déploiement d'une défense agissant pendant la salve sur désignation d'objectif par satellite d'alerte précoce ;
- une réduction importante de la durée de la salve. Cela présente le double intérêt de réduire la période de vulnérabilité du SNLE et celle des missiles pendant la phase propulsée et d'espacement ;
- un niveau élevé de fiabilité et de disponibilité, ainsi qu'une augmentation importante de la durée de vie des composants périssables, tels que les propulseurs et les composants pyrotechniques. La trop faible durée de vie des composants de première génération entraînait des débarquements fréquents de missiles et des coûts très élevés de renouvellement.

La première patrouille opérationnelle du SNLE *L'Inflexible* était fixée au 1^{er} janvier 1985.

Bien que des réalisations étrangères aient montré la voie, les objectifs fixés pour le système M 4 étaient particulièrement ambitieux : têtes nucléaires de caractéristiques dimensionnelles et massiques très réduites, fort durcissement, large dispersion des têtes sur leurs trajectoires, intégration d'un missile et d'un système de mise en œuvre entièrement nouveaux dans des sous-marins et une base maritime déjà existants, ce qui imposait de nombreuses contraintes.

Deux contraintes fortes sont ainsi imposées au missile par le SNLE. La première est de conserver le tube externe sans aucune modification : il fait partie de la structure résistante du SNLE et sa modification aurait rendu beaucoup plus difficile et coûteuse la refonte des SNLE de première génération, qui devaient recevoir les missiles M 4. La seconde exclut l'emploi, pour des raisons de sécurité, de propergols liquides dans le système propulsif d'espacement des têtes nucléaires.

En ce qui concerne la base maritime de l'île Longue, sans pouvoir agrandir l'implantation géographique – à l'exception d'une meilleure utilisation de l'annexe de Guenvenez, située à quelques kilomètres –, il fallait faire coexister pendant plusieurs années deux systèmes en service, le M 20 et le M 4. De plus, dès le début du développement, il fut décidé d'installer dans cette annexe (à vocation opérationnelle) à la fois les installations de mise en œuvre des missiles de développement destinés aux essais en vol, les installations expérimentales, puis de référence, sur lesquelles ont été progressivement mis au point et validés les matériels et procédures destinés à la phase opérationnelle, et des installations opérationnelles. Cette cohabitation entre phase de développement et phase opérationnelle, décidée par mesure d'économie, a nécessité une très grande rigueur dans l'emploi journalier des différentes installations de la part de tous les intervenants.

La mise en place du programme

L'existence de la fiche-programme de l'état-major a permis d'engager tout le processus de conduite du projet dès l'année 1973, c'est-à-dire dès le stade des études préliminaires, et notamment de mettre en place dans le courant du premier semestre l'organisation étatique et industrielle nécessaire à l'intervention des principaux acteurs, avec la désignation des directeurs de programme (missile et système à la DTEn, tête nucléaire au CEA/DAM, SNLE à la DCN) et avec la constitution et la mise en place des règles de fonctionnement des très actifs groupes techniques communs associant à ces directeurs les maîtres d'œuvre SNIAS, CEA/DAM et DCN.

Les choix techniques furent le résultat d'un processus d'optimisation conduit par les groupes techniques communs et prenant en compte les spécifications opérationnelles, les contraintes et la maturité des technologies. Le dimensionnement fut déterminé avec le souci d'aboutir à des définitions robustes et fiables.

Les exigences de portée et d'export de têtes nucléaires multiples conduisirent à définir le missile le plus volumineux compatible avec le tube externe des SNLE de première génération. Par ailleurs, à travers la position des portes d'accès au missile (interétage et case des équipements, pour des opérations inévitables de maintenance), la compatibilité avec le tube externe contraignait la longueur du premier et du deuxième étages.

L'exigence de portée fut ensuite satisfaite, en agissant dans les deux directions suivantes :

- implantation d'un troisième étage dans la zone centrale de la case à équipements : il y a toujours intérêt à remplir au maximum l'espace intérieur du tube ;
- choix de technologies de propulsion performantes : poudre butalane, butée flexible, cols de tuyère en carbone, structures en kevlar pour les deux étages supérieurs (il fut introduit en cours de développement pour le deuxième étage, de manière à consolider un bilan de performance un peu juste).

Les autres structures, à l'exception de la virole de case, réalisée en technologie isogrid ¹⁸, conservaient les techniques traditionnelles utilisées pour les missiles de la première génération.

À l'issue de la phase propulsée, le système d'espacement devait communiquer à chaque tête, avant sa séparation, un complément de vecteur vitesse (module et direction) tel qu'elle atteigne sa cible à l'instant voulu au terme de sa trajectoire balistique et de sa rentrée dans l'atmosphère. Par ailleurs, la tête devait être orientée dans un secteur défini par les conditions de rentrée et par l'observation des radars de la défense, puis mise en rotation pour la stabiliser dans le vide.

Divers systèmes avaient été imaginés. Les États-Unis utilisaient la technique dite du « bus stop », où les fonctions de guidage, d'orientation et de séparation sont dissociées, ce qui suppose la possibilité d'annuler l'accélération avant chaque largage. Il existe deux façons d'annuler, puis de reprendre l'accélération :

- avec un système propulsif à propergols liquides, par simple arrêt, puis reprise de la propulsion ;
- avec un système propulsif à poudre, sans arrêt de la combustion, au moyen d'un dispositif délicat de vannage des gaz très chauds de combustion ; en principe, il existe deux tuyères opposées : une seule est alimentée pour créer l'accélération, les deux pour l'arrêter.

La première technique était exclue pour des raisons de sécurité ; la seconde, très difficile, n'était pas disponible et aurait fait courir un risque majeur au programme.

Après de nombreuses études, le choix se porta sur une solution très simple au plan technologique, donc potentiellement très fiable, dite du « bus non stop ». Les fonctions de guidage et d'orientation des têtes se font de façon synchrone et le largage des têtes a lieu sous accélération. Un simple propulseur à poudre convient donc. En contrepartie, les logiciels de guidage et de pilotage sont complexes, bien que de taille limitée ; de plus, la technique du « bus non stop » n'est pas adaptée dans les cas où une précision extrême est recherchée.

Le choix fut difficile et passionné. Craignant que l'on ne sache pas maîtriser à temps la technique de dispersion des têtes et que le CEA soit au rendez-vous bien avant le maître d'œuvre missile, les autorités du ministère de la Défense souhaitaient qu'une compétition intellectuelle soit lancée sur ce sujet et qu'une première démonstration (à caractère en partie politique) de la capacité française dans ce domaine intervienne au plus tôt. Un programme spécifique, nommé « Études de base d'espacement » (EBE), a été ainsi bâti, avec l'intervention de la société Matra, pour procéder à une expérimentation en vol avec une partie haute à plusieurs têtes expérimentales et en utilisant un vecteur de première génération comme vecteur de servitude. Un des intérêts de ce programme, que la SNIAS ne jugeait pas indispensable, était d'accélérer les études, notamment dans le domaine des lois de guidage, et d'étayer la validité des options choisies sans attendre les essais en vol des missiles

¹⁸ Structure alvéolée, usinée à partir d'une ébauche forgée

de développement M 4. À la suite de ce programme EBE, c'est la solution « bus non stop » proposée par la SNIAS qui a été définitivement retenue.

L'exigence de durcissement du missile aux effets d'une explosion nucléaire exo-atmosphérique lointaine eut des répercussions multiples et importantes sur les équipements électroniques et les câblages du missile M 4, ainsi que sur le logiciel de vol. En particulier, une chaîne d'alarme nucléaire et de circonvension fut introduite. Cette chaîne détectait les rayonnements émis par une explosion nucléaire et déclenchait les mesures de protection, d'une part en arrêtant rapidement les phénomènes susceptibles de conduire à la destruction de certains composants, d'autre part en protégeant, puis restaurant, les données informatiques susceptibles d'avoir changé d'état.

Quant à la réduction de la durée de la salve, le phénomène critique était la durée de remplissage du tube après éjection du missile. Le passage de la chasse à air à la chasse à poudre permit à la DCN de respecter l'exigence opérationnelle. Cette modification était accompagnée d'une augmentation de la profondeur d'immersion, favorable à la stabilité du sous-marin, mais qui conduisit à allumer le premier étage sous l'eau.

Une très grande importance a été attachée à l'obtention d'une excellente fiabilité du missile. Le M 4 est un missile nettement plus complexe que ses prédécesseurs, avec ses trois propulseurs principaux, son système propulsif d'espacement des têtes et un nombre d'équipements pyrotechniques très supérieur.

La fiabilité et la disponibilité ne furent pas recherchées à travers l'extension des redondances. Globalement, les principes appliqués aux missiles de première génération furent reconduits ; seuls furent « redondés » les circuits non contrôlés à bord. La fiabilité fut plutôt construite en jouant sur plusieurs tableaux :

- adoption de coefficients de remplissage des propulseurs moins élevés que pour la génération précédente, afin de limiter les contraintes subies par les blocs de propergol ;
- réalisation d'essais durcis ;
- recherche d'améliorations en matière de tenue au vieillissement ;
- choix de technologies intrinsèquement plus fiables, comme les cols de tuyère en matériau carbone ;
- recherche de la simplicité, dont les exemples sont nombreux : suppression des dispositifs anti-roulis et des dispositifs d'arrêt de poussée, utilisation très large des techniques numériques (pilotage digital utilisé pour la première fois sur le M 4, gestion et transfert des données par bus numérique série – solution héritée du S 3), choix du « bus non stop » ;
- analyse approfondie des dimensionnements, grâce à l'élaboration systématique de dossiers justificatifs mettant notamment en évidence les marges de sécurité ;
- exploitation systématique et approfondie des incidents ;
- dépouillement et exploitation minutieux des mesures enregistrées lors des essais en vol, quel qu'en soit le résultat global ;
- mise en place d'une méthodologie de développement des logiciels informatiques.

Enfin, le système M 4 bénéficia « gratuitement » de l'évolution des technologies électroniques, devenues plus compactes et plus fiables.

Pour réduire significativement les coûts de développement, il a été procédé dans les premières années à un réexamen critique de l'ensemble des sites utilisés pour le développement et des quantités de matériels qui leur étaient nécessaires (sous-ensembles et équipements de missiles, baies de servitude...). Des regroupements

de sites et des réductions significatives des quantités de matériels ont pu ainsi être opérés. On retiendra en particulier la décision de ne pas construire de sites de référence de la base maritime dans l'établissement d'Aquitaine du maître d'œuvre industriel, mais de réaliser dans l'annexe de Guenvez de l'île Longue un vaste atelier permettant à la fois de préparer les missiles expérimentaux à tirer du sous-marin *Le Gymnote*, de mettre au point et de valider les matériels et procédures pour les missiles opérationnels, et capable ultérieurement, à la fin du développement, d'être transformé en bâtiment opérationnel.

Les logiques de développement et le calendrier directeur du développement furent élaborés par les groupes techniques communs à partir des exigences et contraintes propres au programme M 4 et de l'analyse critique des développements des systèmes de première génération.

Très rapidement, il est apparu que les contraintes de calendrier du programme missiles et du programme tête nucléaire étaient opposées. Le CEA/DAM avait en effet à réaliser des percées scientifiques et techniques importantes et à procéder préalablement à de nombreux essais pour être en mesure de préciser les caractéristiques dimensionnelles et massiques des têtes réalisables. Or, à l'inverse, le programme missile devait engager de façon cohérente l'ensemble de son développement et procéder au plus tôt aux essais au sol des propulseurs, dont il convenait bien évidemment de fixer rapidement les dimensions. Le missile à réaliser dans un volume donné devait être le plus performant possible et optimisé vis-à-vis d'un chargement en têtes nucléaires qui ne serait défini que tardivement. De la même façon, l'engagement du développement du missile supposait que des travaux d'études et d'essais communs SNIAS/DCN soient conduits pour fixer les spécifications d'interface entre le missile et son tube interne de lancement : choix du type de suspension à l'intérieur de ce tube (par garnitures mobiles TIM ou fixes TIF, participant ou non à la phase d'éjection), modifications ou non des portes d'accès aux missiles dans les tubes, ambiance de la chasse, pour l'ensemble du missile et particulièrement le fond arrière du premier étage....

Un calendrier des rendez-vous entre programmes a ainsi été élaboré : il fixait notamment les dates d'un certain nombre de choix techniques à faire et de décisions à prendre : diamètre du missile, longueur des propulseurs des deux premiers étages, architecture d'ensemble de la partie haute, dimensions du troisième étage, choix du système d'espacement des têtes, nombre d'emplacements à réserver...

Le développement des propulseurs de première génération fut globalement difficile (à l'exception notable du Rita 1, deuxième étage du M 1). Des modifications importantes, coûteuses et génératrices de retards durent être appliquées, souvent tardivement. Il fut donc décidé de commencer le développement des propulseurs du premier et du deuxième étage avant la fin de l'avant-projet : le développement du 401, propulseur du premier étage, commença dès avril 1973. En outre, la notion d'essais durcis fut introduite, de manière à vérifier expérimentalement l'existence de marges de dimensionnement. Les premiers tirs des propulseurs 401 et 402 furent planifiés environ trois ans avant le premier essai en vol.

Les difficultés rencontrées sur les systèmes de première génération, soit lors des essais en vol, soit au cours de l'exploitation opérationnelle, avaient souvent pour origine une insuffisante rigueur de la mise au point au sol. Les causes étaient multiples : représentativité insuffisante des sites de référence, essais en configuration nominale ne permettant pas de vérifier expérimentalement l'existence de marges

suffisantes, approches entièrement expérimentales sans accompagnement théorique, compatibilité entre matériels en interface vérifiée sur un exemplaire mais non validée pour l'ensemble des deux familles, absence d'une véritable méthodologie de développement des logiciels, etc. Il fut donc décidé de corriger ces insuffisances et de structurer et définir beaucoup plus rigoureusement l'ensemble des essais au sol, quelle que soit leur nature.

Contrairement à ce qui avait eu lieu pour le développement du M 1, il fut décidé de passer directement aux essais en vol du missile complet, sans l'étape intermédiaire monoétage, génératrice de délais et de coûts supplémentaires. Les essais en vol furent divisés en deux tranches :

- les missiles d'essai de la première tranche devaient être préparés au CAEPE et lancés à partir d'un socle implanté au CEL ; cette étape était rendue nécessaire par l'indisponibilité du sous-marin expérimental *Le Gymnote*, qui devait subir d'importantes transformations ;
- les missiles de la deuxième tranche devaient être préparés et embarqués à la base maritime et lancés à partir du *Gymnote*. Les installations de préparation et de lancement construites dans l'annexe de Guenvenez de l'île Longue seraient des prototypes des installations opérationnelles, ce qui offrait le double avantage de n'avoir à développer qu'une seule série de matériels et de pouvoir expérimenter et corriger très tôt les matériels, logiciels et procédures opérationnels.

Au total, 18 essais en vol furent planifiés (14 seulement furent nécessaires), soit une réduction sensible par rapport aux 32 essais qui avaient été nécessaires à la mise au point en vol du M 1.

D'une manière générale, l'accent était mis, beaucoup plus que dans les programmes précédents, sur le fait que l'objectif du développement était le système opérationnel, en particulier la livraison de la définition des missiles opérationnels. C'est pourquoi la définition des derniers missiles de développement était celle des missiles de série.

L'application des principes précédents conduisit à définir un calendrier où les marges étaient à peu près également réparties entre la mise au point au sol, les essais en vol, les chantiers de la base maritime et du premier SNLE et la livraison des 18 missiles de la première dotation opérationnelle.

Les principales étapes du calendrier initial sont rassemblées dans le tableau ci-dessous :

Décision de programme	Décembre 1974
Premier essai au banc gros propulseurs	mi-1977
Premier tir en vol à partir du socle	15 juillet 1980
Premier essai en vol à partir du <i>Gymnote</i>	15 mars 1982
Livraison du premier missile opérationnel	Juillet 1983
Tir d'acceptation de <i>L'Inflexible</i>	Juillet 1984
Fin de livraison de la première dotation (18 missiles)	Fin décembre 1984
Départ de la première patrouille opérationnelle	2 janvier 1985

L'analyse des difficultés rencontrées au cours des développements, de la production et de l'exploitation opérationnelle des systèmes de première génération mit en évidence que de nombreuses erreurs n'avaient pas pour origine un problème technique difficile, mais étaient la conséquence d'un défaut de méthode.

D'un commun accord et dès le début du programme, la direction de la division DSBS et celle de la DEN décidèrent de définir et mettre en application une démarche qualité sur le programme M 4. Cette démarche était globale et portait sur l'ensemble des activités : études, production, essais.

Elle reposait sur les quelques principes de bon sens suivants :

- le parcours systématique des trois étapes fondamentales de la démarche qualité : spécification, définition, justification. Cela valait pour toutes les caractéristiques du système, avec l'établissement des dossiers correspondant aux différentes étapes du développement (avant-projet, qualification au sol, essais en vol...). Ce parcours donna lieu à une documentation contractuelle, constituant le dossier d'études ;
- la traçabilité des exigences ;
- l'exploitation des incidents et anomalies ;
- une réflexion systématique sur la représentativité et, surtout, les limites des essais au sol ;
- l'exploitation approfondie des essais et la comparaison avec les modèles prévisionnels.

Une partie de ces principes sont communs avec ceux énoncés précédemment pour la construction de la fiabilité.

Une plus grande rigueur a aussi été apportée dans la construction et l'évaluation de la sécurité pyrotechnique et nucléaire : évaluation des niveaux de sécurité souhaitables, quantification des risques (par la méthode d'arborescence des événements), allocation de spécifications de sécurité, principe de démonstration. Les résultats de tous ces travaux étaient rassemblés dans des rapports de sécurité très complets soumis à l'approbation de la Commission mixte de sûreté armées-CEA.

L'organisation mise en place pour les programmes M 1, M 2 et M 20 avait fait la preuve de son efficacité ; elle fut reconduite sans modification. La DEN, maître d'ouvrage du programme missile au sein du programme d'ensemble Coelacanthé, en confia la conduite industrielle à deux maîtres d'œuvre : le G2P, maître d'œuvre propulsion et la SNIAS, devenue ultérieurement Aérospatiale, maître d'œuvre système et missile. Aérospatiale assurait la cohérence technique et le calendrier d'ensemble. Les programmes MSBS sont surtout caractérisés par le nombre et la complexité des interfaces entre les programmes missile, SNLE et tête nucléaire. Les groupes techniques communs furent généralisés à tous les domaines en interface.

Les contrats initiaux de développement furent des contrats annuels en dépenses contrôlées, reconduisant la formule utilisée pour les programmes M 1, M2 et M 20. Une fois passée la phase d'avant-projet détaillé, au cours de laquelle des insuffisances furent détectées et une dérive des prévisions de coûts à terminaison constatée, il apparut clairement que ce type de contrat présentait deux inconvénients majeurs pour un tel développement :

- il n'incitait pas l'industriel à rechercher les économies et à tenir les délais – il pouvait même être une prime à la mauvaise gestion et à l'échec ;
- il n'incitait pas à la rigueur entre le maître d'ouvrage et le maître d'œuvre. La notion de contrat annuel conduisait à une micro-gestion où disparaissaient les objectifs fondamentaux ; en conséquence, un climat de tension se créa dont la cause était l'absence de définition claire des engagements, en particulier au niveau des interfaces.

Au contraire, l'un des mérites du contrat à intéressement, qui fut pratiqué pour la suite du développement, était de clarifier les rôles respectifs du maître d'ouvrage et

du maître d'œuvre. La négociation technico-financière restait permanente pendant le déroulement du programme, mais elle portait sur l'acceptation des fournitures intermédiaires et les modifications des interfaces, plutôt que sur la nature des travaux à réaliser pour atteindre les objectifs fixés. Cela permettait au maître d'ouvrage de rester dans son rôle de formulation des exigences et de vérification de leur satisfaction, et au maître d'œuvre d'assurer la responsabilité technique et financière de ses décisions, sous le contrôle de la direction de programme étatique.

Dès lors que la définition générale du système est à peu près figée, l'intéressement à la réduction du coût à terminaison, accompagné d'un intéressement à l'obtention des performances souhaitées et au respect des délais, paraît un bon compromis, du moins lorsque la situation non concurrentielle et les risques d'un programme complexe ne permettent pas de conclure le développement au forfait. On évite en particulier le risque grave de dérive de la qualité du produit, risque toujours à craindre dans le cas de marchés à forfait.

Dans l'application au système M 4 de ces principes, les deux principales difficultés venaient de la complexité des interfaces avec les programmes voisins, SNLE en particulier, et de l'énorme enjeu financier pour Aérospatiale.

Le principe du passage à un contrat d'intéressement fut décidé par les directions de la DEN et d'Aérospatiale au milieu de 1979. Une convention générale d'intéressement couvrait la totalité de la phase de développement à partir de 1979 ; elle portait donc sur les trois principaux aspects du programme : le coût à terminaison, les performances opérationnelles et les délais, y compris ceux des principaux événements intermédiaires. La convention couvrait trois contrats distincts : le développement du missile proprement dit, la réalisation des missiles d'essais et le développement des matériels, logiciels et procédures de mise en œuvre – ainsi que l'équipement de la base maritime et du premier SNLE.

Cette structure avait été adoptée afin de mieux répartir les responsabilités de gestion, tant au sein de la DEN que d'Aérospatiale, et pour que les enquêtes de coût prévues par la convention fournissent des éléments précis d'estimation des coûts des matériels de série à venir – qui devaient être traités au forfait.

Le financement des tranches prévues au contrat était débloqué chaque année en fonction de la situation du programme et de l'estimation du coût à terminaison. Les primes ou pénalités attachées aux résultats techniques ou au respect des délais étaient versées ou retenues dès le constat effectué. En ce qui concerne l'intéressement au coût, un acompte était versé chaque année en fonction des prévisions de résultats à terminaison. Un effet incitatif immédiat était attendu de ce système d'intéressement.

Le déroulement réel du programme. Bilan

Les choix techniques initiaux se révélèrent judicieux, à une seule exception près : l'architecture électrique, qui dut être revue en 1977. Toutes les spécifications opérationnelles furent satisfaites.

Le développement et la fabrication des propulseurs se déroulèrent sans difficulté majeure. En particulier, ils fonctionnèrent toujours nominalement lors des essais en vol et il n'y eut que très peu d'échecs au sol. Les seules perturbations eurent pour origine l'introduction de modifications dues à l'évolution des ambiances rencontrées en phase de lancement : pressions externes, phénomènes hydrodynamiques.

Quatorze essais, sur les dix-huit initialement prévus, furent suffisants pour qualifier en vol le système M 4. Sur les 14 tirs, 13 furent réussis ; l'unique échec eut lieu lors

du troisième tir du socle, le 20 mai 1981, et fut rapidement compris et facilement corrigé. Le quatrième tir eut lieu avec succès le 22 juillet 1981. L'échec avait pour origine une définition insuffisamment précise de la topologie des câbles et flexibles hydrauliques dans l'interétage, zone où l'aménagement était particulièrement dense et où l'appartenance de certains éléments était différente lors de l'intégration du missile au sol et après séparation en vol. Les quatre missiles non tirés furent versés à la série des missiles opérationnels, sans attribution d'une prime particulière à l'Aérospatiale.

Aucune difficulté significative ne fut rencontrée lors du passage à la production de série. Toutefois, la modification tardive des écrans anti-X de certains équipements conduisit à livrer ces équipements directement à la base maritime, sans qu'ils aient été préalablement intégrés à la case des équipements en usine. Il n'en résulta aucune difficulté, l'interchangeabilité étant parfaitement assurée.

Au total, pour l'ensemble du programme M 4 et de ses deux améliorations, M 4 71 et M 45, l'équivalent de 111 missiles furent construits sans difficulté entre 1983 et 1996. En outre, 45 étages propulsifs (premiers et deuxièmes) et 65 cases à équipements (plus exactement CPE : case, propulsion, espacement) furent recyclés.

La préparation de la première dotation à la base maritime ne rencontra aucune difficulté significative. À bord du SNLE, le niveau spécifié de disponibilité fut atteint dès la première patrouille. Aucun *bug* informatique ne fut alors mis en évidence dans les logiciels critiques, pas plus qu'au cours des années qui suivirent. À l'exception du *Redoutable*, tous les SNLE de première génération furent transformés pour recevoir des missiles M 4 pour une mise en service opérationnel en octobre 1987 pour *Le Tonnant*, juin 1989 pour *L'Indomptable*, juin 1990 pour *Le Terrible* et février 1993 pour *Le Foudroyant*.

Cinq difficultés majeures furent toutefois rencontrées au cours du développement et conduisirent à des modifications importantes.

La première concernait l'architecture électrique, trop complexe. La décision fut prise en 1977 de l'abandonner pour une architecture plus simple. Cela entraîna une reprise profonde des câblages et de certains équipements séquentiels.

La deuxième concernait les conséquences de phénomènes hydrodynamiques masqués dans la configuration M 1, à savoir l'existence de jets rentrants (jets d'eau à grande vitesse) générés, soit par la bulle de tête (beaucoup plus courte et aléatoire que sur le M 1), soit par la bulle de culot (très différente en chasse à poudre). Ces phénomènes furent clairement identifiés en 1979 et conduirent à renforcer certaines structures (interétages 1/2 et 2/3, virole de case) et à protéger la tuyère du premier étage.

La troisième concernait le dispositif de fixation des têtes nucléaires sur le missile. En accord avec le CEA, une liaison par cadre découpé pyrotechniquement avait été retenue. Les essais mirent en évidence un risque lié au choc pyrotechnique pour certains éléments de la charge nucléaire. Il fut décidé en août 1978 d'abandonner ce type de liaison et de passer à une liaison par points, dont la rupture ne générerait que des chocs de faible intensité.

La quatrième, qui concernait le durcissement, fut la cause de deux modifications importantes. L'une concernait la technologie des câblages, l'autre le dimensionnement des écrans protecteurs des équipements contre les rayons X. Dans les deux cas, il s'agissait de prendre en compte des phénomènes physiques découverts tardivement.

La dernière difficulté concernait la portée du missile. Les évaluations initiales du devis de masse étaient entachées d'erreurs importantes ayant pour origine des oublis, des estimations trop optimistes ou la non-prise en compte des conséquences de phénomènes physiques inconnus liés au durcissement ou à l'hydrodynamique. Ces erreurs, qui correspondaient à une perte de portée de l'ordre de 400 km, furent corrigées grâce à une campagne d'allègement et de simplification, ainsi que par une amélioration majeure de la structure du deuxième étage (passage du fil de verre au fil de kevlar).

Le tableau suivant compare, pour les grandes étapes du programme, les dates du calendrier initial et les dates de réalisation.

Événement	Date initialement prévue	Date réelle	Écart
Premier tir 401	mi-1977	Novembre 1977	4 mois
Premier tir 402	mi-1977	Décembre 1977	5 mois
Premier tir en vol	Juillet 1980	Novembre 1980	4 mois
Premier tir du <i>Gymnote</i>	Mars 1982	Mars 1982	0
Livraison du premier missile opérationnel	Juillet 1983	Juillet 1983	0
Tir d'acceptation	Juillet 1984	Juillet 1984	0
Fin de la livraison de la première dotation	Décembre 1984	Décembre 1984	0
Première patrouille	Janvier 1985	Mai 1985	4 mois ¹⁹

Par rapport au calendrier initial, les écarts relatifs aux événements majeurs ne dépassèrent jamais quatre mois. Les principes sur lesquels était fondée la logique de développement se sont révélés sains et les marges du calendrier à peu près correctement réparties entre les différentes phases du programme.

L'application de la démarche qualité rencontra dans certains secteurs des résistances affichées ou larvées. La fermeté de la direction de la DEN et de celle de la DSBS vint à bout des résistances.

La principale lacune de la démarche était de ne pas prévoir de revues formelles conduites par des personnels étrangers au programme. Des revues, très sérieuses, existaient certes, mais elles faisaient uniquement appel à des personnels déjà impliqués dans le programme.

La rédaction des dossiers justificatifs initiaux fut parfois difficile. Le dossier justificatif initial a pour but de s'assurer que les choix techniques faits sont compatibles avec l'ensemble des spécifications ; il s'agit d'éviter toute modification majeure lors des essais de qualification au sol ou en vol. En d'autres termes, le dossier justificatif initial est une mesure systématique de réduction de risque. La difficulté vient du fait qu'il exige réflexion, rigueur et imagination, alors que chacun, l'œil fixé sur les prochaines échéances, pense surtout à commencer les premières fabrications pour les essais.

Malgré ces quelques réserves, la démarche qualité fut globalement positive et contribua largement au bon déroulement du programme M 4. Elle permit de constituer une documentation technique complète.

¹⁹ Tous les éléments du programme missile étaient prêts en janvier 1985.

L'organisation mise en place fonctionna sans heurts majeurs et efficacement ; les groupes techniques communs accomplirent parfaitement leur mission. Il est bon de noter que les rivalités industrielles entre Aérospatiale et la SEP ne perturbèrent jamais le déroulement du programme M 4.

L'exécution des contrats à intéressement donna satisfaction aux deux parties. Le travail de fond accompli sur les clauses techniques permit d'éviter les contentieux en cours d'exécution. Par rapport aux propositions financières initiales du maître d'œuvre, une première négociation avait abouti à une diminution de 6 %. Le bon déroulement du programme, en particulier le respect des délais, permit d'atteindre dans le cadre de l'intéressement une nouvelle diminution, pour l'État, de 7,5 %. Quant à l'industriel, à partir de son coût de revient final, tel qu'il a été établi par les enquêtes de prix officielles, il a obtenu une marge de 10,7 % (soit environ le double de la marge admise dans un contrat en dépenses contrôlées), à laquelle il faut ajouter des primes sur résultats de 3 %.

Ces résultats favorables n'auraient sans doute pu être atteints, en l'absence d'un mécanisme d'intéressement, qu'au prix de renégociations permanentes de l'ensemble des travaux restant à effectuer, avec un industriel n'ayant pas d'intérêt à réduire les coûts. La direction de programme étatique aurait été constamment amenée à prendre des décisions techniques de simplification des travaux en déresponsabilisant le maître d'œuvre. Au contraire, l'effet de la mise en place du mécanisme d'intéressement a été d'induire un effort significatif d'amélioration du *management* du programme, qui a porté sur :

- la gestion du coût prévisionnel à terminaison ;
- la gestion des interfaces entre le programme et son environnement complexe ;
- la formalisation des exigences techniques aux différents niveaux, sous forme de performances effectivement mesurables sans ambiguïté ;
- la qualité des dossiers de définition et des dossiers justificatifs de toutes les fournitures (matériels, installations, configurations) ;
- la qualité du suivi de jalonnement du programme, avec l'introduction d'événements judicieusement répartis ;
- la diffusion assez large au sein des équipes industrielles du souci de la réduction des coûts, préoccupation concurrente de celle des performances, plutôt prépondérante auparavant ;
- une plus grande rigueur dans la gestion des modifications.

Tout au long de son développement, malgré un changement politique majeur à la tête de l'État, le programme M 4 bénéficia du soutien constant des autorités et ne souffrit d'aucune perturbation dans son financement. Ses objectifs ne furent jamais remis en cause ; chacun savait qu'il était une priorité. Cet environnement fut, à coup sûr, un facteur important dans la réussite globale du programme.

LE PROGRAMME M 4 71

Le système M 4 71 est directement dérivé du système M 4, dont il ne se distingue que par les têtes nucléaires et leur dispositif d'emport.

Genèse du programme

En 1982, le CEA fit approuver le remplacement de la tête TN 70 par la tête TN 71. Cette dernière apportait deux améliorations importantes : un gain de masse de 23 kg par tête et une plus grande discrétion radar (en HF).

À la même époque, l'analyse des performances du système sol-air soviétique SA 12, en version Giant, conduisait à penser que, doté d'une charge nucléaire, il pourrait être intégré dans la défense ABM, permettant à l'Union soviétique de contourner le traité ABM et de remettre en cause les fondements de la pénétration du M 4. L'idée d'avoir, à terme, à doter le M 4 d'aides à la pénétration commençait à faire son chemin.

À cette fin, il était nécessaire de prendre deux mesures d'accompagnement à l'occasion de l'introduction de la tête TN 71 :

- modifier le dispositif de tenue et d'éjection des têtes, de manière à éviter la présence de tout objet susceptible de « marquer » les têtes ;
- libérer un espace central capable d'accueillir les aides à la pénétration.

Après une première décision négative en 1982, il fut décidé, en janvier 1983, de lancer le programme M 4 71 sur ces bases et d'appliquer cette amélioration dès la deuxième dotation.

Les spécifications opérationnelles

Il fallait :

- transformer intégralement l'allègement des têtes en gain de portée. Le nouveau dispositif d'emport et d'éjection devait avoir une masse au plus égale à celle de l'ancien ;
- n'accompagner les têtes d'aucun objet provenant du dispositif d'emport et d'éjection ;
- libérer une zone centrale ;
- équiper la deuxième dotation (et les suivantes).

La mise en place du programme

La solution technique fut arrêtée après un concours d'idées interne à la division DSBS. Une quinzaine de solutions furent étudiées et la solution s'imposa sans contestation. Les seules modifications induites concernaient les moyens de préparation à la base maritime.

Pour la mise au point au sol, on reconduisit ce qui avait été fait pour la partie haute du M 4. Trois essais en vol étaient planifiés en 1985 et au début de 1986, tous trois préparés à la base maritime et lancés à partir du *Gymnote*. La totalité de la deuxième dotation devait être livrée en 1987. Le tir d'acceptation était prévu en septembre 1987.

La démarche qualité du M 4 fut reconduite pour le M 4 71.

Organisation et déroulement du programme

Les organisations étatiques et industrielles en place pour le M 4 furent reconduites. Un avenant au contrat à intéressement M 4 engloba le développement du M 4 71.

Le programme respecta l'ensemble de ses objectifs : spécifications techniques, date d'entrée en service et coût. La démarche qualité du M 4 fut appliquée dans la continuité par des personnels qui avaient tous participé à ce programme.

La seule difficulté significative eut lieu lors du premier essai en vol, où le dispositif d'éjection d'une des têtes d'essais fonctionna mal. La conception et la qualification de ce dispositif furent revues et, après modification, tous les dispositifs essayés donnèrent satisfaction.

Les trois tirs de développement, ainsi que le tir d'acceptation, furent réussis (sous réserve du mauvais largage d'une tête lors du premier tir). Le tir d'acceptation eut lieu en septembre 1987, à la date prévue au début du programme et imposée par la sortie de refonte du SNLE *Le Tonnant*, premier sous-marin recyclé en configuration M 4. Au total, 65 nouveaux systèmes d'emport et de déploiement furent fabriqués.

LE PROGRAMME M 45

La genèse du programme

Il fut décidé en 1982 de développer une nouvelle génération de SNLE : les SNG, destinés à remplacer, à partir de 1994, les SNLE de première génération. Les sous-marins SNG apportaient à la FOST (Force océanique stratégique) deux améliorations capitales : une réduction très importante du niveau de bruit et la capacité d'emporter des missiles beaucoup plus lourds et volumineux. Le programme M 45 est le résultat de trois décisions prises entre 1986 et 1988 et relatives à l'équipement des premiers SNG.

Premièrement, sur proposition du CEA, la décision fut prise en 1986 de mettre en service une nouvelle tête nucléaire, appelée TN 75, sur le premier SNG, *Le Triomphant*. La TN 75 apportait deux améliorations : une réduction de masse de 25 kg par tête et une réduction très importante de la surface équivalente radar (SER) dans toute la plage des fréquences des radars de défense ABM.

Deuxièmement, après de nombreuses études concernant soit un nouveau missile, soit des améliorations plus ou moins importantes du M 4, la décision fut prise en 1986 d'équiper *Le Triomphant* du missile M 4 et de son système de mise en œuvre. Sur le missile M 4, les têtes TN 71 étaient simplement remplacées par les têtes TN 75 : c'était le programme M 45

Enfin, en 1988, la décision précédente fut adaptée à l'évolution potentielle des défenses anti-balistiques soviétiques. Les craintes de voir le traité ABM contourné se confirmaient. En conséquence, il fut décidé d'équiper les parties hautes des M 4 destinés au *Triomphant* d'un système d'aides à la pénétration (ALAP) novateur dont le concept, défini en 1986, faisait l'objet d'un programme d'études technologiques appelé EBAP (Études de base d'aides à la pénétration). Le programme changea alors de nom pour s'appeler M 45. Sa mise en service était fixée au milieu de 1994. En même temps, la mise en service du missile de nouvelle génération M 5 était fixée à 2005.

Les objectifs du programme

Les spécifications opérationnelles sont dérivées des décisions rappelées précédemment :

- compatibilité avec les sous-marins de nouvelle génération. Afin de limiter au minimum les modifications du missile, le tube interne, sa membrane, et le dispositif de chasse (à une réserve près, indiquée ci-dessous) des SNLE de première génération furent reconduits. Les modifications des interfaces sous-marin-missile (y compris sa mise en œuvre électrique) sont ainsi limitées aux domaines suivants : vitesse de route, plage d'immersion, arrivée des gaz de chasse, alimentation électrique et refroidissement des baies ;
- emport de 6 têtes nucléaires TN 75 ;
- déploiement d'un système d'aides à la pénétration contre une défense non-compatible avec le traité ABM. Un contrat de pénétration précisait à la fois la défense et les objectifs ;
- portée identique à celle du M 4 71.

La mise en service devait se faire sur *Le Triomphant*, dont la première patrouille opérationnelle était prévue pour le milieu de 1994.

La mise en place du programme

Le missile (hors TN et ALAP), devait connaître des modifications minimales. Les vérifications initiales permirent de s'assurer du réalisme de ce choix. Les modifications furent limitées à quelques adaptations au niveau des interfaces avec la partie haute et de la protection contre le jet rentrant de culot. Les marges de dimensionnement démontrées lors des essais de qualification du M 4 permirent de conserver les structures, malgré l'augmentation de la vitesse de route et de la plage d'immersion.

L'adaptation des baies aux nouveaux réseaux électrique et de refroidissement ne présenta aucune difficulté. Le déploiement des aides à la pénétration entraîna une augmentation du volume des calculs de préparation de la salve, ce qui conduisit à implanter à bord du SNLE un ordinateur de mission spécialisé.

Pour l'emport et le déploiement des têtes nucléaires, les techniques adoptées pour le M 4 71 devaient être reconduites. De même, aucun changement n'était prévu pour la base maritime, à l'exception de la mise en place d'un nouveau poste d'intégration des têtes et des aides à la pénétration.

La mise en place d'un système d'aides à la pénétration, principalement dans la zone centrale, libérée par la technique d'emport et de déploiement des têtes héritée du M 4 71, constituait une nouveauté. Le système d'aides à la pénétration est directement dérivé du concept et des technologies développés au titre du programme de démonstration EBAP (Études de base d'aides à la pénétration). Les différents éléments du système sont évidemment durcis aux niveaux imposés par les spécifications de la défense.

Une autre nouveauté était le développement d'une centrale d'ordres pyrotechniques spécialisée.

Pour des raisons évidentes de préservation du secret, il était exclu d'essayer en vol l'ensemble des têtes et du système d'aides à la pénétration opérationnel. Les différents constituants du système d'aides à la pénétration, plus ou moins démarqués, furent essayés individuellement en vol sur des vecteurs M 20 retirés du service (dans le cadre du programme EBAP, déjà mentionné) ou sur fusées-sondes. Le programme de qualification en vol du système M 45 proprement dit comprenait 2 tirs à partir du socle implanté au CEL, prévus à la fin de 1991 et au milieu de 1992, et 2 tirs à partir du SNLE *Le Triomphant* (un tir de synthèse et un tir d'acceptation). Cette lo-

gique était imposée par le retrait du service du sous-marin expérimental *Le Gymnote* en 1986.

La démarche qualité du M 4 fut globalement reconduite ; elle fut améliorée par l'introduction de revues formelles.

Les organisations étatiques et industrielles en place pour le M 4 et le M 4 71 furent également reconduites. Un contrat à intéressement du même type que le contrat M 4 fut conclu. Il couvrait la quasi-totalité de la phase de développement et reprenait la fin de l'activité Études de base de pénétration. Pour la première fois, le prix des matériels de série faisait l'objet d'un critère d'intéressement du contrat de développement.

Le déroulement réel du programme

Les choix initiaux se révélèrent judicieux ; le dispositif d'aides à la pénétration put même, après des études approfondies, être simplifié sans perdre de son efficacité ni de sa robustesse.

Toutes les spécifications opérationnelles furent satisfaites. Un simulateur d'attaque défense (SIMBAD) fut développé. Il simulait de façon fine et paramétrique toutes les caractéristiques techniques de la défense, les effets des explosions nucléaires, ainsi que le comportement des têtes et des aides à la pénétration. Le simulateur permettait de valider le concept d'aides à la pénétration, d'explorer sa robustesse face aux incertitudes entourant aussi bien les caractéristiques techniques de la défense que sa tactique et d'optimiser l'attaque.

Les deux tirs à partir du socle, ainsi que le premier tir à partir du SNLE *Le Triomphant*, furent réussis. En revanche, une erreur humaine entraîna l'échec du deuxième tir (tir d'acceptation). L'erreur fut identifiée sans l'ombre d'un doute et conduisit à mieux préciser les opérations manuelles concernées. Il ne fut pas jugé nécessaire de reprendre le tir d'acceptation pour prononcer l'admission du *Triomphant* au service actif : d'une part, le succès complet du premier tir, réalisé dans des conditions identiques, avait parfaitement démontré la capacité opérationnelle du système d'arme ; d'autre part, l'efficacité des mesures correctives, ou, plus précisément, de réduction de risques, pouvait être parfaitement vérifiée au sol. La réussite des tirs d'exercice suivants justifia *a posteriori* cette décision.

Aucune difficulté significative ne fut rencontrée lors du passage à la production de série. Au total, 60 parties hautes M 45 furent construites, soit trois dotations. Elles remplacèrent progressivement les parties hautes M 4 71.

Le programme rencontra toutefois une difficulté majeure, concernant la phase d'éjection. En phase de lancement, la stabilisation du SNG a un comportement différent de celui des SNLE de première génération. Il fallut reprendre l'étude du jet rentrant de culot, au plan théorique comme au plan expérimental, et redéfinir le domaine de tir. Il fallut également revoir la définition de la protection anti-jet rentrant à l'arrière du missile. La mise au point du dispositif d'éjection de certains éléments du système d'aides à la pénétration fut également une source de difficulté.

Pour tous les aspects indépendants du programme du sous-marin, le développement se déroula à peu près conformément aux prévisions. Le premier essai en vol à partir du socle eut lieu en décembre 1991, pratiquement à la date prévue ; le second eut lieu en juillet 1993, avec un retard d'un an sur la date prévue...

En ce qui concerne les essais en vol à partir du sous-marin, ainsi que la livraison de la première dotation, le calendrier fut ajusté sur celui du *Triomphant*. Ce dernier fut admis au service actif en octobre 1996, avec un retard de deux ans sur le calendrier initial, conséquence d'un étalement financier et de la grande ambition du projet.

La démarche qualité du M 4 fut améliorée sur certains points, en particulier par l'introduction de revues, ainsi que par l'application de l'analyse fonctionnelle et de l'analyse de la valeur.

Le contrat à intéressement donna satisfaction aux deux parties. Le coût final fut égal à 96,7 % du coût de référence du contrat DEN/Aérospatiale. Le prix des matériels de série fut également inférieur au prix de référence.

Dès lors que la décision fut prise de doter les missiles M 4 équipé de têtes nucléaires TN 75 d'un système d'aides à la pénétration, le programme bénéficia du soutien constant des pouvoirs publics et ne souffrit d'aucune perturbation dans son financement. Il subit uniquement les répercussions des retards du *Triomphant*.

Il faut remarquer que le M 45, par son système d'aides à la pénétration, apportait une grande robustesse vis-à-vis de l'évolution éventuelle des défenses à moyen terme (au moins jusqu'en 2010-2015). Ce fut, à ce titre, un investissement très efficace. L'importance des aides à la pénétration pour la crédibilité d'une force de dissuasion est en effet d'autant plus grande que le volume de cette force est plus petit.

COMMENTAIRES SUR L'EVOLUTION DE LA FORCE MSBS

Les systèmes balistiques MSBS français ont évolué selon deux processus d'ampleur très différente :

- le processus des générations : à chaque génération correspond un système de base, entièrement nouveau, M 1 pour la première, M 4 pour la seconde ;
- le processus des améliorations. Le système de base reçoit, au cours de sa vie opérationnelle, des modifications d'ampleur limitée qui, toutefois, apportent des améliorations importantes et permettent de l'adapter aux évolutions de l'environnement et d'en prolonger, à moindres frais, la durée de vie opérationnelle. Il y eut deux améliorations sur la première génération, le M 2 et le M 20, et deux également sur la deuxième génération, le M 4 71 et le M 45.

À l'exception du M 2, elles étaient toutes limitées à la partie haute du missile et étaient associées à l'introduction d'une nouvelle tête nucléaire. L'architecture générale du missile, les propulseurs et étages propulsifs, l'avionique et la mise en œuvre étaient inchangés ou, éventuellement, très légèrement modifiés. Le M 2 constitue une exception, justifiée par la nécessité d'augmenter très rapidement la portée.

Cette logique permit à la première génération d'atteindre une durée de vie opérationnelle de 18 ans. Quant à la deuxième génération, sa durée de vie prévisionnelle est d'environ 30 ans. Il est inutile de souligner l'intérêt économique d'une telle démarche. Bien évidemment, elle suppose implicitement que les principales spécifications opérationnelles, ainsi que l'architecture générale et la définition technique détaillée du système de base, sont saines et suffisamment pérennes. Dans le cas inverse, on ne ferait qu'essayer, sans succès, de prolonger un système inadapté à la base.

Dans ce processus, l'amélioration des têtes nucléaires et aides à la pénétration (ALAP) a joué un rôle moteur. Le domaine des ALAP correspond à l'évidence à celui de la lutte sans cesse recommencée entre l'obus et la cuirasse. Au fur et à mesure

que les défenses adverses se sont constituées, dans le cadre des traités ABM, puis avec ce qui a été appelé la « défense aérienne élargie » (radars mobiles et intercepteurs non nucléaires), on s'est efforcé d'assurer de différentes manières une meilleure pénétration des missiles balistiques sur les objectifs retenus : diversification des trajectoires, multiplication des objets rentrants, furtivité et durcissement aux rayonnements nucléaires du cortège balistique.

Ce sont d'une part l'accroissement des performances propulsives des vecteurs et les progrès réalisés dans les dispositifs de mise à poste, d'autre part l'allègement des têtes nucléaires en même temps que l'accroissement de leur furtivité, qui ont permis l'emport des aides à la pénétration.

L'enchaînement des programmes sur un peu plus d'une vingtaine d'années (programmes de base et améliorations) a permis une bonne continuité des équipes, aussi bien à la DEN que chez les deux maîtres d'œuvre industriels. L'expérience se transmettait, non seulement par la documentation technique et les procédures – ces dernières, d'ailleurs, assez peu développées dans les années soixante et le début des années soixante-dix – mais, surtout, par les personnels. Il y eut, certes, une rotation assez importante de personnels, mais nombreux sont ceux qui participèrent aux deux générations de programmes, et les nouveaux venus étaient toujours encadrés par des personnels porteurs de la mémoire des systèmes précédents – en particulier des erreurs qui y avaient été commises. L'expérience acquise lors des premières années d'exploitation opérationnelle des systèmes de première génération fut particulièrement utile : elle fit percevoir aux équipes que la phase de développement, quelles que soient sa difficulté et son importance, spécialement au niveau des essais en vol, n'est pas un aboutissement, mais a pour véritable finalité de définir et qualifier un système d'arme opérationnel. À cette fin, et aussi pour des raisons d'efficacité, les équipes de développement furent toujours sollicitées pour analyser et résoudre les difficultés les plus sérieuses rencontrées sur les systèmes en service opérationnel.

L'approche qualité introduite sur le programme M 4 fut, dans l'ensemble, perçue favorablement, car elle répondait de manière concrète à des besoins réels et n'était pas polluée par un jargon ésotérique.

PRODUCTION DE SERIE DES MISSILES MSBS

La réalisation des missiles opérationnels MSBS a été connue sous le nom de « série MSBS ». En fait, ce fut une suite de séries limitées, puisque, pour chacune des versions M 1 et M 2, une quarantaine d'exemplaires seulement ont été construits – et pas plus du double pour les quatre lots de missiles en version M 20 et M 4 à embarquer sur les SNLE.

Cependant, dès l'origine, il a été décidé de séparer nettement cette réalisation, à laquelle était associé un grand nombre de conteneurs spécifiques, de celle des missiles de développement (forcément tributaire des évolutions d'un exemplaire à l'autre) et de lui donner le caractère d'une vraie série industrielle. Ainsi, à partir d'une définition déposée, d'un processus industriel et d'outillages répertoriés chez le maître d'œuvre et ses sous-traitants, les missiles opérationnels ont été construits dans un cadre le plus rigoureux et répétitif possible.

Pour la première génération M 1, M 2 et M 20, il fallait constituer une liasse de série à partir des plans de développement et procéder de la sorte à une industrialisation des dossiers de fabrication. Cela explique pourquoi le contrat de maîtrise

d'œuvre d'ensemble de la série MSBS (hors propulseurs et équipements de guidage) n'a pas été confié, à l'origine, à la SEREB, chargée du développement, mais à Sud-Aviation Cannes, afin de bénéficier de la longue expérience industrielle de cette société dans le domaine aéronautique. En revanche, pour la version M 4, l'obtention de la liasse de série faisait partie des objectifs fixés dans les tâches de développement et le relais a été passé à l'intérieur de la même société, la SNIAS, entre les équipes de développement de l'établissement des Mureaux et l'établissement de Cannes. Les quatre derniers missiles M 4 de développement, dont le tir n'a pas été jugé indispensable, ont ainsi pu être affectés à la série opérationnelle sans difficultés particulières.

Les propulseurs étaient parallèlement commandés aux industriels fabricants, regroupés en dernier lieu dans le GIE G2P ; les centrales inertielles l'étaient à la SAGEM et les calculateurs à l'Électronique Serge Dassault. Les autres équipements, soit montés sur sous-ensembles de missiles, soit livrés à titre de rechanges, étaient compris dans le contrat de série passé à Sud-Aviation.

Le contrat de série a été conçu comme un instrument de gestion à la fois vigoureux et souple. À côté du financement de l'équipe de maîtrise d'œuvre proprement dite, il a couvert, d'abord à prix provisoires, puis à prix forfaitaires, la réalisation des différents sous-ensembles des missiles. Il a permis de réserver à la procédure d'achat par bons de commande (négociés séparément et individuellement) la fourniture de petits matériels (matériels pyrotechniques et piles électriques), des rechanges et l'application des modifications, ce qui a permis d'ajuster les commandes sans devoir reprendre par avenants le contrat principal. Il a traité à part les prestations particulières, par exemple les transports des gros sous-ensembles (étages propulsifs, cases d'équipements, coiffes) des sites de production à la base maritime de l'île Longue, confiés à des transporteurs spécialisés, ou encore les tâches confiées à l'assistance technique à la livraison sur les sites d'intégration. La complexité d'un tel marché au forfait a tenu également aux multiples négociations entre industriels sur les coûts, les délais et le niveau de qualité, à l'application, souvent en urgence, de modifications décidées par les responsables chargés de la fin du développement et du maintien en condition opérationnelle, à l'existence (et donc à la récupération) de nombreux matériels communs entre les versions M 1, M 2 et M 20, puis à la coexistence à l'île Longue de deux systèmes sensiblement différents, comme le M 20 et le M 4.

Il faut en effet rappeler que la constitution des missiles opérationnels à partir de leurs différents sous-ensembles et équipements n'est pas du ressort de l'industriel, mais qu'elle est réalisée dans les ateliers de l'île Longue, seulement au moment de l'embarquement sur les sous-marins. La responsabilité du maître d'œuvre de la série s'arrêtait donc au transport à la base maritime des principaux sous-ensembles équipés de leurs matériels dits « de catégorie B » (c'est-à-dire directement commandés aux équipementiers) : propulseurs, centrale et calculateur de guidage.

La souplesse du marché a été tout à fait nécessaire sur deux points : les engagements financiers et les délais. Il fallait en effet, sur le plan budgétaire, éviter de devoir bloquer des montants élevés d'autorisations de programme au moment du lancement des premières commandes à long cycle de fabrication et pouvoir adapter le rythme et les cadences de fabrication aux variations du calendrier de mise en service et de mouvements opérationnels des SNLE.

On s'est donc efforcé de rapprocher le plus possible la courbe des engagements de celle des paiements, en passant commande à l'industriel de quantités viables sur le plan économique, en séparant les phases d'approvisionnement, d'usinage, de

montage et de contrôle final – le tout calé sur les besoins d'embarquement des dotations, et naturellement dans le respect d'une dégressivité des coûts pour l'ensemble.

Ainsi, ce sont des documents contractuels constituant des annexes approuvées séparément – et évidemment classifiées –, qui rassemblaient les dates de livraison demandées, liées aux besoins opérationnels, et les plans de financement des différentes tranches de production. Ainsi, les modifications de délais et les ajustements correspondants de financement pouvaient être rendus contractuels dès la signature par les parties d'une nouvelle édition des documents, un avenant au marché de série entérinant ultérieurement le changement.

Le premier marché de série de missiles M 1 a été notifié en 1968. Avec des durées de fabrication comprise entre deux ans et deux ans et demi, les premières livraisons de sous-ensembles de missiles équipés et en conteneurs (1^{er} et 2^e étages propulsifs, cases d'équipements, corps de rentrée) ont commencé en février-mars 1970, à la cadence d'une unité par mois. Ainsi, la première dotation de 16 missiles assemblés pour être embarqués sur le sous-marin *Le Redoutable* était prête à la fin de 1971 ; un an après, c'était le tour de la deuxième dotation, destinée au sous-marin *Le Terrible*, embarquée en janvier 1973.

En ce qui concerne la version M 2, caractérisée par un nouveau deuxième étage propulsif (qui apportait une augmentation de portée), la dotation préparée à partir de septembre 1974 n'a été embarquée que progressivement de la fin de 1974 au milieu de 1975, du fait de l'application indispensable d'une modification décidée tardivement au cours du développement de la version. Le sous-marin *Le Foudroyant* a donc dû être équipé d'une dotation mixte M 1-M 2, ce qui a pu être évité pour la deuxième dotation M 2, embarquée complètement sur le sous-marin *Le Redoutable* après son premier grand carénage, au milieu de 1976.

La réalisation des quatre lots en version M 20 s'est enchaînée aux fabrications précédentes, en augmentant toutefois significativement la cadence, puisque dès janvier 1977, le sous-marin *L'Indomptable* était équipé de la première dotation M 20 et qu'au milieu de 1980, les quatre lots y étaient embarqués. Deux facteurs ont favorisé la satisfaction du besoin opérationnel : la décision prise en temps utile de construire un quatrième lot (qui n'était pas prévu initialement, et alors que la réalisation de la troisième unité S 3 était abandonnée) et la rapidité avec laquelle les industriels ont pu augmenter la cadence de fabrication d'un par mois à trois par mois. Il faut signaler à ce propos la grande réactivité de tout l'appareil productif, notamment dans la mise en place des outillages.

D'une manière générale, les délais contractuels, tout au long de la série MSBS, ont été parfaitement tenus, à de très rares exceptions près. Les quantités des sous-ensembles de missiles opérationnels disponibles à l'île Longue ont toujours été suffisantes par rapport aux besoins opérationnels – de même pour les rechanges associés. Aucun SNLE n'a été retardé par une insuffisance de chargement pour son départ en patrouille, au cas particulier près du chargement temporaire M 1-M 2 lors de l'introduction de la version M 2. Il en est allé de même pour les missiles d'exercice, dont la disponibilité a permis d'effectuer les tirs à partir des SNLE, selon les programmes demandés.

Le tableau ci-après présente les dates de mise en service successive des dotations de missiles MSBS.

Version		Date de mise en service	Date de retrait du service	SNLE
M 1				
	1 ^{re} dotation	30 janvier 1972	5 août 1974	<i>Le Redoutable</i>
	2 ^e dotation	5 janvier 1973	29 avril 1976	<i>Le Terrible</i>
M 2				
	1 ^{re} dotation	13 septembre 1974	10 janvier 1977	<i>Le Foudroyant</i>
	2 ^e dotation	11 juin 1976	9 août 1979	<i>Le Redoutable</i>
M 20				
	1 ^{re} dotation	25 janvier 1977		<i>L'Indomptable</i>
	2 ^e dotation	6 mars 1978		<i>Le Terrible</i>
	3 ^e dotation	8 septembre 1979		<i>Le Foudroyant</i>
	4 ^e dotation	11 mai 1980		<i>Le Tonnant</i>
M 4				
M 4 70	1 ^{re} dotation	1985		<i>L'Inflexible</i>
M 4 71	2 ^e dotation	1987		<i>L'Indomptable</i>
M 4 71	3 ^e dotation	1989		<i>Le Terrible</i>
M 4 71	4 ^e dotation	1991		<i>Le Tonnant</i>
				<i>Le Foudroyant</i>
M 45				
	1 ^{re} dotation	Au-delà de 1996		<i>Le Triomphant</i>
	2 ^e dotation			<i>Le Téméraire</i>
	3 ^e dotation			<i>Le Vigilant</i>
				<i>Le Terrible</i>

Programme MSBS M 4 : un même vecteur et trois versions successives de la partie haute (accroissement de la portée et de la capacité de pénétration)

Version M 4 70 6 têtes nucléaires TN 70	Version M 4 71 6 têtes nucléaires TN 71	Version M 45 6 têtes nucléaires TN 75 aides à la pénétration
1 lot développement de 1973 à 1985 14 tirs/13 succès mise en service en 1985 2 tirs/2 succès retrait de service en 1996	3 lots développement de 1983 à 1987 3 tirs/3 succès mise en service de 1987 à 1990 4+ tirs/4+ succès	3 lots développement de 1988 à 1996 3 tirs/3 succès mise en service à partir de 1996 sur SNLE de nouvelle génération

LA MISE EN ŒUVRE DES MISSILES MSBS

C'est donc sous forme d'éléments séparés, en conteneurs, par transports spéciaux, dûment escortés militairement, que les missiles opérationnels ont été livrés à l'île Longue. Ce site, retenu pour des raisons géographiques et stratégiques, s'est révélé de dimensions contraignantes compte tenu des périmètres de sécurité (pyrotechnique, nucléaire, militaire). Sur propositions du maître d'œuvre industriel et du CEA et sous la direction d'une organisation les rassemblant avec la Marine, la DGA (DCN, DME : Direction des missiles et de l'Espace, mission Atome) et les Travaux maritimes, la conception des installations et du fonctionnement a été élaborée.

Plusieurs dispositions ont été érigées en principes :

- manipuler les objets, en particulier les têtes nucléaires, au minimum de hauteur par rapport au sol, pour des raisons de sécurité ;
- assembler les missiles à l'horizontale (à la manière américaine), principalement à cause du risque d'allumage intempestif des propulseurs, également pour limiter la hauteur des bâtiments qui pouvaient être ainsi entourés de buttes de terre (merlons) et mieux protégés contre une éventuelle attaque aérienne ;
- interdire strictement toute action qui n'est pas prescrite, c'est-à-dire disposer d'un corpus considérable de procédures écrites, dûment expérimenté et validé devant des commissions officielles d'experts ;
- privilégier la modification ou l'adaptation des matériels mécaniques de mise en œuvre plutôt que de toucher aux ouvrages de génie civil – ce qui a rendu complexes et difficiles d'usage certains de ces matériels.

Ces dispositions n'ont pas favorisé, à l'évidence, le choix de solutions économiques.

Les missiles sont donc constitués, c'est-à-dire assemblés, en ce qui concerne la partie vecteur, et « jonctionnés » avec la partie haute comprenant les têtes nucléaires, après contrôle manuel et automatique, juste avant leur embarquement dans les sous-marins. Tous les travaux sont effectués en suivant strictement les prescriptions du *Manuel de service courant*. Ce manuel, mis au point et expérimenté une première fois par le maître d'œuvre sur des sites de référence, copies conformes des sites opérationnels, a été ensuite soumis à une acceptation technique à l'île Longue, souvent après plusieurs itérations et éventuellement des modifications de matériels, et enfin validé officiellement, opération par opération, en présence de la Commission mixte de sûreté armées-CEA. Grâce à ce processus long et complexe de mise au point des matériels et des procédures, associé à la formation des personnels de la pyrotechnie de l'île Longue, les missiles ont toujours été livrés à bord dans les conditions de sécurité fixées.

À bord des sous-marins, les interventions sur les missiles et leur préparation ont été voulues physiquement très limitées et automatisées au maximum. À travers les tubes de lancement, seuls la jupe arrière du premier étage propulsif, l'interétage et la case d'équipements des missiles sont demeurés accessibles (dans des conditions physiquement difficiles) pour l'échange éventuel de piles d'alimentation électrique et de matériels de guidage et de pilotage. Cependant, ces ouvertures dans les tubes ont finalement contraint l'étagement des versions successives des missiles, y compris sur les sous-marins de nouvelle génération.

En ce qui concerne la préparation au tir, les progrès de l'informatique se sont naturellement traduits par une grande simplification des baies de mise en œuvre (de trois baies individualisées par tube jusqu'à quelques tiroirs dans des baies communes). Quant aux logiciels, la qualité et la représentativité des plates-formes à terre, en particulier chez le maître d'œuvre, ont permis une mise au point efficace en temps utile qui a toujours satisfait les besoins opérationnels.

EXPLOITATION OPERATIONNELLE ET MAINTIEN EN CONDITION OPERATIONNELLE

Avec les premières réflexions sur la mise en œuvre quotidienne des missiles, le concept de maintien en condition opérationnelle (MCO) des systèmes de missiles MSBS et SSBS est apparu dès 1968, en même temps d'ailleurs que la notion de qualité. Ce concept a depuis été largement répandu chez tous les exploitants de

systèmes complexes et dans les industries réalisatrices. L'exigence de disponibilité totale, immédiate et permanente des forces stratégiques (dans une situation paradoxale de non-emploi) a en effet conduit à devoir aller au-delà du traitement habituel d'entretien et de maintenance courants réservé au matériel militaire, pour conserver à tous les constituants des systèmes l'état de bon fonctionnement opérationnel d'origine dans lequel ils sont « recettés » au moment de leur première livraison. Cette exigence a conduit à prolonger beaucoup plus qu'antérieurement l'action des ingénieurs de conception dans la vie opérationnelle des systèmes.

Il s'agit alors de repenser les activités traditionnelles de réparation, d'étude et d'application de modifications et d'assistance technique aux utilisateurs dans le sens de l'efficacité et de la rapidité maximales, et surtout d'assurer un suivi permanent et extrêmement précis et sûr du système en service, pour pouvoir détecter les dérives de performances, les pannes et les incidents, afin d'engager sans délai les réactions appropriées. Il faut en effet à tout instant être en mesure d'assurer aux autorités opérationnelles et gouvernementales, grâce à l'expertise et à la compétence des concepteurs du système, que celui-ci est bien capable d'assurer sa mission, car, comme les autres performances, la valeur élevée du niveau de disponibilité des systèmes d'armes nucléaires contribue à l'assurance de la capacité de dissuasion. Or, pour garantir ce niveau, il faut retenir les dispositions les plus sûres pour le MCO. Les risques pris en réduisant les activités correspondantes resteront toujours imprécis mais réels, malgré l'expérience progressivement acquise sur la fiabilité, la péremption et l'obsolescence des matériels.

Les activités de maintien en condition opérationnelle sont donc de trois types :

- des prestations d'études, de gestion, d'exploitation et d'assistance technique : synthèse au niveau du système, maintien de la qualité et de la sécurité nucléaire, suivi de la définition des matériels et entretien des plates-formes de référence avec celui des logiciels, recueil des faits techniques à bord des sous-marins et à la base maritime, analyse de ces faits et traitement des anomalies; assistance technique aux utilisateurs, préparation et exploitation des tirs de missiles d'exercice ;
- des activités industrielles de renouvellement des éléments soumis à péremption (propulseurs et étages propulsifs, équipements pyrotechniques) ;
- des activités industrielles de réparation et de réapprovisionnement pour les sous-ensembles et équipements de missile, pour les installations et matériels de contrôle et de mise en œuvre.

La disponibilité permanente d'équipes qui ont à la fois recueilli l'expérience du développement et connu les processus industriels de réalisation est donc nécessaire. Dans nos armées, c'était sans doute la première fois, en dehors peut-être des temps de conflits, qu'un service technique et l'industriel concepteur étaient associés de façon aussi étroite et permanente à l'exploitation opérationnelle d'un système d'arme.

Du côté étatique, les activités de MCO sont conduites par la DGA dans le groupe qui est responsable du développement du système ; une antenne a été constituée sur le site d'utilisation auprès des équipes opérationnelles (à la pyrotechnie de l'île Longue, dans le cas du MSBS), de façon à organiser au mieux la circulation des informations techniques recueillies à bord ou dans les ateliers de préparation et le retour de celles-ci auprès des concepteurs. En ce qui concerne les industriels, une partie des équipes est également détachée sur le site de mise en œuvre, et celle qui est en charge de la partie informatique relative à la confection des plans de tir et aux contrôles automatiques des missiles à bord doit rester très proche des équipages

des sous-marins et des états-majors. Elle a d'ailleurs à sa disposition des installations identiques à celles des sous-marins, de façon à pouvoir reproduire et étudier en permanence tout fait technique ou anomalie survenu en service, dépouiller les historiques recueillis à bord dans des délais très courts et en informer les équipages (entre deux patrouilles du même SNLE), enfin valider sans délai les modifications.

Le maintien en condition opérationnelle, ainsi défini, a bien sûr un coût. Le prix de la disponibilité de chaque système ne s'approche qu'à partir d'études de vieillissement, de l'exploitation des faits techniques survenus en service, du suivi des évolutions de la définition, de la constatation de l'usure dans les conditions réelles d'emploi et de l'adéquation de la politique de maintenance périodique. La pérennité de son financement a pu être dès l'origine protégée par l'inscription des dépenses au titre V (investissements gérés par la DGA), et non pas au titre III (fonctionnement géré par les armées), comme c'est le cas pour l'entretien courant. On peut considérer que le MCO est en fait à la fois une action d'aboutissement du développement et une activité permanente de mise en place initiale, et que l'effort financier consenti pour réaliser un système stratégique ne peut se justifier que si celui-ci conserve en permanence ses qualités et performances d'origine.

Les cinq soucis permanents des responsables du MCO ont été :

- la prévention d'un incident grave de sécurité pyrotechnique, voire nucléaire ;
- la disponibilité et la performance des équipes et des installations informatiques collaborant à la confection des plans de tir, à la mise en œuvre automatique des missiles à bord et au dépouillement des historiques au retour de chaque patrouille de SNLE ;
- l'accroissement de la durée de vie des composants soumis à péremption, en particulier des propulseurs des premiers et deuxièmes étages propulsifs. Dans ce domaine, compte tenu de l'impossibilité de disposer d'une expérience préexistante, de la lourdeur du processus industriel de renouvellement (débarquement des missiles, désassemblage, transport en usine, changement de propulseurs et mouvement inverse de retour) et du coût de l'opération, il a fallu agir avec discernement et si, au début, certains propulseurs ont été renouvelés trop rapidement (eu égard aux bons résultats des études et essais de vieillissement), la durée de vie en service s'est rapidement accrue (de trois ans à une quinzaine d'années pour les propulseurs M 4, c'est-à-dire une fois dans la vie opérationnelle de la dotation), grâce à des mesures prises lors de la conception de ces propulseurs – ce qui a évidemment diminué significativement le coût du MCO ; il en est allé de même pour les piles électriques et les matériels pyrotechniques des missiles ;
- la réussite des tirs de missiles d'exercice, puisque ces tirs ont toujours participé directement à l'exercice même de la dissuasion (bien au-delà du test en vraie grandeur de l'état en service du système), ce qui suppose en particulier un choix judicieux de la mission affectée aux missiles tirés et une sélection raisonnée de tous leurs composants, c'est-à-dire une connaissance précise de leur état de fonctionnement, par l'étude détaillée de leurs historiques et par un traitement efficace de tous les faits techniques observés en service ;
- le maintien des compétences sur le fonctionnement du système chez le maître d'œuvre et chez les industriels, avec le suivi rigoureux des procédures de modification et d'exploitation des faits techniques – et ce alors que de nouveaux systèmes entraînant la mise en œuvre de nouvelles technologies pouvaient mobiliser ailleurs les meilleures énergies.

Globalement, avec l'expérience tirée de l'examen des missiles en retour de dotation, on peut affirmer que le niveau aussi bien curatif que préventif des activités de maintien en condition opérationnelle des missiles MSBS pendant la période avait été convenablement fixé.

LE SYSTEME D'ARME PLUTON

Conditions de lancement

C'est en 1960 que l'armée de Terre s'est vu confier la mise en œuvre du premier système d'arme porteur d'une tête nucléaire : la roquette *Honest Jones*, matériel américain dont le stockage, le gardiennage et l'emploi étaient subordonnés au commandement américain. Il est mis en œuvre par des unités d'artillerie stationnées en RFA. En 1966, se retirant de l'organisation militaire intégrée de l'OTAN, la France se voit privée des têtes nucléaires américaines et ne dispose donc plus d'aucune arme nucléaire tactique ; seule existe, alors, une force nucléaire stratégique à base de porteurs Mirage IV.

Issu donc d'un besoin et d'une certaine volonté politique, le programme Pluton est, entre autres, lancé par les deuxième et troisième lois de programme, couvrant les périodes 1965-1970 et 1971-1975. C'est ainsi que l'armée de Terre accède de nouveau et à part entière à l'arme nucléaire tactique. En effet, après que l'armée de l'Air eut reçu, en 1972, l'arme nucléaire tactique pour ses Mirage III E et que les systèmes d'armes stratégiques SSBS et MSBS eurent été déclarés opérationnels en 1971 et 1972, c'est le 2 mai 1974 que le premier régiment Pluton reçut sa dotation opérationnelle.

Cependant, avant même le lancement du programme Pluton, et bien après la mise en service des matériels, le consensus n'a jamais été de mise, au plan national, sur cette arme nucléaire tactique (ANT), alors qu'il était largement acquis pour le « stratégique ». Que ce soit parmi les parlementaires ou le grand public, des campagnes, dans lesquelles l'extrême gauche était présente, condamnaient sans relâche ce système « du diable », destiné « à provoquer de nouveaux Hiroshima ou Nagasaki ». Au sein même des armées, il y avait également antagonisme : entre les trois armées, mais aussi, au sein de l'armée de Terre, entre les tenants de l'artillerie nucléaire de campagne et ceux de la dissuasion pure – concept de l'ultime avertissement qui devint plus tard, avec Hadès, celui de l'arme nucléaire préstratégique. En un mot, les esprits n'étaient pas prêts à admettre l'existence de ce système d'arme qui a pourtant bien été mis en place et qui a parfaitement rempli sa mission opérationnelle pendant 19 ans.

Description du système

Le système d'arme Pluton est organisé en cinq régiments (d'artillerie) répartis dans le nord-est de la France. Un, deux, voire trois régiments Pluton sont placés, pour l'engagement, sous l'autorité d'un corps d'armée qui en assure la mise en œuvre opérationnelle, mais l'emploi (le tir) relève de l'autorité gouvernementale (président de la République), qui l'autorise par un moyen hautement sécurisé. L'arme principale est un missile sol-sol à munition nucléaire, mis en œuvre à partir d'un véhicule de tir (char).

Les éléments principaux du système Pluton sont :

- le missile lui-même, constitué d'un vecteur pyrotechnique (propulseur à poudre), d'une munition et d'un cœur nucléaires ;
- le véhicule de tir, constitué à partir du châssis du char dépanneur AMX 30 ;
- les véhicules poste de commandement (PC), constitués de camions, équipés de cadres identiques pour les PC de batterie, de régiment ou encore les PC Pluton placés auprès des PC de corps d'armée ;
- les matériels de mise en œuvre nécessaires au transport et à la manutention des trois constituants du missile, au traitement des données nécessaires au tir et aux transmissions (véhicules calculateurs), aux opérations topographiques d'alignement du char en gisement et au calage des gyroscopes du missile ;
- l'infrastructure régimentaire, comprenant : les postes de garde, de filtrage et sécurité, les clôtures et systèmes de détection et d'anti-intrusion, les zones techniques commune et spécialisée, ainsi que le Dépôt-atelier de munitions spéciales (DAMS). Seuls le casernement régimentaire, les postes radio, les camions porteurs et les véhicules d'accompagnement (VAB avec tourelleau TH 20 et canon de 20 mm) échappent au programme Pluton, car ils relèvent de la responsabilité directe de l'armée de Terre.

La fiche de caractéristiques militaires, rédigée en 1966 et précisée en 1967 sous forme d'une charte, définit nombre d'éléments.

Le missile Pluton a un diamètre de 65 cm, une longueur totale de 7,64 m et des empennages non déployables lui donnent une envergure totale de 1,42 m. Transporté et tiré à partir de son conteneur parallélépipédique accroché au bâti de mise en site du char, le missile a une portée de 20 à 120 km et permet d'obtenir soit une explosion aérienne, à 180 ou 600 mètres de hauteur, soit une explosion au sol. L'ECP est inférieur à 200 m à portée minimale et 400 m à portée maximale. Le tir est possible sur terrain en pente de 6 ° et si le missile est dépointé de 10 ° par rapport à l'axe pièce-objectif.

Le vecteur, la munition et le cœur sont transportés en camions ; ils sont aérotransportables, mais seuls les deux derniers sont hélitransportables (SA 330). Le missile peut rester 8 jours sur le véhicule de tir, qui doit ainsi pouvoir parcourir 500 km sur route ou chemin et 50 km en tout terrain. Des sécurités existent pour interdire tout accident au départ ou empêcher la mise à feu de la charge en dehors de la zone d'objectif. Le tir est naturellement impossible sans autorisation gouvernementale.

La charge nucléaire permet de délivrer deux énergies différentes (10 et 25 kt) selon le cœur introduit ; les sécurités sont telles que les risques radiologiques sont négligeables et la sécurité nucléaire au sol est totale ; en vol, l'armement nucléaire ultime n'a lieu qu'à proximité de l'objectif.

Le véhicule de tir, dérivé du char AMX 30 et servi par quatre hommes, est équipé d'une grue de manutention et du bâti pour mise en site et tir du missile. Doté de tous les moyens nécessaires aux transmissions, au traitement de l'information et renseigné pour le calage des gyroscopes, il dispose donc du nécessaire pour conduire le tir de façon autonome. Le véhicule calculateur, un camion équipé du cadre SH 26, accueille, comme toutes les stations du système d'arme – véhicule de tir compris –, un ensemble de transmissions à base de postes radio de la série 13 (15 W) et un calculateur Iris 35 M, dont la programmation est entièrement réalisée en langage assembleur.

Le déploiement et la séquence de tir suivent le schéma suivant : hors du quartier, chaque régiment, composé d'une batterie de commandement et de services, de trois batteries de tir à deux pièces et d'une batterie de sécurité et de transport nucléaire, dissémine et dissimule (souvent en sous-bois) ses véhicules sur le terrain afin d'obtenir à la fois la plus grande discrétion possible (au sens du repérage aérien) et l'invulnérabilité en cas d'attaque nucléaire ennemie (distances nucléaires de sécurité entre véhicules principaux de l'ordre de 7 à 10 km, pour les PC et les unités de tir). Le régiment manœuvre dans la zone d'action de son corps d'armée sur une largeur moyenne de 40 à 60 km et sur une profondeur de 100 à 160 km. Compte tenu de la portée du missile, il peut donc se déployer à 40 ou 60 km de la ligne des contacts, ce qui n'était pas possible avec le *Honest Jones* (d'une portée maximale de 30 km).

Les moyens de mise en œuvre permettent :

- en 15 mn, le chargement du missile sur le véhicule de tir ;
- en 10 mn, le tir du missile – ou en 5 mn après un maintien prolongé (mais exposé) sur la position de tir (durée inférieure à 24 heures) ;
- la prise en compte, en moins de 2 mn (et jusqu'à moins de 30 secondes de la mise à feu) d'un ordre de changement d'objectif ; si le gisement du nouvel objectif est compris dans la fourchette de + ou – 10 degrés autour de l'axe du char, le tir est possible, après rechargement, dans les mêmes délais.

Organisation étatique et industrielle

C'est après des balbutiements et des hésitations initiales, bien compréhensibles compte tenu de la nouveauté, de la complexité et de l'importance du programme, que l'organisation étatique s'est mise en place. Cela résulte aussi de la confusion des rôles existant initialement entre le niveau étatique et le niveau industriel et enfin du fait que les organismes concernés étaient peu habitués, jusque-là, à travailler ensemble. L'exemple le plus marquant concerne les contacts difficiles avec le CEA, qui relevait, à l'époque, non pas du ministre de la Défense, mais du ministre d'État chargé de la Recherche scientifique et des questions atomiques et spatiales. L'armée de Terre a mis un certain temps à prendre conscience des spécificités d'un programme nucléaire. La DTEn, nouvelle direction technique de la DMA, déjà chargée des programmes SSBS dans l'organisation Athéna et des programmes MSBS dans l'organisation Coelacanthe, a, elle, mis un certain temps à renoncer à assurer les tâches de maître d'œuvre industriel. La DTAT, Direction technique des armements terrestres, associée à la DTEn, a éprouvé de grandes difficultés à assurer aussi bien la coordination technique entre la SEFT (Section d'étude et de fabrication des télécommunications) et l'AMX, deux de ses établissements, que l'interface avec les autres coopérants du programme.

L'organisation Pluton a donc fonctionné, dans les premiers temps, par à-coups ; mais, malgré des grincements et grâce principalement à la qualité des hommes, à leur conscience et à leur sens de l'initiative, « la machine a fini par tourner rond ».

Le Comité directeur Pluton est présidé par le délégué ministériel pour l'armement, en personne. Il comprend le directeur des applications militaires du CEA, les représentants du CEMA, ceux du CEMAT, le directeur technique des engins et celui des armements terrestres. Le Comité se réunit, en principe, annuellement et son rapporteur est « l'ingénieur système d'arme » de la DTEn : cet ingénieur devint, par la suite, avec les changements d'appellation, le directeur du programme et même le directeur

du programme d'ensemble Pluton, coiffant les divers directeurs de programme intervenant dans Pluton.

Le Comité directeur est chargé :

- de faire élaborer la charte à soumettre à l'approbation des deux ministres. Cette charte précise les aspects opérationnels, techniques, industriels, financiers et calendaires du programme ;
- d'autoriser les décisions majeures ou de les soumettre aux ministres ;
- de s'assurer du bon déroulement du programme.

La préparation des décisions et la gestion courante du programme ont lieu à un niveau inférieur, dans le cadre d'un groupe de travail que préside l'ingénieur système d'arme. Celui-ci dirige, à la DTEn, une équipe constituée d'ingénieurs civils et militaires, de techniciens et même d'officiers détachés de l'armée de Terre et chargés de l'assister. Il délègue la responsabilité du développement du propulseur du missile à un bureau spécialisé de la DTEn (comme pour les SSBS et MSBS) et, pour certains domaines techniques tels que celui des techniques inertielles, il s'appuie sur les compétences du Bureau guidage-pilotage du STEN (Service technique des engins balistiques) et du centre technique de la DTEn que constitue, à Vernon, le LRBA.

D'autres groupes de travail sont créés et œuvrent dans la concertation. L'armée de Terre crée « l'équipe de marque », dont les officiers sont chargés d'apporter leur soutien à l'équipe de direction de programme. Plus tard, elle crée la Commission logistique, chargée de piloter les questions de soutien et de documentation.

L'organisation industrielle ne s'est pas non plus mise en place rapidement. Il faut savoir que tout ce qui concernait les réseaux radio a échappé au programme d'ensemble, compte tenu du fait que, pour Pluton, l'armée de Terre a réutilisé le même type de matériels de transmission, les mêmes réseaux, procédures et habitudes que pour les précédents régiments d'artillerie.

La maîtrise d'œuvre industrielle du missile et du système de mise en œuvre et de contrôle a tout d'abord, en 1967, été confiée à Nord-Aviation, avec sous-traitance imposée de 50 % à Sud-Aviation. En 1970, après leur regroupement au sein d'Aérospatiale, c'est la Division des engins de cette nouvelle société, chargée des missiles tactiques, qui a assuré la maîtrise d'œuvre. Il lui a été imposé de confier la responsabilité du propulseur à poudre au G2P (Groupement des gros propulseurs à poudre), avec sous-traitance des structures à l'ATS (Atelier de construction de Tarbes de la DTAT). À cette époque, la coordination industrielle était toujours assurée par la DTEn, et ce jusqu'à ce qu'en 1972, Aérospatiale soit désignée comme maître d'œuvre principal (MOP) du programme. À partir de cette date, c'est donc Aérospatiale qui est chargée de coordonner tout ce qui concerne le vecteur et son conteneur, l'ogive vide et surtout le véhicule lanceur dans son ensemble.

Parallèlement, la DTAT répartit entre l'AMX et la SEFT les études et réalisations qui sont de son ressort. L'AMX développe le véhicule de tir et la SEFT, assistée de la SESA, est chargée, en étroite liaison avec la CII, la CIT et la SINTRA, de la conception et du développement du système performant de traitement et de transmission de données équipant les véhicules calculateurs et le véhicule de tir. La DTAT (SEFT et AMX) conserve évidemment la responsabilité des deux sous-systèmes (véhicule calculateur et véhicule de tir équipé du système de transmission et de traitement des données), mais c'est Aérospatiale qui présente en recette les véhicules de tir intégrés et les vecteurs en conteneur ; de son côté, la SEFT fait de même pour les véhicules calculateurs.

Les ogives sont livrées au CEA, qui monte la charge et les autres équipements, pour présenter l'ensemble en tant que munition nucléaire en conteneur.

Après livraison des matériels, et sauf ce qui concerne la munition, qui demeure la propriété du CEA, c'est encore Aérospatiale qui, assistée des personnels de l'AMX et de la SESA, a la responsabilité de l'assistance technique constructeur auprès de l'utilisateur.

Contenu du développement et résultats

Le vecteur comprend les systèmes de guidage, de pilotage, de propulsion, etc. Sur ce vecteur, vient se fixer la munition, pour constituer le missile. La munition est constituée d'une ogive contenant la charge nucléaire, le contacteur de pointe et les dispositifs de fonctionnement et de sécurité de la charge. Elle existe avec ou sans cœur (temps de paix ou de guerre).

La trajectoire n'est pas prédéterminée. Son allure parabolique dépend des perturbations rencontrées, mais le système de guidage cherche de la façon la plus économique à conduire le missile sur le but, sous une pente imposée au départ et qui est fonction de la portée. La trajectoire (avec une portée maximum de 120 km) est parcourue en 170 secondes. L'apogée est de 30 km et l'angle au départ est de 60°. À la portée minimum (20 km), l'apogée est de 2 km et le temps de vol de 30 s. Stocké dans un conteneur étanche servant de rampe de lancement, le vecteur a une masse de 2 tonnes au départ, dont 1 215 kg de propergol, et mesure 4,80 mètres.

Le guidage est inertiel, bien que n'utilisant pas de plate-forme dite « inertielle », mais deux gyroscopes libres à deux degrés de liberté (système *strap down*). Le pilotage est continu, jusqu'à l'explosion.

Le propulseur, appelé Styx, correspond à une définition bi-composition du type moulé-collé, en isolane. Le propulseur d'allumage, situé dans le fond avant, a un chargement libre et a été baptisé Gerboise.

Le détecteur de hauteur est un radar altimétrique : il mesure la hauteur par rapport au sol et non l'altitude.

Le logement, dans l'ogive, de la munition radiologique (MR 51), du boîtier de sécurité tactique et de certains circuits électriques, chargés d'acheminer la levée de sécurité gouvernementale et les ordres de fonctionnement de la charge, fut à l'origine d'un dialogue initialement délicat entre le CEA, la DTEn et la SNIAS, du fait du caractère très secret de certaines informations.

La mise au point du missile fut obtenue au moyen de 21 essais en vol, dont 4 pour étudier la sortie de rampe, 10 pour la mise au point et 7 pour la qualification. En outre, l'armée de Terre a procédé, entre 1973 et 1974, à 5 tirs d'évaluation militaire, avant livraison des matériels opérationnels

Pour le véhicule de tir, les principaux problèmes rencontrés concernaient :

- l'alimentation électrique de nombreux équipements, demandant soit du courant continu, soit une source à 400 Hz ;
- les fonctions de chargement/déchargement, qui ont nécessité l'implantation d'une grue et la pose d'un bâti inclinable, support du conteneur-lanceur, donc une génération hydraulique adaptée ;
- l'intégration de nombreux sous-ensembles dans la caisse d'un char, qui n'est naturellement pas extensible.

Pour le véhicule calculateur, compte tenu de l'expérience de la SEFT en matière d'équipement et d'intégration des stations pour les systèmes d'armes précédents, la constitution et la mise au point des stations n'a pas posé de problème majeur. Banalisés pour l'observateur (un seul type de cadre pour toutes les stations : ECL, Échelon de commandement et de liaison, PCR, Poste de commandement du régiment, PCB, Poste de commandement de batterie), les matériels n'ont réellement posé que des problèmes d'antiparasitage mutuel entre équipements voisins et appelés à travailler simultanément.

Dénoté « dépôt-atelier de munitions spéciales » (DAMS) dans la terminologie du CEA, le dépôt, confié à la garde de chacun des régiments Pluton, regroupe les alvéoles de stockage des constituants des missiles de dotation et les ateliers où sont effectuées les opérations de soutien sur ces constituants. L'ensemble de la voirie, dépendant aussi du programme, est en outre organisé pour permettre une évacuation rapide du dépôt.

Distant de plusieurs kilomètres du cantonnement régimentaire et interdit de survol, le DAMS fait l'objet :

- d'une protection active, la batterie de transport et de sécurité nucléaire assurant la garde permanente des installations ;
- d'une protection passive, par une accumulation de clôtures ;
- d'une protection juridique (à 10 ou 20 mètres), encore appelée clôture de propriété ;
- d'une protection anti-gibier, pour éviter les fausses alarmes ;
- d'une protection dite 1 bis, entourant la zone vie ;
- d'une protection dite 2, sismoélectrique, entourant la zone bleue (zone vecteurs) ;
- d'une protection dite 3, électrique, entourant la zone rouge (zone munitions et cœurs), comme des dispositifs d'alarme porte ouverte, température et incendie, par 4 radars et par un poste de commandement et de sécurité ;
- d'un gardiennage par les chiens du peloton cynophile, qui peuvent être lâchés entre les clôtures.

Déploiement opérationnel

Après la décision du Conseil de défense de novembre 1966 « d'équiper 5 unités divisionnaires à 8 rampes chacune, soit 40 rampes », des évolutions de format successives sont intervenues, si bien que la quantité réelle, décidée en 1976, a été, en plus des munitions nucléaires et structures d'ogive, de 106 vecteurs, 44 véhicules de tir et 38 véhicules calculateur. C'est ce contenu physique qui a été livré à l'armée de Terre, chacun des cinq régiments dotés disposant de six véhicules pour ses batteries de tir et de deux véhicules de tir supplémentaires pour la maintenance.

La date-objectif du 1^{er} mai 1974, fixée le 6 décembre 1970 par le ministre d'État chargé de la Défense nationale comme date butoir de livraison de la première unité opérationnelle, a été respectée. Elle a animé, motivé, « dopé » toutes les équipes, qu'elles soient étatiques ou industrielles, travaillant sur le programme.

L'équipement des régiments a dû tenir compte des contraintes industrielles. Pour chacun d'eux, la mise en service opérationnel a été prononcée à la suite d'une rituelle « grand-messe nucléaire », qui était la confirmation opérationnelle, permettant la certification de la qualification opérationnelle des équipes du régiment et la mise en service des armes nucléaires. Cette mise en service opérationnel s'est, à chaque

fois, déroulée en présence du haut-commissaire à l'énergie atomique et du général CEMAT. Le calendrier a été le suivant :

- mai 1974 : le 3^e RA (Mailly) ;
- janvier 1975 : le 15^e RA (Suippes) ;
- juin 1976 : le 74^e RA (Belfort) ;
- juin 1977 : le 4^e RA (Laon) ;
- juin 1978 : le 32^e RA (Oberhoffen).

La batterie d'instruction (sans munition) du 19^e RA (Draguignan) a, quant à elle, été équipée au milieu de 1976.

Ces livraisons aux régiments correspondent aux strictes fournitures dans le cadre du programme. Il faut être conscient du fait qu'un régiment Pluton, qui ne comporte que 6 (voire 8) véhicules de tir, ressemble beaucoup à un régiment de transmissions ou du train, car il est doté de 300 véhicules et de 300 postes radio, servis, outre l'encadrement, par 800 hommes appelés du contingent.

Pour habituer les équipes à mettre en œuvre opérationnellement le système d'arme, des manœuvres et des services en campagne sont régulièrement organisés en terrain libre ; des tirs de roquettes d'école à feu ont lieu sur les champs de tir dont le gabarit de sécurité le permet. Ainsi, un total de 56 roquettes d'école à feu Pluton ont été tirées depuis les champs de tir de la Méditerranée, de Suippes, de Sissonne, de Mailly, de Canjuers, du Valdahon et de Coëtquidan.

De plus, afin de vérifier l'aptitude technique des matériels et des personnels à mettre en œuvre le système de façon opérationnelle, les armées organisent, chaque année, un tir de contrôle et d'entraînement. De 1977 à 1992, 17 tirs de ce type ont eu lieu. Ils se sont tous déroulés au Centre d'essais des Landes (Biscarosse). Un autre intérêt de ces tirs est qu'ils sont soigneusement épiés depuis l'étranger : ils ont donc une grande importance, renforçant la dissuasion en montrant que « ça marche ! ».

Enfin, Pluton étant un outil gouvernemental, l'état-major des armées déclenche périodiquement des exercices TAROT, à l'occasion desquels le système d'arme, comme les autres systèmes nucléaires, est déployé opérationnellement. Toute la chaîne de commandement est testée, car l'ordre gouvernemental de tir est délivré, depuis l'amont jusqu'à la tête nucléaire inerte, où la mise à feu de la charge est attestée par l'éclatement d'étoupilles pyrotechniques (« missile parti ! »).

La formation des personnels artilleurs est dispensée à l'École d'application de l'artillerie de Draguignan, qui dispose, au sein du 19^e RA, d'une batterie de véhicules de tir, dite d'instruction, « engerbable » dans un régiment opérationnel en cas de crise ou de conflit. La formation des personnels de soutien est assurée au sein de l'École d'application du matériel de Bourges.

Le soutien est assuré par la DCMAT (Direction centrale de matériel), par le biais des ses deux bataillons (21^e et 22^e BM, respectivement à Mailly et à Belfort) ; il existe, en outre, un atelier lourd à Mailly, qui constitue une annexe de l'ERM de Châlons-sur-Marne.

Le démantèlement

Le démantèlement s'est déroulé durant les trois derniers quarts de l'année 1993 et n'a pas posé de problème technique particulier. Les matières nucléaires ont été récupérées par le CEA et, dans les DAMS désaffectés, on a vérifié qu'il ne subsistait aucune radioactivité résiduelle dangereuse.

Le 12 février 1993, dans son ordre du jour, lors du tir de la dernière roquette d'école à feu, pour marquer la fin de la mission opérationnelle de la force Pluton, le général Monchal, CEMAT, a « rendu hommage au rôle majeur joué, dans l'armée de Terre et dans notre système de défense, par les 5 régiments Pluton et par les 2 bataillons de soutien qui leur ont été associés ». Il a ajouté que « les hommes qui ont conçu puis ceux qui ont servi et soutenu ce système d'arme pendant 18 ans ont participé et contribué dans leurs activités quotidiennes à la victoire sans bataille de la liberté sur l'oppression, concrétisée par la chute du mur de Berlin ».

Peu de temps après, le 1^{er} avril 1993, à l'occasion du retrait du service du Pluton, le président de la République adressait le message suivant à tous les personnels ayant servi le système d'arme : « Le système d'arme Pluton a cessé d'être opérationnel le 1^{er} mars 1993. Depuis 1974, cinq régiments d'artillerie et deux bataillons logistiques ont assuré la mise en œuvre de cette force d'ultime avertissement, contribuant ainsi à la cohérence et à la crédibilité de notre dissuasion. Au moment où le dernier missile est retiré du service, j'exprime ma satisfaction et la reconnaissance de la France à tous ceux qui, pendant dix-neuf ans, ont contribué avec disponibilité et conscience au maintien de la paix. »

LE PROGRAMME HADES

Le contexte

À la fin des années 1970, la France, avec les programmes S 3 et M 4, a largement engagé la modernisation de ses deux composantes nucléaires balistiques stratégiques : SSBS et MSBS. Le système Pluton, qui constitue la composante tactique terrestre de la force nucléaire française, a été mis en service en 1974. Son remplacement est prévu pour le début des années 1990.

Avec sa portée limitée (20 à 120 km), le Pluton est une arme du champ de bataille, une sorte de super-artillerie nucléaire, dont l'existence est assez peu cohérente avec la doctrine de dissuasion affichée par la France. Les premières études relatives au successeur du système nucléaire tactique Pluton commencent réellement au début de l'année 1977. Les travaux portent à la fois sur la mission, l'emploi et les formules techniques pour le missile (balistique, semi-balistique, aérobie). Progressivement, la doctrine se précise, pour aboutir, en 1985, à la notion de système nucléaire préstratégique, utilisé en une frappe unique et massive, à titre de premier et ultime avertissement avant l'emploi de la force nucléaire stratégique. Ainsi, le système Hades est conçu comme la composante terrestre de la force nucléaire préstratégique, ce qui requiert en particulier une portée du missile très supérieure à celle du Pluton.

Il convient de rappeler le contexte géopolitique de la fin des années 1970 et du début des années 1980, qui voit la poursuite de la modernisation de l'arsenal nucléaire offensif soviétique, notamment le déploiement des célèbres missiles mobiles de théâtre SS 20. L'Union soviétique est toujours perçue comme une formidable puissance militaire dont l'agressivité ne se dément pas.

C'est dans ces conditions que le Conseil de défense du 2 décembre 1982 a décidé le lancement du programme Hades, pour un contenu physique global mais restant encore à préciser, un coût maximal chiffré pour le développement et la mise en place, et des délais de livraison imposés. Cette décision fut prise au plus fort de la crise des Euromissiles, lors de laquelle le gouvernement français apporta un soutien

marqué et remarqué au déploiement en Europe de missiles américains de moyenne portée.

Les objectifs

Il s'agit d'améliorer notablement les caractéristiques du système Pluton dans plusieurs domaines et en particulier en ce qui concerne :

- la subordination et l'organisation : en tant que composante à part entière de la force de dissuasion nucléaire, sous le nom de « grande unité » (notion qui évolua en « division Hadès », puis « brigade Hadès », puis « force Hadès » en 1993), cette composante autonome doit être reliée aux plus hautes autorités via le Centre d'opérations des forces nucléaires par le réseau d'infrastructure durci Ramsès. Elle doit disposer localement d'un réseau maillé de transmissions sûr et fiable, fondé sur la philosophie du RITA (Réseau intégré de transmission automatique), qui doit être mis en œuvre par un ou plusieurs régiments de transmissions Hadès, afin d'acheminer avec efficacité les directives du commandement (ordre d'engagement et autorisation gouvernementale) aux régiments d'artillerie Hadès ;
- les performances du missile : augmentation notable de la portée, de l'agilité, de la vélocité, avec existence de manœuvres terminales et une résistance garantie aux agressions au sol et en vol (attaques classiques et IEM haute ou basse altitude) ;
- la nature et les performances du véhicule de tir (le lanceur), chargé d'assurer le transport, la protection et le tir d'un fardeau de deux missiles : autonomie de plus de 500 km, souplesse et rapidité, sur route et en parcours tout chemin, maniabilité, manœuvrabilité, banalisation et résistance à la malveillance, le lanceur devant pouvoir continuer sa mission après une agression (pneus y compris) au fusil d'assaut de calibre 7,62 ou 5,56 mm ; tir de deux missiles en moins de deux minutes (après mise en œuvre initiale en moins de 15 minutes) et rechargement possible après le tir ;
- les deux PC (fixes en temps de paix et mobiles hors du temps de paix), reliés par le réseau Hadès à chacun des véhicules de tir, au COFN (Centre opérationnel des forces nucléaires) ou à la 1^{re} armée ;
- le réseau de transmissions, mobile, autonome et performant, entièrement sécurisé au niveau SD, permettant toutes les liaisons internes de la grande unité Hadès et la liaison au réseau d'infrastructure, assurant le raccordement des grands PC par au moins trois chemins différents et de chacun des lanceurs par au moins deux chemins (pour avoir la certitude de pouvoir acheminer un éventuel ordre « halte au feu » jusqu'à l'ultime instant avant le départ d'un missile) ;
- l'infrastructure spécifique : réemploi des sites régimentaires Pluton du temps de paix et application des directives nouvelles (et en cours d'évolution) de la CMS en matière de sûreté nucléaire ;
- le système d'arme dans son ensemble (lanceur et missile, réseau, PC et infrastructure) : durcissement contre les effets d'explosions nucléaires à haute et basse altitude et contre les attaques NBC, protection contre la malveillance ;
- les têtes nucléaires : initialement, le missile doit pouvoir être équipé, indistinctement, de trois types de têtes différents : une tête de forte puissance, une de faible puissance et une à effets collatéraux réduits. Finalement, seule la tête de faible puissance fut réalisée et livrée.

De formule semi-balistique, le missile doit être optimisé pour la portée de 350 km, mais doit pouvoir atteindre 420, voire 480 ou 500 km. Une grande précision est de-

mandée. La mission doit pouvoir être accomplie face à des défenses anti-aériennes évoluées à charges conventionnelles, c'est-à-dire ayant certaines capacités anti-balistiques.

En période de crise, les missiles sont déployés, par paires, sur des véhicules tout chemin banalisés, appelés lanceurs, l'ensemble constituant ce qu'on appelle une unité de tir. En temps de paix, les missiles montés en coup double dans leur conteneur sont stockés dans des dépôts spécialisés de l'armée de Terre, les DAMS.

Le véhicule lanceur est un véhicule articulé de type semi-remorque : le tracteur est un tracteur français non spécifique (de type commercial) et la semi-remorque est de type savoyard. Elle accueille la cabine de tir où se trouvent l'équipage (durant le tir) et toute l'électronique-informatique du lanceur.

Le système de transmissions et d'informatique des PC Hadès réalise, entre autres, l'intégration radioélectrique du lanceur à trois sous-réseaux hiérarchisés par priorités : le réseau de tir, le réseau de manœuvre et le réseau de commandement. Le réseau de tir achemine les messages nécessaires au tir des missiles élaborés par l'informatique des PC, le réseau de manœuvre permet les liaisons téléphoniques et télégraphiques relatives à la manœuvre et le réseau de commandement est destiné aux échanges relatifs au commandement entre chaque lanceur et les autorités régimentaires.

Le PC de la grande unité Hadès (et par la suite le PC de la force Hadès) est doublé pour permettre la manœuvre (bascule de PC lors des déplacements de la force). Mobiles durant l'emploi hors du temps de paix, ces deux PC sont, pour le temps de paix, abrités dans leur site durci, enterré et hautement protégé contre toute agression et brouillage. L'infrastructure spécifique assure l'accueil, l'abri et la protection requis aux lanceurs, missiles, réseau et PC.

Le premier régiment d'artillerie Hadès, une partie du réseau et un PC permettant le tir doivent être opérationnels à la fin de 1992. Initialement, les besoins sont estimés à 180 missiles et 90 lanceurs, répartis en cinq régiments. Le format diminue ensuite au cours du développement et de la réalisation, jusqu'aux 30 missiles et 15 lanceurs qui sont effectivement livrés. Un seul régiment de transmissions fut créé et équipé et un seul PC de la force fut finalement réalisé et livré.

L'organisation du programme

Le programme d'ensemble, placé sous la responsabilité de la Direction des engins (DEN), est divisé en quatre programmes :

- le programme système de tir (vecteurs, lanceurs, moyens de mise en œuvre), également placé sous la responsabilité de la Direction des engins ;
- le programme têtes nucléaires, sous la responsabilité du CEA (la tête est « jonctionnée » au vecteur pour constituer le missile) ;
- le programme infrastructure spécifique (clôtures et accès, DAMS, ateliers, garages lanceurs, sites PC protégés, d'instruction et de soutien), confié à l'armée de Terre ;
- le programme transmissions et informatique des PC (TIPC), confié à la SEFT, puis à la Direction de l'électronique et de l'informatique (DEI).

La maîtrise d'œuvre industrielle du programme système de tir est confiée par la DEN à Aérospatiale ; elle comporte :

- le développement et la réalisation des lanceurs et des vecteurs, avec G2P, maître d'œuvre propulsion et contractant direct de la DEN ;
- le développement et la réalisation des moyens de soutien, d'instruction et de documentation des lanceurs et missiles ;
- la définition et la compatibilité des interfaces entre le programme système de tir et les autres programmes : comme d'habitude, un groupe technique commun est créé avec le CEA.

La maîtrise d'œuvre industrielle du programme TIPC est confiée par la DEI à Thomson-CSF. C'est le service du génie qui est le réalisateur des travaux d'infrastructure spécifique ; enfin, au sein du CEA, il n'est pas fait de distinction nette entre les tâches étatiques et industrielles.

Le contrat initial (1984) de développement, pour le système de tir, est transformé, en mai 1985, en contrat pluriannuel, accompagné d'une convention d'intéressement. Celle-ci est construite sur le modèle de la convention concernant le missile M 4, c'est-à-dire qu'elle incite l'industriel au respect des délais, de la qualité, à rechercher la performance requise tout en abaissant les coûts (les économies ou les dépassements étant partagés entre l'État et Aérospatiale, qui voit sa marge financière modulée en conséquence). Elle couvre la totalité de la phase de développement et porte sur les trois principaux aspects du programme : le coût à terminaison, les performances opérationnelles et les délais, y compris ceux des principaux événements intermédiaires. De son côté, la DEI a préféré traiter le développement à prix forfaitaires avec Thomson-CSF.

Aérospatiale et Thomson-CSF, avec l'accord de la DEN et de la DEI, ont intégré dans leur groupe de projet, dès septembre 1985 pour Aérospatiale et en 1987 pour Thomson-CSF, une équipe de quatre gradés de la STAT (Section technique de l'armée de Terre) ainsi qu'un ingénieur de la DEN, sur le site des Mureaux, et une seconde équipe de deux gradés de la STAT sur le site de Gennevilliers. Elles ont associé ces équipes à leurs travaux pour obtenir l'avis de l'utilisateur, dès le stade du développement, sur les problèmes de mise en œuvre, d'ergonomie, de maintenance et d'instruction. Ces équipes ont constitué l'ossature initiale de l'équipe de marque Hadès de l'armée de Terre.

Le développement

Les choix techniques de base ont été faits avec un souci de simplicité technologique sous-tendu par une préoccupation permanente de rigueur financière.

Pour le système de tir, après une phase d'études concurrentielles entre les sociétés Aérospatiale et Matra, terminée par la remise d'une proposition de développement en août 1982, la phase de développement commença un an plus tard, en août 1983, juste après le choix en faveur d'Aérospatiale. La formule retenue pour le missile est un monoétage à propergol solide et structure entièrement métallique (avec une durée de propulsion d'environ 30 s), d'une longueur totale de 7,30 m pour un diamètre de 0,52 m. Celui-ci est limité par la spécification d'emport de deux missiles en conteneur sur un véhicule banalisé. La configuration de rentrée est identique à celle de la phase propulsée... sauf que le propulseur est vide.

Le pilotage est assuré par quatre gouvernes aérodynamiques activées au moyen de servomoteurs électriques : ce choix impose au missile de rester au-dessous de 70 km d'altitude, afin de conserver un minimum de pilotabilité en atmosphère raréfiée. L'avionique du missile reprend un certain nombre des techniques mises au point sur le missile M 4 : bus digital série, pilotage numérique, durcissement nucléaire.

L'alignement de la centrale inertielle est autonome : solution simple et fiable, rendue possible par la grande précision des senseurs inertiels, conséquence de l'exigence de précision du système Hadès. Une prouesse technologique, indispensable compte tenu du manque de place disponible dans la case à équipements du missile, a été de concentrer en un seul équipement (le système intégré de guidage) à la fois la plateforme inertielle, son électronique et le calculateur de bord. La pénétration des défenses adverses est obtenue par la combinaison d'une faible surface équivalente radar (SER), d'une grande vitesse de rentrée, du blindage des zones sensibles et de manœuvres aérodynamiques de divers types.

Pour le lanceur, la formule des tracteur et semi-remorque est prise en compte. L'ensemble des servitudes nécessaires au transport, à la mise en œuvre et au tir est rassemblé sur ce véhicule unique : le lanceur. Compte tenu de la somme des contraintes imposées, par exemple le respect des codes de la route français et européen, il a fallu, là aussi, faute de place disponible, rassembler en un équipement unique (le GPC, groupe de puissance et de climatisation) la génération électrique et l'ensemble des circuits de conditionnement répartis dans le lanceur pour climatiser à la fois les missiles et l'habitacle de l'équipage que les équipements électroniques présents dans la cabine de tir. Le choix a été fait de ne pas monter de navigateur terrestre sur le lanceur, ni de prévoir son abonnement au système GPS.

Pour le programme TIPC, commençant avec un retard de deux ans sur le système de tir, le développement a, lui aussi, été générateur d'innovations importantes, notamment l'amélioration du réseau RITA classique, en généralisant la digitalisation des liaisons radio : seul procédé permettant le chiffrement de bout en bout et donc seul capable d'apporter le niveau de protection SD requis pour le transfert des informations. Il a fallu créer un poste radio spécial : le PRH (poste radio Hadès), fonctionnant, comme le PR4G (poste radio de la quatrième génération) de l'armée de Terre, en évocation de fréquence, mais capable de fonctionner en mode *full duplex*, mode indispensable pour l'intégration radio en réseau.

Avec l'accord de l'utilisateur, le lanceur a été défini, du point de vue des transmissions, comme une station d'abonnés radio multiples, intégrée dans le réseau, ses trois PRH identiques (alimentés par un serveur de terminaux) acceptant les messages entrants par ordre de priorité d'arrivée : cela permettait d'ignorer les trois réseaux initialement désignés (de tir, de manœuvre et de commandement) et simplifiait grandement la tâche de l'équipage. Pour tenir compte, également, de l'évolution de la technologie, la philosophie RITA fut quelque peu bousculée par l'adoption du système de commutation de paquets pour la transmission des messages et communications... sans que cela ne change quoi que ce soit pour l'utilisateur.

Pour le système de tir, il était prévu de développer directement la version opérationnelle du missile, la version expérimentale s'en déduisant par simple addition des chaînes de télémétries, de trajectographie et de sauvegarde. De même, la configuration de tir expérimentale prévoyait d'utiliser dès le premier tir le lanceur opérationnel, avec adjonction des équipements permettant la mise en œuvre des chaînes expérimentales et un déport des commandes manuelles pour les premiers tirs.

Pour ouvrir le domaine de tir et valider progressivement toutes les fonctions du lanceur et du missile, sept tirs expérimentaux seulement et un tir de synthèse étaient prévus. Le missile était apparemment simple, mais il fallait vérifier expérimentalement la phase d'éjection dans plusieurs conditions de pente et de dévers du lanceur, explorer un large domaine de vol, valider les manœuvres aérodynamiques dans différentes conditions de rentrée, etc. Le nombre d'essais prévus ne présentait prati-

quement pas de marge. Lors des tirs expérimentaux, un seul missile était lancé ; un seul tir double était prévu, à l'occasion du tir de synthèse.

La démarche qualité développée à l'occasion du programme M 4 fut reconduite et complétée pour le système de tir. En matière de sûreté nucléaire, les exigences successives de la CMS ont conduit à intégrer des notions telles que la malveillance, les circonstances exceptionnelles, etc.

Le déroulement du programme

Les choix techniques initiaux et ceux faits en cours de développement se sont révélés judicieux. Toutes les spécifications opérationnelles furent satisfaites et, pour le système de tir, la majorité des primes liées aux objectifs techniques furent obtenues. Les sept essais de développement furent réussis, ce qui reste une performance inégalée à ce jour pour un programme entièrement nouveau. Lors des trois derniers tirs, un équipage occupait la cabine de tir du lanceur. Le tir double de synthèse opérationnelle (TSO) fut annulé par le gouvernement en raison du contexte géopolitique de l'époque (fin 1992).

Dans le système de tir, les difficultés rencontrées ont surtout concerné :

- la mise au point du missile (problèmes de stabilité pour ce nouvel engin vélocité et très effilé, avec un rapport longueur/diamètre de 14) ;
- les choix technologiques et la mise au point du conteneur de missile (finalement avec structure bobinée de fibre de verre), véritable système à lui seul, tellement ses fonctions sont nombreuses, complexes et capitales ;
- la conception générale du lanceur, pour lequel on a cherché initialement à appliquer des solutions de robustesse, mais qui a, en fait, nécessité des solutions faisant appel aux plus hautes technologies, tellement les contraintes étaient nombreuses et les spécifications exigeantes, si bien que finalement, la technologie globale de ce lanceur est plutôt du type aérospatial... avec, toutefois, une fiabilité satisfaisante ;
- la nécessité de développer et réaliser spécialement de nouveaux équipements performants de transmissions (pour le programme TIPC), par exemple le PRH déjà cité ;
- l'harmonisation du fonctionnement des équipements informatiques, issus de programmes différents et devant entrer en communication mutuelle avec respect des interfaces, des procédures et des protocoles.

Le respect des spécifications opérationnelles, le succès total des essais en vol et le bon déroulement de la mise en service ne furent acquis qu'après que furent surmontées plusieurs difficultés importantes concernant l'aérodynamique, le pilotage, le guidage, le conteneur et le comportement du propulseur vide à la rentrée

Évoquons d'abord l'aérodynamique. L'ensemble du vol se déroule dans l'atmosphère, au-dessous de 70 km, car le pilotage utilise uniquement des gouvernes aérodynamiques. Une bonne connaissance des caractéristiques aérodynamiques (coefficients globaux, moments de charnière des gouvernes, pression de culot) dans toute la plage de nombre de Mach, de nombre de Reynolds, d'incidence, de roulis et de braquage des gouvernes est nécessaire à de multiples études : estimation de la portée et de la vitesse de rentrée, réglage de la loi de pilotage, calcul des efforts généraux, dimensionnement des servomoteurs d'activation des gouvernes, définition

des algorithmes de guidage – en particulier pour intégrer la contrainte de limitation de l'apogée à 70 km.

Or la complexité et l'ampleur du couplage entre l'aérodynamique et le guidage-pilotage du missile ont été sous-estimées au départ, d'autant plus que les fortes contraintes financières qui s'exerçaient sur le programme ont conduit dans un premier temps à minimiser les études. Il fallut attendre la fin de 1987, c'est-à-dire 7 mois avant la date prévisionnelle du premier essai en vol, pour que les problèmes soient identifiés et que les compléments d'études et d'essais soient entrepris.

Quant au pilotage du missile Hadès, il est rendu particulièrement difficile par la très forte instabilité aérodynamique, conséquence, principalement, de la valeur très élevée atteinte par la pression dynamique sur certaines trajectoires (jusqu'à 8 bars) et, à un degré moindre, de la méconnaissance des coefficients aérodynamiques. Heureusement, le missile était très rigide et les retards dans la chaîne très faibles. Les réglages durent être modifiés à plusieurs reprises et la fréquence de pilotage sensiblement augmentée.

L'autre difficulté se situe au niveau du dimensionnement de la chaîne de servo-gouvernes. L'évaluation précise du couple aérodynamique dimensionnant est difficile ; il dut être revu à la hausse en cours de développement. Le faible volume disponible dans la jupe arrière était un facteur supplémentaire de difficulté.

Quant au guidage, la grande variété des trajectoires, la nécessité de limiter l'apogée à 70 km malgré les dispersions de la phase propulsée et les diverses manœuvres contre les défenses le rendaient à la fois difficile et très nouveau par rapport à celui des missiles balistiques et des lanceurs spatiaux. Plusieurs modifications importantes des algorithmes durent être introduites pendant la phase de développement.

Le conteneur, lui, sert à la fois au transport et au tir ; son étude et sa mise au point furent longues, difficiles et coûteuses, à la fois du fait de la difficulté du problème et d'une approche initiale inadaptée, n'intégrant pas suffisamment la phase d'éjection. Le conteneur définitif ne fut disponible que pour le 7^e tir.

Enfin, au cours de la rentrée, la structure du propulseur vide était soumise à la fois à des efforts généraux importants et à des pressions externes s'exerçant sur la face recevant le vent dû à la vitesse du missile (intrados) sensiblement supérieures à la pression interne (égale à la pression de culot). Ce cas de charge inhabituel ayant été négligé dans les spécifications de dimensionnement, il fallut consolider la structure du propulseur à l'aide d'anneaux renforceurs, de manière à augmenter sa résistance au flambage et à autoriser les manœuvres de rentrée.

Lors de l'engagement du marché de série du système de tir, il apparut que les prix unitaires des matériels opérationnels seraient plus élevés que ce qui était prévu entre l'Aérospatiale et la Direction des engins. Cette dernière décida alors d'engager une action de réduction des coûts, à travers un allègement de certaines exigences non capitales. Cette opération, engagée en février 1989 sous le nom d'« Opération ciseaux », généra des perturbations importantes dans la production des premiers matériels de série : en particulier, les premiers matériels opérationnels furent remis aux utilisateurs avant que leur qualification ne fût complètement achevée. Après réduction du format de la force, au total 30 missiles et 15 lanceurs seulement furent livrés à l'armée de Terre, rendant négatif le bilan financier de l'Opération ciseaux, lancée dans l'hypothèse d'une quantité double.

Pour ce qui concerne les programmes TIPC et infrastructure spécifique, les réductions successives de format ont évidemment engendré, compte tenu des travaux et fabrications déjà en cours, voire terminés, des surcoûts pour le programme.

Un programme commun d'expérimentation et d'essais du système fut élaboré conjointement entre les maîtres d'œuvre industriels, la DGA et la Section technique de l'armée de Terre (STAT) afin de mettre en commun les résultats de tous les essais destinés à vérifier les performances du système d'arme aux différents niveaux de responsabilité : le maître d'œuvre industriel (MOI) vis-à-vis de la DGA et celle-ci vis-à-vis de l'armée de Terre. Ce programme a regroupé tous les essais officiels à effectuer : tant les essais de responsabilité d'exécution incombant à la DGA, pour lesquels un suivi a pu être réalisé par la STAT, que les essais de responsabilité d'exécution incombant à la STAT avec un suivi par la DGA. Ce programme, qui a permis d'éviter d'effectuer beaucoup d'essais en double, a pu être réalisé grâce à l'existence d'un détachement de la DGA et de la STAT chez le MOI établi très tôt au cours du développement et comprenant beaucoup de personnels militaires (jusqu'à 20 personnes) au moment des essais. Ces personnels ont ensuite constitué une osature compétente et expérimentée dans les unités de l'armée de Terre destinées à l'emploi opérationnel, au soutien logistique et à la formation des personnels.

La démarche qualité fut complètement appliquée au niveau des constituants du système (programmes système de tir et TIPC) : spécifications de besoin, dossier de définition, dossier justificatif de la définition, dossier de fabrication et de contrôle. Les notes techniques spécialisées furent également toutes rédigées, ainsi que les dossiers d'aptitude au vol pour le missile et d'aptitude au tir pour le lanceur.

En revanche, certains documents de synthèse ne furent pas réalisés, par exemple les dossiers de choix initiaux, les spécifications générales d'ambiance ou le dossier d'étude de la phase d'éjection. Les conséquences négatives de ces lacunes furent en général limitées, grâce à l'expérience des personnels. Toutefois, certaines des difficultés majeures rappelées aux paragraphes précédents trouvent une explication, au moins partielle, dans ces manquements. La raison principale de ces lacunes est le sous dimensionnement chronique de l'équipe de projet.

Le tableau ci après compare, pour les principales étapes du programme, les dates prévues et les dates réelles.

Événement	Date prévue	Date réelle
Premier tir de propulseur au banc	Mai 1986	22 juillet 1986
Premier essai en vol	Mars 1988	22 novembre 1988
Tir de synthèse	Novembre 1992	Prêt en décembre 1992, mais non exécuté par décision du gouvernement
Livraison du premier ensemble opérationnel	Mars 1991	Juillet 1991
Premier régiment opérationnel	Décembre 1992	Juillet 1993

Malgré les difficultés techniques rappelées ci-dessus, ainsi que les perturbations apportées par l'Opération ciseaux, le calendrier d'ensemble fut globalement respecté. En revanche, les événements techniques intermédiaires furent souvent décalés par rapport aux clauses contractuelles ; pour le système de tir, le bilan de l'intéressement correspondant ne fut que légèrement positif (ce qui est bénéfique à la fois pour l'État et pour l'industriel).

Le déploiement opérationnel

Initialement, les cinq cantonnements des régiments Pluton devaient être réutilisés pour abriter, en temps de paix, les régiments Hadès. Par suite des réductions successives du format de la force Hadès, seuls les travaux du site de Suippes furent effectivement terminés pour accueillir un régiment d'artillerie Hadès. Le site de Lunéville fut retenu pour accueillir, en temps de paix, à la fois le PC durci de la force et le régiment de transmissions doté du réseau Hadès. Pour le soutien et l'instruction, des sites spéciaux furent créés à l'intérieur de l'Établissement du matériel (Metz-Woippy) et à proximité de l'École d'application de l'artillerie (Draguignan). La circulation routière et la protection de la force étaient assurées par une compagnie de CCR (Compagnie de circulation routière) et par des régiments de réservistes. La composition de la force Hadès mise en place s'établit comme suit :

- 15^e RA de Suippes ;
- 53^e RT de Lunéville ;
- PC force Hadès de Lunéville ,
- 149^e RI (protection) d'Épinal ;
- 79^e RI (protection) de Saint-Avold ;
- 37^e RI (protection) de Monswiller ;
- ECR du 56^e R Train de Toul ;
- batterie SATCP²⁰/Mistral du 57^e RA de Bitché.

La force Hadès fut officiellement créée en juillet 1993, mais dès juillet 1991, le système d'arme Hadès avait été placé en « veille technique et opérationnelle », état qu'il conserva jusqu'à son retrait du service, en 1996. Compte tenu de cette décision de 1991, les unités créées en 1993 manœuvraient normalement : seule l'activité relative aux missiles était réduite... mais non nulle, car il convenait d'assurer les opérations relevant de la sûreté nucléaire. Cinq années virent ainsi la force Hadès perdurer, en phase de MCO (maintien en condition opérationnelle).

À l'exception du réseau de transmissions, dont la mise au point se poursuivit jusqu'en 1995, le système d'arme, dès sa mise en service, donna satisfaction à l'armée de Terre. Le premier tir avec mise en œuvre du PC et du réseau de transmissions eut lieu en janvier 1993, à l'occasion du deuxième tir de roquette (dite roquette d'école à feu). Ce type d'essai permettait, à moindre coût, d'entraîner les équipages au tir et au feu, en mettant en œuvre le PC, le réseau de transmissions et le déploiement d'un certain nombre de lanceurs ; ce tir était, en outre, considéré, à l'époque, comme le seul type d'essai en vol acceptable politiquement.

Pour les raisons politiques déjà évoquées, aucun tir annuel d'exercice n'eut donc lieu au cours de la (courte) vie, en phase de veille technique et opérationnelle, du système d'arme Hadès.

Bilan et enseignements

Le développement du système d'arme Hadès fut globalement un succès. Malgré les perturbations d'origine politique, le système entra en service à la date prévue avec des performances opérationnelles tout à fait remarquables. Les importantes difficultés techniques rencontrées au cours du développement furent toutes résolues en temps utile, au prix, certes, d'un dépassement financier (4,2 % pour le programme système de tir) qui reste modeste pour un programme aussi novateur.

²⁰ Sol-air très courte portée.

La chute du mur de Berlin, en novembre 1989, a marqué le début d'une période de bouleversements géopolitiques qui conduisirent le gouvernement français à limiter le volume de la force Hadès, puis à la mettre en état de veille, pour finir par la retirer du service. Le repli s'opéra dans une certaine confusion du côté de la puissance publique, ce qui ne manqua pas d'entraîner des perturbations industrielles dans la fin du développement, ainsi que dans la mise en place de la force. Jusque-là, le soutien politique avait été constant. La première cohabitation n'avait apporté aucune perturbation.

Plusieurs facteurs peuvent expliquer les difficultés évoquées précédemment.

Premièrement, entre 1986 et 1991, le plan de charge en matière d'études des deux principaux maîtres d'œuvre industriels était très élevé. La principale difficulté avait pour origine l'insuffisance quantitative d'encadrement qualifié pour accueillir et former les jeunes embauchés et les assistants techniques. Cette situation de surcharge faisait brutalement suite à une période de faible activité entre 1982 et 1986.

Deuxièmement, le contrat à intéressement relatif au système de tir fut conclu sur un coût de référence un peu trop bas, mais compatible avec les ressources dont disposait la Direction des engins (il faut rappeler les contraintes financières gouvernementales imposées lors même du lancement du programme). Les deux parties contractantes sous-estimaient, en fait, la difficulté du programme. Une contrainte financière forte est acceptable et peut même être bénéfique dans le cas d'un programme traditionnel pour lequel il existe une large expérience. Au contraire, cela peut être une source importante d'erreurs techniques et de programmation dans le cas d'un programme novateur : la tendance est alors de sous-estimer les besoins financiers de la phase initiale des études, avec un risque élevé de modifications ultérieures importantes. La convention d'intéressement avait aussi pour objet d'éviter cet écueil.

Troisièmement, il n'y a pas de petit programme balistique nucléaire. Dès lors que sont exigés un haut niveau de performances, une grande fiabilité et une sécurité pyrotechnique et nucléaire totale, le volume des études de synthèse, donc celui des équipes de projet, est pratiquement indépendant des dimensions du missile.

Tableau des coûts et devis de quelques programmes de missiles balistiques
 (hors têtes nucléaires)
 en gigafrancs au coût des facteurs de janvier 1994

Programmes		Développement	Mise en place initiale	Maintien en condition opérationnelle (par an)
MSBS	M 4 70/M 4 71	31,8) 15,8 (5 lots)	1
	M45 et adaptation au SNG	5		
SSBS	S 3 avec transmissions	9,3	9,7	0,5
air-sol (hors avions)	ASMP	3,7	2,5	0,3
sol-sol	Hadès	4,9	2,8 1 régiment/2 sites	0,2 posture de veille
	Transmissions	1,4	1,4	

TROISIÈME PARTIE
CHAMPS DE TIR ET ESSAIS EN VOL
par Dominique Chevallier

INTRODUCTION

Les phases de développement et de maintien en condition opérationnelle des systèmes d'armes stratégiques et préstratégiques sont jalonnées par des essais en vol de missiles. Les mesures et observations effectuées lors de ces essais sont analysées et exploitées de façon à permettre de vérifier que les buts assignés aux essais ont bien été atteints.

Les essais en vol de missiles balistiques nécessitent la mise en œuvre, au sein d'un centre d'essais qu'on appellera plus loin le champ de tir, d'un grand nombre de moyens que l'on peut classer schématiquement en deux catégories :

- les installations de lancement à partir desquelles sont effectués les contrôles avant tir et le tir proprement dit : ce sont des moyens spécifiques mis en place sous la responsabilité de la direction de programme concernée ;
- le dispositif d'essai, dont le rôle est de recueillir le maximum d'informations en vol tout en tenant compte des contraintes inhérentes aux conditions et à l'environnement de l'essai. Il s'agit de moyens généraux constitués de zones à dégager ou à surveiller, d'équipements particuliers participant aux missions de sauvegarde et de moyens d'essais permettant, tant dans la zone de départ qu'au réceptacle, le recueil des mesures nécessaires en temps réel pour l'exécution de l'essai ou pour des exploitations en temps différé.

Les trois missions essentielles du champ de tir peuvent être résumées comme suit :

- assurer la direction générale des essais, en coordonnant l'action de tous les participants, que ces essais soient des préparations au tir, des répétitions de tir ou le tir lui-même ;
- prendre toutes les mesures nécessaires à la sauvegarde des personnes et des biens dans l'ensemble des volumes terrestres, maritimes et aériens concernés par ces tirs ;
- fournir, sous forme directement exploitable par les responsables techniques ou opérationnels des essais, les mesures effectuées : trajectographie, paramètres enregistrés par télémesure, photographies, films, courbes, rapports d'exploitation, etc.

Pour répondre aux objectifs assignés aux essais en vol, il faut être capable de reconstituer après tir le comportement du missile et d'analyser les écarts qui seraient constatés par rapport aux prévisions nominales. Les impératifs de sécurité imposent par ailleurs de contrôler que les évolutions du missile restent à l'intérieur d'un certain volume aérien et de pouvoir le détruire s'il devenait dangereux.

Les trois principales fonctions à assurer durant le vol du missile sont la trajectographie des objets, la réception et l'enregistrement des télémesures et la mise en œuvre de la télécommande de neutralisation, le tout étant coordonné et dirigé par des responsables, l'officier de tir et l'officier de sauvegarde en vol, disposant de moyens de contrôle et d'outils de diagnostic et d'aide à la décision élaborés en temps réel.

Pour pouvoir travailler en relation directe avec les moyens du champ de tir, des équipements spécifiques doivent être embarqués à bord du missile :

- des chaînes de localisation : un certain nombre d'aériens et de répondeurs radars (et, prochainement, de répondeurs GPS pour les essais de développement M 51)

- sont implantés à bord, rendant le missile et les objets à suivre « coopératifs » vis-à-vis des radars de trajectographie du dispositif sol ;
- des chaînes de mesure : des informations de mesures sont prélevées directement sur les échanges fonctionnels entre équipements (signaux de guidage et de pilotage, ordres séquentiels) ou par des capteurs spécialisés (pressions, températures, vibrations, etc.) ; ces informations sont regroupées, formatées puis transmises vers le sol par des émetteurs de télémétrie ;
 - une chaîne de destruction : un ensemble de réception et de décodage capable d'amorcer des dispositifs pyrotechniques spécifiques permet l'exécution d'un éventuel ordre de neutralisation télécommandé depuis le sol.

Pour les études, le développement ou le contrôle opérationnel des missiles balistiques français, deux sites principaux ont, au cours des quarante dernières années, été utilisés en tant que champ de tir :

- de 1960 à 1967, le Centre interarmées d'essais d'engins spéciaux (CIEES) à Hammaguir, avec divers moyens de flanquement et des réceptacles temporaires, constituant le champ de tir du Sahara ;
- depuis 1966, le Centre d'essais des Landes (CEL), comprenant la base principale de Biscarosse, différentes annexes (Hourtin, puis Quimper), une station de mesures à mi-trajectoire (Florès) et recevant le concours de divers coopérants au réceptacle (bâtiment d'essais et de mesures du groupe M, AMOR : avions de mesures et d'observations au réceptacle, avions de patrouille maritime), pour constituer le champ de tir de l'Atlantique.

Par ailleurs, dans la période intermédiaire de 1964 à 1967, quelques tirs ont été effectués de l'île du Levant, dans ce qui devint quelques années plus tard le Centre d'essais de la Méditerranée (CEM).

CHAPITRE 1

LES CHAMPS DE TIR¹

LE CIEES ET LE CHAMP DE TIR DU SAHARA

Le Centre d'essais d'engins spéciaux (CEES) du Guir est créé à Colomb-Béchar par arrêté interministériel du 24 avril 1947. En 1948, il devient interarmées (Terre et Air) et relève directement du chef d'état-major des armées, assisté d'un comité directeur du centre (le Comité du Guir) qui est une émanation du Comité scientifique de défense nationale.

Pendant les premières années, le Centre réalise certaines infrastructures et installe quelques équipements techniques relativement sommaires. Des équipes des deux directions techniques concernées (DEFA et DTIA) viennent au CIEES effectuer des essais en apportant l'essentiel des moyens nécessaires.

Le CIEES implante en 1952 une annexe à Hammaguir, à 120 km au sud-ouest de Colomb-Béchar, pour y effectuer des essais nécessitant un gabarit de tir plus étendu. Situé sur un plateau dominant l'oued Guir, le polygone de tir d'Hammaguir se déploie vers le sud-est et couvre alors à peu près un carré de 135 km de côté. Les lancements des premières versions de la fusée-sonde Véronique du LRBA y sont effectués, notamment dans le cadre de l'année géophysique internationale de 1957-1958, et le premier missile sol-air, le PARCA, y est expérimenté.

C'est en 1959, avec la création de la SEREB et le lancement des études préliminaires en vue du programme d'Études balistiques de base (EBB), que se fait jour le besoin d'un grand champ de tir capable de réaliser les essais en vol des futurs missiles balistiques. Les champs de tir de métropole, consacrés aux tirs d'artillerie et aux essais de missiles tactiques, ne peuvent offrir les conditions de sauvegarde nécessaires et encore moins les portées envisagées (plusieurs milliers de kilomètres). Il est alors décidé de constituer le champ de tir du Sahara à partir du CIEES, en utilisant la base d'Hammaguir. Le directeur du Centre est alors le général Robert Aubinière, qui fut ensuite directeur technique et industriel de l'aéronautique au moment du lancement du programme SSBS avant d'être, pendant dix ans, le premier directeur général du CNES.

Pour l'étude du grand champ de tir, le CIEES se dote d'une Direction des études et développements (DED) mise en place au fort de Montrouge, à Arcueil. Un avant-projet sommaire d'équipement traçant les grandes lignes du programme à établir et donnant les caractéristiques des principaux matériels nécessaires est établi par la DED, à la suite de missions effectuées dans des champs de tir de missiles étrangers, notamment Cap Canaveral et White Sands. La situation politique et militaire en Algérie empêche de faire des investissements trop ambitieux, qu'il faudrait probablement

¹ Ce chapitre et le suivant ont été rédigés par Dominique Chevallier, avec le concours de Claude Alaplanche, Jean-Marie Bergès, Jean Bouchet, Gérard Calenge, Gérard Collot, Jean-Baptiste Dard, Pierre-Jean Fayolle, Philippe Gins, André Gorlier, Michel de Launet, Robert Le Mat, Patrice Renard, René Reymond, Alain Rouquette et Jean Thiébaud.

abandonner à terme², mais les moyens financiers mis en place sont très vite importants : quatorze milliards d'anciens francs en autorisations de programme au titre du budget équipement de 1961 pour développer la première tranche, dite « tranche 500 km », et dix milliards d'anciens francs pour chacune des trois années suivantes.

Un nouveau service, le Service des équipements de champs de tir (SECT), est créé à la DEFA au début de 1961 pour coordonner les études et commandes des matériels destinés à équiper les champs de tir. Quelques mois plus tard, le SECT, dirigé par l'ingénieur militaire général Pierre-Jean Fayolle, absorbe la DED du CIEES et devient responsable de l'ensemble des investissements nécessaires à l'équipement des terrains du centre et, plus particulièrement, du champ de tir à longue distance. Les responsabilités sont clairement définies : le directeur du CIEES établit et gère le budget de fonctionnement du Centre et le chef du SECT fait de même pour le budget d'investissement. Le SECT installe alors une antenne permanente à Colomb-Béchar, placée sous la direction de l'ingénieur militaire Noël Playe. En janvier 1962, lors de la création de la DMA, le CIEES et le SECT sont rattachés à la DRME, alors en cours de constitution.

Divers moyens sont installés à Hammaguir. D'abord relativement sommaire (radars COTAL LV, LP puis TLP, antennes Télémaque, cinéthéodolites Askania), le dispositif d'essai est complété par la mise en service du calculateur central, permettant la commande coordonnée des moyens et la visualisation d'informations de sauvegarde. Il s'améliore grandement avec, notamment, la mise en place en 1964 à Hammaguir puis à Colomb-Béchar d'un radar de trajectographie bande C Aquitaine – au nom prémonitoire –, radar de grande précision pouvant fonctionner en écho de peau ou en répondeur sur plus de 2 000 km. S'y ajoute, à Hammaguir, l'antenne de télémétrie Cyclope de 18 mètres de diamètre et de 48 dB de gain à 239,5 MHz, dans la gamme de fréquences des télémétries de l'époque. Des interféromètres, moyens de trajectographie constitués de champs d'antennes au sol ou de stations polystatiques et fonctionnant à partir d'émissions de télémétrie, sont également mis en service : le COTAR et le SECOR.

Une base de lancement spécifique, la base Brigitte³, est réalisée sur spécifications de la SEREB et après des études détaillées menées par la Section technique des bâtiments, fortifications et travaux (STBFT) et la Direction des travaux du génie des départements sahariens (DTGDS). Cette base est constituée notamment d'une tour de lancement et de ses servitudes, d'un portique sur rail, ainsi que des moyens de contrôle et de liaison enterrés sous une chape de béton.

La responsabilité de l'exécution des essais incombe aux équipes d'essai de la SEREB. Sous la conduite d'un chef de mission, assisté d'un responsable fonctionnel et d'un responsable mesures, l'équipe d'essai est constituée le temps d'une opération de tir et comprend une vingtaine de spécialistes des différents domaines techniques concernés. Elle prend en charge l'engin à son arrivée sur la base, en assure l'intégration et les contrôles avant tir, assiste l'officier de tir du CIEES et prend part au dépouillement et à l'exploitation des mesures effectuées.

Dans cette période, les télémétries sont encore partagées entre celles au standard SAT-Turck du CEV (Centre d'essais en vol), pour les essais en vol d'avions, et

² Les accords d'Évian furent signés en mars 1962. Il fut alors décidé de conserver à la France l'utilisation des moyens et du champ de tir du CIEES jusqu'en juillet 1967.

³ Pour la plupart, les noms des bases créées au CIEES reprennent les prénoms féminins utilisés pour les points d'appui du camp retranché de Dien Bien Phu : Béatrice, Blandine, Brigitte.

celles au standard IRIG (*Inter-Range Instrumentation Group*) des champs de tir américains. Ces deux standards font appel à un même principe : un multiplex de porteuses modulées en fréquence. Le standard IRIG, mieux adapté au cas particulier des champs de tir, finit par l'emporter. L'enregistrement magnétique n'est alors pas considéré comme totalement fiable : des enregistrements photographiques sont encore utilisés, de même que des enregistrements à plume, permettant de visualiser instantanément, en cours de vol, certains phénomènes relativement lents.

Les équipes d'essai travaillent sous le contrôle des quelques ingénieurs de la Section missiles du CEV de Brétigny, dont les missions sont diverses : supervision de la préparation des engins expérimentaux, tant en métropole qu'à Hammaguir, contrôle des essais et de l'exploitation des mesures, établissement de comptes rendus aux autorités techniques étatiques (Groupement des engins balistiques de la DTIA, puis Département engins), enfin participation à la définition des moyens d'essais et à leur programme de validation.

Le choix de ce champ de tir en zone désertique se révèle très vite particulièrement bien adapté au tir d'engins balistiques. Il dispose de grandes marges de sécurité et l'on n'a pratiquement pas à se préoccuper des questions de sauvegarde : au début, aucune télécommande de destruction n'est d'ailleurs prévue au cas où l'engin sortirait de sa zone normale d'évolution. Par ailleurs, les étages propulsifs, les têtes de mesure et les ogives peuvent être récupérés sur le terrain, ce qui permet de les expertiser pour comprendre les incidents – qui ne manquent pas de se produire dans cette période de défrichage général des différentes techniques nécessaires. Enfin, les dimensions du champ de tir peuvent s'agrandir au fur et à mesure de l'augmentation des portées visées.

Au début de 1960, quelques essais préliminaires sont effectués pour mettre au point les techniques de récupération des ogives. Certaines ogives inertes, les VE 8 (VE pour véhicule d'essai), sont larguées d'avion ; d'autres, les VE 9 instrumentées, sont lancées par une fusée à poudre utilisant le moteur le plus puissant disponible à l'époque, le SEPR 732 de 55 cm de diamètre, utilisé comme accélérateur du missile sol-air SE 4400. Les ogives sont éjectées à la culmination, vers 5 km d'altitude. D'autres essais sont réalisés avec un premier véhicule d'essai intégré, le VE 10 Aigle, destiné à tester les équipements sol et bord de télémessure. Il culmine à une vingtaine de kilomètres.

Les équipements de champ de tir sont alors assez rustiques et, contrairement à ce qu'on pourrait penser, les conditions météorologiques ne sont pas toujours favorables. C'est ainsi que l'ingénieur en chef Pierre Soufflet, alors directeur du GEB, raconte que, lorsqu'il est venu en décembre 1960 assister au premier tir Aigle, son avion s'est posé par une belle tempête de neige. Après quatre jours d'attente, les visiteurs durent rentrer en métropole : le tir ne pouvait avoir lieu, car les câbles de communication posés à même le sol trempaient toujours dans la neige et présentaient de ce fait des défauts d'isolation qui les rendaient inutilisables.

Il n'en reste pas moins que la plus fréquente et la plus forte contrainte météorologique est le vent de sable, qui empêche de procéder non seulement à des essais, mais aussi à des mises au point. Hammaguir est alors coupé de Colomb-Béchar, et les nerfs des personnels sont mis à rude épreuve. Certains vont même jusqu'à affirmer qu'il est superflu de combler les tranchées creusées pour y faire passer les réseaux de transmissions, le prochain vent de sable devant y pourvoir.

Le VE 10 Aigle est tiré à quatre reprises en 1960-1961, puis deux fois par la suite dans une version allégée.

Les « pierres précieuses »

En un peu plus de cinq ans, du milieu de 1961 à la fin de 1966, 51 lancements de véhicules d'essais technologiques de la famille des « pierres précieuses » sont effectués à Hammaguir.

En introduction aux lancements balistiques, huit tirs du monoétage à poudre VE 110 Agate permettent de valider les moyens « base de départ » du nouveau champ de tir et de mettre au point l'ogive de mesures, ainsi qu'une case à équipements récupérable. Tous ces essais sont réussis et peuvent être exploités.

Il est alors possible de passer à la phase suivante : les tirs d'engins et des têtes expérimentales associées, destinés à mettre au point les technologies et les techniques nécessaires au développement des missiles stratégiques (propulsion à liquides puis à poudre, guidage, pilotage, rentrée dans l'atmosphère, etc.) et à permettre les choix correspondants.

Ce sont d'abord les monoétages à poudre (Topaze) ou à liquides (Émeraude) qui sont concernés. Comme Agate précédemment, ils sont tirés quasiment à la verticale et les têtes contenant l'enregistrement des mesures effectuées dans l'engin sont récupérées sous parachute.

Quatorze tirs VE 111 Topaze sont effectués – dans quatre versions successives : six C (court), deux L (long), quatre CI (court instable) et deux LG (long guidé) – pour essayer et valider un système de pilotage (contrôle de l'attitude) par braquage des tuyères rotatives. Six exemplaires du VE 111 C, tirés de la fin de 1962 à la fin de 1963, sont consacrés à la mise au point du pilotage. Dix VE 111 avaient été prévus pour cela, mais, après une série de six succès, il est décidé de réserver les quatre suivants à l'étude du pilotage d'engins plus instables, tels que les futurs MSBS en sortie d'eau. Ces essais, réalisés en 1964 avec la version VE 111 CI, donnent trois succès pour quatre tirs. La version LG, seule, dispose d'un système inertiel de guidage pour le contrôle de la trajectoire.

Vient alors le VE 121 Émeraude, premier étage du VE 231 Saphir. Ses essais doivent permettre d'appréhender les problèmes inhérents à la propulsion liquide et d'analyser les phénomènes particuliers liés à la séparation des étages. Les trois premiers tirs Émeraude sont des échecs dus essentiellement à la méconnaissance de l'effet Pogo – phénomène de couplage entre la propulsion et les structures de l'étage, à l'origine de vibrations importantes pouvant conduire à la destruction de l'engin – et au ballonnement des ergols liquides. Des mesures correctrices permettent de réussir les deux derniers tirs dès le début de 1965.

C'est avec le VE 231 Saphir qu'à partir de juillet 1965, des essais complets sont effectués. Le deuxième étage inerte d'Émeraude est remplacé par Topaze LG. C'est le premier véritable engin biétage français. Il s'agit de vérifier le bon fonctionnement du 2^e étage dans des conditions réelles de vol après séparation, de mettre au point le système de pilotage d'un engin à deux étages et le système de guidage inertiel, enfin d'appréhender les phénomènes aérothermiques liés à la rentrée de la tête dans l'atmosphère. Ces différents aspects sont étudiés à l'aide de trois versions successives du VE 231, désignées respectivement par les lettres P (pilotage), G (guidage) et R (rentrée). Les essais sont effectués dans des conditions aussi proches que possible – sauf pour les procédures de lancement – de celles que doit rencontrer l'engin opérationnel définitif.

Avant leur expédition en étages séparés vers Hammaguir, les véhicules d'essais et les missiles expérimentaux sont maintenant intégrés et contrôlés dans le bâtiment pyrotechnique B 21 du Centre d'achèvement des propulseurs et engins (le CAPE) que la SEREB vient de créer à Saint-Médard-en-Jalles. Les moyens de mesure se développent : on utilise deux, voire trois, chaînes de télémessure analogique Ajax embarquées. Ces chaînes transmettent plusieurs centaines de paramètres qui sont enregistrés au sol en magnétique, puis décommutés et dépouillés grâce à des logiciels. Quelques enregistreurs graphiques sont toujours utilisés en complément pour visualiser rapidement certains paramètres.

Trois VE 231 P sont lancés de juillet à octobre 1965, dont deux avec succès. Du fait d'une panne de pilotage du 2^e étage, le deuxième voit sa trajectoire déviée vers le nord et il s'écrase à environ 200 km sur les hauts plateaux. La récupération des débris se fait avec le concours de l'armée algérienne.

Les six essais du VE 231 R, qui ont pour objet l'étude des conditions de rentrée d'une ogive à protection ablativ, utilisent des trajectoires surénergétiques plongeantes conduisant à des vitesses de rentrée de l'ordre de 4 400 m/s et à des décélérations maximales de l'ordre de 35 g.

Les véhicules d'essai sont munis d'un guidage inertiel, dit simplifié, qui est plus précis que la simple programmation d'attitude des VE 231 P.

Ces essais, pour lesquels un réceptacle spécifique est installé à une portée d'environ 60 km, permettent de mettre en évidence et de caractériser le phénomène du *black-out* produit par l'ionisation du fluide entourant l'ogive, ce qui a pour effet de perturber fortement les liaisons radio-électriques⁴. Pour éviter de perdre des informations pendant cette période de *black-out*, les têtes sont équipées d'un enregistreur magnétique : les mesures sont enregistrées en temps réel, relues et transmises dix secondes plus tard. Le cinquième essai échoue du fait de la séparation intempestive des étages en cours de propulsion premier étage, mais tous les autres sont réussis.

Six tirs VE 231 G sont effectués à grande portée pour la mise au point du guidage et la validation des dispositifs d'arrêt de poussée (DAP) du deuxième étage. Des télescopes Igor, destinés à observer la séparation des étages, sont installés en flanquement à l'oasis de Beni-Abbès et à Tabelbala. Deux réceptacles temporaires, mettant en œuvre notamment un radar mobile COTAL, sont successivement utilisés pour l'observation des trajectoires de rentrée et la localisation des points de chute :

- l'un, pour les deux premiers tirs, vers 1 500 km de portée, dans la région de Djanet, dans le Tassili ;
- l'autre, pour les quatre tirs suivants, vers 2 100 km de portée, entre Agadez et Niamey, au Niger.

Ces essais montrent une autre conséquence de la création de plasma en phase de rentrée : la forte augmentation de la surface apparente de l'ogive vue du radar qui la poursuit en écho de peau. Les analyses d'écho faites à cette occasion montrent qu'en cours de décélération vers 40 km d'altitude, la surface équivalente radar est multipliée par un facteur de l'ordre de 10⁵. Ce phénomène, cumulé avec l'émission d'ondes électromagnétiques et la création d'un fort niveau de bruit dans certaines bandes de fréquences, est très préjudiciable dans le cas des engins militaires, car il est de nature à en diminuer les capacités de pénétration en facilitant la détection de la tête par la défense adverse. C'est ce qui motiva en partie le lancement des premières études françaises de leurres ou d'aides à la pénétration, dispositifs destinés à

⁴ Les phénomènes lumineux provoqués par la rentrée dans l'atmosphère des engins pouvaient être observés à l'oeil nu depuis Hammaguir.

multiplier des échos bien représentatifs des têtes, de façon à compliquer ou à rendre inopérantes les méthodes de discrimination.

Le phénomène de luminescence est utilisé pour les tirs VE 231 G : ceux-ci sont effectués de nuit, de façon à ce que des chambres balistiques (appareils photographiques à pose longue) au réceptacle enregistrent sur un fond de ciel étoilé la trace lumineuse (le sillage) de l'ogive, permettant une trajectographie optique précise, bien que limitée (de 35 à 12 km d'altitude en moyenne pour des ogives rentrant à des vitesses de l'ordre de 4 000 m/s).

Après le tir, la récupération des divers éléments des engins se fait sous la responsabilité d'une équipe spécialisée du CIEES qui bénéficie fréquemment du concours d'éléments de la Légion étrangère. Certaines récupérations nécessitent plusieurs journées de recherche passées à sillonner la hamada.

Une partie de l'énergie de rayonnement est par ailleurs émise dans l'infra-rouge. Certains moyens de trajectographie spécifiques sont développés et expérimentés lors des tirs VE 231 R, tels qu'un sitomètre à grand champ nécessitant un parallaxage par un autre moyen et un télescope auto-suiveur.

Les tirs VE 231 G, tous réussis, marquent la fin du programme d'Études balistiques de base. Viennent alors les premiers tirs de qualification des premiers étages SSBS et MSBS : deux tirs S 112 en octobre et novembre 1965, puis deux tirs M 112 en mai et juin 1966. Ces quatre tirs sont des échecs, certains de façon spectaculaire, et obligent à des développements complémentaires. Les délais nécessaires font que les essais en vol suivants ne peuvent être effectués au CIEES, qui vit ses derniers mois : ils ont lieu au CEL pour les S 112, au CERES pour les M 112.

Diamant

Étant classifiés, tous ces essais sont menés dans une grande discrétion. Mais il en va tout autrement pour le lancement par la fusée Diamant (par la suite appelée Diamant A) du premier satellite français.

Diamant est directement dérivée du VE 231 Saphir. En mai 1962, le CNES a confié à la DMA la direction de programme du lanceur, la SEREB devant en assurer les études et la maîtrise d'œuvre générale.

Le VE 210 Rubis est alors conçu pour essayer en vol le troisième étage du lanceur, monté pour la circonstance sur un étage Agate. Huit tirs Rubis ont lieu de juin 1964 à juin 1965 : ils permettent d'expérimenter le largage de la coiffe, la séparation et la mise en rotation du 3^e étage. Sur ces huit essais, deux sont des échecs, l'un du fait d'une séparation défectueuse, l'autre parce que le deuxième étage ne s'allume pas.

Deux autres tirs Rubis sont réalisés par la suite sous la responsabilité du CNES, pour la mise au point du satellite D 1 et des expériences de radioastronomie pour l'Observatoire de Paris. Le dernier tir est effectué au CEL. Rubis est alors utilisée comme fusée-sonde pour lancer une charge à très haute altitude. Le tir du 22 avril 1966 put être observé à plus de 3 000 km de distance depuis le sud-ouest de la France ; le déploiement du nuage de baryum et d'oxyde de cuivre largué à 2 000 km d'altitude et éclairé par le soleil couchant constitua un spectacle grandiose.

Le fonctionnement des trois étages propulsifs avait été essayé au cours des tirs en vol de cinq VE 231 Émeraude (1^{er} étage seul), de quatorze VE 111 Topaze (2^e étage seul), de trois VE 231 Saphir (ensemble des deux premiers étages) et de

huit VE 210 Rubis (3^e étage). Seul n'avait donc pas été testé en vol le dispositif de basculement de l'ensemble constitué du deuxième étage vide et du troisième étage supportant la capsule. Le bon fonctionnement de ce dispositif était essentiel pour donner au 3^e étage, au moment de son allumage, une attitude de tangage aussi voisine que possible de l'horizontale locale, de façon à maximiser la composante tangentielle de la poussée.

Après assemblage et contrôle de deux lanceurs au bâtiment B 21 du CAPE, le premier lancement Diamant est programmé pour le 25 novembre 1965. La date du tir approchant, la pression monte irrésistiblement du fait de l'importance de l'enjeu, mais aussi sous l'effet des médias. La date prévue se situe en effet, ce qui ne manque pas d'alimenter toutes sortes d'arrière-pensées, dans les jours précédant le premier tour d'une élection présidentielle où le général de Gaulle risque d'être mis en ballottage — ce qui fut d'ailleurs le cas. Apparemment, le président de la République n'avait pas été mis au courant de la date du tir et, lorsqu'il l'apprit, il n'eut pas, selon Pierre Soufflet, une réaction très enthousiaste — d'autant plus que les chances de réussite estimées par la DMA étaient au mieux d'une sur deux. Il fallut rapatrier dans la Caravelle de la présidence de nombreux journalistes déjà arrivés à Hammaguir.

Aux moyens d'essais habituels est venu s'ajouter l'escorteur d'escadre *Guépratte*. Ce navire étant alors en attente de refonte et donc disponible, il a été équipé d'une antenne Télémaque à poursuite automatique, installée sur le télépointeur de son artillerie de 127 mm, et d'un *shelter* télémessure. Stationné dans le golfe de Gabès, il doit recevoir les émissions du satellite. La préparation du lancement se fait dans des conditions difficiles : après le remplacement du 2^e étage, puis d'un élément de pilotage du 2^e étage⁵, un composant (diode Zenner) d'un circuit de contrôle non opérationnel est détecté comme étant en panne lors des dernières vérifications : des essais complémentaires doivent être réalisés par Matra pendant la nuit du 25 novembre et la matinée du 26 novembre pour vérifier, avec une bonne probabilité, que cette défaillance n'est pas de nature à compromettre la réussite de l'opération.

Les résultats complets des essais effectués à Paris sont communiqués en fin de matinée : ils sont rassurants, et il est décidé de reprendre la séquence de lancement. À 15 h 47, au milieu de multiples panneaux de protection thermique se décrochant au moment du décollage, Diamant s'arrache de la tour Brigitte, emportant la capsule technologique A 1 (Astérix) de 39 kg. Le lancement est nominal, mais les antennes, saillantes, de la balise-télémessure sont endommagées lors du largage de la coiffe après la combustion du premier étage : ni le *Guépratte*, ni les stations de Beyrouth et de Brétigny ne peuvent rien entendre.

Le diagnostic de la satellisation peut cependant être donné grâce à un répondeur radar, dont les antennes, plaquées, sont intactes : le satellite est suivi par le radar Aquitaine jusqu'à 3 000 km de distance. Il est alors possible de calculer les paramètres de l'orbite atteinte et de prévoir d'une manière assez précise la trajectoire suivie et le moment de passage après une première orbite. L'attente est longue pour tous les participants, mais, à l'instant prévu, le radar Aquitaine intercepte A 1 et confirme le succès. Quelques jours plus tard, les États-Unis, utilisant des moyens de détection particulièrement performants (dans une période où les grands radars ABM n'existent

⁵ Le remplacement du 2^e étage avait été motivé par la découverte d'un « écaillage » sur l'une des tuyères. Quant à l'élément de pilotage du 2^e étage, l'élément de remplacement était un équipement de type « amélioré » qui n'avait pas subi les essais de qualification (vibrations, chocs) jugés nécessaires : la SOPEMEA dut effectuer d'urgence, dans la nuit du 23 au 24 novembre, de tels essais, qui se révélèrent concluants.

pas encore), viennent confirmer la satellisation non seulement de la capsule, mais aussi du 3^e étage et même de certains débris (sangle, boulons ?). Ils précisent l'orbite décrite par la capsule : apogée de 2 276 km, périégée de 509 km, période de 113 minutes.

Par rapport aux prévisions, l'erreur sur la période orbitale n'est que de 3,1 % et l'erreur sur le périégée de 3,9 %. Le lancement a pleinement réussi, valant à son principal responsable, Roger Chevalier, l'appellation d'« homme de Diamant », qui le suivit longtemps et fut l'occasion de quelques savoureux quiproquos⁶.

Ce succès fait de la France la troisième puissance spatiale. Outre qu'il donne une compréhensible fierté à ses principaux acteurs, la SEREB et la DMA, aux divers participants et aux sous-traitants, il vient confirmer la validité des méthodes et des procédures appliquées, ainsi que l'efficacité de l'organisation mise en place. Il donne un élan déterminant aux études spatiales et à l'idée naissante d'un programme spatial européen, avec la possibilité de confier à la France un rôle prépondérant. Surtout, il apporte aux yeux du monde entier une certaine crédibilité à la force de dissuasion française en cours de préparation.

Trois autres Diamant sont lancés en 1966 et au début de 1967 pour mettre sur orbite les satellites géodésiques Diapason et Diadème 1 et 2 du programme D 1 du CNES. Chaque lancement est un succès. La DTEn, qui a remplacé le Département engins en 1965, transmet alors à la Division des lanceurs du CNES la maîtrise d'ouvrage des programmes de lanceurs. Les lancements suivants (cinq Diamant B et trois Diamant BP 4) sont effectués au Centre spatial guyanais, de 1970 à 1975⁷.

Le lancement en février 1967, à une semaine d'intervalle, des troisième et quatrième Diamant vient mettre un point final à l'activité balistique d'Hamaguir. La constitution de la famille des « pierres précieuses », fondée sur un Meccano quasi parfait, s'est révélée remarquable à bien des égards et tous les objectifs technologiques assignés au programme d'Études balistiques de base ont été atteints.

Si l'on ne tient pas compte des six tirs des véhicules d'essais préliminaires Aigle, ce sont au total cinquante-neuf tirs ou lancements qui ont été effectués au CIEES en quatre ans, de la fin de 1962 à la fin de 1966, sous la responsabilité de ce qui, en fin de période, est devenu la DTEn, parmi lesquels :

- 51 tirs au titre du programme EBB, donnant 43 succès totaux ;
- 4 tirs au titre des programmes de développement SSBS et MSBS, tous échoués ;
- 4 lancements Diamant, tous réussis, conduisant à quatre satellisations.

Deux lancements de la fusée expérimentale Cora, développée par le LRBA en coopération avec Nord-Aviation, ont aussi été effectués à la fin de 1966 au titre du programme Europa de l'ELDO (*European Launcher Development Organization*). Cora devint par la suite Coralie, en tant que deuxième étage du lanceur de l'ELDO.

Il convient de rappeler par ailleurs que, de 1952 à 1967, 161 tirs de fusées-sondes ont été effectués au CIEES, sous la responsabilité de la DEFA, du CNES ou de

⁶ Roger Chevalier raconte que, lors d'un cocktail donné à cette époque, il eut la surprise de se voir abordé par Michèle Morgan en ces termes : « Alors, vous êtes bijoutier... ». Il avoue aussi avoir profité du nom (Astérix) donné à la capsule puisque, par la suite, Uderzo et Goscinny lui dédicacèrent et lui adressèrent chacune de leurs œuvres.

⁷ Avant leur transfert à Kourou, les lanceurs Diamant B et BP 4 sont intégrés au CAEPE dans le bâtiment B 50, réalisé sous maîtrise d'œuvre du CNES, et certains contrôles fonctionnels sont effectués dans les bâtiments B 11, B 12 et B 13.

l'ONERA, pour la mise au point de vecteurs ou d'équipements ou pour diverses études technologiques :

- fusées-sondes du LRBA : soixante-quatorze Véronique de trois versions successives et quatre Vesta ;
- fusées-sondes de Sud-Aviation : quatre Bélier, soixante-quatre Centaure, douze Dragon et un Dauphin ;
- fusées technologiques de l'ONERA : deux Antarès – la plupart des autres tirs (Daniel, Antarès, Bérénice, Tibère, Tacite) étant, à cette période, effectués de l'île du Levant.

Si la plupart de ces tirs ont été faits depuis Hammaguir (bases de lancement Blandine, Bacchus et Béatrice), quelques-uns ont été effectués de 1961 à 1965 depuis les sites de Reggane et de Colomb-Béchar.

Comme le prévoyaient les accords d'Évian, la France remit le 1^{er} juillet 1967 les sites de Colomb-Béchar et d'Hammaguir et leurs infrastructures aux autorités algériennes. Sous la conduite du SECT, la plupart des installations techniques sont alors démontées pour être réutilisées en métropole. De nombreuses consignes affichées sur les sites interdisent « de casser, de couper ou de tordre ». Le radar Aquitaine et la centrale électrique en *shelter* sont notamment transférés et réinstallés sur l'île du Levant.

Avec l'abandon du CIEES, une page se tourne. Le champ de tir du Sahara, avec sa superficie quasiment infinie, la souplesse de son utilisation, la faible densité de sa population simplifiant les problèmes de sauvegarde, ses réceptacles terrestres, était parfaitement adapté au tir de missiles balistiques. L'éloignement de la métropole avait aussi ceci de bon qu'il permettait de garder toujours disponibles les équipes d'essai et d'en renforcer la cohésion.

C'est dans la période de 1961 à 1965 qu'ont été mises au point les diverses méthodes d'exécution et de conduite des essais, sous l'impulsion de visionnaires passionnés. Il convient de citer à cet égard le colonel Robert Michaud, qui dirigea le CIEES au moment de la mise en place des principaux équipements, avant de devenir le premier directeur des essais de la SEREB. Cette double appartenance lui permettait de faire la synthèse entre les besoins du constructeur et ceux du champ de tir et lui donnait l'autorité nécessaire pour faire aboutir rapidement des solutions acceptables par les deux parties. C'est sous son contrôle que furent codifiées l'ensemble des procédures de préparation et d'exécution des essais en vol de missiles ou de lanceurs et que furent mis en œuvre avant la lettre certains des principes de ce qui est devenu, dix ans plus tard, l'assurance qualité dans les essais. Son exemple influença très fortement ceux qui lui succéderont à la SEREB ou à Aérospatiale en tant que directeurs des essais ou chefs de mission, dont Amédée Mollard, Gérard Chauvallon, Jean-Marie Bergès, Jean Jamet et André Gorlier.

On peut dire que c'est dans le creuset d'Hammaguir que s'est constitué l'acquis technique et méthodologique qui a rendu la suite possible. Ces préliminaires étaient nécessaires pour permettre le succès de la phase suivante, celle des essais de développement des missiles stratégiques SSBS et MSBS. Mais tout était alors à reconstituer. Et d'autres sites devaient maintenant prendre la relève.

**Essais en vol du programme d'Études balistiques de base
(famille des « pierres précieuses »)**

Nom	Sigle	Nombre	Dates
Agate	VE 110	8	3 juin 1961 – 21 mai 1963
	VE 110 RR	4	1963 – 1964
Topaze	VE 111 C	6	19 décembre 1962 – 24 octobre 1963
	VE 111 L	2	21 décembre 1963 – 11 mars 1964
	VE 111 CI	4	4 juin 1964 – 16 décembre 1964
	VE 111 LG	2	18 mai 1965 – 21 mai 1965
Émeraude	VE 121	5	17 juin 1964 – 13 mai 1965
Rubis	VE 210	10	10 juin 1964 – 5 juillet 1967
Saphir	VE 231 P	3	5 juillet 1965 – 9 octobre 1965
	VE 231 G	6	13 mars 1966 – 2 novembre 1966
	VE 231 R	6	29 mars 1966 – 13 décembre 1966
Total		56	3 juin 1961 – 5 juillet 1967
Diamant A		4	26 novembre 1965 – 15 février 1967

Tous ces lancements ont été effectués depuis la base Brigitte du CIEES, sauf les quatre essais VE 110 RR (récupération rentrée), effectués au CERES (futur CEM), et le dernier tir VE 210 Rubis, depuis la Base de lancements balistiques du CEL.

LE CENTRE D'ESSAIS DE LA MEDITERRANEE

A la fin du XIX^e siècle, l'État avait acquis auprès de propriétaires privés ce qui devint beaucoup plus tard la base principale de l'île du Levant. L'utilisation du domaine se limitait alors à des tirs de canons effectués par des navires à la mer contre des cibles disposées à terre.

Les essais de missiles que la Commission d'études pratiques d'aéronautique (CEPA) de la Marine, implantée à Saint-Raphaël, menait depuis 1948 sur la plage de Pampelonne, dans la presqu'île de Saint-Tropez, nécessitèrent rapidement un domaine plus étendu et plus isolé. En 1950, la Marine décide de transférer ces essais sur l'île du Levant. Les premiers essais sont réalisés avec des moyens de mesure mobiles mis en place à la demande mais, rapidement, il s'avère qu'il faut créer une base fixe, avec ses personnels et ses moyens techniques et logistiques.

En 1952 est donc créé le Centre d'essais et de recherches d'engins spéciaux (CERES), unité de la Marine relevant organiquement du préfet maritime de Toulon. Trois ans plus tard est à son tour constitué le Groupe technique des engins spéciaux (GTES), rattaché à la DCAN (Direction des constructions et armes navales) de Toulon, dont le rôle est de donner un soutien technique au CERES, d'assurer la mise en œuvre des moyens de mesure et de prendre en charge le dépouillement et l'exploitation des mesures effectuées. Il mène par ailleurs, pour le compte de la Marine, des études et des travaux de développement de certains matériels. Le GTES est implanté dans l'arsenal du Mourillon et dispose d'une antenne sur l'île du Levant. L'ensemble CERES-GTES est alors placé sous l'autorité fonctionnelle d'un service de la Marine, la CEPENa (Commission d'études pratiques pour les engins navals).

L'activité principale du centre d'essais de l'île du Levant reste dans le cadre de sa vocation originelle : la mise au point de missiles destinés à la Marine. Il s'agit notamment des essais de développement du Masurca et du Malafon, premiers missiles, si l'on excepte le Tartar Mk1 acheté aux États-Unis, à être embarqués, au milieu des années 1960, sur des bâtiments de la Marine, les frégates *Suffren* et *Duquesne*.

Toutefois, dès le début des années 1960, un grand nombre d'essais mettant en œuvre des fusées-sondes (Antarès, Bérénice, Daniel, Tacite, Titus, Bélier, Centaure, Dauphin...) ou des engins rustiques limités à un premier étage actif sont effectués à l'île du Levant. Ces essais sont placés sous l'égide de la DRME qui, de ce fait, finance la modernisation ou l'extension de nombreuses installations : mise en place d'un radar Aquitaine⁸, d'une station de télémessure équipée d'une antenne à grand gain Télémaque, d'une station de télécommande de destruction, d'un système temps réel pour la visualisation des trajectoires sur tables traçantes, de moyens de sondage performants, etc. Les tirs d'étude mettant en œuvre des fusées-sondes sont généralement réalisés par l'ONERA, avec l'assistance du CNES et de la société Sud-Aviation.

D'autres tirs sont réalisés par la SEREB : en particulier, en 1963-1964, quatre tirs d'une version raccourcie du VE 110 Agate, le VE 110 RR (récupération rentrée), sont effectués pour mettre au point les techniques de récupération en mer qui auraient pu être utilisées dans ce qui n'est resté qu'à l'état de projet, le champ de tir de Bretagne.

Enfin, de gros progrès dans la maîtrise des tirs balistiques sont réalisés à l'occasion des essais d'engins monoétages monoblocs puis de biétages Bidasse, effectués dans le cadre du projet Jéricho pour la mise au point du missile balistique à courte portée MD 620, développé par la Générale aéronautique Marcel Dassault pour le compte de l'État d'Israël. Ces essais nécessitent en particulier une grande précision pour les mesures de vitesse à l'injection de la tête, ainsi que la mise en œuvre, dans la zone réceptacle située à proximité des côtes de Sardaigne, d'un dispositif de surveillance et de mesure constitué de l'escorteur rapide *L'Agenais*, spécialement équipé, et d'un avion, le petit AMOR, réalisé à partir d'un Noratlas. Au total, seize tirs de missiles sont effectués de 1965 à 1968, jusqu'à des portées d'environ 500 km, avant qu'un embargo mis par la France sur les armements à destination d'Israël ne vienne, en janvier 1969, interrompre le programme.

Le passage, au début de 1968, de la DTCN en compte de commerce accélère le processus de fusion entre le CERES et le GTES. En effet, le changement de régime comptable de la DTCN entraîne pour le GTES la nécessité de facturer les diverses prestations réalisées au profit de la DRME, ce qui est extrêmement lourd pour le Titre III (crédits de fonctionnement) de cette direction technique. La DMA et l'EMM décident alors de regrouper le CERES et le GTES sous l'autorité de la DRME : c'est ainsi que, le 1^{er} septembre 1968, naît le Centre d'essais de la Méditerranée (CEM).

À cette date, le CEM prend également en charge l'exploitation du polygone de La Renardière, sur la presqu'île de Saint-Mandrier, qui avait été confiée au GTES en 1963, lors de la disparition de l'Établissement technique de Toulon (ETTN) qui relevait de la DEFA. Ce polygone effectuait alors des essais au profit d'un utilisateur unique, l'Établissement d'expériences techniques de Bourges (futur ETBS), qui dis-

⁸ Ce radar, le JLA 3, est installé sur l'île du Levant. Il fut rapidement remplacé par l'Aquitaine JLA 1, récupéré du CIEES et installé au fort de la Coille-Noire, sur la commune du Pradet, en vue des essais MD 620. Ce n'est qu'au début des années 1980 que deux radars Béarn furent installés sur le site du Mont-Coudon.

posait à Toulon d'une antenne permanente. Notons que c'est à La Renardière que, de mars à juillet 1945, avaient eu lieu les essais de la première fusée française à ergols liquides (oxygène liquide et essence), la fusée EA 41. Ces essais, effectués sous la direction du colonel Jean-Jacques Barré, continuateur de l'œuvre de Robert Esnault-Pelterie, avaient atteint des portées de l'ordre de 60 km.

La principale contribution de ce qui devint officiellement le CEM, et plus largement du complexe industriel toulonnais, au développement des programmes balistiques se situe de 1966 à 1968, avec les premiers essais de lancement sous-marin du MSBS M 1. De nombreux tirs de maquettes inertes récupérables Dauphin sont effectués au Canier, dans la presqu'île de Saint-Mandrier, par le GETDL (DCAN Toulon, sous-direction études), responsable des études et des équipements de chasse. Ces essais se font d'un tube aérien, avec récupération de la maquette dans une souille, puis d'un caisson sous-marin qui fut ensuite, pendant un certain temps, mis en œuvre au CEM.

En effet, avant de pouvoir passer à des tirs de sous-marin, les premiers essais de lancement de missiles actifs doivent, pour des raisons de sécurité, être effectués à partir d'un caisson sous-marin inhabité, le *Némo*. Compte tenu de la proximité de l'arsenal de Toulon et des conditions de mise en œuvre du caisson sous-marin, plus faciles et plus sûres qu'en Atlantique, il est naturel de faire ces essais en Méditerranée, à partir de l'île du Levant. Mais, du fait des dimensions restreintes de la Méditerranée, il faut limiter la portée des missiles tirés : ce sont des missiles monoétages qui sont utilisés, réduisant la portée maximale à environ 200 km.

Les missiles sont embarqués dans le caisson et préparés au quai de la Pyrotechnie de Toulon, face au hangar de la SEREB. Le caisson, accompagné de son chaland-relais et d'une gabare, est alors remorqué par beau temps et à vitesse lente vers l'île du Levant. Le caisson est ensuite immergé et installé sur sa plate-forme sous-marine dans l'anse du Lizerot, au sud de l'île, et les tirs se font vers le sud-est, dans la direction d'Ajaccio.

Du point de vue de la sauvegarde, la phase la plus critique est l'allumage du missile en sortie d'eau. Des dispositifs relativement sommaires mais très efficaces, à base de gabarits tracés sur de grands cadres métalliques et disposés en plusieurs points de l'île, permettent à des observateurs de s'assurer que le missile reste bien, dans les toutes premières secondes de vol, dans le domaine de vol autorisé. Ensuite, le radar Aquitaine acquiert le missile et la prédiction d'impact prend la relève pour assurer la sauvegarde jusqu'à la fin de la phase propulsée.

De mi-1966 au début de 1968, cinq missiles monoétages, trois M 112 et deux M 011 sont tirés à partir du caisson *Némo* devant le CEM. Si les objectifs fixés à cette série d'essais sont finalement acquis, certains des tirs sont des échecs, parfois spectaculaires. Lors du premier tir M 112, le propulseur ne s'allume pas après la sortie d'eau et l'engin retombe piteusement à proximité du caisson, qui tire avec une faible gîte. Lors de l'impact à la mer, l'engin se casse en trois morceaux et sa récupération sur le fond ne peut se faire qu'après une analyse approfondie de sécurité pyrotechnique. Les quatre autres tirs sont réussis.

À la même époque, le sous-marin expérimental *Le Gymnote* est admis au service actif à Cherbourg. Il rejoint immédiatement Toulon pour la mise au point des matériels et des procédures permettant le lancement à partir des futurs SNLE. *Le Gymnote* entraîne son équipage et valide les procédures (listes d'opérations) en effec-

tuant des lancements de maquettes Dauphin. Puis, en moins de trois mois, d'avril à juillet 1967, il lance quatre missiles M 112 en plongée devant le CEM.

Les tirs du *Gymnote* se font à peu près dans les mêmes conditions que ceux effectués à partir du caisson : la mise au tube et la préparation au tir sont effectués à quai, à la Pyrotechnie de Toulon. Une fois prêt et si les conditions météo le permettent, le sous-marin transite de façon autonome vers l'île du Levant. La mise en œuvre du dispositif *Gymnote* est cependant moins complexe et moins lourde que celle du dispositif caisson *Némo*.

Certains essais ont laissé des souvenirs particuliers. C'est ainsi que Pierre Soufflet, directeur technique des engins, avait tenu à assister à bord au premier tir du *Gymnote*, pour montrer aux marins qu'il n'y avait pas de crainte particulière à avoir concernant le lancement d'un missile comportant 10 tonnes de poudre à partir d'un sous-marin. Mais la première tentative ne se passa pas comme prévu. Pierre Soufflet raconte : « J'ai dû d'abord surmonter la terrible épreuve qui consiste à monter en mer en uniforme, avec des chaussures à semelles de cuir, sur le pont bombé et glissant du *Gymnote*, alors que l'on me rendait les honneurs et que certains devaient sourire intérieurement en me voyant déjà barboter dans la mer. Dans l'ambiance chaleureuse de l'intérieur, à la fin du décompte, la porte du tube s'étant ouverte, au lieu de voir partir l'engin, il n'est sorti qu'une grosse bulle (il y avait eu un arrêt de chronologie pour des problèmes de télémessure, sans que nous le sachions). Mais, peu après, ce fut à mon tour de sourire discrètement en voyant les marins s'escrimer avec des éponges pour enlever l'eau qui s'était amassée sur la membrane, intacte et pour cause, du tube. Il semble qu'il n'y avait à bord ni seau ni écope en plastique, bien connus du plaisancier que j'étais. »

Au-delà de l'anecdote, cette période se révèle particulièrement féconde, en grande partie en raison des premiers contacts qui se nouent entre les techniciens (SEREB, CERTSM : Centre d'études et de recherches techniques sous-marines, GETDL, CEM) d'une part et les futurs utilisateurs, c'est-à-dire les premiers d'une longue série d'officiers missiliers, d'autre part. Sont alors mis au point le contrôle automatique à bord du sous-marin, la phase d'éjection du missile, son trajet sous-marin et le vol du premier étage. Il est maintenant possible de passer à la phase suivante : celle des tirs complets en plongée. *Le Gymnote* quitte la région toulonnaise pour la façade atlantique et le CEM passe le relais au CEL, dont les installations sont maintenant prêtes pour l'exécution de ces tirs.

LE CENTRE D'ESSAIS DES LANDES ET LE CHAMP DE TIR DE L'ATLANTIQUE

Au début de 1962, lorsque furent négociés les accords d'Évian mettant fin au conflit algérien, se posa le problème du remplacement du CIEES : les installations devaient être évacuées pour mi-1967 ; il fallait assurer la continuité des essais en vol des missiles balistiques et disposer d'un nouveau champ de tir pour lancer des satellites. Une commission spécialisée, dirigée par l'ingénieur général Maurice Natta, fut alors chargée de rechercher de nouveaux sites de lancement devant satisfaire aux besoins tant militaires que civils.

L'une des premières études fut celle d'un champ de tir en Guyane française, qui constituait, à coup sûr, le site le mieux adapté au lancement de satellites. Près de l'équateur, il pouvait communiquer la vitesse initiale maximale, tandis que la présence de l'océan Atlantique permettait de tirer vers l'est sans que se posent des problèmes de sauvegarde en vol trop compliqués à résoudre. Tandis que les travaux de

la commission progressaient, il fut admis que les besoins pour un centre d'essais de missiles ne requerraient pas des espaces qui ne puissent être trouvés en métropole ; l'expérience du CIEES était là pour montrer les difficultés et le coût qu'entraîne le soutien d'un centre d'expérimentation éloigné de plusieurs milliers de kilomètres. La commission proposa alors de séparer les tirs d'engins militaires et les lancements spatiaux et ainsi de créer deux champs de tir différents, l'un militaire, le Centre d'essais des Landes, l'autre civil, sur un site proche de l'équateur à définir⁹.

Le 4 juillet 1962, Pierre Messmer, ministre des Armées, entérine le choix de la commission pour ce qui concerne le champ de tir militaire et signe la décision créant le CEL : « Dans les massifs forestiers de Biscarosse et de Sainte-Eulalie sera installé le Centre d'essais des Landes ». Cet emplacement est d'ailleurs celui qui, en 1920, avait été proposé pour recevoir ce qu'on appelait à l'époque « le polygone de tir unique » et y regrouper les activités d'essais de matériels d'artillerie effectuées tant par la Commission de Bourges que par la Commission de Gâvre. Les tirs devaient se faire parallèlement à la côte, avec des réceptacles dans les dunes littorales, mais il n'y eut pas de suite à cette proposition, en raison de divergences de vues persistantes entre les ministères de la Guerre et de la Marine.

Au début des années 1960, la côte aquitaine est pratiquement le seul emplacement de l'Hexagone où les gabarits terrestres et maritimes nécessaires peuvent encore être trouvés et où l'ouverture océanique permet des trajectoires de plusieurs milliers de kilomètres. Le site de Biscarosse permet le tir de missiles à partir de navires, sous-marins ou bâtiments de surface et présente par ailleurs deux avantages déterminants : d'une part appartenir pour l'essentiel à l'État, donc ne pas nécessiter de longues procédures d'expropriation, d'autre part être à proximité du complexe aérospatial où se trouvent réunis la plupart des principaux acteurs du domaine balistique – le futur CAEPE, les industriels (SEREB puis Aérospatiale, Direction des poudres puis SNPE, SEPR puis SEP...) – ainsi que les supports aériens indispensables (armée de l'Air, base aérienne et CEV de Cazaux).

Les débuts du CEL

L'emprise de Biscarosse représente environ, sur plus de vingt-cinq kilomètres de côte et une profondeur comprise entre cinq et huit kilomètres, quinze mille hectares recouverts en quasi-totalité par la forêt. La plus grande partie de cette forêt est domaniale : elle est gérée par l'Office national des forêts, service héritier de la grande tradition de protection du littoral et de gestion des forêts, et elle est pratiquement vide de toute habitation. Quelques installations sont récupérables, dont le camp militaire de Naouas, une colonie de vacances d'EDF et, surtout, l'hydrobase des Hourtiquets, tête de ligne avant-guerre des vols expérimentaux vers New York des gros hydravions Latécoère 631.

Les véritables débuts se situent en avril 1963, avec la mise en place aux Hourtiquets d'une section des moyens d'essais composée de quatre officiers, de huit sous-officiers et de seize hommes du rang, la 50^e compagnie de camp, et d'une quinzaine

⁹ Après deux ans d'analyses approfondies, au cours desquels pas moins de quatorze sites différents répartis sur tout le globe à des latitudes inférieures à 20° furent étudiés, ce n'est que le 14 avril 1964 que, sur proposition du CNES, le gouvernement décida la création du Centre spatial guyanais (CSG) à Kourou. Le CSG fut déclaré opérationnel le 9 avril 1968, après le tir d'une fusée-sonde Véronique. Notons que, pour assurer la « soudure », avant que le CSG ne soit opérationnel, dix lancements de la fusée Europa 1 furent réalisés pour l'ELDO, de 1964 à 1970, à partir de la base de Woomera, située au sud de l'Australie.

de civils recrutés localement. Les installations existantes, complétées par de nombreuses baraques Fillod, permettent très vite d'accueillir les bureaux et les ateliers des premiers personnels, qu'il faut bien qualifier de pionniers si l'on considère la rusticité des conditions de vie d'alors. C'est l'époque « héroïque », dont les anciens se souviennent avec quelque nostalgie.

Les chantiers à ouvrir sur un site et dans un environnement pratiquement vierges sont multiples et de toutes natures : établissement du schéma directeur d'infrastructure, ouverture de voies, défrichage de terrains, création des premiers réseaux de fourniture d'électricité et de transmissions, réalisation ou transfert des principaux moyens d'essais, établissement du plan d'armement en personnel, constitution des premières équipes, embauche de personnels, relations avec les administrations parisiennes et avec les municipalités locales pour la réalisation de cités, d'écoles, etc. Tout va cependant très vite, sous la conduite de l'ingénieur en chef Jean Soissons, premier directeur du centre. L'objectif est qu'en cinq ans, le champ de tir devienne pleinement opérationnel.

Le plus urgent est de disposer d'une couverture cartographique fiable de la zone. Les seules cartes alors disponibles ont été établies au début du XIX^e siècle, c'est-à-dire avant les travaux de fixation des dunes sous l'impulsion de Brémontier : elles sont loin de représenter la réalité. L'Institut géographique national (IGN) fait le travail nécessaire, mais les premières cartes livrées doivent être rapidement modifiées. En effet, le relief est restitué d'après des photographies aériennes ; pour obtenir le relief du sol, on retire une hauteur moyenne pour les arbres, sans tenir compte des différences de taille entre les pins et les plantations. Les premières cartes font ainsi apparaître des falaises qui, en fait, sont les limites des coupes de bois. Le travail doit alors être complété par des travaux de topographie effectués sur le terrain.

Pour la réalisation des principales infrastructures, l'idée directrice est de regrouper au nord de l'emprise l'ensemble des moyens de commandement, de vie et de maintenance pour constituer la « base-vie » et de situer en son centre les bases de lancement des missiles balistiques ainsi que les réceptacles des missiles air-sol et des engins-cibles. La partie sud est réservée pour les engins civils, car il est alors envisagé de transférer au CEL les tirs de fusées-sondes et la mise au point de la partie française du programme Europa de l'ELDO. Les moyens radioélectriques doivent être implantés sur des points hauts – généralement le troisième cordon de dunes littorales – et se répartir de part et d'autre des plans de tir, de façon à réduire autant que possible la gêne apportée aux liaisons radioélectriques par les gaz de propulsion.

Le SECT, et plus particulièrement son Bureau d'animation Landes, prend en charge ce qui concerne les équipements spécifiques du champ de tir. Le plan directeur des installations techniques est établi en prenant comme thème de tir dimensionnant celui d'un missile balistique tiré à longue portée depuis la Base de lancements balistiques (BLB). L'étude des principales infrastructures à réaliser et l'établissement des spécifications correspondantes se font rapidement. Les moyens d'essais nécessaires sont rapatriés du CIEES (antenne Cyclope, moyens optiques, bi-rail d'essais, etc.) ou sont lancés en fabrication.

Un moment envisagée, la création du champ de tir de Bretagne pour le tir des VE 231 R vers un réceptacle marin à équiper au large de la Bretagne est abandonnée, car les délais de réalisation sont trop courts ; le maintien à Hammaguir de ces tirs est finalement décidé. Mais l'étude des possibilités de récupération en mer des

corps de rentrée a été lancée et certains essais préliminaires (quatre tirs de VE 110 RR) ont même été effectués au CERES.

Du fait de l'atténuation des ondes radioélectriques par la flamme du missile et des risques de perte de trajectographie qui en découlent, une station de flanquement est créée à Hourtin, à 100 km au nord, pour prendre le relais des moyens de Biscarosse après quelques dizaines de secondes de vol propulsé. Ce site en pleine nature est choisi en raison de la présence d'une implantation du Service des phares et balises du ministère des Transports qui, par convention, autorise l'utilisation partielle de ses installations, dont les deux points hauts que sont les phares d'Hourtin, datant du Second Empire et toujours en service. Cette station comprend essentiellement des moyens de télémessure et de télécommande de destruction ainsi qu'un moyen de trajectographie spécifique, la structure en L. Des radars de trajectographie vinrent plus tard compléter le dispositif.

D'autres stations de flanquement étaient alors prévues, à Bayonne et en Bretagne. Mais ce n'est qu'à la fin des années 1970, avant les premiers essais en vol du MSBS M 4 sur des trajectoires à longue portée, que la station dite « de grand flanquement » de Quimper fut créée et équipée.

Les moyens et les procédures destinés à assurer la sauvegarde des zones à dégager ou à surveiller se mettent en place progressivement. Pour la sauvegarde mer, une difficulté particulière réside dans le fait qu'il n'existe pas à proximité de port accessible par tous temps ; une solution provisoire est trouvée avec l'utilisation de bâtiments de la Marine (dragueurs, puis patrouilleurs) stationnés à La Pallice. Par la suite, à la fin des années 1970, fut créée la Base navale de l'Adour, à Bayonne.

La BLB est installée par la SEREB de façon à permettre d'assurer dans un bref délai la préparation et le lancement des missiles expérimentaux SSBS et MSBS. La base de surface MSBS est réalisée sur le modèle de la base Brigitte d'Hammaguir. Deux silos expérimentaux sont construits pour les tirs SSBS. À proximité est réalisée la base dite « pré-opérationnelle », comprenant le silo multi-coups mis en œuvre depuis un poste de conduite de tir prototype. C'est de cette base que furent plus tard effectués par les Forces aériennes stratégiques les tirs SSBS de qualification et d'évaluation opérationnelle.

Les installations mises en service en priorité sont celles qui participent en temps réel à l'exécution des tirs. Le lancement, le 11 mars 1964, d'un premier engin-cible CT 20 marque les véritables débuts du site de Biscarosse en tant que champ de tir.

Le premier tir d'un missile balistique a lieu le 15 février 1966. Il s'agit du missile monoétage S 112 n° 4. Le dispositif d'essai s'articule autour d'un seul ordinateur central CAE 90-80 et se limite à un AME (*Angle Measurement Equipment* : système de trajectographie par interférométrie aussi appelé COTAR), quatre radars COTAL, quatre points optiques, des stations de réception de télémessure mobiles prêtées par le CEV de Cazaux et un émetteur de télécommande de destruction. Le poste de commandement du champ de tir n'est pas encore disponible : un PC provisoire est mis en œuvre au point 3 à cette occasion. Souvenir inoubliable, surtout rétrospectivement : il gèle très fort ce matin-là et, le PC étant trop exigu, les fenêtres sont laissées ouvertes pour permettre à un certain nombre de visiteurs de suivre, depuis l'extérieur, la chronologie de tir. De belles photos sont prises au moment où, à quelques centaines de mètres d'altitude, l'engin rejoint le rond de condensation créé par l'onde de choc supersonique en fond de silo à l'allumage du propulseur. Malgré la

perte par le missile d'une tuyère après 40 secondes de vol, ce tir permet à la fois de valider la sortie de silo du missile et de qualifier le dispositif d'essai.

Un an plus tard, c'est le tir à 1 560 km de portée du VE 210 Rubis n° 4¹⁰ qui, le 5 juillet 1967, permet de valider la totalité des installations de la base de départ et de la station de flanquement nécessaires à l'exécution des tirs balistiques à venir :

- le poste de commandement du champ de tir (PCCT), où sont regroupés notamment la salle d'opérations, d'où est assurée la direction et la conduite des essais, les calculateurs temps réel et temps différé, l'horloge qui assure la synchronisation de l'ensemble des moyens d'essai, les moyens de gestion des liaisons filaires et radioélectriques et de la télévision et le centre de prévisions météorologiques ;
- les points techniques : stations radars et interféromètres, points optiques, stations de télémessure, point télécommande de destruction, centres d'émission et de réception pour les liaisons à grande distance, radar de veille maritime, station de mesures aérologiques.

Parallèlement aux réalisations à la base de départ de Biscarosse, les autres moyens du Centre nécessaires au suivi de la phase balistique et de la phase de rentrée dans l'atmosphère des têtes, ainsi qu'à la surveillance de la zone réceptacle, sont mis en place. Un accord est conclu en avril 1964 entre la France et le Portugal : il permet, dans l'archipel des Açores, la construction sur l'île de Florès d'une station de mesures, l'installation d'une escale aérienne sur l'île de Santa Maria et donne certaines facilités portuaires pour les navires français à Ponta Delgada.

À la fin de 1966, la station de Florès est inaugurée et le premier des trois avions de mesures et d'observations au réceptacle (DC 7-AMOR) effectue peu après son premier vol. De même sont progressivement mis en place les moyens navals qui constituent le Groupe naval d'essais et de mesures, dont le navire-amiral, le bâtiment-réceptacle *Henri Poincaré*, assure en juillet 1968 sa première mission au réceptacle : la sauvegarde.

L'une des missions essentielles d'un champ de tir est en effet d'assurer une fonction de sauvegarde, c'est-à-dire de définir et de prendre l'ensemble des mesures de nature à assurer la sécurité des personnes et des biens lors de l'exécution des opérations de tir.

Lors des premiers lancements balistiques effectués par les grands pays dans l'après-guerre, la sauvegarde n'était pas la préoccupation majeure, soit par ignorance du danger réel, soit par absence d'analyse due à l'inexistence de règles et de moyens –peut-être aussi parce que le pouvoir médiatique était presque inexistant à cette période. Les premières tentatives utilisent des zones désertiques et des missiles à faible potentiel. C'est ainsi que naissent les champs de tir du Nevada (États-Unis), de Kiruna (Suède), de Woomera (Australie) et d'Hammaguir.

Au CEL, cette question a toujours eu une importance majeure et quasi vitale : plusieurs zones habitées se trouvent en effet dans le voisinage immédiat du centre et des agglomérations sont situées à quelques dizaines de kilomètres. Par ailleurs, d'importantes restrictions sont à respecter pour la sécurité des zones aériennes et maritimes. Il a donc fallu définir des méthodes rigoureuses et mettre en place des dispositifs élaborés pour assurer cette mission nouvelle.

Les directives et dispositions générales concernant les volumes de protection à respecter sont précisées dans le *Régime des champs de tir du CEL* en 1967 et dans

¹⁰ Cet engin, équipé d'une pointe scientifique CNES pour une expérience de radioastronomie au profit de l'Observatoire de Paris, est le cinquante-sixième et dernier de la famille des « pierres précieuses ».

les *Instructions nautiques et aériennes*, traitant des zones et espaces réglementés ou interdits.

Pour assurer la sauvegarde lors d'un essai, les premières actions menées sont des actions de prévention : les conditions particulières de l'essai à effectuer sont analysées avec le constructeur et conduisent au choix de l'axe de tir et à la détermination de certaines conditions limites (dont la définition d'un « gabarit de sauvegarde ») et de critères d'interdiction de tir. Par ailleurs, de nombreuses études de sécurité, dites aujourd'hui « Études de sécurité travail » (EST), sont effectuées conformément à la réglementation en vigueur.

La sauvegarde en vol

La neutralisation du missile par télécommande est la seule action de sauvegarde qui puisse intervenir après le lancement. Les conditions de sa mise en œuvre constituent ce qu'on appelle la sauvegarde en vol, qui peut être définie comme l'ensemble des mesures prises pour limiter les risques résultant de la retombée de missiles ou de morceaux de missiles.

Dans le courant des années 1960, les questions relatives à la sauvegarde en vol ont fait l'objet de nombreuses discussions et études des principaux organismes concernés : la DRME, le CIEES, le CEL, le SECT, la DTE et la SEREB. On a alors pu définir les principes d'exercice de cette fonction (dont les notions de temps de libre évolution et de délai de grâce, le suivi du point d'impact instantané (PII), la destruction automatique en cas de configuration « homme mort »), élaborer les critères de sauvegarde, les procédures particulières à suivre et établir les principales spécifications de réalisation, de contrôle et de mise en œuvre des équipements sol (codage et transmission des ordres) et bord (réception et décodage des ordres, exécution de l'ordre de destruction par un système pyrotechnique) de la chaîne de téléneutralisation.

Les diverses dispositions à appliquer lors d'un essai sont consignées dans une *Instruction de sauvegarde* ; l'officier de sauvegarde en vol (OSV), qui reçoit délégation du directeur du champ de tir, est responsable de leur mise en œuvre.

À partir de 1965, les moyens sol sont implantés progressivement, les procédures et le programme de calcul temps réel mis au point et perfectionnés par étapes. Dès que cela est possible, tous les moyens optiques et radioélectriques de Biscarosse et d'Hourtin sont connectés à un ordinateur central : ils reçoivent des informations (la trajectoire nominale du missile) du calculateur leur permettant d'acquiescer le missile, et, dès l'acquisition validée, envoient en temps réel leurs informations de suivi du missile. Le point d'impact instantané du missile (c'est-à-dire le point d'impact qu'aurait le corps de rentrée si – pour des causes diverses telles : téléneutralisation, scission, incident, etc. – sa propulsion était interrompue à cet instant) est calculé en permanence et visualisé sur des tables traçantes.

Pour les premiers essais, tant que les moyens lourds du champ de tir n'avaient pas acquis le missile, celui-ci était astreint à rester dans un couloir surveillé par des observateurs ou matérialisé sur des écrans de télévision. Si le missile sortait du couloir de départ ou si le point d'impact instantané se déplaçait dans une zone de retombée interdite, la destruction du missile était déclenchée par télécommande. Certains critères concernant la trajectoire suivie (comparaison de la projection horizontale du vecteur vitesse parallèle avec certaines directions limites) pouvaient être utilisés en complément. Plus tard, certains paramètres concernant le missile furent

transmis par télémesure et décommutés en temps réel pour être présentés sur tables traçantes ou donner des informations (vecteurs d'état) sur la configuration du missile.

Lors de l'exécution des premiers tirs balistiques, le dispositif n'était pas encore en place dans sa totalité. C'est ainsi que le premier tir SSBS de février 1966 a dû être exécuté avec des moyens rustiques. En attendant la prise en charge par les radars alors en place, le couloir autorisé du missile au décollage était matérialisé par des fils métalliques filmés par des caméras de télévision disposées en des emplacements choisis pour bien recouper les visées. Tout se déroula correctement.

Plus tard, le tir d'une fusée-sonde Bélier, tirée tout près de la verticale, donna quelques frayeurs, son point d'impact calculé, très bruité, faisant craindre un réel danger, car il paraissait se diriger vers La Rochelle. Heureusement, il n'en était rien : la trajectoire était nominale, mais la fusée-sonde dut être détruite en vol.

En matière de sauvegarde, les souvenirs les plus marquants sont probablement ceux de trois tirs expérimentaux SSBS de 1966 et 1968 :

- le tir S 112 n° 6, effectué le 30 juin 1966 : après une sortie de silo nominale, l'engin explose à 1 000 m d'altitude, à la verticale du silo, répandant de nombreux fragments de poudre enflammés qui créent autant de foyers d'incendie dans une zone non débroussaillée. La végétation est très sèche et le feu se développe à grande vitesse. Ce n'est qu'avec beaucoup de difficultés que les pompiers, qui combattaient depuis plusieurs jours un incendie en zone air-sol, purent se rendre maîtres du sinistre. On dut malheureusement déplorer le décès d'un pompier dont le véhicule se renversa au cours du trajet vers le CEL. Cela conduisit à la mise en place, peu après, d'un réseau de coupe-feux suffisamment efficaces et au débroussaillage des abords des bases de lancement ;
- le tir S 01 C1 du 8 octobre 1968 : à la suite d'une panne du bloc de commande due à la rentrée de gaz chauds dans la case, les tuyères se trouvent bloquées au moment du départ du silo et le missile, non piloté, fait plusieurs loopings à basse altitude au-dessus de la BLB, au milieu de laquelle il vient s'écraser, causant de gros dégâts matériels sur les installations alentour et obligeant les personnels présents dans le PC lancement à rester quelque temps consignés à l'intérieur avant de sortir par une issue de secours ;
- le tir S 02 V1 du 21 décembre 1968 : l'engin se casse à l'intérieur du silo, du fait de la rupture de l'interétage sous l'effet d'une surpression. Le deuxième étage et la tête restent sur le bord du silo, alors que le premier étage prend la direction de l'est et vole à faible altitude vers le PC télécommande, décapitant au passage quelques pins et allumant plusieurs incendies. Les pointeurs cinés du point 3 le voient grossir à site et gisement constants. Finalement, l'étage vient s'écraser au pied de la dune et explose dans un gigantesque feu d'artifice.

La présence de la côte espagnole constitue l'un des principaux facteurs limitatifs à considérer pour la sauvegarde lors des opérations balistiques effectuées de Biscarosse. L'azimut de tir, généralement au voisinage du 270, est souvent déterminé par la distance à respecter au moment du passage du PII au voisinage du cap Finistère et la valeur à cet instant du délai de grâce calculé, qui peut passer par un minimum de l'ordre de 5 secondes vers la 70^e seconde de vol. Un autre élément pris en compte est bien sûr la portée, qui détermine la zone de retombée du (ou des) corps de rentrée et donc le Centre de contrôle régional aérien (Santa Maria, puis New York et, beaucoup plus tard, Paramaribo) auprès duquel des réservations de zones FIR (*Flight International Region*) doivent être faites.

Pour permettre de diminuer ces contraintes et d'augmenter les portées réalisables à partir de Biscarosse, certains projets de thèmes de tir sont envisagés par le constructeur au milieu des années 1970 en utilisant des trajectoire dites coudées : le PII passe bien au large du cap Finisterre, mais le missile peut, quelques minutes plus tard, survoler à très haute altitude et pendant quelques dizaines de secondes une partie du territoire espagnol. De tels thèmes de tir n'ont cependant jamais été finalisés et encore moins utilisés. Ce concept a d'ailleurs été abandonné¹¹ au moment de la mise en service de l'annexe de Quimper, dont la situation géographique permet, pour des tirs effectués de sous-marin, d'ouvrir le champ de tir vers le sud-ouest et d'augmenter ainsi substantiellement les portées maximales réalisables.

La trajectoire nominale de référence sur laquelle les divers moyens radioélectriques se calent au départ est lancée au H_0 de la chronologie du champ de tir. Si les moyens sol n'accrochent pas rapidement le missile, notamment parce qu'il y a un écart trop important entre trajectoire réelle et trajectoire nominale, le missile doit être détruit dès qu'il peut devenir dangereux, c'est-à-dire à l'issue du temps de libre évolution. Il y eut un cas où l'échange par erreur de disques contenant des trajectoires nominales différentes a conduit à la destruction d'un missile qui suivait cependant parfaitement la trajectoire prévue. Ce cas ancien ne peut plus, depuis longtemps, se reproduire, en raison des procédures mises en place.

Le même problème existe s'il y a un écart trop important entre le H_0 du décompte champ de tir et l'instant du départ réel. A cet égard, les tirs MSBS de sous-marin ont toujours posé un problème spécifique : la durée de la phase de préparation au lancement à bord du sous-marin dépendant de divers paramètres non connus *a priori*, le décompte du champ de tir doit attendre celui du sous-marin et être recalé par l'officier de tir dans les secondes précédant la chasse du missile. De même, le point de lancement n'étant pas non plus connu *a priori*, un appendice radarisable (le mât de champ de tir, équipé d'un répondeur radar) doit émerger pour permettre la désignation du missile en sortie d'eau.

D'importants progrès ont été obtenus rapidement dans les premières années du champ de tir et on peut dire que la mission de sauvegarde en vol a alors toujours été assurée dans de bonnes conditions, même avec des missiles parfois peu coopératifs¹² ou à fort potentiel d'accélération. Et, bien sûr, sainte Barbe, patronne de tout ce qui brûle, fulgure ou détone, veille...

Dans le courant des années 1980, l'arrivée de missiles – dont Hadès – à forte capacité de manœuvre conduit à repenser la sauvegarde en vol. Une importante notion est alors dégagée : le temps de marge de manœuvre, qui tient compte des potentialités du mobile et des caractéristiques de la chaîne de sauvegarde. Dans certaines phases du vol, la marge de manœuvre peut être suffisamment faible pour mettre en défaut les réflexes humains. Il faut alors doter l'OSV d'un pilote automatique, c'est-à-dire d'un système capable, en fonction de certains critères, d'émettre automatiquement un ordre de neutralisation. Un équipement spécifique suffisamment fiabilisé, le coffret de sauvegarde automatique contrôlée (COSAC), est alors développé, permettant au champ de tir de conduire certains essais qui, sans cela, n'auraient pas pu être effectués.

¹¹ Pour les essais M 51, ce concept a été repris, puis à nouveau abandonné.

¹² Exemple de missile peu coopératif : un premier étage séparé prématurément, continuant à pousser, et qu'il n'est pas possible de détruire car il n'est pas relié aux équipements embarqués de télécommande de destruction.

Aujourd'hui, deux chaînes de calculateurs centraux fonctionnant en parallèle assurent en temps réel les calculs nécessaires à la conduite de l'essai et à la sauvegarde en vol. Des calculateurs spécialisés sont chargés du traitement des informations télémesurées. Enfin, des stations de travail permettent une visualisation graphique de certaines informations utilisées pour des outils d'aide à la décision.

La station de Florès

Dans le cadre de l'accord luso-français du 7 avril 1964, deux annexes du CEL sont créées dans l'archipel des Açores, l'une sur l'île de Santa Maria, l'autre sur l'île de Florès.

L'annexe de Santa Maria, située sur l'aérodrome¹³ de l'île la plus orientale de l'archipel, sert de base-support pour les aéronefs (AMOR et avions de patrouille maritime) qui, au moment des tirs, opèrent dans la zone du réceptacle, et de base-relais pour les avions Transali du COTAM (Commandement du transport aérien militaire) qui assurent des liaisons régulières entre la France et l'annexe de Florès. C'est à Santa Maria qu'est implanté le centre de contrôle de la zone de trafic aérien des Açores, responsable de la réservation des espaces aériens nécessaires à la plupart des tirs balistiques effectués à cette période.

L'annexe de Florès¹⁴, située sur l'île la plus occidentale de l'archipel et à environ 2 300 km de Biscarosse, est une station de mesures. Par rapport à des moyens aéronavals embarqués, ce sont les avantages particuliers d'une base à terre, du point de vue de la précision des mesures, qui ont conduit à la décision de créer cette station. La mission de Florès est de recueillir des informations pendant la phase balistique des missiles et – c'est du moins ce qui était également prévu à l'origine – pendant la phase de rentrée dans l'atmosphère.

Pour permettre de positionner aussi bien que possible les installations, l'IGN effectue en 1965 le rattachement géodésique de l'île en prenant des photographies du satellite Écho sur fond d'étoiles, simultanément en Europe et aux Açores. Cette opération permet de corriger la position de Florès de quelque 400 mètres, avec une précision inférieure à 50 mètres qui fut, bien sûr, améliorée les années suivantes par l'exploitation des trajectographies des missiles.

L'équipement initial de la station comprend un radar de trajectographie bande C à *scanning* Béarn, un radar COTAL pour les mesures aérologiques, une unité de synchronisation et des équipements de liaison radio. Faute d'un port accessible et de routes adaptées, le débarquement et l'installation des premiers moyens¹⁵, sous la direction de l'ingénieur principal René Reymond, tiennent de l'expédition lointaine. Le film *Opération Hortensia* retrace bien cette période et constitue en quelque sorte la geste épique de la station. Les points techniques sont situés dans le nord de l'île, la base-vie se trouvant dans la localité principale, Santa Cruz. La station est inaugurée en octobre 1966, mais elle n'est vraiment opérationnelle qu'à l'été 1968.

¹³ Cet aérodrome, qui dispose d'une piste de près de 5 km de longueur, était l'escale des forteresses volantes B 17 américaines au cours de leurs vols transatlantiques à la fin de la Seconde Guerre mondiale.

¹⁴ Florès : l'île des fleurs. Ce qui a particulièrement frappé les premiers navigateurs portugais parvenus sur l'île au xv^e siècle, comme tous les visiteurs d'aujourd'hui, ce sont les fleurs, la profusion d'hortensias qui, au début de l'été, dessinent d'innombrables contours et motifs bleu vif sur le vert tendre de la végétation.

¹⁵ Les installations techniques, intégrées dans des *shelters*, avaient été essayées au CEL avant d'être transportées à bord du cargo *Jacques Bingen*. Le débarquement sur l'île se fit le...6 juin 1966.

La construction et le fonctionnement de la station entraînent la réalisation de nombreuses infrastructures qui ont pour effet de favoriser le développement de l'île : création de nouvelles routes pour la desserte des points techniques, électrification de l'île avec la construction d'une centrale hydro-électrique alimentée par un barrage, réalisation d'un hôpital et d'une pharmacie, construction d'un aéroport. Après deux accidents successifs de Transall à l'atterrissage au début de 1969, la piste doit être allongée à 1 100 mètres, en empiétant sur plusieurs habitations qui doivent être détruites. L'aérodrome est vite utilisé par les avions de la compagnie aérienne régionale SATA, permettant le désenclavement de l'île.

Pendant le temps de leur séjour d'un peu plus de trente mois, la petite centaine de Français (les agents du CEL et leurs familles) de l'île vivent au rythme des tirs, mais surtout des liaisons aériennes mensuelles des Transall. Des procédures très strictes sont appliquées par le COTAM pour l'approche et l'atterrissage de ces appareils, dont la charge utile maximale autorisée est limitée à 4,6 tonnes. Cela oblige à des ruptures de charge à l'aéroport de Santa Maria et à plusieurs rotations de Santa Maria à Florès au cours d'une même semaine.

Avec le temps et l'augmentation des portées, les avantages apportés par la station diminuent et les missions qui lui sont confiées évoluent. S'il a été possible, pour quelques tirs M 1 ou S 1 pour lesquels les zones de retombée avaient été choisies en conséquence, d'assurer à Florès certaines mesures en phase de rentrée avant de perdre l'ogive à l'horizon radioélectrique quelque trente secondes avant l'impact en mer, cela ne fut plus jamais le cas à partir des années 1970 : le bâtiment-réceptacle se positionne en aval de la zone d'impact et c'est lui, et lui seul, qui assure les mesures dans les dernières minutes du vol.

Le rôle de Florès se cantonne alors aux mesures en phase balistique. Sa position aux environs de la mi-trajectoire permet d'accéder à une meilleure précision des conditions d'injection des corps de rentrée, qui caractérisent de façon globale et significative l'exécution du plan de vol et des performances de la centrale inertielle : les analyses théoriques et l'expérience acquise permettent au CEL d'estimer à un rapport de 3 à 5 le gain en précision apporté sur ces mesures par la seule station de Florès.

Il est décidé, dans ces conditions, de maintenir la station – et ce d'autant plus que les installations du CEL aux Açores constituent un élément important dans les relations de la France avec le Portugal, du fait notamment de leur impact socio-économique dans la région autonome des Açores : versement de redevances régulièrement réévaluées, entretien et maintien à niveau des installations logistiques mises en place, paiement de salaires aux quelque quarante employés portugais. Dès l'origine, une commission luso-française avait été créée pour régler les divers problèmes qui pourraient apparaître du fait de la présence française¹⁶.

Le lancement du programme M 4 nécessite en 1980 l'implantation d'un second radar Béarn, de façon à permettre en permanence, de la base de départ au réceptacle, une trajectographie séquentielle sur l'ensemble des objectifs à suivre. Chaque radar poursuit successivement, par panneaux de 30 secondes, trois objectifs, à partir de la désignation fournie par le calculateur temps réel de Biscarosse et transmise par voie radio.

¹⁶ Les deux premiers présidents de cette commission furent l'ingénieur général Natta et le capitaine de frégate Souto-Cruz, futur chef d'état-major de la marine portugaise.

Au début des années 1990, la mise en service du BEM (Bâtiment d'essais et de mesures) *Monge*, dont la qualité et la précision des mesures sont meilleures que celles du *Henri Poincaré*, allée au défaut de vision sur les programmes balistiques à venir et à la recherche impérieuse d'économies, conduit la DME et le CEL à envisager la fermeture des installations aux Açores. Il y a alors, au sein de la commission luso-française, une réflexion longue et détaillée pour préparer cette échéance. Elle concerne notamment le transfert de certaines installations, l'accompagnement des employés portugais à licencier et leur accès à certaines formations spécialisées. La fermeture de la station se fait en 1993, l'existence de la commission luso-française ayant permis que le désengagement de la France aux Açores se fasse dans de bonnes conditions, avec des regrets certes, mais sans arrière-pensées.

La fonction réceptacle

Pour un missile stratégique, la dernière phase de vol du (ou des) corps de rentrée est capitale. La valeur opérationnelle du système d'arme dépend en effet principalement de la précision de la trajectoire et du comportement de l'ogive à la rentrée. L'ogive doit être correctement stabilisée au moment du déclenchement de l'explosion nucléaire et ses équipements ne doivent pas avoir été détériorés par les conditions très sévères d'accélération, de vibration et d'échauffement à la rentrée. À l'issue du tir, il faut pouvoir disposer de mesures permettant d'analyser la précision du guidage (écart entre la cible visée et le point d'impact ou le point d'explosion fictive), la trajectoire de rentrée, le mouvement de l'ogive autour de son centre de gravité, ainsi que les conditions d'ambiance dans l'ogive.

Un champ de tir de missiles balistiques ne se conçoit donc pas sans la mise en place, dans la zone de retombée de la (des) tête(s) balistique(s), d'un certain nombre de moyens assurant ce qu'on appelle la « fonction réceptacle ».

Les mesures recueillies durant les quelque soixante secondes que représente la fin de la phase balistique et la phase terminale de la (des) trajectoire(s), depuis la rentrée dans l'atmosphère jusqu'aux impacts en mer, doivent notamment permettre :

- de vérifier le déploiement des objets (têtes expérimentales et aides à la pénétration) constituant le cortège balistique, de restituer leurs trajectoires et d'analyser leur comportement radioélectrique ;
- de recueillir par télémétrie les paramètres mesurés à l'intérieur de certains objets ;
- d'observer par des moyens optiques dans le visible et l'infrarouge ;
- de restituer les paramètres aérologiques jusque dans la haute stratosphère.

Lors de l'introduction, à la fin des années 1970, d'aides à la pénétration (ALAP) dans la partie haute des missiles stratégiques, l'analyse des signaux recueillis pendant la rentrée du cortège balistique par de puissants moyens radioélectriques devient une mission fondamentale, destinée à vérifier la capacité de pénétration des missiles.

Concernant la réception des télémétries, il est souhaitable de disposer au réceptacle d'une certaine diversité de sites. En effet, les rayonnements des antennes des corps de rentrée ne sont pas isotropes et leur diagramme présente notamment des trous suivant l'axe longitudinal. Du fait du mouvement de l'ogive autour de son centre de gravité, les stations reçoivent un champ modulé en amplitude, pouvant entraîner la perte d'informations. De plus, le phénomène de *black-out* apporte ses contraintes propres et des stations de réception distinctes peuvent ne pas percevoir ce phénomène aux mêmes instants. Lors de certains tirs, la Direction des applica-

tions militaires (DAM) du CEA, responsable de la définition et des essais des charges, utilise une télémesure dite rapide, à 2 200 MHz et à grande bande passante, qui permet de mesurer certains tops avec une précision de l'ordre de la nanoseconde.

Enfin, pour des raisons de sécurité, voire de protection du secret, le dispositif mis en place au réceptacle doit permettre d'assurer la surveillance de la zone maritime retenue.

Les divers moyens nécessaires pour assurer tout ou partie de cette fonction réceptacle peuvent être embarqués sur des aéronefs ou sur des navires spécialisés.

Les aéronefs au réceptacle

Constituée en février 1966, la section AMOR du Centre d'essais en vol (CEV) de Brétigny est chargée de la mise en œuvre des avions de mesures et d'observations au réceptacle. Trois avions du type DC 7C¹⁷, appareils intercontinentaux vieillissants pouvant recevoir cent passagers, ont été achetés en décembre 1963 par le CEV au profit du SECT, puis aménagés par la Division industrielle de la compagnie UTA, d'après les directives du groupe technique AMOR. Des essais de maquettes en soufflerie sont effectués chez le constructeur, Douglas, en 1964 et les premiers travaux d'adaptation commencent en janvier 1965. Les premiers vols des deux premiers avions ont lieu à la fin de 1966.

Par rapport à la version de base, la structure des avions est modifiée pour l'adjonction de deux radômes importants : l'un sur le dos du fuselage, carénant les antennes de réception TM et l'autre sur le ventre, pour loger l'aérien du radar panoramique en bande X. Quatre postes d'observation optique – des blisters – sont également aménagés à l'avant et à l'arrière de la cabine. La capacité des réservoirs est augmentée pour permettre une autonomie d'une vingtaine d'heures à la vitesse de croisière de 490 km/h.

Les installations spécifiques sont constituées autour de sept stations différentes représentant les diverses fonctions à assurer : localisation, télémesure, enregistrement, synchronisation, radar, navigation, communications. La capacité de génération électrique est augmentée de 40 kVA de manière à pouvoir alimenter tous les équipements embarqués. Pour localiser le point de chute des ogives, l'AMOR dispose de systèmes de navigation permettant de déterminer sa position avec une précision variant entre 200 et 15 mètres suivant la couverture en moyens de radiolocalisation de la zone considérée. Un équipement spécial lui permet de larguer de petites charges, tels que des marqueurs ou des bouées radio.

Ainsi modifié, chaque avion peut emporter une charge utile de 4,5 tonnes, correspondant à l'équipement spécifique et à un équipage de douze personnes : cinq pour la conduite (deux pilotes, deux mécaniciens, un navigateur) et sept pour la mission « mesures » (un ingénieur d'essais, un radariste, un radio, trois opérateurs de télémesure et un opérateur temps). Placés pour emploi à la disposition du CEL et mis en œuvre à partir de l'aéroport de Santa Maria¹⁸, les AMOR opèrent au réceptacle en liaison avec le groupe M et avec la station de Florès.

Différentes tâches leur sont confiées. Avant les tirs, ils effectuent des vols de contrôle des moyens et de synchronisation des horloges, ils participent à la surveil-

¹⁷ Immatriculés respectivement F-ZBCA, F-ZBCB et F-ZBCC et appelés habituellement *Charlie Alfa*, *Charlie Bravo* et *Charlie Charlie*.

¹⁸ Où, du fait de sa signification en langue portugaise, le mot AMOR a toujours eu pour effet de déclencher l'hilarité des personnels locaux.

lance de la zone de retombée de l'ogive et, le cas échéant, parachutent des matériels ou du courrier. Lors des tirs, ils assurent les missions de réception et d'enregistrement des télémessures des têtes et de localisation précise du point d'impact ou d'explosion de l'ogive. Ils participent également à l'observation et à l'enregistrement des phénomènes lumineux liés à la rentrée dans l'atmosphère de l'ogive et à son explosion et font quelques enregistrements de mesures aérologiques. Avant que les AMOR ne quittent la zone réceptacle, le bâtiment-réceptacle *Henri Poincaré* réémet vers l'un d'eux les télémessures qu'il a enregistrées sur bandes magnétiques. La station de Florès fait de même lors du survol des AMOR au retour de mission : cette procédure permet, en ces temps de transmissions à faible bande passante, de rapatrier rapidement les mesures enregistrées de façon à en permettre l'exploitation au plus tôt par le constructeur.

En dehors de leurs missions au réceptacle, d'autres missions peuvent être confiées aux AMOR, telles que le recalage de l'étalon temps des horloges internationales dont la France a la garde, des mesures magnétométriques, des recherches météorologiques, l'étude de profils sous-marins, voire l'évaluation de la fatigue des navigants sur des vols de très longue durée.

Pour chaque opération balistique, deux AMOR sont envoyés au réceptacle, le décollage de Santa Maria du second pouvant intervenir quelques heures après le premier, de façon à assurer, en fonction des possibles décalages du H_0 du tir, une présence continue sur zone de l'ordre de dix heures.

La première mission AMOR est effectuée pour le tir M 012 A2 d'avril 1968. Dans les dix premières années du champ de tir, l'essentiel de la sécurité sur zone est assurée par deux avions de patrouille maritime P2 V7 Neptune de la base aéronavale de Lann-Bihoué, mis en œuvre également à partir de l'aéroport de Santa Maria. Par la suite, l'autonomie sur zone de ces P2 V7 devenant trop réduite du fait de l'augmentation des portées, des Atlantic vinrent prendre le relais.

À partir de 1974, il n'y a plus que deux AMOR opérationnels, le troisième servant de réserve de pièces détachées aux deux autres. En 1978, la section AMOR du CEV est désarmée. L'éventuel remplacement des AMOR avait donné lieu pendant les années précédentes à de nombreuses discussions, notamment en vue des prochains essais M 4, et à quelques passes d'armes entre la DRME d'une part, les autres organismes concernés d'autre part. La DRME penchait en effet pour l'achat et l'équipement de nouveaux avions (DC 8) en remplacement des DC 7 et proposait que d'autres missions leur soient confiées en complément des missions au réceptacle. Mais un tel choix aurait été trop onéreux pour le service rendu et, surtout, n'aurait pas permis de mener à bien d'autres opérations (dont la station de flanquement en Bretagne et le second radar de Florès) qui semblaient plus prioritaires.

Pendant quelque temps, il fut envisagé d'utiliser des Atlantic pour effectuer à la fois les missions de sécurité et de mesure. Lors de plusieurs opérations balistiques à la fin des années 1980, des Atlantic non modifiés sont effectivement utilisés pour certaines mesures : goniométrie du répondeur radar de la tête, observation photo et marquage (fumigène, bouée radio, relevé de position) de son impact à la mer.

Mais, du fait de l'amélioration des équipements du *Henri Poincaré*, le besoin au réceptacle d'une station de mesures embarquée sur avion n'apparaît plus évident et il est décidé de limiter l'utilisation des avions de patrouille maritime déployés au réceptacle à une stricte mission de sauvegarde.

La page AMOR est ainsi définitivement tournée¹⁹, après dix années d'existence et la participation à quelque quatre-vingts tirs balistiques. Mais, pour la plupart des participants aux essais balistiques, c'est à regret que cela se fait, car les équipages AMOR du CEV de Brétigny avaient toujours apporté dans le dispositif cette touche de bonne humeur communicative et d'exotisme qui leur était propre.

Le groupe M et le bâtiment-réceptacle Henri-Poincaré

Au printemps 1964, la décision est prise de doter le futur champ de tir de l'Atlantique d'un navire qui soit le pivot du dispositif de mesures au réceptacle lors des essais des missiles stratégiques. Peu après, son exploitation est confiée à la Marine nationale, pour des raisons d'économies et parce que ce navire doit s'intégrer dans une force aéronavale chargée de la surveillance et de la sauvegarde du champ de tir. Il s'agit du bâtiment-réceptacle *Henri Poincaré*.

Ex-pétrolier italien mis en service en 1960 sous le nom de *Maina Morasso*, il est acheté en septembre 1964 par le SECT au prix de six millions de francs. Il est alors complètement transformé par la DCAN de Brest, qui arase la partie médiane et implante sur les trois ponts supérieurs un caisson rigide destiné à recevoir les moyens dont la précision de visée angulaire doit être maximale. Le fort déplacement (22 000 tonnes) du navire, associé à la présence de ce caisson rigide, doit permettre d'obtenir une bonne stabilité de plate-forme, des déformations de structure et un niveau de vibrations faibles, toutes conditions nécessaires au bon fonctionnement des moyens spécifiques embarqués.

Le Bureau d'animation Marine du SECT assure la direction de programme d'ensemble des travaux de refonte et plus particulièrement la maîtrise d'ouvrage de la réalisation et de la mise en place des équipements spécifiques de la fonction réceptacle. La maîtrise d'œuvre de la partie « moyens d'essais » est confiée à la société CSEE, qui assure aussi la mise en service et, pendant quelques mois, l'exploitation des moyens de mesure.

Long de 180 m, large de 22 m et possédant une propulsion à vapeur de 10 000 CV, le *Henri Poincaré* est, après les deux porte-avions, le troisième plus gros bâtiment de la Marine nationale. Il est admis au service actif le 1^{er} mars 1968, une fois acquis les essais de la plate-forme navale et des équipements spécifiques.

En même temps que s'effectue la refonte du navire se met en place l'organisation nécessaire à la mise en œuvre de ce nouveau moyen. Force navale indépendante, le Groupe naval d'essais et de mesures (le groupe M) est créé par un arrêté du ministre des Armées du 7 septembre 1966. Une instruction conjointe de l'EMM et de la DMA du 19 mars 1968 vient réglementer les rapports entre le groupe M et les directions et services de la DMA.

Outre le *Henri Poincaré*, le groupe M rassemble sous une seule autorité les bâtiments de la Marine destinés à travailler au profit du CEL et du champ de tir de l'Atlantique, c'est-à-dire, en 1968, l'escorteur d'escadre *Guépratte*, les escorteurs rapides *Le Breton*, *Le Basque*, *Le Savoyard* et les trois dragueurs côtiers de la 24^e division de dragueurs (24^e DIDRA) stationnés à La Rochelle : *Denebola*, *Pégase* et *Bellatrix*. Les escorteurs assurent la réception des télémessures, tandis que les dragueurs remplissent des missions de police dans la zone de départ ainsi que les diverses servitudes d'un champ de tir marin. Enfin, la gabare *Luciole*, équipée de

¹⁹ Les trois avions AMOR ont alors connu des sorts divers : CA a été remis au musée de l'Air, CB a été vendu et était encore opérationnel (en Alaska) en 1995 et CC a été ferrailé au début de 1981.

l'engin de récupération sous-marine *Éric*, est le bâtiment support des plongeurs affectés au CEL.

Les premières opérations auxquelles participe le *Henri Poincaré* sont les tirs M 012 B5 Diane et S 01 V5 Vénus des 2 et 3 juillet 1968. Outre ses moyens de transmission et de conduite d'essai, le bâtiment-réceptacle ne dispose alors, comme moyens spécifiques, que d'un radar de trajectographie Béarn, d'un aérien de télémétrie Télémaque et de sa station de réception, ainsi que de moyens optiques (cinéthéodolite Askania, tourelle de poursuite Totem en infrarouge, viseur astral). Ces moyens suffisent pour l'expérimentation des premières versions de missiles balistiques, S 1 et M 1, dont l'unique ogive ne comporte qu'un répondeur radar et une chaîne de télémétrie.

Les deux hélicoptères Alouette embarqués sur le *Henri Poincaré* viennent compléter le dispositif pour l'exécution de missions à proximité du navire : reconnaissance de zone, calibration de senseurs, mouillage de bouées, liaisons avec la terre, etc.

Au sein du groupe M, un service particulier a été mis en place progressivement pour l'exploitation et la maintenance des moyens spécifiques : l'organisation mesures-essais (OME) devint à terme une structure originale et réellement efficace, comprenant une centaine de personnes, dont environ soixante-dix de la Marine, le reste étant fourni par la DGA. Les compétences techniques et l'expérience de ces deux catégories de personnels apparurent à l'usage parfaitement complémentaires, les personnels DGA constituant le noyau stable nécessaire pour suivre les évolutions matérielles et logicielles et assurer la formation des personnels Marine, dont la durée d'affectation était plus courte et qui n'avaient pas eu la pratique des équipements spécifiques sur les bâtiments de combat à bord desquels ils servaient précédemment.

L'acquisition par les moyens radioélectriques de l'ogive – et, plus tard, du cortège balistique – se fait dès le lever des objets sur l'horizon, sur désignation à partir des éléments fournis en temps réel par Biscarosse. Le suivi d'un tir de missile balistique et les quelque soixante secondes fatidiques durant lesquelles toutes les mesures demandées doivent être acquises et enregistrées sont, pour tous les personnels de l'OME, l'aboutissement de mois de travail en commun pour la préparation, la qualification et l'étalonnage des matériels, la mise au point des procédures et l'entraînement des opérateurs, l'étude des cas de fonctionnement dégradés, la préparation de mission, la mise en configuration du dispositif.

Le positionnement du réceptacle en haute mer et la localisation précise du point d'impact constituent des problèmes nouveaux qu'il faut résoudre au plus vite. Dans les jours précédant le tir, le *Henri Poincaré* mouille trois ou quatre balises acoustiques à une dizaine de milles en aval et par le travers du point d'impact prévu. Ce champ de balises, matérialisant le référentiel local de la zone réceptacle, doit alors être rattaché à un référentiel absolu (l'ellipsoïde international Europe 50, utilisé par le CEL) par des campagnes de mesures au cours desquelles le navire, positionné par rapport aux balises, est localisé par pointés astronomiques au *star-tracker* et par droites de hauteur avec de bons vieux sextants. Plus le nombre de mesures est important, meilleure est la précision de positionnement du réceptacle. C'est ainsi que certains champs de balises ont pu être localisés à 50 mètres près grâce à plus d'un millier de mesures au sextant en quelques jours. Si le tir est grossièrement nominal, l'impact est localisé par les passages, à la verticale de la tache de fluorescéine émise

par la tête ou de la bouée larguée à proximité, d'un avion AMOR ou P2 V7 suivi en trajectographie par le *Henri Poincaré*.

Rapidement, les techniques et les méthodes s'améliorent. Les balises acoustiques deviennent récupérables ; elles sont ensuite remplacées par des bouées hydrophones larguées par hélicoptère ou par AMOR. De nouveaux systèmes de navigation (Toran, Transit, Omega, Loran, navigation inertielle, Syledis, Geoloc, GPS Navstar) sont successivement expérimentés et mis en œuvre. Ce n'est qu'au début des années 1980 que l'utilisation du GPS permet enfin de s'affranchir de la contrainte des champs de balises et de fournir une localisation quasi continue avec une précision inférieure à 20 mètres.

Pour suivre l'évolution des techniques, mais surtout pour répondre aux besoins de mesures sur des missiles toujours plus performants, plusieurs opérations de modernisation du dispositif de mesures sont successivement effectuées.

En 1973, un second radar de trajectographie Béarn est installé, de même que le radar expérimental Nimbus de l'ONERA, destiné à observer les sillages des corps de rentrée.

En 1975, c'est l'arrivée du radar Savoie, travaillant dans la gamme de fréquences des radars ABM d'alerte avancée et permettant l'analyse des leurres exo-atmosphériques équipant le M 20 et le S 3.

En 1979 et 1980, une opération de refonte, effectuée en vue des essais M 4, rend le navire indisponible pendant seize mois. Deux radars Gascogne pouvant fonctionner simultanément en écho de peau et en mode répondeur viennent remplacer les deux Béarn. Grâce à un système d'enregistrement vidéo et au traitement en temps différé du signal reçu, ces radars permettent de bien caractériser en bande C les cibles suivies et les phénomènes observés. Trois aériens Antarès et une station de télémessure en bande S sont substitués à l'antenne Télémaque et à la station TM en bande P. Une tourelle porte-instruments optiques équipée de caméras et d'un radiomètre infrarouge est installée, ainsi que des moyens de lancement et de réception de fusées-sondes Arcas.

Enfin, à la fin des années 1980 sont installés le radar bistatique Stratus de l'ONERA, destiné à l'analyse des corps et des sillages, ainsi que le premier LIDAR (*Light Detection and Ranging*) embarqué, utilisant un faisceau laser pulsé pour des mesures aérologiques jusqu'à 100 km d'altitude par temps clair.

Les tirs balistiques se succèdent à un rythme soutenu, de l'ordre de 7 à 10 par an. Dans la mesure du possible, les calendriers des essais MSBS et SSBS sont établis en commun, de façon à permettre de programmer les nécessaires entretiens (IE, « indisponibilité d'entretien » et IPER, « indisponibilité programmée pour entretien et réparations ») du navire et à éviter aux personnels du groupe M de trop longues absences de Brest.

En 1987, il est décidé de donner un successeur au *Henri Poincaré*, qui arrive à bout de potentiel et dont le dispositif de mesures ne peut être adapté aux besoins des essais des missiles balistiques en cours de développement ou prévus, le S 4 et surtout le M 5. Le bâtiment participe à la fin de 1991 à sa dernière opération au réceptacle. Certains de ses matériels sont ensuite transférés sur le *Monge*, en cours d'armement à Brest.

Le 27 mars 1992, le pavillon du *Henri Poincaré* est rentré pour la dernière fois et un ordre du jour du directeur des missiles et de l'espace, l'ingénieur général Jacques Bousquet, vient rappeler les 24 années de service du bâtiment-réceptacle, les quel-

que 150 tirs de missiles suivis, les 500 000 nautiques parcourus en Atlantique et la moyenne annuelle de 110 jours à la mer. C'est un peu après *Le Gymnote* et presque en même temps que *Le Redoutable*, autre acteur capital de la glorieuse période des débuts de la FNS, que le *Henri Poincaré* termine sa carrière.

Le champ de tir au jour le jour

Tandis que les premiers tirs balistiques s'effectuent dans des conditions assez précaires, la réalisation des infrastructures et la mise en place des équipements se poursuivent à Biscarosse conformément au schéma directeur établi.

C'est au début des années 1970 que, sous l'autorité de son deuxième directeur, l'ingénieur général René Bloch, le CEL atteint sa pleine maturité. Grâce à sa capacité à effectuer des tirs à longue portée et à la multiplicité des types d'essais réalisables, le CEL devient le premier centre européen d'essais de missiles.

Le champ de tir de l'Atlantique peut supporter la comparaison avec les champs de tir étrangers de missiles balistiques, notamment avec ses deux grands homologues américains, l'*Eastern Space and Missile Center* de Cap Canaveral, sur la côte Atlantique et le *Western Space and Missile Center* de Vandenberg, sur la côte Pacifique.

Pour l'essentiel, Cap Canaveral effectue les tirs de développement et la plupart des tirs d'entraînement des missiles stratégiques Polaris, puis Poseidon et Trident, lancés des sous-marins nucléaires américains ou britanniques. Il dispose de nombreuses stations, tant sur le continent américain que sur des îles proches (Bermudes, Barbades, Bahamas, Antigua) ou des sites éloignés (île d'Ascension). Le champ de tir met aussi en œuvre quelques navires, dont le *Redstone*, très comparable au *Henri Poincaré*, qui peut être utilisé soit dans la zone de tir des sous-marins, soit dans la zone réceptacle.

Le champ de tir le plus étendu est celui de Vandenberg, d'où se font la totalité des tirs de développement ou d'exercice des missiles intercontinentaux, tels que les versions successives de l'Atlas, du Minuteman, du Pershing et du Titan et, plus tard, le MX Peacekeeper. Pour ces tirs, Vandenberg dispose d'un avantage considérable avec la possibilité d'utiliser, dans des conditions quasi optimales, un réceptacle particulier situé à environ 8 000 kilomètres de distance, l'atoll de Kwajalein, dans les îles Marshall. De nombreux moyens de mesures sont disposés sur la barrière corallienne de cet atoll, le plus grand du monde, et les têtes retombent dans le lagon, où elles peuvent être récupérées sur des fonds qui n'excèdent pas 60 mètres. Certains moyens sont également disposés vers la mi-trajectoire, aux îles Hawaï.

Au CEL, c'est vraiment l'âge d'or des tirs de missiles balistiques, qui s'enchaînent à une très forte cadence. Durant l'année 1968, treize MSBS ou SSBS sont tirés, dont quatre pour le seul mois de juillet. De 1968 à 1980, la moyenne annuelle des tirs balistiques effectués est de huit. Les acteurs, qu'ils appartiennent au champ de tir ou aux différents services et organismes concernés, passent sans délai d'un tir au suivant. Les nouveaux arrivants se forment « en double » de leur prédécesseur avant de prendre des responsabilités.

Les procédures de mise en œuvre des moyens, de conduite des essais ou de collecte des mesures s'affinent et se perfectionnent. Certaines réflexions s'organisent ou se structurent à l'occasion de réunions spécifiques ou de réunions plénières, tels que les colloques réceptacle, les congrès des champs de tir ou les conférences européennes des essais et de la télémessure (ETTC).

Quelques grandes premières viennent rythmer la vie du champ de tir et démontrer la progression de ses capacités. Citons plus particulièrement :

- le premier tir MSBS de sous-marin : tir M 013 V1 effectué du *Gymnote* le 16 novembre 1968 ;
- le premier tir MSBS de sous-marin nucléaire : tir M 1 d'exercice effectué du *Redoutable* le 29 mai 1971 ;
- le premier tir SSBS de contrôle opérationnel : tir S 1 d'exercice effectué du silo multi-coups le 16 décembre 1971.

Quelques tirs échouent, mais la plupart sont des succès. Après un échec, le tir suivant n'est programmé que si les causes de l'échec ont été totalement expliquées et les corrections apportées par le constructeur.

De loin en loin, la récupération d'un missile, ou d'éléments de missile, retombé à la mer est demandée, lorsque l'impact a eu lieu au-dessus du plateau continental. Il est alors fait appel au concours des plongeurs sous-marins du CEL ou des sous-marins *Griffon* ou *La Licorne*, embarqués sur le *Marcel Le Bihan*, puis sur le *Gustave Zédé*, enfin sur l'*Abeille Supporter*.

On note deux incidents malencontreux qui ne sont pas liés aux performances du missile, mais à des erreurs humaines : interversion en cours de chronologie de tir de disques d'objectif ou de bandes de trajectoire nominale. Dans le premier cas (tir S 2 E n° 4 du 18 juin 1974), le missile donne des sueurs froides à l'équipage du *Henri Poincaré* et au commandant du groupe M, le contre-amiral Philippe de Gaulle, car sa tête, pyrotechniquement active, explose à proximité du navire en projetant des débris alentour. Dans le second cas (tir M 20 E5 du 11 février 1981), le missile ne peut être acquis par les moyens radioélectriques de la base de départ et il doit être détruit.

On relève un autre cas de destruction intempestive (tir S 03 V5 du 5 avril 1978). Pour ce tir, il y eut bien l'émission d'un ordre de destruction commandée, mais cet ordre n'avait pas été émis par les moyens du CEL, mais par ceux d'un autre champ de tir pour un autre essai en cours – ce qui, par la suite, conduisit à l'établissement de consignes draconiennes dans ce domaine et à la mise au point d'un codage plus élaboré des ordres de neutralisation.

Malgré ces quelques très rares ratés, la proportion de tirs réussis progresse fortement avec le temps : de 70 % à la fin des années 1960, elle passe à environ 90 % dans les années 1980.

Par temps clair, plusieurs tirs donnent lieu à des panaches ou à des traînées en haute atmosphère qui se maintiennent longtemps en donnant, surtout au coucher du soleil, des effets irisés de toute beauté. Certains phénomènes²⁰ sont vus depuis la Bretagne, la Côte d'Azur et même la région romaine et donnent lieu dans les médias à de nombreux commentaires et interrogations : on croit voir des aurores boréales, des rentrées dans l'atmosphère d'objets non identifiés, etc.

Le 1^{er} juin 1977, le CEL quitte la DRME pour devenir, comme le CEM, un établissement de la DTEn, ce qu'avaient réclamé depuis plus de dix ans les directeurs techniques des engins Maurice Brunet et Antonin Collet-Billon.

²⁰ Ces phénomènes peuvent être liés à des défauts de propulsion du deuxième étage, comme un « *toro de fuego* » vu de nuit de tout le sud de la France.

Le dispositif d'essais M 4

Le premier grand saut, à la fois qualitatif et quantitatif, du champ de tir de l'Atlantique est rendu nécessaire par les essais de développement du système d'arme M 4, qui, par rapport à ses prédécesseurs, se caractérise notamment par sa capacité d'emport de plusieurs têtes et un accroissement significatif de la portée. Durant le vol du missile, une nouvelle phase, la phase d'espacement des têtes, vient s'intercaler entre la phase propulsée et la phase balistique et le nombre de mobiles à poursuivre augmente substantiellement. L'ensemble du dispositif d'essais doit être repensé en conséquence.

En avril 1975, la Commission du dispositif d'essais M 4 est mise en place. Il s'agit d'un groupe de travail réunissant, sous la responsabilité de la DRME, les divers organismes concernés, tant étatiques qu'industriels. Le souci de l'utilisation optimale des moyens en service et une référence permanente à l'expérience acquise en dix ans de tirs balistiques guident les travaux de conception du nouveau dispositif.

Les premières décisions prises concernent le maintien du potentiel et plusieurs opérations qui auraient été, en tout état de cause, nécessaires sont lancées, dont :

- la refonte ou le remplacement des radars de trajectographie de technologie dépassée ;
- l'adaptation des équipements de réception de télémessure à la nouvelle gamme de fréquences imposée : passage de la bande P à la bande S ;
- le renouvellement de certains équipements obsolètes dans les domaines de l'informatique temps réel et des transmissions ;
- diverses opérations de refonte de moyens sur le *Henri Poincaré*.

Il est d'autre part décidé d'apporter un complément d'équipements à la station de Florès, dont un second radar Béam permettant la trajectographie séquentielle, et de créer une nouvelle station, dite « de grand flanquement », en Bretagne.

Le besoin d'une station de grand flanquement pour les tirs M 4 est lié à des considérations géométriques : l'allongement des portées fait que la station d'Hourtin ne peut plus jouer son rôle de flanquement durant la totalité des phases propulsée et d'espacement. Il y a un moment où le cône formé par les gaz de propulsion vient perturber les liaisons d'Hourtin avec le missile. Il faut donc disposer d'une nouvelle station, par le travers et à plus grande distance, qui puisse prendre le relais. Une telle station ne peut être implantée qu'en Bretagne-Sud. Un moment envisagée à Plouhinec à l'entrée du polygone de Gâvre, puis à Belle-Île, au fort de Penhièvre en presqu'île de Quiberon ou à Kergroix, près de Lorient, elle est finalement réalisée au lieu-dit L'Enfer, situé au-dessus de l'aéroport de Quimper-Pluguffan, sur un terrain de friches impénétrables appartenant à l'armée de Terre : c'est la station de Quimper.

La réalisation de cette nouvelle station est rapide. Les installations comprennent une station radar équipée d'un Aquitaine²¹ et d'un Béam, une station de télémessure équipée d'une antenne Antarès 10, une station de télécommande de neutralisation,

²¹ L'Aquitaine mis en place est l'ancien prototype qui était à Hammaguir, puis à Colomb-Béchar, avant d'être installé au CEM, à la station de la Colle-Noire, et transformé à Thomson Bagneux ; le Béam, lui, faisait partie du dispositif initial du *Henri Poincaré*. Au début 2003, le parc des radars de trajectographie Aquitaine et Béarn s'établit comme suit : cinq Aquitaine au CEL, dont deux à Biscarosse, deux à Hourtin et un à Quimper, quatre Béarn au CEL, dont deux à Biscarosse, un à Hourtin et un à Quimper et trois Béarn au CEM, dont un au Mont-Coudon. Par ailleurs, le CNES dispose de deux Aquitaine, dont un à Kourou et un à Cayenne, ainsi que d'un Béarn à Natal, et le CEV a deux Béarn, dont un à Istres et un à Brétigny (en cours de déménagement).

des moyens de calcul et de télécommunications utilisant notamment une liaison troposphérique partagée avec la Marine nationale.

Certaines autres opérations font l'objet d'analyses techniques et d'évaluations financières approfondies avant d'être finalement abandonnées ou différées : construction d'un second bâtiment d'essais et de mesures, développement du radar Maine en vue de son installation sur le *Henri Poincaré*, remplacement des avions AMOR, réalisation d'un bâtiment d'intervention sous-marine et de son sous-marin d'intervention.

Les tirs M 4

Effectués dès le début des années 1980, les essais M 4 sont les plus complexes que le CEL ait jamais conduits, en particulier lors des tirs de Bretagne, pour lesquels le sous-marin est en plongée face à l'annexe de Quimper.

Un tir M 4 mobilise, tant dans l'emprise principale de Biscarosse que dans les annexes d'Hourtin, de Quimper et de Florès ainsi qu'à bord du *Henri Poincaré*, plus d'une vingtaine d'ordinateurs temps réel, seize radars de trajectographie ou d'analyse, l'ensemble des stations de télémesure et de télécommande, la majeure partie des moyens optiques, les stations de mesures aérologiques, l'ensemble des réseaux fil, radio, télévision, hertzien, troposphérique de communications ou de contrôle, ainsi que toute la logistique nécessaire.

Les moyens radioélectriques en place forment l'une des premières concentrations mondiales de radars de trajectographie et permettent une capacité multi-objectifs exceptionnelle. Grâce aux méthodes de trajectographie séquentielle, le dispositif d'essai peut gérer tout le cortège balistique M 4 et égale ainsi les meilleures réalisations américaines.

Pour le champ de tir, les préparatifs commencent plusieurs mois à l'avance : longues tractations pour les réservations de zones aériennes²², simulations préalables de la trajectoire, contrôle des équipements d'essais embarqués (répondeurs radars et chaîne de neutralisation). La campagne de tir approchant, vient le moment des répétitions, du contrôle du dispositif d'essai, des passages de bande, de l'appareillage de Brest du *Henri Poincaré*. Puis le sous-marin arrive devant le CEL, Biscarosse ou Quimper. Commencent alors les longues heures de poursuite radar nécessitées par les opérations de recalage optique de la centrale inertielle de navigation, puis vient la répétition générale à J-1.

C'est lors du dernier tir M 4 effectué du *Gymnote* au large des côtes de Bretagne-Sud qu'est établi, au début de mars 1986, le record de portée du champ de tir de l'Atlantique, avec près de 6 000 kilomètres.

L'exécution d'un tir balistique ne peut jamais être discrète et passer inaperçue d'observateurs étrangers attentifs. En effet, il est toujours nécessaire d'émettre des AVURNAV (Avis urgent aux navigateurs) et des NOTAM (*Notice to Air Men*) et de faire des réservations de zones aériennes (les FIR), notamment pour ce qui concerne le réceptacle. Les mouvements des moyens aéronavals dans la zone des Açores ne peuvent pas non plus passer inaperçus.

²² À ce moment, la réservation des zones aériennes devient un point dur de la mise en place du dispositif d'essai, tant pour ce qui concerne la zone de départ (le fort accroissement du trafic aérien national et international oblige à des négociations de plus en plus poussées avec le Centre de contrôle régional de Brest-Loperhet et avec la Direction de la circulation aérienne militaire, la DIRCAM, qui aboutissent souvent à l'attribution de créneaux de nuit) que la zone d'impact (l'allongement des portées conduit à utiliser des zones inhabituelles où l'activité peut être mal perçue).

À plusieurs reprises, on a pu noter la présence de bâtiments soviétiques à proximité du réceptacle. Bien qu'il n'y ait aucune certitude en ce domaine, il existe cependant, dans de nombreux cas et plus particulièrement au début des années 1980 pour certains tirs M 4, une forte présomption pour que des navires se soient positionnés ou se soient dérottés pour collecter des renseignements lors de ces tirs. Cela allait d'ailleurs de pair avec la forte croissance, à cette période, de l'activité en Atlantique des navires soviétiques dits « de recherche scientifique » et notamment des ASVS, spécialisés dans l'observation de missiles et de satellites, déployés en Atlantique pour le suivi des vols spatiaux habités, des collecteurs de renseignement AGI ou des AMGS²³.

Il faut signaler un cas concret : en avril 1983, au large de l'annexe de Quimper, *Le Gymnote* en phase de préparation du tir M 4 n° 11 Ney est marqué à quelques centaines de mètres par un chalutier bardé d'antennes, le GS 42. Pendant quinze jours, ce navire se tient ostensiblement à proximité du sous-marin, empêchant sa plongée et gênant la préparation du tir, qui n'a finalement lieu que quelques semaines plus tard. En fait, il semble que, plus que d'une recherche de renseignements, il s'agissait en l'occurrence d'une marque de mauvaise humeur des autorités soviétiques en un moment de forte tension diplomatique entre la France et l'URSS. De nombreux articles rendent compte de cet incident, tant dans la presse régionale que nationale.

La relève du Henri Poincaré : le BEM Monge

En un peu plus de vingt ans de service, le *Henri Poincaré* a participé à quelque cent dix tirs de missiles stratégiques et a apporté son concours à certains tirs de missiles préstratégiques ou tactiques, ainsi qu'à la surveillance de l'activité spatiale ou à la poursuite de certains satellites en détresse. Sa silhouette a peu varié, mais le dispositif de mesures embarqué a plusieurs fois été modifié et modernisé pour suivre l'amélioration des performances des systèmes d'armes stratégiques.

S'ils étaient bien adaptés aux systèmes de l'époque (M 4 et S 3), les moyens en place ne sont plus au niveau requis par les programmes balistiques en cours d'étude au milieu des années 1980 : M 45, S 45 et surtout M 5. En effet, les essais en vol des programmes futurs se caractérisent notamment par l'augmentation du nombre d'objets à suivre, la forte diminution de leurs signatures radioélectriques et la réduction du volume disponible dans les objets, ce qui rend difficile, voire impossible, d'y implanter ces aides à l'expérimentation que sont les répondeurs radars et les émetteurs de télémessure. De plus, le développement de moyens de détection ABM plus performants dans les défenses adverses et la nécessaire vérification de l'aptitude à la pénétration des cortèges balistiques obligent la France à se doter de moyens expérimentaux d'un niveau comparable.

Aussi convient-il de disposer au réceptacle pour les premiers essais M 5, alors prévus pour 1995, de radars de hautes performances donnant, pour une gamme étendue de fréquences, une grande finesse de discrimination. Ces radars mettent en jeu de fortes puissances et sont constitués autour d'antennes de grandes dimensions. Le nombre, les dimensions et le poids de tels radars font qu'il n'est pas possible d'envisager leur mise en place sur le *Henri Poincaré* dont, par ailleurs, l'âge (le flotteur et l'antique propulsion à vapeur ont plus de trente ans) impose à court terme une importante refonte ou le retrait du service. Dans ces conditions, le délégué général pour l'armement décide en juillet 1987 de lancer le programme de renouvellement

23 ASVS, AGI, AMGS : noms de code attribués par l'OTAN aux navires soviétiques « de recherche scientifique ».

des moyens d'essais au réceptacle : il s'agit de réaliser un nouveau bâtiment d'essais et de mesures (BEM) et de donner ainsi un successeur au *Henri Poincaré*.

Une direction de programme d'ensemble, conduite par l'ingénieur en chef Dominique Chevallier, est constituée à la DEN. Elle est assistée de deux directions de programme, l'une à la Sous-direction des programmes nationaux de la DCN, pour la partie navire, l'autre au Centre technique des moyens d'essais (CTME, héritier du SECT) de la DRET, pour le dispositif de mesures. Les études de conception de ce dispositif, ainsi que les spécifications techniques de besoin, bénéficient de la longue expérience acquise par les personnels du groupe M, particulièrement Yves Tanguy, son directeur technique depuis près de quinze ans.

Quelques recherches sont engagées sur le marché d'occasion des navires de commerce, mais il est décidé, lors d'un conseil interministériel Défense-Industrie tenu en mai 1988, que le nouveau BEM sera un bâtiment neuf, optimisé dès l'origine pour sa mission particulière.

Les objectifs calendaires fixés pour la mise en service du navire sont doubles : 1992 pour le début des essais en vol SSBS S 4, et 1995 pour les essais MSBS M 5, un complément devant être apporté au dispositif de mesures entre ces deux dates.

En mai 1989, le nom de *Monge* est attribué au futur BEM. Pour succéder à Henri Poincaré, Gaspard Monge s'impose en effet à plusieurs titres, dont ceux d'avoir été à la fois l'un des savants les plus complets de son temps, le ministre de la Marine de la Convention et le responsable des fabrications d'armement de la République dans les pires moments des années 1793-1794. Les cendres de Monge furent d'ailleurs transférées au Panthéon quelques mois plus tard, à l'occasion du bicentenaire de la Révolution.

La plate-forme navale propulsée est réalisée à Saint-Nazaire par les Chantiers de l'Atlantique auxquels, pour cette opération, le ministère de l'Industrie attribue une subvention de 200 millions de francs au titre du soutien aux chantiers navals. Pour des raisons d'économie, ce sont, à l'exception de quelques domaines sensibles, les normes habituelles des navires à passagers qui sont retenues, et non les normes particulières de la Marine nationale. De façon à augmenter leur rigidité, les tourelles radars sont supportées par des fûts cylindriques encastrés dans les trois ponts supérieurs. Une attention particulière est apportée à la tenue à la mer du navire. Pour assurer la mission dans la plupart des conditions météo rencontrées dans les zones réceptacle, il faut en effet qu'à faible vitesse et jusqu'à mer force 6, le roulis ne dépasse pas 9 degrés. Après études et essais en bassin, le système retenu est constitué d'un ensemble de cuves de grandes capacités, les cuves de chaque bord étant reliées deux à deux par des canalisations en partie basse.

Le montage du bâtiment s'effectue rapidement : en six mois, les 202 tronçons de coque constituant le navire sont assemblés, les moteurs et la plupart des auxiliaires et équipements embarqués et installés. La mise à flot du *Monge* a lieu le 6 octobre 1990, en même temps que celle du *Floréal*, la première des six frégates de surveillance de la Marine. Les essais à la mer se font en janvier et février 1991. Début juin, en mer d'Iroise, au retour de sa traversée de longue durée, le *Monge* croise le *Henri Poincaré* en route vers une opération balistique et vient s'amarrer au quai d'armement de DCN Brest, qui prend le relais des Chantiers de l'Atlantique.

DCN Brest a été choisi par la DEN et le CTME comme intégrateur du dispositif général de mesures à bord de la plate-forme propulsée. En conduisant ce chantier complexe avec des objectifs ambitieux d'assurance qualité et en maîtrisant des coûts et des délais très serrés, DCN Brest démontra sa capacité de diversification.

A l'exception de quelques équipements provenant du *Henri Poincaré*, comme les radars Gascogne, Savoie et Stratus et le LIDAR, le dispositif de mesures du *Monge* est entièrement nouveau. Les deux radars Armor sont les moyens les plus importants du dispositif : développés par Thomson-CSF, ils constituent alors le très haut de gamme des moyens de trajectographie et d'analyse multicible. Leurs performances dépassent largement celles des autres radars de l'époque, tant pour ce qui concerne le bilan de liaison, la capacité de discrimination, l'agilité de fréquences ou la fiabilité que la capacité de traitement en temps différé. Ils peuvent utiliser seize formes d'ondes différentes, certaines programmables, ce qui leur permet de s'adapter au mieux aux caractéristiques des cibles et à la nature des phénomènes à observer.

Il est alors prévu que le dispositif radar soit complété vers 1994 par un moyen (le radar futur au réceptacle, ou RFR) fonctionnant dans la bande intermédiaire (la bande L) et disposant d'un lobe large, pour assurer une fonction de veille et de détection pour l'évaluation et le suivi du cortège balistique du missile M 5, qui doit disposer d'une capacité multi-objectifs.

Une station de réception de télémétrie disposant de la technologie la plus récente, des équipements optiques et optroniques et des moyens de météo-aérodynamique viennent compléter le dispositif de mesures. L'ensemble est coordonné et mis en œuvre par le dispositif commun d'exploitation, qui regroupe l'ensemble des fonctions communes : référentiels temps et position/attitude, trajectographe, interface navire, supervision/coordination.

Le navire dispose par ailleurs d'une vaste plate-forme et de deux hangars pour deux hélicoptères lourds de type Super Frelon. Par rapport au *Henri Poincaré*, la conduite du navire, la propulsion, la fourniture d'énergie et la sécurité ont été fortement automatisées, ce qui permet de diviser par deux les effectifs de l'équipage hors organisation mesures-essais.

Les neuf aériens principaux sont disposés successivement sur le pont suivant l'axe longitudinal du navire. Cette disposition a conduit à donner au bâtiment sa longueur (225 m), qui fait du *Monge* l'une des plus grosses unités de la Marine. Mais ce qui surprend d'emblée quand on voit le *Monge* au milieu de navires de combat, c'est sa couleur : la coque et le pont supérieur sont en effet entièrement blancs. Le blanc a été retenu, de préférence au gris Marine, pour ses qualités de réflectivité : les superstructures s'échauffent ainsi moins sous l'effet de l'ensoleillement, ce qui minimise les déformations de coque préjudiciables à la précision des mesures angulaires.

La réalisation du *Monge* se fait dans un moment où l'environnement international se modifie profondément. En 1988, c'est l'effondrement du régime soviétique, ce qui conduit à réexaminer la politique de défense : la composante mobile du système S 4 est abandonnée et le programme M 5 est différé de cinq ans. En 1989, il est envisagé d'arrêter la réalisation du *Monge*, mais d'une part plus de la moitié du montant financier du programme a déjà été engagée, d'autre part il apparaît impossible de prolonger le *Henri Poincaré* d'une durée significative. La poursuite du *Monge* est donc confirmée, mais le développement du futur radar de veille et de détection, qui devait venir compléter le dispositif en vue des essais M 5, est retardé, avant d'être abandonné quelques années plus tard quand le M 51 vient se substituer au M 5.

Le *Monge* est admis au service actif le 4 novembre 1992. Le coût total d'investissement est de l'ordre de trois milliards de francs courants, dont environ 45 % pour la plate-forme propulsée et 55 % pour le dispositif de mesures. En juil-

let 1993, le BEM participe à sa première mission au réceptacle pour le second tir de développement du M 45, l'opération Gaspard.

Dans cette période, plusieurs autres navires disposent, à travers le monde, de moyens de mesures comparables, notamment :

- l'*Observation Island* américain, basé à Pearl Harbor et doté de moyens radars particulièrement performants, dont la mission principale²⁴ a été, pendant une quinzaine d'années, de suivre, depuis le nord du Pacifique, les tirs balistiques soviétiques ;
- les quatre ou cinq navires soviétiques d'observation spatiale (ASVS) – dont le principal, le *Kosmonaut Youri Gagarin* – qui disposent de moyens tels que des antennes paraboliques pouvant atteindre près de 30 mètres de diamètre, qu'il est quelque peu inhabituel de voir sur un navire.

Par rapport à ce qui était prévu quelques années plus tôt lors du lancement du programme de renouvellement des moyens d'essais au réceptacle, il apparaît très rapidement que le *Monge* risque d'être relativement sous-employé : le programme S 4 est définitivement abandonné, le S 3 est sur le point d'être retiré du service et le programme M 5 – plus tard remplacé par le M 51 – est à nouveau décalé. Au milieu des années 1990, le *Monge* ne participe chaque année qu'à une ou deux opérations balistiques. D'autres activités peuvent lui être confiées, en complément des installations sol du CEL (tirs ASMP, certains tirs de missiles air-air) ou pour dans le domaine spatial (complément du dispositif d'essai du CSG pour certains lancements Ariane, surveillance de la retombée sur terre de satellites en difficulté, suivi de débris spatiaux, etc.).

Et maintenant...

En septembre 1991, La Direction des engins devient la Direction des missiles et de l'Espace (DME). Il ne s'agit que d'un changement de vocable traduisant d'une part l'obsolescence du mot « engins »²⁵, d'autre part l'importance croissante des activités spatiales au sein de la défense.

En 1997, la Direction des centres d'expertise et d'essais (DCE) est créée pour rassembler et fédérer, tous domaines techniques confondus, les quelque vingt centres techniques ou d'essais de la DGA. De ce fait, le CEL quitte la DME pour intégrer la DCE.

Au début 2003, le CEL et le CEM fusionnent pour améliorer leur efficacité et réduire leurs coûts de fonctionnement. Ils ne constituent plus maintenant qu'un seul établissement, le Centre d'essais de lancement de missiles (CEL/M). Cette fusion est l'aboutissement ultime du processus de coordination entre les deux centres qui, lancé dix ans plus tôt sur des sujets d'intérêt commun, avait notamment vu la mise en place de centres de responsabilité transverses. La nouvelle organisation permet de fournir une offre de prestations plus cohérente et, ainsi, de conforter la position de la DCE en tant que leader européen dans le domaine des essais en vol de missiles.

Berceau des missiles stratégiques et tactiques nationaux, le CEL/M a, depuis la création de sa partie méditerranéenne en 1952 et de sa partie landaise en 1962, tiré au total plus de 20 000 engins, dont 214 missiles ou vecteurs balistiques, et a pris

²⁴ L'*Observation Island* a été utilisé précédemment comme base de départ de missiles balistiques expérimentaux (dont le Polaris A3 en 1963).

²⁵ Le mot « engins » est issu du vocable « engins spéciaux », qui désignait dans les années 1950 les armes autopropulsées et guidées.

ainsi une part déterminante dans la mise au point des matériels et dans l'équipement des armées françaises. Sans équivalent en Europe, le champ de tir de l'Atlantique peut utiliser des axes de tir orientés vers la côte est des États-Unis (tirs de Biscarosse) et vers le nord du Brésil (tirs de Bretagne) sur des portées atteignant 6 000 kilomètres.

Mais on peut dire que la grande période des opérations balistiques appartient maintenant au passé. En effet, depuis le début des années 1990, le nombre des tirs balistiques a fortement décliné. La station de Florès a été désarmée. Celle de Quimper a été mise en sommeil et n'est plus activée que pour les tirs MSBS.

Le CELM s'est engagé dans une démarche de diversification et d'ouverture à l'international qui le conduit à proposer ses prestations à une clientèle plus large. L'essentiel de la charge provient maintenant du développement de missiles tactiques, ainsi que des exercices d'évaluation opérationnelle et d'entraînement des forces armées, tant françaises qu'étrangères. De nouveaux clients ou de nouveaux types d'activité sont recherchés.

À moyen terme, une échéance importante doit cependant venir structurer le champ de tir : les tirs de développement M 51 devraient être effectués à partir de 2005.

La Base de lancements balistiques doit être rénovée et de nouvelles installations d'essais doivent y être réalisées pour pallier l'absence d'un moyen tel que *Le Gymnote*. Ces essais doivent notamment fournir l'occasion d'utiliser, pour la première fois lors d'opérations balistiques, un système de trajectographie différentielle à base de transpondeurs GPS/TPS (*Global Positioning System / Translator Processing System*) embarqués, qui donne des mesures temps réel de grande précision. Ces moyens GPS, déjà utilisés pour des essais multi-mobiles de missiles tactiques à basse altitude, doivent être adaptés aux systèmes balistiques pour compléter, et peut-être remplacer à terme, les méthodes de trajectographie classiques.

Il faut cependant souligner que l'arrêt prolongé des essais balistiques constitue une situation nouvelle à laquelle il convient de veiller de près pour la constitution des équipes et la formation des responsables.

CHAPITRE 2

LES ESSAIS EN VOL DE MISSILES BALISTIQUES

FINALITE ET SPECIFICITES

Par la variété des méthodes et des moyens employés, les essais de simulation au sol permettent de valider nombre des hypothèses faites au stade de la conception des engins balistiques. Ces essais sont cependant insuffisants pour permettre de clore la phase de développement, car les phénomènes rencontrés en vol n'y sont représentés que de façon simplifiée et incomplète.

Les essais en vol, qui leur succèdent et qui constituent la dernière étape du développement, ont donc pour finalité principale la mise au point, puis la validation globale, dans les conditions du réel, de la définition du vecteur balistique. Ils permettent de garantir les performances et la fiabilité du système. Ces tirs sont par ailleurs démonstratifs pour des observateurs extérieurs et, même si leur caractère spectaculaire est souvent difficile à gérer, ils participent de ce fait à la crédibilité du système.

À l'intérieur d'un même programme, les tirs balistiques successifs sont définis pour constituer une démarche progressive et analytique. Ils ne peuvent cependant avoir ni la souplesse ni le caractère progressif que permet l'intervention du pilote dans les essais aéronautiques ; rien ne doit être laissé au hasard dans la définition et la réalisation des engins expérimentaux, à la préparation desquels le plus grand soin doit être apporté. Cela conduit à limiter au minimum le nombre de « races » successives d'engins d'essais, ce qui va à l'encontre de la notion de prototype, évolutif par nature, qui n'existe donc pas vraiment ici : si l'on met à part les équipements spécifiques nécessaires à l'exécution de l'essai, on cherche dans la définition des engins expérimentaux à se rapprocher le plus possible de la définition des engins opérationnels. On est ainsi conduit à utiliser au plus tôt l'essentiel des moyens industriels mis en place pour les fabrications de série.

Par ailleurs, l'exploitation d'un tir dépend avant tout de la définition et de la qualité des mesures recueillies au cours de l'essai : le besoin de tirer le maximum d'enseignements de chaque essai conduit à définir, dès le stade de la conception, le plan de mesures qui sera utilisé, ce qui introduit également des contraintes au niveau de la définition de l'engin et de l'infrastructure au sol nécessaire.

Par nature, un missile balistique est consommable et, bien évidemment, ne peut être réutilisé pour renouveler un essai qui n'aurait pu être exploité. Cette caractéristique différencie fondamentalement le domaine des essais balistiques de celui des essais en vol des matériels aéronautiques. Les montants financiers en jeu et les dangers potentiels en cause ne permettent, de toute évidence, ni improvisation ni droit à l'erreur. « Bien faire du premier coup » constitue une ardente obligation : depuis le milieu des années 1960, la gestion de la qualité dans les essais a fait l'objet de nombreux travaux qui ont été consignés dans la *Recommandation RG Aéro 00011*. Par la suite, l'instruction DME 142 sur la *Réalisation des essais en vol de missiles* vint consacrer trente années d'expérience dans la mise au point de systèmes d'armes complexes à base de missiles. Fondée sur le principe des phases et des jalons, cette instruction fixe la méthode de travail pour concevoir et réaliser les essais en décomposant en procédés élémentaires les différentes tâches à effectuer.

Comme le génie, la qualité est une longue patience, et elle n'est en fait possible, dans la conduite des opérations balistiques, que grâce à un certain état d'esprit qui a toujours été de règle chez les acteurs du domaine, à quelque niveau que ceux-ci se situent. Comme le demandait l'un des premiers directeurs du programme Polaris pour le *management* de son programme, l'une des règles de base en la matière doit être de prévoir l'imprévisible (*expect the unexpected*).

ORGANISATION ET RESPONSABILITES

Chaque tir balistique est une opération dite majeure, qui a priorité sur toutes les autres effectuées par le champ de tir à la même période. L'exécution d'un tir balistique n'est cependant que la partie visible d'une série innombrable de tâches qui, souvent, ont commencé plusieurs années auparavant et qui ont impliqué, quasi en permanence, les représentants du champ de tir d'une part, ceux de la direction de programme et du constructeur d'autre part.

Divers documents sont autant de jalons dans la préparation des tirs balistiques. Citons plus particulièrement ceux qui illustrent les accords auxquels sont parvenus le constructeur demandeur de l'essai d'une part, le champ de tir d'autre part.

En ce qui concerne la conclusion du contrat d'essai (spécifications techniques de besoin), ce sont :

- le Programme général des essais, établi par le constructeur pour une série d'essais de même type ;
- le Projet d'ordre d'essai, précisant les conditions de l'essai, les spécificités de l'engin soumis à essai et définissant le besoin du constructeur en matière de mesures.

En ce qui concerne l'élaboration des modalités d'exécution de l'essai :

- l'Ordre d'essai, établi par le champ de tir pour définir les responsabilités en cause, le calendrier général de l'opération, le dispositif d'essai, notamment pour ce qui concerne les mesures et la sauvegarde, les missions à remplir par les divers moyens et les impasses possibles, les documents à établir, etc. Quelques semaines avant la date prévue pour le tir, ce document est présenté et explicité par les responsables du champ de tir, l'ingénieur responsable des programmes balistiques et l'officier de tir, au cours d'une « réunion Ordre d'essai ». Après discussion et, éventuellement, modification de certains points, l'ordre d'essai est alors approuvé et co-signé par les divers services et organismes participant à l'essai ;
- l'Instruction de sauvegarde : relevant de la responsabilité du champ de tir, elle spécifie la définition et les conditions de recette des éléments constituant les chaînes de destruction et précise les conditions d'exercice de la sauvegarde ainsi que les critères particuliers à respecter.

Pour ce qui est des responsabilités respectives de la direction de programme et du constructeur lors des tâches de préparation d'une part, au cours de la chronologie de tir d'autre part, différents documents ont tenté, au cours des années, de préciser certains points, mais c'est dans l'analyse de ce qu'a été la réalité qu'il est possible de déterminer les rôles respectifs des deux principaux acteurs qu'étaient la DGA (DTEn, puis DME) et le constructeur (SEREB, puis SNIAS et Aérospatiale).

Le constructeur dispose d'équipes d'essai, dirigées chacune par un chef de mission, assisté d'un responsable fonctionnel, d'un responsable contrôle automatique et d'un responsable mesures. Depuis la prise en mains du missile par l'équipe d'essai,

à l'issue d'une revue d'aptitude au vol, et jusqu'à l'exécution du tir, le représentant de la DGA se tient presque en permanence au contact de l'équipe d'essai. Avant qu'une décision soit prise, le chef de mission rend compte, pour approbation ou refus, au représentant de la DGA. Dans quelques cas seulement, ce dernier a dû opposer son veto à une décision proposée par le chef de mission et en a informé sa hiérarchie. Mais, dans la très grande majorité des cas, un consensus a pu se dégager du fait de la compétence des acteurs, aiguisée par l'expérience acquise en commun lors des essais précédents. Les textes, même les mieux élaborés, ne peuvent que fixer les principes, à charge pour les parties prenantes de gérer au cas par cas les points particuliers qui se posent quotidiennement.

Les noms-codes

Pour la protection du secret, chaque opération balistique reçoit un nom-code attribué par l'autorité responsable de l'essai. Ce nom-code est indiqué en objet sur chacun des messages annonçant le tir ou en traitant. Normalement, la date du tir est protégée jusqu'à J-1, mais plusieurs expériences ont montré que cette protection n'était souvent que très relative.

Pour les tirs de développement, c'est traditionnellement au directeur de programme qu'il revient de choisir des séries de noms-codes présentant, si possible, certaines affinités avec le programme concerné. C'est ainsi que pour les tirs expérimentaux M 4, le STEN/M, qui venait d'emménager dans la tour DGA, boulevard Victor, retint les maréchaux d'Empire, qui ont donné leurs noms aux boulevards extérieurs de Paris et dont le nombre correspondait au nombre de tirs initialement prévus. Les choix retenus sont éclectiques : des séries de pionniers de l'Aéropostale, d'animaux de montagne, de muses, de figures du jeu de cartes, de serpents, de volcans, etc. furent ainsi successivement mises à l'honneur.

Pour le M 20, ce furent des noms de montagnes françaises pour les tirs de développement, puis de « sommets » bretons pour les tirs de missiles d'exercice préparés à la base maritime de l'île Longue. Pour le S 3, clin d'œil à l'œnologie bordelaise, le programme choisit des noms de grands crus. Pour les trois tirs expérimentaux M 45, ce furent les Rois mages, de façon à donner au premier tir auquel participait le BEM *Monge* le nom-code de Gaspard, prénom du savant éponyme. Pour les sept essais Hadès, le choix se porte sur les abbayes cisterciennes, pour symboliser tout à la fois la rigueur financière du programme, la simplicité mais aussi la beauté d'une réalisation purement française et strictement cantonnée au territoire national.

Le contrôle automatique des missiles expérimentaux

Les premiers tirs d'engins balistiques ont été l'occasion pour le constructeur de développer ce qu'on a appelé le « contrôle automatique ». En effet, il est très vite apparu nécessaire de confier à un système piloté par ordinateur l'ensemble des opérations de vérification avant le tir du bon fonctionnement des éléments nécessaires à la mission.

Par nature répétitives, ces opérations de contrôle et de mise en œuvre des équipements du missile sont complexes et peuvent être sources d'erreurs. Leur gestion automatique permettait de réduire les durées nécessaires à leur exécution, tout en garantissant la traçabilité et la reproductibilité des divers contrôles effectués tout au long de la campagne de tir. Par ailleurs, il était indispensable de mettre en place des procédures qui ne requièrent pas des opérateurs des compétences trop élargies.

La première génération du contrôle automatique des engins expérimentaux a été réalisée, dans le courant des années 1960, sur la base d'une unité RW 130 développée par la CAE à partir d'un ordinateur américain. Le système articulé autour de cette unité centrale comportait une unité d'entrées-sorties assurant la liaison entre l'opérateur (pupitre de contrôle, affichage et impression des commandes et des résultats obtenus) d'une part et l'engin, à travers un contrôleur chargé d'exécuter les mesures demandées (tensions, intensités, durées, etc.) et d'envoyer des commandes (fermeture ou ouverture de relais, etc.), d'autre part. Les commandes particulières (mesures, commandes, programme de vol, etc.) étaient introduites à l'aide de rubans perforés lus par un lecteur relié à l'unité d'entrées-sorties. Le contrôleur était lui-même relié à l'engin, grâce à une boîte pied de rampe, par une liaison ombilicale et une liaison culot dite « dernier instant ».

Ces divers matériels étaient implantés sur le site de la BLB, dans le PC de lancement, ainsi que dans la tour de lancement pour les tirs expérimentaux MSBS et dans les chambres annulaires des silos de lancement pour les tirs expérimentaux SSBS, ces installations étant elles-mêmes reliées par des câblages disposés dans des souterrains (les ovoïdes) ou sur des supports cheminant à la surface du sol.

Par la suite, matériels et logiciels ont évolué, en progressant dans la performance (vitesse et nombre d'informations). Les ordinateurs sont devenus plus puissants, les mémoires se sont développées pour recevoir des logiciels plus complexes écrits dans des langages plus souples, mais aussi plus exigeants en capacité mémoire. Les interfaces ont été remplacées par des bandes magnétiques, puis par des unités de disques.

Ces systèmes de contrôle ont aussi dû prendre en compte l'évolution de l'architecture interne des missiles qui se modifiait dans le même temps (apparition des bus), ainsi que les commandes et la synchronisation des opérations de lancement, par exemple, dans le cas des MSBS, tout ce qui concerne les opérations nécessaires à la mise en œuvre du tube lance-missile ou du sous-système lancement.

La préparation de la mission et l'exploitation des résultats

Pour chaque essai en vol, le constructeur règle les différents paramètres du programme de vol en fonction de la mission retenue. Après avoir été vérifié sur un site de référence, ce programme est introduit dans le ordinateur de guidage et validé lors d'un tir fictif, avant d'être vidé, pour contrôle, sous forme de message digital.

De même, le constructeur remet au champ de tir une description de la trajectoire prévisionnelle, sous la forme d'une bande de tir nominale qui sert au parallaxage des moyens champ de tir lors des répétitions dans les jours précédant le tir, ainsi qu'à celui des moyens de la base de départ dans les secondes suivant le départ de l'engin, avant validation de l'accrochage correct des radars sur le mobile.

Après chaque tir, un dépouillement relativement succinct des télémesures enregistrées durant le vol est fait dans la station dédiée du champ de tir (la station de Sainte-Eulalie pour le CEL). Les dépouillements complets et leur exploitation relèvent de la responsabilité du constructeur et sont effectués au centre de dépouillement et de traitement des mesures des Mureaux. Ces exploitations se font en relation étroite avec le bureau d'études et leur bonne fin conditionne la programmation du tir de même type suivant.

LES ESSAIS EN VOL SSBS

C'est à la fin de 1963 qu'est arrêtée la définition de la première version du missile SSBS, le S 1 : deux étages à poudre de 1,5 m de diamètre et de 10 tonnes chacun. Le choix du diamètre est contraint par le fait que le SSBS doit être étudié en tronc commun avec le MSBS tiré de sous-marin. L'étagement retenu n'est bien sûr pas optimal, mais il présente l'avantage de réduire les travaux de développement des gros propulseurs à poudre à un seul type, d'où un gain escompté sur les coûts et surtout sur les délais.

Tout devait être étudié et développé à la fois, notamment la géométrie interne du bloc propulsif, les procédures de fabrication faisant appel à plusieurs coulées successives, la définition des tuyères rotatives avec leurs roulements et leurs joints appelés à fonctionner à de très hautes températures, etc.

De manière à sérier les problèmes, il a été décidé d'adopter une démarche progressive en procédant en trois étapes successives :

- d'abord, des essais au banc du propulseur et du premier étage ;
- ensuite, des essais en vol de monoétages (le premier étage, actif, est surmonté d'une structure lestée) destinés à tester et à mettre au point le pilotage et la sortie de silo : ce sont les tirs des engins S 112¹, lancés successivement de la base de surface d'Hammaguir, puis de l'un des silos expérimentaux du CEL ;
- enfin, des essais en vol de biétages pour expérimenter la séparation interétage, le guidage et la rentrée et qualifier globalement le vecteur (S 01 V et S 02 V), ainsi que le comportement du vecteur (S 01 C et S 02 C).

Le développement de la version S 1

Les essais de développement du SSBS suivent directement le programme d'Études balistiques de base : ainsi, c'est au SSBS que revient l'honneur d'essayer les plâtres des missiles balistiques français. Effectivement, lors des premiers tirs, les ennuis ne manquent pas. Le premier essai du programme SSBS a lieu le 23 décembre 1964 : il s'agit du tir au banc vertical B 2 de l'annexe de Saint-Médard-en-Jalles du CEPr du propulseur 901 équipant le monoétage S 112.

Les premières difficultés sont rencontrées, à la fin de 1965, lors des deux premiers essais en vol S 112, les seuls effectués à Hammaguir. Ce sont deux échecs dus à la rupture de la liaison entre les tuyères et le propulseur lors de la mise à feu. Pour le premier tir, les opercules de tuyère entraînent avec eux, à l'allumage du propulseur, les divergents. Lors du second tir, on note des perturbations dans le pilotage vers la 15^e seconde de vol, et une tuyère est éjectée peu après. Mais le début du vol est qualifié et cela permet de passer aux tirs de silo. Les deux silos expérimentaux réalisés dans la partie haute de la BLB du CEL peuvent maintenant être utilisés. Compte tenu des conditions particulières du tir en silo, diverses installations et procédures spécifiques ont été mises au point :

- une installation de gammagraphie éclair permettant de positionner le départ et la sortie de l'engin par rapport aux parois du silo, toute mesure optique étant impossible dans cette phase. Cette installation fut maintenue jusqu'aux tirs d'engins guidés et permit notamment d'évaluer l'influence du vent au sol en sortie de silo ;

¹ Le premier chiffre signifie monoétage, le deuxième que la propulsion est à poudre, le troisième que ce missile succède au VE 111.

- une installation de contrôle en préparation et avant tir des liaisons hertziennes entre l'engin au silo et le champ de tir, concernant les chaînes de trajectographie, de télémessure et de télécommande de destruction. Cette installation comprend des antennes situées dans la paroi du silo, face aux aériens de l'engin, et un relais hertzien en surface. Les contrôles effectués sont dépouillés et analysés à la station de Sainte-Eulalie du CEL, une station de réception au PC lancement participant à l'élaboration du feu vert champ de tir nécessaire au passage de l'ordre de mise à feu du propulseur en silo.

Le 3 février 1966, le troisième essai en vol S 112 est effectué du silo Nord, ce tir constituant la première opération balistique du CEL. Une anomalie de pilotage vers la 20^e seconde de vol précède une fuite de gaz dans la jupe arrière, puis l'éjection d'une tuyère à la 40^e seconde. L'engin retombe à la mer et peut être récupéré sur le fond. Cela permet de mesurer directement l'abrasion de la protection thermique externe. Malgré les incidents constatés, ce tir apporta des enseignements majeurs : il permit en effet de valider la sortie de silo du missile et de qualifier le dispositif d'essai du CEL. Quatre autres essais S 112 sont alors effectués en un peu moins d'un an.

Le tir suivant est nominal. Le propulseur, retrouvé flottant à la surface de la mer, est récupéré. Son expertise met cependant en évidence un échauffement excessif de la protection thermique interne du fond du propulseur, prémisse des défauts majeurs constatés par la suite et qui conduisirent à procéder à l'assainissement des propulseurs. Ce tir est le premier pour lequel des films de la séparation des étages sont pris par une caméra de 2 mètres de focale d'un Mirage III du CEV de Cazaux : ces films et les suivants permettent le suivi et la qualification de la séparation effectuée sans pressurisation préalable de l'interétage et, sur le S 02, du départ correct des six pétales d'allègement de la jupe interétage.

Le tir du 30 juin 1966 est de triste mémoire : sans qu'aucune anomalie préalable ait été détectée, le propulseur explose à la 13^e seconde, provoquant l'incendie le plus grave de toute l'histoire du CEL.

Les deux derniers tirs sont réussis et permettent de qualifier plusieurs modifications. Il n'en reste pas moins que l'exploitation de l'ensemble des essais S 112 conduit à émettre certains doutes quant à la validité de la définition des blocs de poudre et de leur fixation au *liner* de protection thermique de la structure externe.

Le deuxième étage de dix tonnes est disponible au milieu de 1967. Il est semblable au premier étage, à ceci près qu'il est muni de six dispositifs d'arrêt de poussée (les DAP), nécessaires à l'exécution de l'ordre de fin de propulsion délivré par le calculateur de guidage. Des tirs biétages peuvent alors être programmés pour des essais de validation du système de guidage : c'est la série des engins S 01, destinés à la qualification du vecteur (S 01 V) et du comportement de la charge (S 01 C). Lors des huit tirs effectués (six S 01 V et deux S 01 C), de nombreuses difficultés apparaissent, se traduisant par un taux d'échecs particulièrement important.

C'est d'abord une séparation prématurée entraînant l'allumage et le non-pilotage du deuxième étage : le premier étage explose vers la 50^e seconde et le deuxième étage doit être détruit à la 90^e seconde. Ce sont ensuite, lors des deuxième et troisième essais, des problèmes de parasitage du calculateur de guidage lors de la séparation des étages. Des analyses sur maquette fonctionnelle permettent de reproduire le phénomène, de l'attribuer à la charge électrique du premier étage provoquée par le jet de gaz du deuxième étage au moment de la séparation et de le corriger par

l'adjonction d'une tresse de masse largable. C'est enfin, pour le quatrième essai, l'explosion du deuxième étage. Les deux derniers S 01 V sont réussis.

Peu après, le premier tir S 01 C est un échec retentissant : par suite d'une panne du bloc de commande due à la rentrée de gaz chauds dans la case, les tuyères se trouvent bloquées au moment du départ du silo et le missile, non piloté, fait plusieurs loopings à basse altitude au-dessus de la BLB avant de s'écraser à proximité du PC lancement dans un gigantesque feu d'artifice. Un mois plus tard, le second tir S 01 C est réussi et le fonctionnement correct de la télémessure rapide de la tête militaire permet de qualifier le comportement de la tête.

Le missile S 2

Dès 1964, l'alourdissement du corps de rentrée muni de sa charge nucléaire et la moindre performance de l'impulsion spécifique du propergol avaient conduit à décider l'évolution de la définition du premier étage, dont la masse de poudre passe de 10 à 16 tonnes, donnant naissance au S 2. Le nouveau premier étage est maintenant disponible et il est possible de programmer les premiers essais en version 16 tonnes / 10 tonnes.

Avant leur transport à Biscarosse, les missiles sont contrôlés à l'horizontale dans le bâtiment pyrotechnique B 22 du Centre d'achèvement et d'essais des propulseurs et engins (le CAEPE), établissement de la DTEn créé le 1^{er} janvier 1967, à Saint-Médard-en-Jalles, par le regroupement du CAPE et de l'annexe du Centre d'essais des propulseurs.

L'ultime étape expérimentale du développement du missile commence en décembre 1968 ; au total, douze essais S 02 (quatre S 02 V, six S 02 C et deux S 02 S) sont effectués, dont huit avec succès, ce qui permet de qualifier le missile S 2.

Les débuts sont difficiles : le 21 décembre 1968, l'engin S 02 V1 se casse à l'intérieur du silo du fait de la rupture de l'interétage. Le deuxième étage et la tête restent sur le bord du silo, alors que le premier étage prend la direction de l'est et vole à faible altitude vers le PC aérologie, décapitant au passage quelques pins et allumant plusieurs incendies. La cause de l'échec est vite trouvée : la nouvelle structure intégrée de l'interétage n'a pas été suffisamment dimensionnée pour supporter la forte surpression créée par l'onde de choc supersonique en fond de silo. Un remède efficace est apporté : une soupape actionnée mécaniquement permet l'équilibrage des pressions interne et externe en sortie de silo.

Les trois tirs S 02 V suivants sont réussis. L'un d'eux se fait à la portée de 800 km, portée minimale du système d'arme.

Ont alors lieu, du milieu de 1969 à la fin de 1970, six tirs S 02 C. Le premier tir a lieu le 25 juillet 1969, alors que l'équipage d'Apollo 11 vient de rentrer sur Terre. L'équipe d'essai a passé une bonne partie des nuits précédentes à admirer et à commenter les ébats d'Armstrong et d'Aldrin marchant à proximité du module lunaire et les esprits sont souvent un peu ailleurs au moment du tir².

Lors des deux premiers tirs S 02 C, des anomalies de pilotage du deuxième étage sont constatées et les étages explosent en vol. Lors du quatrième, on note des anomalies de trajectoire après la 15^e seconde de vol, puis la perte du fond du premier étage, enfin l'explosion du deuxième étage vers la 50^e seconde. Les trois autres tirs S 02 C sont nominaux.

² Lors de la mission suivante, Apollo 12, l'antenne de télémessure Cyclope permit de capter et d'enregistrer l'électrocardiogramme de Conrad bondissant sur le sol lunaire.

Les essais S 02 viennent ainsi confirmer la présence de défauts majeurs sur les propulseurs, ce qui motive un programme d'amélioration appelé « assainissement ». Les échecs constatés lors des essais en vol ont en effet été corrélés avec les doutes de la direction de programme Athéna sur la capacité des blocs de poudre à résister, sans apparition de fissures, au stockage prolongé à la verticale. L'exécution d'un programme de vieillissement des propulseurs comportant des examens endoscopiques et des tirs au banc avait déjà révélé de telles anomalies. Des études de modification des liaisons *perergol-liner* aboutissent à la conclusion qu'il faut relâcher les contraintes à ce niveau. Un nouveau *liner* est défini avec l'adjonction d'une sorte de soufflet aux extrémités du bloc de poudre, ce qui autorise des mouvements de faible amplitude en stockage prolongé et au moment de la mise à feu et permet d'éviter les fissurations.

La modification apportée est d'abord validée par des essais au sol. Sa qualification en vol nécessite l'exécution de deux tirs expérimentaux (S 02 S1 et S 02 S2), effectués en février et mars 1973 et tous deux réussis.

La prise d'alerte de la première unité S 2 a lieu le 2 août 1971 au sein du 1^{er} Groupement de missiles stratégiques (1^{er} GMS), sur le plateau d'Albion ; il convient ensuite de vérifier le caractère opérationnel du système d'armes.

Dès 1966, alors que les premiers tirs de développement étaient effectués et comme il n'était pas possible d'envisager l'exécution de tirs de missiles d'exercice du plateau d'Albion, il avait été décidé de créer dans l'emprise du CEL un ensemble d'évaluation opérationnelle (EEO) du système SSBS. Entre-temps, les installations ont été réalisées. Pour l'essentiel, elles comprennent l'atelier d'assemblage vecteur et la base pré-opérationnelle (le silo dit « multi-coups » et le poste de conduite de tir).

Confiées initialement au Centre d'expérimentations aéronautiques militaires (CEAM) de Mont-de-Marsan, ces installations furent ensuite placées sous la responsabilité du 1^{er} GMS (le DGMS) qui, composé d'une vingtaine de spécialistes électroniciens, mécaniciens, hydrauliciens, etc., avait pour missions :

- d'effectuer la maintenance préventive et curative des installations et des matériels spécialisés ;
- de permettre la réalisation, chaque année, d'un tir d'évaluation opérationnelle et d'entraînement ;
- de valider les équipements fonctionnels après remise en état consécutive à un lancement.

Pour assurer la campagne de tir annuelle, le 1^{er} GMS délègue des équipes constituées de personnels de l'Escadron de missiles stratégiques, du Groupe d'entretien et de réparation des matériels spécialisés (le GERMAS) et du Dépôt-atelier de munitions spéciales (le DAMS), qui viennent renforcer les spécialistes du DGMS.

Ces équipes assurent, dans des conditions analogues à celles des opérations, la préparation puis le tir du missile d'exercice. Celui-ci est prélevé dans un silo opérationnel, transporté par sous-ensembles au CEL, réassemblé, équipé d'une tête d'exercice et de ses chaînes spécifiques de trajectographie, de télémessure et de téléneutralisation, avant d'être mis en silo. Ce sont des personnels du constructeur et du CEA/DAM qui exécutent les opérations spécifiques des missiles d'exercice, en relation avec les équipes et les moyens du champ de tir. La durée de la campagne de préparation est de six semaines, dont une période d'adaptation aux particularités du site, pendant laquelle les équipes utilisent une maquette fonctionnelle pour s'essayer aux possibles reports de tir et intégrer l'aspect multi-coups du silo de lan-

cement. En inter-campagne, cette maquette fonctionnelle sert au DGMS et à l'équipe d'assistance technique associée pour la recette de la remise en état du silo après tir.

Au plan militaire, les tirs d'évaluation opérationnelle présentent deux intérêts principaux : ils concrétisent la valeur technique et opérationnelle du système et du personnel qui le sert et confortent, par leurs performances, l'effet dissuasif de la composante SSBS de la FNS.

Le 16 décembre 1971, le premier tir d'évaluation opérationnelle est effectué avec un vecteur non encore assaini et c'est un échec, le deuxième étage explosant en vol. Dès que le programme d'assainissement est acquis, le remplacement des propulseurs présents dans les silos opérationnels par des propulseurs modifiés est effectué dans les délais les plus courts. En parallèle, un programme de vieillissement au sol est lancé dans la nouvelle définition.

Les tirs d'évaluation opérationnelle reprennent dès septembre 1973 : aucun nouvel échec n'est dû à des incidents de propulsion. Le troisième tir comprend la mise en œuvre du boîtier d'inhibition gouvernemental et cet équipement, classifié, est récupéré par plongeurs avec le premier étage. Le quatrième tir est tout à fait nominal, mais l'interversion avant tir de bandes d'objectifs conduit malencontreusement à prendre le *Henri Poincaré* pour cible : le navire voit tomber à courte distance les débris du corps de rentrée produits par l'explosion programmée de la tête. Pour le sixième tir, une anomalie de fonctionnement du calculateur de guidage (saut d'un bit de fort poids) provoque la commande prématurée de l'arrêt de propulsion, ce qui conduit à une portée très insuffisante.

Le missile S 3

La nécessité de disposer à terme de missiles stratégiques capables de pénétrer les systèmes de défense (détection et interception) nouvellement mis en service en Union soviétique conduit, pour ce qui concerne les systèmes stratégiques sol-sol, à la décision prise en 1973 de remplacer le S 2 par un nouveau missile.

Ce nouveau missile, le S 3, doit être doté de la tête thermonucléaire durcie du MSBS M 20. Sa capacité de pénétration doit être accrue par l'emport de leurres et l'utilisation de trajectoires diversifiées : trajectoires surénergétiques hautes et basses à la portée de 3 000 km, ce qui suppose une portée possible à énergie minimale de l'ordre de 3 500 km.

La configuration retenue pour le S 3 est la suivante : premier étage du S 2 à propulsion assainie, deuxième étage du M 20, case à équipements, module équipé de leurres, tête et coiffe du M 20. Certaines modifications doivent cependant être apportées au M 20, comme l'adaptation des structures externes pour permettre la phase d'éjection en silo et le remplacement des ALAP par des leurres plus performants, les fausses ogives, ou ogives déployables.

Le nombre de tirs de développement S 3 est relativement faible, malgré la complexité du programme d'essais à réaliser et du domaine de vol à explorer : huit vols expérimentaux et un tir de synthèse. Le taux de réussite enregistré est en net progrès par rapport à la version antérieure. Sur ces neuf essais, six sont totalement réussis, les trois autres connaissant des sorts différents :

- le S 03 V3 ne met pas correctement à poste la tête, en raison d'un dysfonctionnement partiel de la chaîne d'initialisation des DAP : leur ouverture se fait à pleine poussée et on observe alors la destruction des cheminées de DAP situées dans

la case, ce qui interdit le déploiement correct du cortège balistique. Un nouveau programme de guidage peut être mis au point rapidement, de façon à n'ouvrir, comme sur le M 20, les DAP qu'en fin de propulsion du 2^e étage, c'est-à-dire en gaspillant éventuellement de l'énergie par des embardées dans le plan de la trajectoire propulsée ;

- le S 03 V5 a un comportement nominal jusqu'à moins d'une seconde de la fin de propulsion, lorsqu'un ordre de destruction, émis intempestivement hors champ de tir, lui parvient et s'exécute, arrêtant la mission ;
- le S 03 V8 échoue du fait d'une défaillance de l'horloge du calculateur de guidage. De ce fait, le deuxième étage ne peut être mis à feu. Une longue analyse met en évidence la présence d'une particule métallique emprisonnée dans un circuit intégré et générant une liaison électrique inopportune. Pour prévenir de tels incidents, un programme de tri des composants en vibrations est alors mis en place.

Pour conclure cette série de tirs expérimentaux, un tir dit « de synthèse » est effectué du silo multi-coups, après une campagne armée de l'Air de préparation au tir pour la partie opérationnelle qui dure deux mois. Ce tir est une parfaite réussite. Il est effectué le 16 juillet 1979 à 16 heures, offrant un spectacle inattendu et de toute beauté aux vacanciers, nombreux en cette période de l'année sur les plages landaises et girondines.

Puis ce sont les tirs d'évaluation opérationnelle S 3 destinés principalement à valider le bon entraînement des officiers de tir et des équipes du 1^{er} GMS, mais aussi à contrôler les performances du système et à s'assurer de la fiabilité et de la durée de vie des matériels. Le choix du missile S 3 E à tirer est fait en accord entre la direction de programme Athéna et l'armée de l'Air, de façon à tirer chaque année des propulseurs plus vieux d'un an que ceux utilisés l'année précédente, sans toutefois trop dégrader la probabilité de réussite du tir. Au cours de ces tirs, la durée de vie des propulseurs peut être qualifiée jusqu'à huit ans. Cette stratégie de vérification de durée de vie est également appliquée aux équipements de pilotage et de guidage du vecteur. Au total, onze lancements de missiles d'exercice S 3 sont effectués : un par an de 1980 à 1987, puis un tous les deux ans de 1988 à 1993.

Le tir S 3 E 9 Naja est effectué le 21 mars 1989 au moment du coucher du soleil, alors que le ciel est complètement dégagé sur tout le sud-est de la France, ce qui n'est pas le cas en Aquitaine. La belle traînée rectiligne initiale est chahutée par les vents en haute altitude et le brave naja se transforme en un gigantesque anaconda lové de multiples fois sur lui-même. Cela donne lieu à de nombreux commentaires et suscite beaucoup d'interrogations, le tout relayé et amplifié par la presse régionale (*Vaucluse Matin, Le Méridional, etc.*).

Tous les tirs S 3 E sont globalement réussis. Deux missiles tirés vers la fin connaissent cependant certaines anomalies après l'ouverture des DAP, ce qui vient confirmer le bien-fondé de la politique de vérification de durée de vie.

Et c'est le tir S 3 E 11 Cobra qui, le 3 novembre 1993, met, fort brillamment, un point final à l'activité des programmes stratégiques sol-sol dans les champs de tir. Deux ans plus tard, le démantèlement du système d'armes SSBS/S 3 est décidé, la fin d'alerte du système intervenant en septembre 1996.

Malgré tout, le SSBS est encore un peu présent à Biscarosse, puisqu'une maquette S 2 grandeur nature marque le milieu du rond-point JeanSoissons, rappelant ainsi la vocation balistique du CEL et du champ de tir de l'Atlantique.

Essais en vol SSBS : récapitulation

Nom	Nombre	Dates
Essais en vol S 1		
S 112	2	CIEES : 23 octobre et 3 novembre 1965
S 112	5	CEL : 15 février 1966 – 2 mars 1967
S 01 V	6	25 juillet 1967 – 26 juillet 1968
S 01 C	2	8 octobre et 9 novembre 1968
Total S 1	15	
Essais en vol S 2		
S 02 V	4	21 décembre 1968 – 24 juin 1969
S 02 C	6	25 juillet 1969 – 10 novembre 1970
S 02 S	2	14 février et 15 mars 1973
S 2 E	7	16 décembre 1971 – 16 mars 1977
Total S 2	19	
Essais en vol S 3		
S 03 V	8	3 décembre 1976 – 20 mars 1979
S 03 TS	1	16 juillet 1979
S 3 E	11	10 décembre 1980 – 3 mars 1993
Total S 3	20	
Total SSBS	54	
dont développement :	36	
dont évaluation opération- nelle :	18	

LES ESSAIS EN VOL MSBS

Les débuts

Hammaguir, 26 mai 1966 : après les nombreux tirs des véhicules d'essai de la famille des « pierres précieuses » et quelques essais du propulseur 904 au banc verti-

cal B 2³ de l'annexe de Saint-Médard-en-Jalies du CEPr, c'est le premier essai en vol d'un engin – un monoétage M 112 – relevant directement du programme de développement MSBS. Une partie de l'équipe d'essai de la SEREB se trouve dans le PC de lancement Brigitte, enterré sous un blockhaus à 200 m du socle de lancement, et regarde les images prises par une caméra située sur le toit du blockhaus. Sur l'écran, les premières secondes se passent correctement, mais l'engin bascule, fait des embardées et décrit trois boucles à très forte incidence entre 1 000 et 500 mètres d'altitude. La flamme grossit et l'engin se trouve pendant plusieurs longues secondes en rapprochement direct du blockhaus. Énorme bruit alentour...

À quelques kilomètres de là, les personnels du PC du champ de tir croient voir l'engin s'écraser sur le blockhaus. Au PC de lancement, alors que les opérateurs reprennent leurs esprits, le haut-parleur grésille et l'on entend le ton quelque peu angoissé de l'officier de tir : « PC Brigitte répondez, PC Brigitte répondez... » En fait, l'engin a explosé vers 150 mètres d'altitude, dispersant sur le pas de tir de nombreux débris et allumant quelques incendies. Après plus de 35 ans, le film pris par la caméra du blockhaus a toujours la vedette dans les rétrospectives d'essais au cours desquelles il est présenté. Dans les heures qui suivent, l'exploitation des bandes de télémesure montre qu'un défaut de la centrale d'ordres a eu pour effet de bloquer, dès le départ, les tuyères rotatives, provoquant l'instabilité de l'engin.

Un deuxième essai M 112 a lieu une semaine plus tard. Un divergent de tuyère, mal freiné, se dévisse et est éjecté à la 33^e seconde de vol. Ce n'est cependant qu'un demi-échec, les mesures enregistrées lors de la partie nominale du vol pouvant être complètement exploitées. Mais les essais en vol MSBS commencent mal : ils ne pourront que faire mieux dans l'avenir.

En parallèle, des essais de chasse sous-marine sont effectués dans la rade de Toulon, au Canier, à partir d'un caisson submersible, le *Némo*. Ces essais prennent trois ans, les conditions météorologiques exigées pour le transit et l'immersion du caisson étant particulièrement sévères et obligeant à de fréquents reports. Les engins utilisés au début sont des maquettes inertes lestées de gels de trisilicate qui ont la fâcheuse propriété de se solidifier au bout de quelques jours : plusieurs fois, du fait de reports prolongés, les 14 tonnes de trisilicate contenues dans une maquette doivent être vidangées.

Cette période s'achève par cinq lancements d'engins monoétages, trois M 112 et deux M 011, effectués du caisson dans le champ de tir de l'île du Levant. Lors du premier tir, le propulseur ne s'allume pas après sa sortie d'eau et l'engin retombe à une vingtaine de mètres du caisson, qui tire avec une gîte de quelques degrés. L'engin s'est cassé lors de l'impact à la mer et repose sur le fond en trois morceaux distincts. Sa récupération ne peut se faire qu'après une analyse approfondie de sécurité pyrotechnique. Cette analyse permet de conclure que l'engin n'a pas détecté la sortie de tube et que, de ce fait, la séquence d'allumage du propulseur n'a pas été initialisée ; des plongeurs peuvent alors démonter en toute sécurité certains dispositifs avant que les divers morceaux soient remontés. Les quatre autres tirs sont réussis.

Entre alors en scène le sous-marin *Le Gymnote* qui, pendant près de vingt ans, de 1967 à 1986, est le principal outil du développement des différentes versions MSBS qui se succèdent. La construction d'un sous-marin dédié aux essais MSBS avait été décidée à la fin de 1960, au moment du lancement du programme Cœla-

³ Le premier essai au banc eut lieu le 27 septembre 1965 et ne dura que 13 secondes, après quoi il n'y eut qu'à expertiser les morceaux...

canthe. Une partie de la coque du Q 244, projet de sous-marin à propulsion nucléaire abandonné depuis quelques années, a été utilisée pour le montage par la DCAN de Cherbourg de ce bâtiment qui reprend le nom illustre d'un autre sous-marin expérimental, *Le Gymnote* (1888-1907) de Gustave Zédé.

Après son admission au service actif à la fin de 1966, *Le Gymnote* rallie Toulon où il séjourne vingt mois, le temps de mettre au point les matériels et de valider les logiciels et les procédures (listes d'opérations) permettant le lancement des missiles. Suivent des tirs de maquettes récupérables Dauphin, puis quatre tirs M 112 effectués au CERES. Tous ces tirs sont nominaux, permettant d'atteindre dès la fin du deuxième trimestre 1967 les objectifs assignés à cette série d'essais. Il avait d'ailleurs été décidé d'utiliser le troisième tir pour faire un essai grandeur nature de la télécommande de destruction et vérifier son efficacité. Peu avant la fin de propulsion, l'ordre de destruction commandée est passé et l'engin se détruit.

Les premiers biétages expérimentaux

Au sein de la BLB du CEL, le pas de tir de surface MSBS est maintenant terminé. Il reprend les principales dispositions et certains des équipements de la base Brigitte d'Hammaguir. Un portique permet l'assemblage et les dernières vérifications de l'engin, avant qu'il ne soit éloigné sur des rails dans les heures précédant le tir. L'engin est posé sur l'un des deux socles de lancement et relié par des liaisons ombilicales à la tour où se trouvent diverses servitudes. A 200 mètres, le PC de lancement enterré rassemble les équipements de mise en œuvre, de contrôle et de liaison avec le PCCT. Certains des automatismes ensuite utilisés en configuration opérationnelle sont à ce stade remplacés par des matériels, des logiciels et des procédures permettant de fréquentes interventions humaines et donc un travail plus analytique.

Quatre tirs M 012 sont effectués de la BLB au cours du premier semestre 1968. Les M 012 sont les premiers engins biétages MSBS. Le premier tir échoue en raison d'une anomalie de propulsion du premier étage. Les deux suivants sont réussis, mais le quatrième n'est qu'un demi-succès, le calculateur de guidage ayant une panne au cours du vol premier étage. Lors de ces essais, des films particulièrement spectaculaires de la séparation EP 1/EP 2 sont pris par un Mirage III du CEV de Cazaux, qui s'aligne suivant la chronologie de tir et vient faire une ressource sur l'arrière de l'engin.

Des vols complets ayant eu lieu et les conditions de la chasse sous-marine ayant été validées, la voie est ouverte pour les premiers tirs d'engins complets d'un sous-marin en plongée. Ce sont les tirs M 013, qui constituent la grande période du développement MSBS. Les conditions de mise en œuvre des missiles, le sous-système vecteur, sont maintenant beaucoup plus proches de la réalité opérationnelle. Les objectifs assignés aux essais sont aussi plus ambitieux, puisqu'il s'agit non seulement de poursuivre la validation de la définition de l'engin, mais également celle de son intégration dans le contexte sous-marin.

Quinze tirs M 013 sont effectués du *Gymnote* en plongée sur un rail nord-sud, sur des fonds d'une centaine de mètres et à une dizaine de milles face au CEL. Le M 013 est un missile expérimental, dont le corps de rentrée a deux configurations : M 013 V (pour vecteur) d'abord, M 013 C (pour charge) ensuite. Il est préparé et assemblé dans le bâtiment B 23 du CAEPE.

L'embarquement de ces missiles dans l'un des deux tubes (n° 2 et n° 4) de lancement du *Gymnote* se fait à l'appontement de Pauillac, haut lieu du Médoc. Il était prévu de rester une semaine à quai à Pauillac, une fois l'embarquement effectué, pour contrôler et préparer le missile avant son tir. Mais les boues charriées par la Gironde, qui encrassent les circuits de réfrigération du sous-marin, et les courants très forts lors des marées de vive eau provoquent quelques incidents. Une nuit, par un fort courant de jusant, une aussière se casse : *Le Gymnote* rompt ses liaisons avec la terre, évite sur sa garde et vient s'échouer, sans électricité, sur un banc de sable. Il faut lancer en catastrophe le groupe électrogène et la machine, puis faire route, par un très fort brouillard, vers Le Verdon. Il n'est plus possible de séjourner à Pauillac dans des conditions de sécurité satisfaisantes et il est décidé qu'une fois la mise au tube effectuée par un coefficient de marée inférieur à 70, *Le Gymnote* rejoindra la base sous-marine de Kéroman (Lorient) pour les nécessaires opérations d'avant tir.

Le premier tir M 013 V a lieu le 16 novembre 1968. Après 12 mn 30 s de vol, le corps de rentrée retombe en mer dans la zone des Açores. C'est un grand succès et une grande première, qui sont salués et fêtés comme tels par tous les participants. Avec ce tir réussi, le développement MSBS franchit une étape décisive ; un communiqué du ministère des Armées en souligne peu après la signification.

Pour ces tirs M 013, le dispositif d'essai mis en place par le champ de tir est particulièrement complexe. En dehors des moyens habituels de Biscarosse, d'Hourtin et de Florès, pas moins de six navires et de sept aéronefs sont disposés dans la zone de lancement, dans la zone de retombée du premier étage et au réceptacle.

Certaines opérations sont plus compliquées que dans des tirs opérationnels. Au niveau du guidage, par exemple, il ne suffit pas de connaître la précision globale du tir, mais il faut être à même d'analyser les différentes causes d'erreur. Pour cela, il est nécessaire de bien connaître les données initiales fournies par le système de navigation du *Gymnote*, d'autant plus que celui-ci ne dispose pas encore des moyens perfectionnés (centrale inertielle de navigation fiabilisée et recalée par un périscopie de visée astrale) des premiers SNLE. Des méthodes de recalage particulières sont utilisées avant et après le lancement⁴.

Quinze tirs M 013 se suivent à un rythme rapide de novembre 1968 à mai 1971. Ces tirs expérimentaux sont progressifs et riches d'enseignements. Différents points du domaine de vol sont successivement traités. Quelques échecs sont enregistrés mais, grâce à l'exploitation des mesures internes, les causes sont toujours expliquées et les remèdes apportés avant l'essai suivant. Entre les tirs, *Le Gymnote* permet la mise au point et la validation à la mer de nombreux matériels, de logiciels et de procédures de mise en œuvre destinés aux SNLE.

Sept tirs M 013 V sont effectués en onze mois. Deux sont des échecs, l'un du fait du parasitage du calculateur de guidage par la centrale d'ordres, ce qui conduit à de longues et fastidieuses vérifications et analyses sur les différents sites de référence, l'autre par suite d'une erreur humaine lors du chargement des facteurs d'échelle dans le programme de vol. A partir du vol n° 5, une modification est apportée au mis-

4 Pour *Le Gymnote*, il s'agit des opérations dites Gyroc : recalage optique de la centrale inertielle de navigation (CIN) par visées réciproques sur des points lumineux disposés sur le sous-marin et au poste optique n° 2 du CEL et enregistrement simultané des données délivrées par la CIN. Cette méthode avait été mise au point par la Section optique du STCAN et les mesures étaient exploitées par les services spécialisés du LRBA de façon à déterminer une valeur approchée de l'erreur CIN au moment du tir. Notons que ces opérations de recalage nécessitent une bonne visibilité horizontale et que le brouillard, fréquent sur la côte aquitaine, notamment en automne, a obligé à plusieurs reports de tir.

sile pour éviter la destruction automatique du premier étage après la séparation, qui était pratiquement la règle auparavant.

Ce sont ensuite huit tirs M 013 C, pour la mise au point de la charge. Des équipements, au début inertes puis pyrotechniquement actifs, sont disposés par le CEA/DAM dans le corps de rentrée. Les moyens du réceptacle reçoivent des mesures transmises par la télémessure dite « rapide » et le point d'explosion, fictive puis réelle, est daté et localisé avec précision. Le premier tir est retardé par suite d'une erreur de manipulation lors de l'embarquement à Pauillac en avril 1970 : le missile n'est pas tenu par la tête de manutention et, au moment de la mise à la verticale, il retombe sur le fond de la coquille. Un nouveau missile doit être constitué. Comme pour les M 013 V, deux tirs M 013 C échouent, l'un à cause d'un défaut de propulsion du premier étage, l'autre du fait d'une panne survenue sur la chaîne de pilotage du premier étage.

La précision des tirs s'améliore très fortement au fil des essais. Plusieurs causes d'erreurs, liées à des logiciels défectueux ou à des procédures mal adaptées, sont peu à peu détectées et corrigées et l'exploitation du guidage après tir permet rapidement de faire la part des erreurs revenant à la plate-forme de lancement d'une part, au missile d'autre part.

Les premiers tirs de SNLE

C'est en 1969 que commencent les réflexions et les études sur l'organisation et les conditions d'exécution des tirs de SNLE. L'expérience acquise sur *Le Gymnote* n'est pas directement transposable. Un moment, des tirs au large sont envisagés, mais cette idée est vite abandonnée, car les moyens d'essai en place ne s'y prêtent pas. Un groupe de travail spécifique réunissant les divers services ou organismes concernés est constitué. Les différents points particuliers à prendre en compte sont successivement examinés et le groupe de travail aboutit à des solutions qui, pour l'essentiel, sont restées inchangées trente ans plus tard.

Pour permettre sa mise en service, le premier SNLE, *Le Redoutable*, doit effectuer deux lancements MSBS. Le premier est un tir technique effectué sous la direction de la SNIAS, agissant pour le compte de la DTEn : le sous-système vecteur, le missile et les maquettes fonctionnelles constituant la salve de tir sont mis en œuvre par des personnels SNIAS. Pour le second, qui est le véritable tir d'acceptation du système d'arme, effectué sous la responsabilité de la Commission permanente des essais des bâtiments de la flotte (CPE), l'équipage assure la mise en œuvre complète des installations, du missile d'exercice⁵ et des maquettes fonctionnelles.

Pour les tirs de SNLE, les missiles utilisés sont des missiles d'exercice préparés et assemblés à la pyrotechnie de l'île Longue ; ils sont constitués à partir d'un vecteur opérationnel auquel viennent s'ajouter une tête d'exercice inerte et des chaînes de destruction permettant, le cas échéant, la téléneutralisation des étages propulsifs. L'embarquement se fait à la base maritime dans l'un des deux seuls tubes munis de sondes d'exercice, permettant l'émission vers le champ de tir de certains contrôles effectués à bord sur les chaînes de trajectographie, de télémessure et de neutralisation.

⁵ Exception faite des équipements spécifiques d'exercice (trajectographie, télémessure, télédestruction), qui sont du ressort du constructeur (SNIAS, puis Aérospatiale).

Le Redoutable se présente devant le CEL dans la soirée du 26 mai 1971 pour le tir technique qui a reçu le nom-code d'opération Onagre⁶. Quelques difficultés de mise en œuvre obligent à décaler ou à interrompre la séquence de lancement. C'est notamment la méconnaissance des interfaces et des conditions de chargement du boîtier de sécurité gouvernementale qui oblige à changer plusieurs fois cet équipement et à reporter le tir d'une journée : en effet, le boîtier de sécurité gouvernementale, du fait de son niveau de protection particulièrement élevé, n'avait jamais été expérimenté en lancement réel. Plusieurs boîtiers de sécurité doivent être acheminés en catastrophe de la base maritime et de la présidence de la République et être hélitreuillés à bord. Le tir est effectué le 29 mai et est totalement réussi.

Ce succès, premier jalon important du programme d'ensemble Coelacanthé, mobilisant à la fois ses cinq directions de programme (sous-marin, chaufferie nucléaire, missile, tête nucléaire, infrastructures), vient concrétiser l'aboutissement d'un long cheminement. Moins d'un mois plus tard, le tir d'acceptation a lieu avec le même résultat. En fin d'année, il en va de même pour le deuxième SNLE, *Le Terrible*. Au début de 1974, c'est le tour du troisième et dernier SNLE armé de missiles M 1, *Le Foudroyant*.

L'admission au service actif du *Redoutable* est prononcée le 1^{er} décembre 1971. La première dotation opérationnelle de seize missiles M 1 est alors embarquée et, le 28 janvier 1972, c'est l'appareillage pour la première patrouille, début du déploiement opérationnel de la FOST. Après les États-Unis et l'URSS, la France est la troisième puissance mondiale à disposer de ce type de système d'arme stratégique.

À la fin de 1972, *Le Terrible* effectue un premier tir d'acceptation, qui échoue du fait d'un défaut d'initialisation du pilotage du 2^e étage. Bien que les données recueillies n'aient pu encore toutes être exploitées⁷ et compte tenu du fait que deux missiles d'exercice avaient été embarqués à la base maritime, le chef d'état-major de la Marine, l'amiral de Joybert, donne dans la soirée l'ordre de procéder dès que possible à un deuxième tir. Ce tir est effectué le lendemain et c'est un succès complet.

Les missiles M 2 et M 20

L'amélioration du missile M 1 s'effectue en deux étapes successives : d'abord la version M 2, qui permet d'accroître la portée du missile ; ensuite la version M 20, qui introduit la charge thermonucléaire et accroît la capacité de pénétration des défenses adverses par l'emport de leurres.

Les tirs expérimentaux correspondants ont lieu de la base de surface du CEL : six tirs M 02 du milieu de 1973 au milieu de 1974, puis dix tirs M 020 du milieu de 1974 au milieu de 1977. Deux tirs M 02 échouent à cause d'erreurs de mise en œuvre expérimentale : inversion de commande des fusées de roulis du 2^e étage, d'une part, étranglement au lancement de la chaîne de pilotage 1^{er} étage par la housse de conditionnement thermique qui se largue mal, d'autre part. De même, deux tirs M 020 sont des échecs par suite de défauts de propulsion du 2^e étage. Mais les divers objectifs assignés à ces campagnes d'essais sont finalement tous atteints. No-

⁶ L'onagre, sorte de catapulte géante utilisée comme arme de siège par les Romains, est un ancêtre des moyens de lancement balistique.

⁷ Notons qu'en raison de l'urgence particulière, les services du CEL ont pour la première fois à cette occasion dépouillé le message digital émis par le calculateur de guidage, avant exploitation rapide des données par le constructeur.

tons par ailleurs que des essais d'éjection de la coiffe M 20 avaient été faits préalablement sur le rail d'essais R 1 du CEL.

Le premier tir M 20, effectué le 12 juin 1974, offre un spectacle grandiose. Le lancement a lieu relativement tard, parce que la tête doit atteindre le réceptacle après le coucher de soleil pour faciliter l'observation des leurres dont elle est équipée. Du fait d'un incident de propulsion sur le 2^e étage, le missile doit être détruit vers 70 km d'altitude, ce qui, dans cette nuit très claire, offre un feu d'artifice de grande qualité à beaucoup de spectateurs dans le grand sud-ouest. Ce phénomène provoque un très fort mouvement de curiosité et certains « techniciens » vont jusqu'à formuler l'hypothèse « qu'il s'agit d'un corps de fusée ayant servi à placer un satellite sur orbite et qui s'est désintégré en entrant dans les couches denses de l'atmosphère » (*Sud-Ouest*, 14 juin 1974).

Trois tirs dits « de synthèse » sont effectués par ailleurs de 1974 à 1976 du *Gymnote* pour vérifier l'intégration à l'environnement sous-marin des nouveaux équipements du système d'arme : un tir en version M 2 et deux tirs en version M 20. Ces tirs, tous réussis, ouvrent la voie aux SNLE qui doivent recevoir le M 2 ou le M 20. En 1976, *Le Redoutable* procède à son troisième tir, cette fois en version M 2. Puis, de 1976 à 1987, onze tirs de missiles d'exercice M 20 sont effectués successivement par les SNLE *L'Indomptable*, *Le Terrible*, *Le Foudroyant*, *Le Tonnant* et *Le Redoutable*. Pour le missile d'exercice M 20, la chaîne de destruction comporte une nouveauté, l'araignée sauteuse. Il s'agit d'un dispositif qui, après la sortie de tube, vient plaquer sur le fond avant du 2^e étage le système pyrotechnique de destruction de cet étage. Un tel dispositif vient améliorer la sécurité du sous-marin, puisque la chaîne de destruction serait inopérante en cas d'incident au tube.

Le missile M 4

Des changements beaucoup plus fondamentaux sont introduits avec la nouvelle génération de missile, le M 4, caractérisé principalement par sa capacité d'emport et de déploiement de têtes multiples à guidage indépendant et par un accroissement significatif de la portée. Le diamètre du missile est augmenté, un troisième étage et une partie haute sont ajoutés et de nombreuses innovations sont introduites, concernant le système d'éjection hors du tube et l'architecture d'ensemble du système de contrôle et de mise en œuvre automatique.

Le dispositif d'essai du champ de tir de l'Atlantique est complété par la station de Quimper et remodelé sur de nombreux points. *Le Gymnote* est arrêté à Cherbourg de 1977 à 1980 pour subir un grand carénage et la refonte en version M 4 de ses installations.

Dans la lignée des essais effectués à Hammaguir dans les années 1960 au titre du programme EBB, cinq tirs d'études pré-M 4 sont effectués de 1977 à 1979 de la base de surface du CEL. Il s'agit des Études de base d'espacement (EBE), qui ont pour objet la validation en vol des techniques d'espacement des têtes, et des Études de base de rentrée (EBR), dont les buts sont d'étudier le phénomène d'ablation du matériau constitutif de la calotte des corps de rentrée, le comportement thermique et la mécanique du vol des têtes à la rentrée. Les engins sont constitués par un véhicule d'essai, qui est un vecteur M 20 retiré du service opérationnel, et par une partie haute contenant les têtes qui font l'objet des essais. Les deux premiers essais EBE ne peuvent être exploités en raison du manque de fiabilité de la centrale inertielle du

vecteur. Un troisième essai EBE et deux essais EBR sont ensuite effectués avec succès.

Contrairement à ce qui avait eu lieu pour le développement du M 1, les essais en vol M 4 se font dès le début avec un missile complet, c'est-à-dire sans utiliser l'étape intermédiaire de l'engin monoétage, considérée comme génératrice de coûts et de délais supplémentaires.

Une première série d'essais en vol est effectuée de la fin de 1980 au milieu de 1982 depuis la base de surface du CEL. Les missiles expérimentaux sont préparés et assemblés au CAEPE. Compte tenu du débit significativement majoré des gaz de propulsion du premier étage, un cameau⁸ a été réalisé sous le socle de lancement pour bien canaliser les gaz au départ.

Dès que *Le Gymnote* est disponible, une deuxième série d'essais prend la relève. Les missiles expérimentaux sont alors préparés et embarqués sur *Le Gymnote* à la base maritime de l'île Longue. La plupart des tirs se font en face de Biscarosse, mais quelques-uns ont lieu au large des côtes de Bretagne-Sud, à proximité de l'annexe de Quimper, les deux sites échangeant alors leurs rôles de base de départ et de base de grand flanquement. Le tir devant Quimper présente le double avantage de réduire les temps de transit du sous-marin avant et après le tir et de permettre des portées maximales accrues.

Par rapport aux tirs des versions précédentes, les tirs M 4 se distinguent notamment par le plus grand poids attaché aux mesures réalisées par les moyens d'essais du *Henri Poincaré* sur le cortège balistique. Ces mesures donnent lieu à de très fines analyses des signatures radioélectriques et infrarouges à la rentrée des divers objets constituant le cortège, ces analyses étant réalisées par les équipes spécialisées d'Aérospatiale dans le centre de dépouillement et de traitement des mesures des Mureaux. Avant chaque tir, c'est principalement la capacité des moyens radar du réceptacle à effectuer tel ou tel type de mesure qui conduit à définir la constitution et l'organisation du cortège balistique.

Dix-huit essais avaient été planifiés au total, mais quatorze suffisent pour qualifier en vol le système M 4 : sept effectués du sol et sept du *Gymnote*. Sur ces quatorze tirs, treize sont réussis. L'unique échec se produit lors du troisième tir du sol et ses causes sont rapidement comprises et corrigées. Il a pour origine une définition insuffisamment précise de la topologie des câbles et flexibles hydrauliques dans l'interétage, ce qui a conduit à l'arrachage de certains câbles ou tuyaux au moment de la séparation des deux premiers étages. Il est à noter que, quelques années plus tard, l'un des corps de rentrée de ce missile fut repêché par un chalutier : rien ne se perd, sur le plateau continental s'entend...

Trois missiles d'exercice M 4 sont lancés par *Le Gymnote* à la fin de 1983 et au début de 1984, ce qui permet de valider la version opérationnelle du système. Le premier sous-marin équipé du M 4, *L'Inflexible*, effectue alors son tir d'acceptation le 12 juillet 1984. Le développement du programme M 4 peut être considéré comme réellement exemplaire, aboutissant dans les délais prévus à des performances meilleures et pour des coûts inférieurs aux estimations initiales.

Vient alors le système M 4 71, directement dérivé du système M 4 (ou M 4 70) dont il ne se distingue que par les têtes nucléaires et leur dispositif d'emport.

⁸ Large conduit en forme de trompe courbe.

En 1985 et au début de 1986, *Le Gymnote* lance trois missiles expérimentaux M 04 71 pour valider la nouvelle partie haute. Le dernier de ces tirs, l'opération Guil-laumet, effectué le 4 mars 1986 face à l'annexe de Quimper, est particulièrement à signaler, puisqu'il constitue le record de portée de l'ensemble des tirs de missiles balistiques effectués dans le champ de tir de l'Atlantique. Après plus de 25 minutes de vol, les têtes de ce missile atteignent, à 6 000 kilomètres de distance, le réceptacle prévu au large des côtes du Brésil. Toute la réserve de puissance dont dispose le missile n'a cependant pas été utilisée ; sinon, tel Henri Guillaumet, les têtes auraient pu poursuivre leurs trajectoires vers la Cordillère des Andes !

Ce tir marque la fin des activités opérationnelles du *Gymnote* qui, en vingt ans, a procédé au lancement de trente-trois missiles expérimentaux ou d'exercice. En dehors de l'exécution proprement dite de ces tirs, qui reste son titre de gloire, *Le Gymnote* a permis de réaliser la mise au point de nombreux matériels, de logiciels et de procédures qui ont ensuite pu être utilisés sans délai sur les SNLE. Il faut également souligner que le travail considérable fourni en commun et dans un environnement limité par des équipes de provenances diverses a été fructueux pour tous. Il est rare que les constructeurs et les utilisateurs puissent travailler ensemble durant une aussi longue période. C'est d'ailleurs sur *Le Gymnote* qu'ont été formés les personnels qui ont constitué le premier noyau des missiliers de la FOST. On peut dire que la contribution du *Gymnote* au développement des programmes MSBS a réellement été déterminante. Il est certain que, sans lui, les mises en service du M 1 sur *Le Redoutable* et du M 4 sur *L'Inflexible* auraient été considérablement retardées.

Deux tirs M 4 71 sont mis à profit pour, à la demande et sous maîtrise d'œuvre du CEA, récupérer, ou tenter de récupérer, certains corps de rentrée. Les têtes sont munies d'un répondeur radar et comportent un dispositif de freinage atmosphérique constitué d'un parachute dont le déploiement est déclenché par un système accélérométrique. À l'issue du tir d'acceptation du SNLE *Le Tonnant* en 1987, l'un⁹ de ces corps de rentrée est récupéré, flottant à la surface de la mer, par les moyens du *Henri Poincaré*. N'ayant subi que relativement peu de dommages à l'impact, cette tête peut être utilement expertisée par les spécialistes du CESTA (Centre d'études scientifiques et techniques d'Aquitaine du CEA/DAM), où elle est toujours visible aujourd'hui.

Le missile M 45

Un nouveau développement est alors lancé : le programme M 45. Ce nouveau missile, destiné aux sous-marins de nouvelle génération type *Le Triomphant*, déploie un système d'aides à la pénétration (ALAP) directement dérivé du concept et des technologies mis au point dans le cadre de développements exploratoires antérieurs (dont EXHANP : Expansion haute altitude d'un nuage de paillettes) et du programme d'Études de base d'aides à la pénétration (EBAP). Trois essais EXHANP sont effectués avec des fusées-sondes Belisama : ils échouent et ne peuvent être exploités. Le programme EBAP prend la suite : il comprend dix lancements ayant généralement pour objet de valider des procédés de dispersion de divers types d'aides à la pénétration. Trois sont effectués avec des fusées-sondes Black Brant 5, quatre avec des vecteurs de servitude M 20 retirés du service opérationnel, enfin trois avec des fusées-sondes Black Brant 9. Quelques-uns de ces essais ne peuvent être exploités, généralement en raison du manque de fiabilité des lanceurs.

⁹ Il s'agit d'une tête expérimentale, dite TRET (tête récupérable d'étude de transition).

Deux tirs expérimentaux M 045 sont effectués de la BLB. Le second tir est le premier auquel participe au réceptacle le nouveau BEM, le *Monge*, et les mesures effectuées sur le cortège balistique par le radar à hautes performances Armor sont essentielles pour la qualification des ALAP. Il faut cependant préciser que, pour des raisons évidentes de protection du secret, il est exclu d'essayer en vol l'ensemble des têtes et du système opérationnel d'aides à la pénétration.

Le Triomphant peut alors entrer en scène. Il effectue deux tirs de missiles M 45 : un tir de synthèse en 1995, en remplacement de celui qui aurait dû être fait par *Le Gymnote*, qui a été retiré du service en 1986, et son tir d'acceptation en septembre 1996.

En guise de bilan...

Au début 2003, le nombre total de tirs effectués en 36 ans dans les différentes versions MSBS est d'exactly 100, dont 70 au titre du développement et 30 au titre de l'acceptation des SNLE ou de leur maintien en configuration opérationnelle. Toutes versions confondues, les proportions de succès sont de 80 % pour les tirs de développement et de 87 % pour les tirs d'acceptation ou d'exercice.

Pour les versions les plus récentes, les chiffres enregistrés sont cependant bien meilleurs. C'est ainsi que, pour la génération M 4/M 45, pour laquelle 32 lancements ont été effectués, on note 30 succès, ce qui correspond à une proportion de 94 %.

Le nombre de tirs effectués peut être utilement rapproché de celui des missiles développés sous maîtrise d'œuvre de Lockheed et armant les sous-marins stratégiques de l'*US Navy*¹⁰. À la fin de 1987, 1 006 missiles¹¹ des différentes versions successives (Polaris A 1, A 2 et A 3, Poseidon C 3, Trident C 4 et D 5) avaient été tirés en un peu moins de 20 ans, dont seulement 188¹² (19 %) au titre du développement. La grande majorité des tirs a donc été faite à partir des sous-marins opérationnels, qui disposent en permanence à bord des installations spécifiques au tir de missiles d'exercice. Dans la même période, les sous-marins britanniques avaient procédé au tir de 48 missiles Polaris dans le champ de tir maritime de Cap Canaveral.

Pour ce qui concerne la proportion entre le nombre de tirs de développement et de tirs en configuration opérationnelle, les chiffres français et américains apparaissent relativement comparables si l'on tient compte du fait que, sur la période, les sous-marins stratégiques américains ont été en moyenne dix fois plus nombreux que ceux de la FOST.

¹⁰ Lockheed Missiles & Space Company, Inc., *A History of the FBM System*, 1989.

¹¹ Notons qu'il y eut même, en 1962, une démonstration globale de bon fonctionnement du système d'arme stratégique comprenant l'explosion de la charge nucléaire, avec le tir par le sous-marin nucléaire *Ethan Allen* d'un missile Polaris A 1 opérationnel lors d'une campagne d'essais atomiques menée dans le Pacifique.

¹² Dont environ 70 % de succès totaux, 19 % de demi-succès (selon la terminologie américaine) et 11 % d'échecs. Au sens strict, un demi-succès est un échec, puisque la mission de l'engin n'a pu être accomplie jusqu'à son terme. Mais, en cours de développement, ce qualificatif s'applique à un essai qui apporte des renseignements positifs jusqu'au moment où se produit l'incident. C'est ainsi qu'une défaillance du système de propulsion ou de guidage pendant le fonctionnement du deuxième étage peut être comptabilisée comme un demi-succès

L'avenir

Dans la période de dix ans qui va du début de 1995 à la fin de 2004, aucun tir de développement MSBS n'a été ou ne sera effectué. L'activité des programmes n'est jalonnée, de loin en loin, que par des tirs de SNLE en version M 4 ou M 45.

En 2005, la relève devrait cependant être prise par les essais de développement du M 51. D'une portée maximale très supérieure à celle du M 45, le M 51 offrira une capacité d'emport de charge utile double de celle de son prédécesseur et pourra atteindre plusieurs objectifs éloignés.

Mais, par rapport aux versions MSBS précédentes, les essais de développement du M 51 devront faire face à des difficultés spécifiques, notamment pour ce qui concerne les moyens d'essais. En effet, certains des moyens utilisés précédemment – le caisson Némó et le sous-marin *Le Gymnote* – ne sont plus disponibles. Un nouveau caisson sous-marin, le CETACE (Caisson d'essais de tir pour l'analyse et la conception de l'éjection), réalisé par DCN Cherbourg, sera utilisé à Toulon pour les essais de chasse et de sortie d'eau, effectués avec des maquettes. Les premiers essais en vol seront faits de la base de surface de Biscarosse. Ensuite, l'absence d'un sous-marin expérimental nécessitera la réalisation et la mise en œuvre de moyens spécifiques, avant qu'il soit possible de procéder à un tir du premier SNLE, *Le Terrible* deuxième du nom, qui recevra ce nouveau missile.

Essais en vol MSBS : récapitulation

Nom	Nombre	Site	Dates
Essais M 1			
M 112	2	CIEES Hammaguir	26 mai et 4 juin 1966
	3	caisson Némó, CERES	12 juillet 1966 - 1 ^{er} mars 1967
	4	<i>Gymnote</i> , CERES	19 avril 1967 - 6 juillet 1967
M 011	2	caisson Némó, CERES	5 décembre 1967 et 16 janvier 1968
M 012	4	BLB – socle nord	13 janvier 1968 - 25 juillet 1968
M 013 V	7	<i>Gymnote</i>	16 novembre 1968 - 15 octobre 1969
M 013 C	8	<i>Gymnote</i>	11 juin 1970 - 5 mai 1971
M 1 E	6	trois SNLE	29 mai 1971 - 26 mars 1974
	1	<i>Gymnote</i>	18 octobre 1973
Total M 1	37		
Essais M 2			
M 02 V	6	BLB – socle nord	20 juillet 1973 - 3 mai 1974
M 2 E	1	<i>Gymnote</i>	25 octobre 1974
M 2 E	1	SNLE <i>Le Redoutable</i>	12 février 1976

Essais M 20			
M 020 V	10	BLB – socle sud	12 juin 1974 - 27 juin 1977
M20 E	2	<i>Gymnote</i>	9 juillet 1975 et 9 décembre 1976
M20 E	11	cinq SNLE	7 avril 1976 - 9 décembre 1987
Total M 2 + M 20	31		
Études de base MSBS			
Pré M 4 : EBE	3	BLB – socle sud	9 mai 1977 - 18 décembre 1978
Pré M 4 : EBR	2	BLB – socle sud	10 avril et 10 juillet 1979
EXHANP / Belisama	3	BLB	22 octobre 1985 - 12 juin 1986
EBAP / BB5	3	BLB	31 mai 1989 – 4 octobre 1990
EBAP / M 20	4	BLB	27 juin 1989 – 4 mars 1991
EBAP / BB9	3	Base FSAF	9 décembre 1992 - 1 ^{er} mars 1994
Total études de base MSBS	18		
M 4			
M 04 A	5	BLB - socle nord	18 novembre 1980 . 13 mai 1982
M 04 B	2	BLB - socle nord	11 décembre 1981 et 12 juillet 1982
	4	<i>Gymnote</i>	10 mars 1982 – 12 juillet 1983
M 4 70 E	3	<i>Gymnote</i>	29 juin 1983 - 22 février 1984
M 04 71	3	<i>Gymnote</i>	4 juillet 1985 - 4 mars 1986
M 4 70 E et M 4 71 E	9	cinq SNLE	12 juillet 1984 - 27 mai 1999
Total M 4	26		
Essais M 45			
M 045	3	BLB – nord + SNLE	10 décembre 1991 - 14 février 1995
M 45 E	3	trois SNLE	19 juin 1996 – 17 avril 2001
Total M 45	6		

Récapitulation générale

	Nombre	Développement	Exercice	Périodes
M1	37	31	6	1966 – 1973
M2	8	7	1	1973 – 1976
M20	23	12	11	1974 – 1987
M4	26	17	9	1980 – 1999
M45	6	3	3	1991 – 2002
Total MSBS	100	70	30	1966 – 2002

LES ESSAIS EN VOL PLUTON ET HADES

Les systèmes Pluton, puis Hadès, ont été développés pour constituer l'armement nucléaire tactique ou nucléaire préstratégique des forces de manœuvre de l'armée de Terre.

Pluton

Tous les essais en vol Pluton – qu'il s'agisse des tirs de développement, des tirs d'évaluation militaire ou des tirs de contrôle et d'entraînement – ont été effectués de la base Pluton du CEL. Cette base avait été réalisée en 1966 et 1967, dans la partie médiane du champ de tir, à proximité de la base balistique dédiée aux tirs de développement MSBS et SSBS.

Les premiers essais ont lieu au début de 1968 : ce sont des tirs de roquettes propulsées destinés à valider le système de lancement, c'est-à-dire la mise à feu et la sortie du conteneur-lanceur. Ces roquettes ont les caractéristiques dimensionnelles et massiques du missile réel, mais elles ne disposent pas d'équipements de pilotage ni de guidage et la durée de propulsion est réduite. Quatre tirs de sortie de rampe sont effectués à partir d'une rampe fixe. Pour le premier tir, trois tentatives successives de mise à feu restent sans effet, sans qu'il soit possible de comprendre la cause de cet incident : la maquette doit être renvoyée en usine, où l'on constate que deux fils ont été malencontreusement croisés... La quatrième tentative est la bonne : le tir est réussi, mais ses enseignements entraînent des modifications qui obligent à reporter d'un an les tirs suivants. Les trois derniers tirs de cette série, effectués de mars à juin 1969, sont tous réussis, ce qui permet de valider le système de lancement.

On en vient alors aux essais dits « de mise au point constructeur du vecteur », qui commencent par deux tirs de roquettes propulsées ayant la même durée de propulsion que le missile réel.

C'est alors, le 3 juillet 1970, le premier essai en vol d'un engin guidé effectué à la portée maximale de 120 km et tiré d'une installation spécifique aux essais en vol, le char DTEn. Ce tir est resté dans la mémoire de beaucoup. Il commença par donner des sueurs froides aux nombreuses personnalités présentes en salle d'opérations : la trajectoire suivie se situait environ 10 % en dessous de la trajectoire nominale, ce qui laissait craindre une portée fortement réduite. Mais une pression dynamique suffisante retrouvée vers 10 km d'altitude permit au système de guidage-pilotage de dé-

montrer toute sa valeur en rattrapant, à l'issue d'un spectaculaire contre-braquage, la totalité du décalage accumulé et au missile d'arriver à proximité immédiate de la cible visée.

Ensuite, deux tirs testent d'autres points du domaine d'action, à respectivement 62 km et 25 km de portée, et sont également réussis. Il n'en va pas de même des deux tirs suivants, qui échouent pour une même raison : une erreur de conception de l'élaborateur d'ordres électromécanique du calculateur de guidage.

Une fois ce défaut de jeunesse corrigé, trois tirs à 120 km viennent clore avec succès les essais de mise au point constructeur. Le deuxième tir comporte une innovation majeure : il est effectué à partir du véhicule de tir prototype VT 2 préfigurant, au moins pour les interfaces avec le missile, la future définition de série. Le tir suivant est également une « première » : le véhicule de tir embarque un équipage à base d'ingénieurs. Diverses études ergonomiques sont réalisées à cette occasion et les audiogrammes pratiqués avant et après montrent que l'équipage supporte bien l'ambiance sonore au moment du lancement.

La phase suivante, dite de qualification, occupe toute l'année 1973. Elle comprend sept tirs effectués pour la qualification du vecteur et de la munition.

Deux tirs aux portées extrêmes sont effectués. Le troisième, à courte portée (17 km) et qui emporte une charge CEA, est à nouveau un échec en fin de vol. Après investigations, l'anomalie est imputée à l'échauffement cinétique induit par cette trajectoire très particulière et des mesures de protection thermique des boîtiers élaborateurs d'ordres de pilotage situés dans la virole arrière sont appliquées pour toutes les fabrications ultérieures. Cet échec est le dernier des tirs de développement.

Les quatre derniers tirs de qualification sont effectués pour divers points du domaine d'action du système d'arme. Les résultats obtenus permettent à la direction de programme de déclarer acquise la qualification en vol.

La DTEn passe alors le relais à la STAT pour les tirs d'évaluation militaire. Il s'agit d'évaluer, dans des conditions aussi opérationnelles que possible, l'aptitude à la mise en œuvre globale de tous les équipements directement concernés, ainsi que les performances du missile. À cet effet, la STAT dispose à Biscarosse d'une section de tir constituée au sein de la 1^{re} batterie du 17^e RA et dont la plupart des cadres ont participé à l'unité expérimentale constituée au camp de Suippes pour être l'embryon des futures batteries de tir.

Après un tir commun DTEn-STAT, dit de pré-évaluation, quatre tirs sont effectués à partir de véhicules de tir de série. Les vecteurs utilisés subissent préalablement des épreuves de roulage sur camion et véhicule de tir, ponctuées par des contrôles en atelier. Ces tirs se font à des portées proches de la portée maximale, avec mise en dévers du véhicule de tir et dépointage du missile par rapport à la direction de l'objectif.

Tous ces tirs sont réussis. Le troisième est effectué à minuit par une nuit très noire, après que le véhicule de tir a gagné la position de tir grâce à ses épiscopes à intensification de lumière. Le dernier tir a lieu le 2 juillet 1975 par une chaleur (31° C) particulièrement éprouvante pour les matériels, avec une munition pyrotechniquement active, le missile ayant été chargé à plusieurs kilomètres de la position de tir.

La validité technique et opérationnelle du système d'arme est démontrée. Il reste cependant une inconnue sur un point concernant la précision au but : bien que les spécifications fixées soient tenues dans ce domaine, il apparaît dans l'exploitation de

la totalité des tirs effectués une erreur systématique d'une centaine de mètres, qui resta toujours inexplicée malgré les recherches effectuées.

La vie opérationnelle du Pluton peut alors commencer. Elle est rythmée chaque année par un tir de contrôle et d'entraînement effectué au CEL par l'un des cinq régiments Pluton : le régiment met en œuvre le système d'arme et exécute le tir d'un missile composé d'un vecteur opérationnel et d'une tête de vol d'exercice. Ces tirs posent un problème de sécurité délicat, car la tête militaire est équipée de la charge d'explosif réel – sans cœur nucléaire bien évidemment.

De 1977 à 1991, seize tirs sont effectués. Le premier, baptisé Stromboli, est un échec qui, après de longues investigations, est attribué à un défaut du propulseur. Ce défaut ne put cependant jamais être reproduit lors d'une dizaine de tirs au banc du propulseur préalablement affecté d'anomalies volontaires. Le tir de 1988 échoue également, du fait d'un défaut de fiabilité du calculateur de guidage. Les quatorze autres tirs sont autant de succès.

Si la véritable instruction globale des équipages des véhicules de tir est réalisée à l'aide d'une maquette fonctionnelle, ce qui permet le déroulement presque complet de la séquence de tir, elle ne se termine évidemment pas par le départ du coup. C'est quelque peu frustrant pour l'équipage : l'EMAT a souhaité, dans ces conditions, pouvoir disposer de roquettes d'exercice. Celles-ci sont très représentatives du départ du missile, mais leur portée n'excède pas 8 km, de façon à pouvoir être contenue dans le gabarit de sécurité de la plupart des champs de tir sol-sol.

Le développement de cette roquette d'exercice a comporté six tirs de validation au CEL et trois tirs d'évaluation militaire au camp de Mailly. De 1979 à 1993, cinquante-six tirs régimentaires de ces roquettes sont effectués au total sur différents sites : le CEM, Suippes, Sissonne, Mailly, Canjuers, Valdahon et Coëtquidan.

Essais en vol Pluton	Nombre	Dates
Sortie de rampe : roquettes propulsées	4	25 janvier 1968 – 2 juin 1969
Mise au point vecteur et véhicule de tir	7	16 décembre 1969 – 26 février 1973
Qualification vecteur et véhicule de tir	2	29 mars 1973 – 19 avril 1973
Qualification charge et système d'arme	5	12 juillet 1973 – 4 décembre 1973
Évaluation militaire du système d'arme	5	4 avril 1974 – 2 juillet 1975
Roquettes d'exercice : développement	6	12 mars 1976 – 12 novembre 1976
Tirs d'entraînement et de contrôle	16	15 juin 1977 – 28 mai 1991
Total	45	1968 – 1991

Hadès

Le missile Hadès était optimisé pour une portée de 350 km, mais il était capable d'un allongement de portée jusqu'à 500 km. Son apogée ne dépassait pas 70 km. En plus de son très fort allongement (avec un rapport longueur/diamètre de l'ordre de 14), la caractéristique fondamentale d'Hadès était son pilotage aérodynamique. Il constituait une nouveauté dont on n'avait réellement mesuré à l'époque ni les enjeux ni les conséquences. Le développement des missiles balistiques de la FNS et des lanceurs spatiaux, dont la phase propulsée est peu conditionnée par les phénomènes aérodynamiques, n'avait en effet pas permis à Aérospatiale/DSBS, maître d'œuvre industriel, d'acquiescer une grande expérience de l'aérodynamique dans les couches de gaz raréfiés concernées par les trajectoires Hadès.

Ce n'est qu'au début du développement du programme et après les premiers essais en soufflerie que l'on prit vraiment conscience de l'ampleur du problème : le pilotage n'était pas indépendant de la trajectoire ; il n'était donc pas possible de travailler de manière indépendante sur le guidage d'une part, le pilotage d'autre part.

Au début des essais en vol, un certain nombre d'incertitudes (coefficients aérodynamiques, effets de couplage, choix des algorithmes) subsistaient encore en matière de guidage-pilotage et le programme de vol n'avait pu encore être qualifié. Contrairement aux autres programmes, où les tirs n'apportent souvent que des confirmations ou ne conduisent qu'à des réglages ou des modifications mineures, dans le cas d'Hadès, ce sont justement les essais en vol qui ont permis de faire fondamentalement progresser les choses dans les domaines du guidage et du pilotage.

De même, l'une des grandes difficultés que les tirs ont permis de résoudre est la mise au point du conteneur-lanceur. À cause des spécifications d'emploi, il n'était plus possible d'utiliser, comme dans le cas du Pluton, une rampe de tir, et c'est le principe de l'utilisation de cales internes pour le guidage du missile dans le conteneur-lanceur qui avait été retenu à l'origine. Ce concept est élégant, mais il est relativement difficile à concrétiser, notamment parce que les fonctions de ces cales sont très contradictoires entre les besoins lors du transport d'une part, pour le tir d'autre part. Avant le premier tir, deux problèmes subsistaient : la définition des portes et le guidage du missile à l'intérieur du conteneur. Ce sont les tirs expérimentaux et les exploitations en découlant qui permirent de traiter ces questions et d'aboutir à des solutions satisfaisantes.

Contrairement aux missiles balistiques, pour lesquels les étages propulsifs ne sont que les vecteurs des corps de rentrée avant de s'en séparer, Hadès est un missile qui arrive complet à la cible. Quelques mois avant le premier tir, on mit en évidence, pour certaines trajectoires, le risque de flambage du propulseur vide en phase de rentrée¹³, les fortes pressions dynamiques externes rencontrées n'étant alors plus équilibrées par des pressions internes générées par la combustion du propergol. Pour respecter les délais, on dut adapter les trajectoires des premiers vols pour obtenir des ambiances compatibles avec un propulseur non modifié. Ce n'est qu'à partir du quatrième tir que l'on disposa de propulseurs renforcés par des cerces.

Enfin, les essais Hadès posaient un problème de sauvegarde nouveau. La forte accélération initiale, le niveau élevé des évolutions angulaires possibles, le tout combiné avec une certaine méconnaissance de l'impulsion provoquée en cas d'explosion – que celle-ci soit accidentelle ou provoquée – ainsi que de la vitesse et des mouvements en plané des morceaux, faisaient que les méthodes habituellement utilisées pour les tirs balistiques et semi-balistiques ne donnaient pas de résultats acceptables. De nombreux contacts entre les experts d'Aérospatiale et du CEL eurent lieu pour mettre au point une nouvelle approche, en partie probabiliste et non plus entièrement déterministe, des questions de sauvegarde. Ce n'est finalement que dans la nuit précédant le premier tir que le directeur du CEL put donner le feu vert à son exécution en signant l'instruction de sauvegarde de l'opération Cîteaux.

Ces études menées par des équipes pluridisciplinaires permirent de poser et de résoudre en partie un problème de sauvegarde qui était alors spécifique d'Hadès mais qui, ensuite, fut de moins en moins exceptionnel. Elles conduisirent à la définition et à la mise au point dans des délais très courts d'un équipement original, le dispositif de détection accélérométrique (DIDEAC), qui commandait l'autodestruction du missile en cas de blocage des gouvernes.

¹³ Un tel risque n'existait pas pour le propulseur Pluton, dont l'épaisseur de la structure métallique était relativement élevée.

Il faut signaler par ailleurs que, contrairement aux systèmes balistiques de la FNS, les essais en vol Hadès se sont déroulés dans un contexte que les acteurs ont ressenti comme tout à fait particulier et parfois négatif. En effet, le programme ne faisait pas l'unanimité au niveau politique et sa pérennité n'était pas pleinement assurée ; une certaine pression était perçue par les équipes d'essai pour que les dates de tir et les objectifs techniques de chaque vol soient tenus. Cette pression était telle que chaque tir pouvait donner au personnel d'exécution le sentiment qu'un échec de la mission pourrait servir d'alibi aux pouvoirs publics pour décider l'abandon du programme.

Au total, sept essais en vol ont été effectués de la base de lancements balistiques du CEL. Tous ont été réussis.

Les contraintes tant financières que calendaires conduisirent à retenir pour les essais en vol, dès le premier tir, une configuration aussi proche que possible de la configuration opérationnelle. Mais certaines difficultés empêchaient de définir précisément les ambiances mécaniques et thermiques que subirait le lanceur et, par voie de conséquence, les équipements situés dans la cabine de tir, ce qui rendait difficile la validation du dossier d'aptitude au vol.

Les thèmes de tir se caractérisaient principalement par l'apogée retenu et la portée visée, ainsi que par certaines particularités de la mission, telles que la présence ou non de déport latéral, de rebond, de tournoiement ou de circonvolution.

Pour toutes les raisons évoquées ci-dessus et même sans parler des modifications décidées lors de l'Opération ciseaux, destinée à diminuer les prix de série du système en contrepartie d'un léger surcoût du développement, les définitions du véhicule de tir, du conteneur, du missile et du programme de vol ont toujours évolué d'un tir à l'autre.

Les cinq premiers tirs, dits « d'évaluation », ont permis de qualifier la sortie du missile du véhicule de tir et d'analyser ses performances en différents points du domaine de vol : les effets de couplage ont pu être précisés et l'instabilité du missile réduite. Ces tirs ont aussi permis de régler la question des rebonds et de mieux maîtriser les fortes altitudes. La validation de la portée courte, puis de la portée longue avec un léger rebond, a été obtenue lors des deux derniers tirs, dits « de qualification ».

Plusieurs essais en vol mirent en évidence d'importants écarts de durée de vol par rapport aux prévisions. Cela provenait de la forte augmentation de la traînée sous l'effet des phénomènes d'ablation. Ces écarts semblant aggravés par l'absence de peinture de la structure du missile, il fut décidé d'en avoir une preuve expérimentale en exécutant le huitième essai en vol – le tir de synthèse opérationnelle (TSO), qui devait être un tir double – avec deux missiles, l'un peint, l'autre non peint, sur deux trajectoires identiques en longue portée. Ce TSO devait constituer en cette fin d'année 1992 le tir de qualification de l'ensemble du système d'arme Hadès. Il ne fut cependant pas exécuté car il ne fut jamais décidé par les pouvoirs publics.

Il n'y eut donc que sept essais en vol effectués, ce qui est vraiment très peu pour le développement d'un programme aussi complexe et aussi novateur sur de nombreux points. Il faut souligner à ce propos qu'il n'existait pas à l'époque et qu'il n'existe toujours pas, ni en Europe ni aux États-Unis, de missile équivalent – c'est-à-dire capable de rebond dans l'atmosphère, de manœuvres tournoyantes et ayant, sans moyen de recalage, une précision au but de quelques dizaines de mètres par des vents de 100 km/h – dont le développement ait abouti.

Comme pour le système Pluton, le programme Hadès comprenait le développement de la roquette d'école à feu (REF) destinée à l'entraînement des équipages. Représentatif du missile en conteneur, cet engin non guidé était propulsé pendant 1,4 seconde par un moteur de roquette standard, à une portée de quelques kilomètres. Notons que l'accélération initiale de la roquette REF dépassait 20 g, soit trois fois celle d'Hadès.

Deux tirs de développement furent faits au CEM, le premier comprenant pour la première fois la mise en œuvre du système de transmissions RITA de l'armée de Terre. Contrairement aux tirs de missiles stratégiques effectués au CEL, où les conditions de sécurité interdisaient l'observation rapprochée, la proximité de cette flèche écarlate jaillissant au-dessus des calanques demeure pour tous ses spectateurs un souvenir impérissable. Deux tirs d'entraînement REF furent effectués par la suite, également au CEM, le dernier venant en 1995 clore l'histoire des essais Hadès.

Essais en vol Hadès	Nombre	Site	Dates
Tirs d'évaluation et de qualification	7	BLB	22 novembre 1988 – 17 juillet 1991
Roquettes d'école à feu : développement	2	CEM	1992 – 1993
Roquettes d'école à feu : entraînement	2	CEM	1994 – 1995
Total Hadès	11		

ESSAI DE SYNTHÈSE QUANTITATIVE SUR LES ESSAIS EN VOL

Nombre d'essais en vol de vecteurs ou de missiles balistiques effectués

De juin 1961 au début 2003, depuis le premier essai de la série des « pierres précieuses » jusqu'au tir M 45 le plus récent, le nombre total d'opérations balistiques réalisées sous responsabilité, totale ou partielle, de la DGA est de 277 tirs, dont :

- 56 essais au titre du programme d'Études balistiques de base ;
- 4 lancements Diamant ;
- 54 tirs SSBS ;
- 100 tirs MSBS ;
- 39 tirs Pluton ;
- 7 tirs Hadès ;
- 17 essais au titre de programmes d'étude pré-M 4 ou pré-M 45.

Sur ces 277 opérations, 59 ont été effectuées au CIEES, 13 au CEM et 205 au CEL.

Évolution des cadences d'essais

Sur cette période de quarante ans, le nombre moyen d'essais en vol effectués chaque année est d'environ 6 à 7 vols.

En fait, ce nombre cache de fortes disparités, puisqu'il y a eu :

- des années très chargées comme 1966 (19 essais), 1967 (15 essais), 1965 et 1968 (14 essais), etc. ;
- des années particulièrement creuses : 1997, 1998, 2000 et 2002 (sans essais), 1980, 1985, 1989, 1991 à 1996, 2001 (1 essai), etc.

Si l'on ne prend en compte que le seul paramètre « nombre annuel d'essais balistiques », on peut faire apparaître, dans l'histoire des essais en vol, trois périodes principales :

- les années 1960, correspondant au lancement de l'activité et au défrichage des techniques et des technologies nécessaires et comprenant essentiellement des essais effectués au titre du programme d'Études balistiques de base. Dans cette période, les cadences ont vite atteint un rythme moyen de 12 essais en vol, avec de fortes pointes ;
- les décennies 1970 et 1980, ainsi que le début des années 1990, où l'enchaînement des programmes en développement a permis, en tenant compte des essais d'évaluation des systèmes opérationnels SSBS et MSBS, de maintenir une activité soutenue, caractérisée par une fréquence annuelle d'environ 5 essais en vol ;
- la période en cours, qui a commencé en 1995 et qui se caractérise essentiellement par la fin des essais liés aux programmes en développement. Pendant cette période, l'activité se confond exactement avec celle des tirs d'acceptation ou de vérification MSBS, seul système d'arme stratégique en service.

Il convient de préciser que, sur le long terme, la forte tendance à la baisse s'explique en partie par la diminution du nombre d'essais de développement effectués pour un programme donné. Bien que tout ne soit pas forcément directement comparable, on peut ainsi constater :

- qu'il y a eu 17 essais de développement pour le M 4, contre 31 essais pour le M 1 ;
- 9 essais de développement pour le S 3, contre 27 pour le S 1/S 2 ;
- 7 essais de développement pour Hadès, contre 18 pour Pluton ;
- et que le nombre d'essais en vol prévus pour le développement du M 51 est encore significativement inférieur aux nombres précédents.

Évolution du taux de réussite des essais

Le taux de réussite cumulé des essais a toujours progressé dans le temps : de l'ordre de 70 % à la fin des années 1960, il se situe actuellement aux environs de 80 %. La progression est encore plus nette si l'on considère le taux de réussite sur une période de seulement quelques années : il est actuellement supérieur à 90 %, valeur qui a été atteinte au milieu des années 1980 et maintenue depuis lors.

Mais...

Tout ce qui concerne les essais en vol des missiles balistiques ne peut cependant pas être quantifié.

En effet, ces essais se trouvent à la convergence de multiples techniques et de différents mondes : ceux de l'aéronautique et des lanceurs, voire du sous-marin, de la propulsion à poudre, de la navigation par inertie, du guidage, des techniques de champ de tir, du calcul temps réel, de la métrologie, des transmissions, de la sécurité pyrotechnique, de la récupération sous-marine, etc.

Ils sont réalisés par des équipes composées d'hommes et de femmes venant d'horizons divers et appartenant à de nombreux services différents : les directions de programme, les bureaux d'étude, les fabrications industrielles, les équipes d'essais, le champ de tir et ses coopérants, les utilisateurs futurs qui mettent en œuvre les

systèmes de lancement ; tous oeuvrent côte à côte plusieurs mois durant, pour un but commun. Avec le recul, on peut affirmer que, dès l'origine, la coordination et le travail en commun de ces équipes multidisciplinaires constituaient le prototype et le laboratoire de l'organisation dite « matricielle » de la DGA d'aujourd'hui.

Les essais, ce sont des pages riches de souvenirs communs, de succès et de joies, mais ce sont aussi de longues absences, des agendas perturbés, des rendez-vous décalés, des avaries à dépanner, des nuits écourtées, des incertitudes et des attentes de la disponibilité de tel moyen ou de l'arrivée de conditions météorologiques nécessaires à telle mesure... Au fil des échecs, des réussites, des attentes et aussi parfois des divergences de vue, les essais sont l'occasion de créer des amitiés durables et solides entre les divers participants de toutes origines.

Les essais en vol des missiles expérimentaux sont, bien sûr, les moments forts des phases de développement des programmes balistiques. Ce sont aussi des moments de vérité, où nul ne peut plus se retrancher derrière l'erreur ou le retard de l'autre. Au fil de la préparation du tir, la pression monte irrésistiblement et, dans les minutes qui entourent le H₀, celles où tout se joue, l'intensité émotionnelle est extrême – ce qu'on ne retrouve que très rarement ailleurs, sous cette forme et à ce degré.

C'est tout cela qui fait le charme et la grandeur du métier et qui crée des liens si forts entre tous ceux qui constituent ce qu'on appelle communément « la grande famille des essais ».

CONCLUSION

QUELQUES RÉFLEXIONS SUR LES SYSTÈMES BALISTIQUES FRANÇAIS

ÉVOLUTION DES SYSTEMES MSBS

La décision du 2 mai 1963 faisait de la force MSBS la composante principale de la Force nucléaire stratégique. Elle ne fut jamais remise en cause. Au contraire, elle fut confirmée régulièrement, au point que la composante MSBS demeure actuellement la seule véritable composante stratégique.

Les systèmes balistiques MSBS français ont évolué selon deux processus d'ampleur très différente :

- le processus des générations. À chaque génération correspond un système de base, entièrement nouveau : M 1 pour la première, M 4 pour la deuxième, M 51 pour la troisième, en cours de développement ;
- le processus des améliorations. Le système de base reçoit, au cours de sa vie opérationnelle, des modifications d'ampleur limitée qui, toutefois, apportent des améliorations importantes et permettent de l'adapter aux évolutions de l'environnement et d'en prolonger à moindres frais la durée de vie opérationnelle. Il y eut deux améliorations sur la première génération, le M 2 et le M 20, et deux également sur la deuxième, le M 4 71 et le M 45. À l'exception du M 2, elles étaient limitées à la partie haute du missile et associées à l'introduction d'une nouvelle tête nucléaire. L'architecture générale du missile, les propulseurs et étages propulsifs, l'avionique et la mise en œuvre étaient inchangés ou très légèrement modifiés. Le M 2 constitue une exception justifiée par la nécessité d'augmenter très rapidement la portée de la première génération.

Cette logique permet à la première génération d'atteindre une durée de vie opérationnelle de 18 ans. Quant à la deuxième, sa durée de vie prévisionnelle est d'environ 30 ans. Il est inutile de souligner l'intérêt économique d'une telle démarche. Bien évidemment, elle suppose implicitement que les principales spécifications opérationnelles, ainsi que l'architecture générale et la définition technique détaillée du système de base, sont saines et suffisamment pérennes. Dans le cas inverse, on ne ferait qu'essayer, sans succès, de prolonger un système inadapté à la base.

ÉVOLUTION DES SYSTEMES SSBS

La décision du 2 mai 1983 faisait du système S 1 (mis en service sous le nom de S 2) une génération destinée à assurer la soudure entre les Mirage IV et le système M 1. Il y eut deux générations de SSBS : le S 2, mis en service en 1971, et le S 3, mis en service en 1980. Quant au système de troisième génération, le S X/S 45, il fut abandonné en juillet 1991, avant la fin de son développement. La composante SSBS S 3 fut abandonnée en 1996. Sauf exceptions (fausses ogives et bus numériques, par exemple), les missiles SSBS reçurent rarement les technologies les plus modernes ; en outre, tous les missiles SSBS furent monocharges.

Plus généralement, le système SSBS souffrait de deux handicaps importants : sa faible capacité de survie à une première frappe et, à un degré moindre, le manque d'intérêt que lui portait l'armée de l'Air, chargée de le mettre en œuvre.

La capacité de survie des missiles en silos à une première frappe était en effet douteuse. Certes, l'URSS et les États-Unis ont toujours entretenu et continuent d'entretenir une force de missiles en silos, mais il existe deux différences majeures avec la situation française. D'une part, le nombre beaucoup plus élevé de silos et leur dispersion sur de vastes territoires augmentent beaucoup la capacité de survie, au moins partielle, à une première frappe. D'autre part, Russes et Américains disposent d'un réseau d'alerte précoce permettant, au moins techniquement, le lancement des missiles en silos avant leur destruction au sol.

La solution consistant à monter les missiles sur des véhicules terrestres (système S X) a été rejetée par le pouvoir politique à la même époque où il acceptait la mobilité des missiles Hadès. Contrairement aux apparences, les deux décisions ne sont pas incohérentes. Les missiles Hadès étaient stockés en permanence sur leurs bases, qu'ils ne quittaient qu'en cas de crise grave, sur ordre du président de la République. En revanche, les missiles S X étaient déployés en permanence sur le territoire français. Ce qui apparaît comme une erreur d'exploitation opérationnelle du système S X avait pour origine le concept très contestable du « coup de tonnerre dans le ciel bleu ».

Tous les autres arguments avancés pour contester les capacités de survie des missiles et de leurs lanceurs n'avaient qu'une faible valeur, comme l'ont démontré brillamment les Irakiens lors de la guerre du Golfe, dans une configuration on ne peut plus défavorable : territoire quasi désertique et surveillance aérienne ennemie permanente.

Le système était aussi mal aimé par l'armée chargée de le servir. L'armée de l'Air a pour vocation de voler, non de veiller sur un système enterré ou de manœuvrer avec des véhicules terrestres. L'attribution à une armée d'un système d'arme devrait être faite selon le critère suivant : dans quel milieu opèrent les militaires chargés de la mise en œuvre, jusqu'au moment où le fonctionnement devient automatique et irréversible, c'est-à-dire jusqu'au moment où l'opérateur n'a plus aucune action possible ? Le fait que le dernier milieu dans lequel opère le missile soit la troisième dimension est en revanche sans importance, même s'il a pu être utilisé comme un argument d'attribution.

LA NOTION DE SYSTEME

La notion de système, ignorée jusque-là, est apparue progressivement dans le courant des années soixante, avec le développement de la première génération de missiles balistiques. Elle s'est imposée, depuis, à la plupart des domaines de l'armement, de l'aviation civile et de l'Espace. Elle fut le résultat de la convergence de plusieurs facteurs.

La complexité de l'entreprise apparut rapidement : il ne suffisait pas de mettre au point un missile balistique, opération déjà d'une grande complexité, mais il était impératif de le déployer dans des conditions opérationnelles très contraignantes en assurant sa survie face à des attaques préventives. Le missile balistique n'est en réalité qu'un élément d'un ensemble plus vaste, qui contraint sa définition et sa mise en œuvre et impose un haut degré d'automatisme.

La nouveauté des missiles balistiques faisait qu'il n'existait pas de normes susceptibles d'encadrer les travaux de conception et de mise au point. Les normes ne font en effet que traduire les enseignements d'une longue expérience. Sous peine de courir à l'échec, on ne pouvait pallier cette absence de normes qu'en abordant les problèmes dans leur globalité. La Direction des engins et la SEREB comprirent très tôt qu'un missile balistique était bien plus que la superposition de deux ou trois étages propulsifs, d'une case à équipements et d'un corps de rentrée.

D'autre part, les essais en vol sont coûteux et destructifs. Leur nombre est donc nécessairement limité. En outre, la moindre erreur est presque toujours fatale. La mise au point du missile doit donc se faire pour l'essentiel au sol ; cela implique non seulement que les différents constituants soient mis au point au sol, mais aussi que leur fonctionnement intégré soit vérifié le plus complètement possible avant les essais en vol.

La mise en œuvre et le fonctionnement en vol des missiles balistiques sont entièrement automatiques. Dès l'origine, la France fit le choix judicieux des calculateurs digitaux : l'informatique en temps réel devint ainsi le cœur des missiles balistiques et de leur mise en œuvre. Le difficile problème de la validation des logiciels temps réel avait été perçu très tôt. À cette fin, deux centres de simulation furent mis en place : un centre de simulation du vol et un centre de simulation des opérations de maintenance des missiles et de la séquence de tir à bord des SNLE. Ils regroupaient tout ou partie des matériels réels et simulaient les matériels absents ainsi que les réactions du missile ou l'environnement extérieur.

La notion de système ne fut pas seulement technique. Elle se traduisit au niveau des organisations. La SEREB confia la conduite de chaque programme à un chef de programme (on disait à l'époque « chef de projet ») assisté d'un groupe de programme, structure en général légère. Le chef de programme était responsable de tous les aspects du programme et organisait, directement ou non, l'action des différents acteurs. La Délégation ministérielle pour l'armement adopta à la fin des années 1960 la notion de « programme » et imposa la nomination d'un directeur de programme pour tous les programmes identifiés comme majeurs. La Direction technique des engins, qui avait déjà adopté des dispositions voisines, appliqua ces directives. L'organisation dite « matricielle » s'est progressivement généralisée à pratiquement tous les grands programmes.

C'est pour avoir ignoré la réalité profonde de la notion de système que l'ELDO (*European Launcher Development Organization*) fut incapable de mettre au point le premier lanceur lourd européen Europa II.

LES SYNERGIES ENTRE LES MISSILES BALISTIQUES ET LES LANCEURS SPATIAUX

Il existe de très fortes synergies entre les missiles balistiques et les lanceurs spatiaux. Les deux types d'engins font appel aux mêmes principes de base (propulsion par moteur fusée et fonctionnement entièrement automatique, guidage par inertie), évoluent dans les mêmes milieux (atmosphère, puis vide) et sont soumis à des ambiances mécaniques et thermiques très sévères. Dans les deux cas, les capacités d'emport sont très sensibles au devis de masses, ce qui impose à la fois la recherche de matériaux à hautes performances et l'emploi de très faibles coefficients de sécurité dans les dimensionnements.

Les différences sont limitées : utilisation de la propulsion cryogénique (oxygène liquide et hydrogène liquide en particulier) sur de nombreux lanceurs spatiaux, contraintes imposées aux missiles balistiques par le mode de déploiement.

Les logiques de développement sont également proches. Comme pour tout véhicule aérien, les essais en vol sont indispensables à la mise au point. Toutefois, à la différence des avions et hélicoptères, les missiles balistiques et les lanceurs spatiaux ne sont pas réutilisables ; leur coût unitaire est, par ailleurs élevé. Tout cela fait que les essais en vol sont forcément en nombre très limité et que la mise au point doit être faite, pour l'essentiel, au sol, par une combinaison judicieuse d'essais et de modélisations théoriques.

Enfin, dans les deux cas, le fonctionnement entièrement automatique et les très faibles marges de dimensionnement font que la moindre erreur est, en général, fatale.

Tous les pays ayant développé à la fois des missiles balistiques et des lanceurs spatiaux exploitent ces synergies, mais avec plus ou moins d'efficacité. En France, jusqu'au milieu des années 1980, le transfert de technologie était quasiment à sens unique, des missiles balistiques vers les lanceurs spatiaux : le lanceur Diamant, qui permit à la France de devenir, en 1965, la troisième puissance spatiale, était une retombée du programme des Études balistiques de base. Les lanceurs Ariane 1 à 4 se sont largement appuyés sur les compétences et les équipes mises en place au titre des missiles balistiques. À partir d'Ariane 5, les échanges se sont équilibrés. Force est de constater, toutefois, que l'exploitation de ces synergies a été limitée par deux facteurs.

Premièrement, les programmes de lanceurs spatiaux sont européens, alors que les programmes de missiles balistiques sont uniquement français. Les premiers sont donc soumis aux règles de retour géographique et le choix des priorités françaises s'est fait, à tort ou à raison, sans véritablement prendre en compte les synergies avec les missiles balistiques : la propulsion à poudre en est l'exemple le plus visible.

Deuxièmement, à l'intérieur même du retour industriel vers la France, l'absence de coordination entre les politiques industrielles de la DGA et du CNES a conduit à la duplication des compétences dans certains domaines (cases à équipements, essais en vol). Cette situation, bien que non optimale, était acceptable aussi longtemps que le volume de travail généré par chaque activité permettait de maintenir les outils industriels et les compétences, ce qui ne sera plus le cas à l'avenir.

L'OUTIL INDUSTRIEL

Pendant une trentaine d'années, de 1960 au début des années 1990, le volume d'activités générées, en études, en production ou en essais, par les seuls programmes balistiques permettait d'entretenir un outil industriel compétent, du moins au niveau des maîtres d'œuvre.

L'enchaînement des programmes sur près d'une trentaine d'années – programmes de base et améliorations – a permis une bonne continuité au niveau des équipes, aussi bien à la DEN que chez les deux maîtres d'œuvre industriels. L'expérience se transmettait, non seulement par la documentation technique et les procédures – ces dernières, d'ailleurs, restant assez peu développées dans les années soixante et le début des années soixante-dix –, mais surtout par les personnels. Il y eut, certes, une rotation assez importante de personnels, mais nombreux sont

ceux qui participèrent à deux générations de programmes, et les nouveaux venus étaient toujours encadrés par des personnels porteurs de la mémoire des systèmes précédents, en particulier des erreurs qui y avaient été commises.

L'expérience acquise lors des premières années d'exploitation opérationnelle des systèmes de première génération fut particulièrement utile : elle fit percevoir aux équipes que la phase de développement, quelle que soit sa difficulté et son importance, spécialement au niveau des essais en vol, n'est pas un aboutissement, mais a pour véritable finalité de définir et qualifier un système d'arme opérationnel.

L'approche qualité introduite sur le programme M 4 fut, dans l'ensemble, perçue favorablement, car elle répondait de manière concrète à des besoins réels et n'était pas polluée par formalisme excessif et un jargon trop intellectuel.

Sauf dans le domaine de la propulsion liquide, les programmes de lanceurs spatiaux – développement d'Ariane principalement – restaient marginaux et utilisaient largement les compétences et savoir-faire développés pour les programmes balistiques. Depuis 1980, en revanche, l'activité liée au transport spatial a fortement augmenté et a apporté un complément important, capital même après l'arrêt du S 45 en 1991.

L'activité générée par la seule composante MSBS, renouvelée tous les 30 ans environ (y compris les travaux de recherche amont), ne permettra pas de maintenir, à terme, un outil industriel compétent, du moins chez les deux maîtres d'œuvre industriels. Il y a là un véritable problème, qui ne pourra être réglé qu'en exploitant aux mieux les synergies entre les missiles balistiques d'une part, les programmes de transport spatial d'autre part, sans oublier les éventuels programmes de défense anti-balistique.

PLANCHES

PRINCIPAUX SIGLES UTILISES

ABM	<i>Anti Ballistic Missiles</i>
AGARD	<i>Advisory Group for Aerospace Research and Development</i>
ALAP	Aides à la pénétration
ALFOST	Amiral commandant la Force océanique stratégique
AME	<i>Angle Measurement Equipment</i>
AMOR	Avions de mesures et d'observations au réceptacle
AMX	Atelier de construction d'Issy-les-Moulineaux
ANT	Arme nucléaire tactique
ASMP	Air-sol moyenne portée
ATAR	Atelier aéronautique de Rickenbach
ATS	Atelier de construction de Tarbes
AVURNAV	Avis urgent aux navigateurs
BEM	Bâtiment d'essais et de mesures
BLB	Base de lancements balistiques
BPM	Bureau des programmes de matériels de l'EMAA
BT	Bureau technique
CAA	Centre d'archives de l'armement (Châtelleraut)
CAB	Cabinet (comme service d'origine d'une note)
CAB	Calculatrice arithmétique binaire (ordinateurs de la SEA, Société d'électronique et d'automatisme)
CAE	Compagnie européenne d'automatisme et d'électronique
CAEPE	Centre d'achèvement et d'essais des propulseurs et engins
CAPE	Centre d'achèvement des propulseurs et engins
CCR	Compagnie de circulation routière
CEA	Commissariat à l'énergie atomique
CEAM	Centre d'expérimentations aéronautiques militaires
CEL	Centre d'essais des Landes
CEL/M	Centre d'essais de lancement de missiles
CEM	Centre d'essais de la Méditerranée
CEMA	Chef d'état-major des armées
CEMAA	Chef d'état-major de l'armée de l'Air
CEMAT	Chef d'état-major de l'armée de Terre
CEMGM	Chef d'état-major général de la Marine
CEMH	Centre d'essais des moteurs et hélices
CEPA	Commission d'études pratiques d'aéronautique
CEPE	Commission d'étude des poudres et explosifs
CEPr	Centre d'essais des propulseurs (Saint-Médard-en-Jalles et Saclay)
CERES	Centre d'études et de recherches des engins spéciaux
CERTSM	Centre d'études et de recherches techniques sous-marines
CESTA	Centre d'études scientifiques et techniques d'Aquitaine
CETACE	Caisson d'essais de tir pour l'analyse et la conception de l'éjection
CEV	Centre d'essais en vol (Brétigny et Cezaux)
CIEES	Centre interarmées d'essais d'engins spéciaux (Colomb-Béchar)
CI	Court instable
CII	Compagnie internationale pour l'informatique
CIN	Centrale inertielle de navigation
CIT	Compagnie industrielle des télécommunications
CMS	Commission mixte armées-CEA de sûreté des armes nucléaires
CNES	Centre national d'études spatiales
COFN	Centre opérationnel des forces nucléaires
COSAC	Coffret de sauvegarde automatique contrôlée
COTAL	Conduite de tir pour l'artillerie légère
COTAM	Commandement du transport aérien militaire
COTAR	Voir AME
CPE	Commission permanente des essais des bâtiments de la flotte

CRB	Centre de recherches du Bouchet
CSA	Centre de simulation d'ambiance
CSF	Compagnie générale de télégraphie sans fil
CSG	Centre spatial guyanais
CTME	Centre technique des moyens d'essais
CTPFA	Comité technique des programmes des forces armées
DAM	Direction des applications militaires (du CEA)
DAMS	Dépôt-atelier de munitions spéciales
DAP	Dispositif d'arrêt de poussée
DCAN	Direction des constructions et armes navales
DCCAN	Direction centrale des constructions et armes navales
DCE	Direction des centres d'expertise et d'essais
DCMAT	Direction centrale du matériel
DCN	Direction des constructions navales
DED	Direction des études et développements
DEFA	Direction des études et fabrications d'armement
DEI	Direction de l'électronique et de l'informatique
DEN	Département des engins, puis Direction des engins
DGA	Délégation générale pour l'armement
DGMS	1 ^{er} GMS
DIDEAC	Dispositif de détection accélérométrique
DIDRA	Division de dragueurs
DIRCAM	Direction de la circulation aérienne militaire
DMA	Délégation ministérielle pour l'armement
DMAA	Délégué ministériel pour l'armée de l'Air
DME	Direction des missiles et de l'Espace
DP	Direction des poudres
DPAI	Direction des programmes et des affaires industrielles
DSBS	Division des systèmes balistiques et spatiaux
DTA	Direction technique de l'autopropulsion
DTAT	Direction technique des armements terrestres
DTCN	Direction technique des constructions navales
DTEn	Direction technique des engins
DTGDS	Direction des travaux du génie des départements sahariens
DTIA	Direction technique et industrielle de l'aéronautique
EBAP	Études de base d'aides à la pénétration
EBB	Études balistiques de base
EBE	Études de base d'espacement
EBR	Études de base de rentrée
ECIAC	Énergie, conditionnement, détection incendie, atmosphère, contrôle-commande
ECL	Échelon de commandement et de liaison
ECP	Écart circulaire probable (médiane des coups, à l'arrivée)
EDF	Électricité de France
EEO	Ensemble d'évaluation opérationnelle
ELDO	<i>European Launcher Development Organization</i>
EMA	État-major des armées
EMAA	État-major de l'armée de l'Air
EMC	Ensemble mobile de contrôle
EMGA	État-major général des armées
EMM	État-major de la Marine
EST	Études de sécurité travail
ETBS	Établissement d'expériences techniques de Bourges
ETTC	Conférences européennes des essais et de la télémesure
ETTN	Établissement technique de Toulon
EXHANP	Expansion haute altitude d'un nuage de paillettes
FINABEL	France, Italie, Pays-Bas, Allemagne, Belgique
FIR	<i>Flight International Region</i>
FNS	Force nucléaire stratégique
FOST	Force océanique stratégique
G2P	Groupement pour les gros propulseurs à poudre

GAMD	Générale des avions Marcel Dassault
GEB	Groupe des engins balistiques
GEO	Groupe d'évaluation opérationnelle
GERMAS	Groupe d'entretien et de réparation des matériels spécialisés
GIE	Groupement d'intérêt économique
GMS	Groupement de missiles stratégiques
GPC	Groupe de puissance et de climatisation
GPS	<i>Global Positioning System</i>
GTES	Groupe technique des engins spéciaux
HF	Haute fréquence
IC	Ingénieur en chef
IE	Indisponibilité d'entretien
IEM	Impulsion électromagnétique
IG	Ingénieur général
IGA	Ingénieur général de l'armement
IGFPFA	Inspecteur général des programmes et fabrications des forces armées
IGN	Institut géographique national
IHEDN	Institut des hautes études de défense nationale
IPER	Indisponibilité programmée pour entretien et réparations
IRBM	<i>Intermediate Range Ballistic Missiles</i>
IRIG	<i>Inter-Range Instrumentation Group</i>
LCT	Laboratoire central des télécommunications
LG	Long guidé
LIDAR	<i>Light Detection and Ranging</i>
LRBA	Laboratoire de recherches balistiques et aérodynamiques (Vernon)
MAD	<i>Mutual Assured Destruction</i>
Masurca	Marine supersonique Ruelle contre avions
MCO	Maintien en condition opérationnelle
MESA	Moyen d'essai en simulation d'altitude
MIRV	<i>Multiple Independently Targeted Reentry Vehicle</i>
MOI	Maître d'œuvre industriel
MOP	Maître d'œuvre principal
MSBS	Mer-sol balistique stratégique
NATO	Voir OTAN
NBC	Nucléaire, bactériologique, chimique
NORMA	Nord-Aviation-SNECMA
NOTAM	Notice to Air Men
OME	Organisation mesures-essais
ONERA	Office national d'études et de recherches aéronautiques
OSV	Officier de sauvegarde en vol
OTAN	Organisation du traité de l'Atlantique nord (en anglais NATO)
PARCA	Projectile autopropulsé radioguidé contre avions
PBCT	Polybutadiène carboxytéléchélique
PBHT	Polybutadiène hydroxytéléchélique
PC	Poste de commandement
PCB	Poste de commandement de batterie
PCCT	Poste de commandement du champ de tir
PCR	Poste de commandement du régiment
PCT	Poste de conduite de tir
PII	Point d'impact instantané
PR4G	Poste radio de la quatrième génération
PRH	Poste radio Hadès
RA	Régiment d'artillerie
REF	Roquette d'école à feu
RFA	République fédérale allemande
RFR	Radar futur au réceptacle
RI	Régiment d'infanterie
RITA	Réseau intégré de transmission automatique
RR	Récupération rentrée
RT	Régiment de transmissions

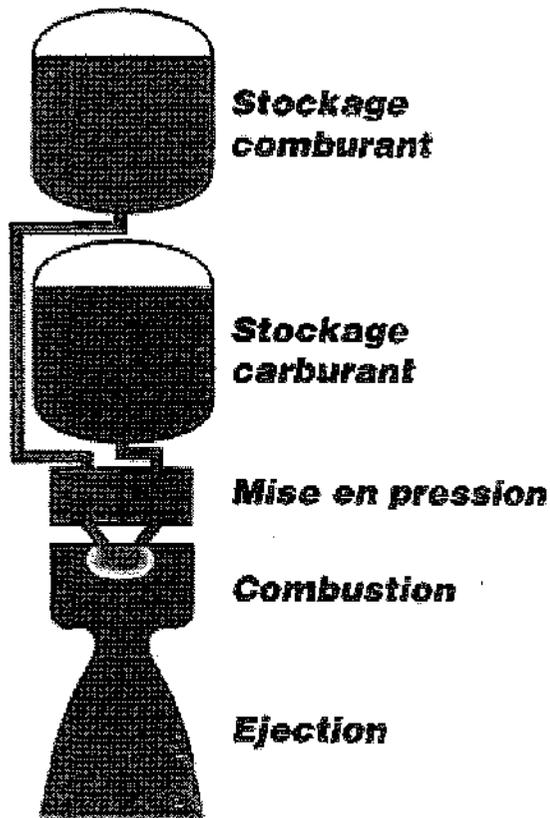
SACM	Société alsacienne de construction mécanique
SAGEM	Société d'applications générales d'électricité et de mécanique
SALT	<i>Strategic Arms Limitation Talks</i>
SAT	Société anonyme des télécommunications
SATCP	Sol-air très courte portée
SD	Secret défense
SD (poudre)	Poudre (ou Propergol) sans dissolvant
SECT	Service des équipements de champs de tir
SEFT	Section d'étude et de fabrication des télécommunications
SEP	Société d'étude de propulsion
SEP	Société européenne de propulsion
SEPR	Société d'études de la propulsion par réaction
SER	Surface équivalente radar
SEREB	Société pour l'étude et la réalisation des engins balistiques
SERNI	Société d'étude et de réalisation pour la navigation par inertie
SESA	Société d'étude des systèmes d'automatisme
SFENA	Société française d'équipements pour la navigation aérienne
SFIM	Société de fabrication d'instruments de mesure
SHAA	Service historique de l'armée de l'Air
SHAPE	<i>Supreme Headquarter of Allied Powers in Europe</i>
SHAT	Service historique de l'armée de Terre
SIMBAD	Simulateur d'attaque défense
SINTRA	Société industrielle des nouvelles techniques radioélectriques
SMG	Structure maquette grandeur
SNCASO	Société nationale des constructions aéronautiques du sud-ouest
SNECMA	Société nationale d'étude et de construction de moteurs d'avions
SNG	SNLE de nouvelle génération
SNIAS	Société nationale industrielle aérospatiale
SNLE	Sous-marin nucléaire lanceur d'engins
SNPE	Société nationale des poudres et explosifs
SS	Sol-sol
SSBS	Sol-sol balistique stratégique
SSBT	Sol-sol balistique tactique
STA	Service technique de l'aéronautique
STAT	Section technique de l'armée de Terre
STBFT	Section technique des bâtiments, fortifications et travaux
STCAN	Service technique des constructions et armes navales
STEN	Service technique des engins balistiques
STPE	Service technique des poudres et explosifs
TIPC	Transmissions et informatique des PC
TN	Tête nucléaire
TPS	<i>Translator Processing System</i>
TRET	Tête récupérable d'étude de transition
TSO	Tir de synthèse opérationnelle
UDMH	Diméthylhydrazine
UEO	Union de l'Europe occidentale
URSS	Union des républiques socialistes soviétiques
VAB	Véhicule de l'avant blindé
VE	Véhicule expérimental
ZL	Zone de lancement

INDEX DES NOMS DE PERSONNES

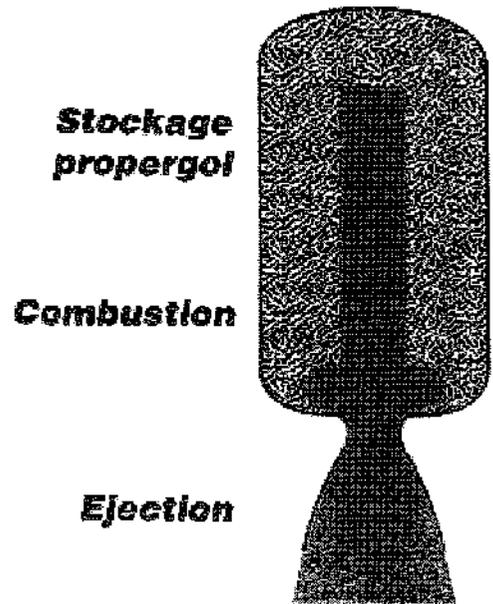
- Ailleret, Charles, 4
 Alaplantine, Claude, 191n
 Aliotti, Philippe, 52
 Allier, Michel, 54
 Amiable, René, 53
 Argagnon, Claude, 52
 Arnaud, Émile, 52
 Arribat, Paul, 55
 Attali, Charley, 53
 Aubinière, Robert, 191
 Auriel, Clément, 54
 Bacou, Jean-Pierre, 52
 Bailleux, amiral, 70-71
 Bailly, Maurice, 54
 Bataille, Jacques, 52
 Baumgartner, Wilfrid, 23
 Beau, Dominique, 52
 Béchat, Jean-Paul, 53-54
 Benkheiri, Paul, 52
 Bergès, Jean-Marie, 191n, 199
 Bernardy, Guy-Jean, 53
 Besson, Louis, 54
 Bétin, Pierre, 51, 55
 Bidault, Georges, 3
 Blanc, Émile, 51, 53
 Blancard, Jean, 5, 14-16, 19-20, 22, 24, 31, 51
 Bloch, René, 219
 Boisson, Jean, 51, 53, 88n
 Bonnet, Paul, 3
 Bonte, Louis, 14-15, 69, 71
 Bouchet, Jean-Henri, 52, 191n
 Bourgès-Maunoury, Maurice, 10, 61, 63
 Bousquet, Jacques, 51, 218
 Brémontier, Nicolas, 205
 Bretecher, Bernard, 52
 Brousse, Agnès, 54
 Brunet, Maurice, 11n, 51, 70, 73, 76, 220
 Buchalet, Albert, 4
 Calaque, François, 54
 Calenge, Gérard, 191n
 Cassagne, 54
 Castellan, Jean, 51-52
 Chaban-Delmas, Jacques, 64
 Chanson, Paul, 3
 Chaudière, André, 3
 Chauvallon, Gérard, 54, 199
 Chevalier, Roger, 53, 78, 198n
 Chevallier, Dominique, 52, 187, 191
 Chevallier, Jacques, 51
 Collet-Billon, Antonin, 12, 51, 54, 220
 Collot, Gérard, 191n
 Compagne, 54
 Conze, Henri, 51
 Couderc, Claude, 51
 Crépin, Jean, 11-13, 60-66
 Cristofini, Charles, 15, 18-19, 22, 28-29, 53
 Crochet, Michel, 54
 Dard, Jean-Baptiste, 191n
 Davenas, Alain, 55
 De Gaulle, Charles, 3-5, 12, 21, 64, 80, 84, 119, 197
 De Gaulle, Philippe, 220
 Deguillaume, Jean, 51
 Del Arco, 54
 Delaye, Michel, 51-53
 Delpech, Jean-Laurens, 51
 Desgranges, Georges, 51-52
 Didier, Gérard, 54
 Didier, Roger, 55
 Dorléac, Bernard, 4, 54
 Douat, 54
 Doyen, Daniel, 55
 Dupont, Jean, 54
 Dutour, Maurice, 55
 Échard, Jean, 31
 Ély, Paul, 11, 62
 Escoffier, 54
 Estournet, Daniel, 51-52
 Fabre, Paul, 55
 Faisandier, Jean, 54
 Faisandier, Paul, 18, 71, 73
 Fauquembergue, Jean Luc, 52
 Faure, Jean, 53
 Favier, Gérard, 54
 Fayolle, Pierre-Jean, 191n, 192
 Fleury, Georges, 53-54, 66
 Flori, François, 52
 Fourquet, Michel, 51
 Franceschi, René, 52
 Fresse, Benoît, 54
 Gallois, Pierre-Marie, 4, 61
 Garnier, Michel, 54
 Gérault, Alain, 54
 Germain, Jean, 52
 Gilles, Pierre, 54
 Gins, Philippe, 191n
 Giscard d'Estaing, Valéry, 34
 Gorlier, André, 54, 191n, 199
 Gouedard, Lyonel, 52
 Guernon, Roger, 54

Guillaumat, Pierre, 3-4, 12-14, 18, 60, 66, 68, 72
 Herchin, Michel, 55
 Hughes, Jean-Rémy, 53
 Imbert, 54
 Jacob de Cordemoy, Jacques, 54
 Jamet, Jean, 54, 199
 Joliot-Curie, Frédéric, 3
 Jouhaud, Edmond, 61
 Kennedy, John Fitzgerald, 79
 Lamy, Michel, 52
 Laplane, Jean-Pierre, 52
 Larminat, Yves de, 52
 Launet, Michel de, 191n
 Laurentjoye, Robert, 53
 Laurent, Louis, 54
 Lavaud, Gaston, 11-12, 14, 16-17, 22, 25, 28, 38, 51, 61, 85
 Leblanc, Roger, 54
 Lecorre, 54
 Le Gac, Jean-Yves, 52
 Le Mat, Robert, 191n
 Lepeuple, Gérard, 52, 55
 Lesgards, Roger, 54
 Lévêque, Jean, 14, 17, 72-73, 77
 Lisbonis, Maximin, 52
 Lopion, Jacques, 53
 Marnay, Louis, 54
 Martre, Henri, 51
 Masselin, Pierre, 54
 Matge, Jean-Pierre, 54
 Melin, Louis, 54
 Mesmer, Pierre, 48
 Michaud, Robert, 54, 199
 Moch, Jules, 9
 Mollard, Amédée, 54, 199
 Mollet, Guy, 61
 Monchal, Amédée, 176
 Monge, Gaspard, 224
 Montel, Pierre, 10, 61
 Morer, Marcel, 53
 Moret, Jean, 52
 Morice, André, 63
 Morvan, Jean, 55
 Motet, 53
 Nardin, Pierre, 53
 Natta, Maurice, 203, 212n
 Pariselle, Pierre, 53
 Payelle, Gérard, 54
 Perrin, Francis, 3
 Philipponnat, Bernard, 53
 Pichoud, Daniel, 52
 Pinay, Antoine, 23
 Playe, Noël, 192
 Poggi, Jean-Charles, 53
 Poincaré, Henri, 224
 Pollack, 54
 Puget, général, 29
 Puissegur, Raymond, 55
 Quentin, Daniel, 55
 Quiniou, Claude, 52
 Rabault, Jean-Pierre, 51
 Renard, Patrice, 191n
 Renaut, Jean-Claude, 52
 Reydellet, Daniel, 52
 Reymond, René, 191n, 211
 Richard, Georges, 52
 Rigail, Paul, 52
 Rocard, Yves, 3
 Roquefeuil, Claude-Paul, 52
 Rouquette, Alain, 52, 191n
 Russier, Roland, 54
 Sagazan, Yann de, 54
 Salessy, Georges, 54
 Salomon, Arnaud, 52
 Samueli, Jean-Jacques, 54
 Sandeau, Jean, 51
 Sarde, 54
 Sautreau, Jean-Claude, 53
 Ségalié, Alain, 54
 Sillard, Yves, 51
 Soissons, Jean, 3, 205, 238
 Solier, Jean, 54
 Soufflet, Pierre, 24n, 25-26, 32n, 51, 54, 83n, 193, 197, 203
 Souto-Cruz, 212n
 Tanguy, Yves, 224
 Tavernier, Paul, 53, 73
 Thiébaud, Jean, 191n
 Thorn, 54
 Tison, Jean, 53
 Trébel, Julien, 59
 Trousse, André, 54
 Usunier, Pierre, 53, 59, 82, 86
 Utter, Jacques, 54
 Vallières, Benno-Claude, 29
 Verlhac, 54
 Vignelle, Roger, 54
 Vinsonneau, Fernand, 15
 Waignier, 54
 Zieger, Jean, 54

DEUX MODES DE PROPULSION-FUSEE



Moteur à Ergols Liquides



Moteur à Propergol Solide

Fig.1 : Les deux modes de propulsion (cliché SEP)

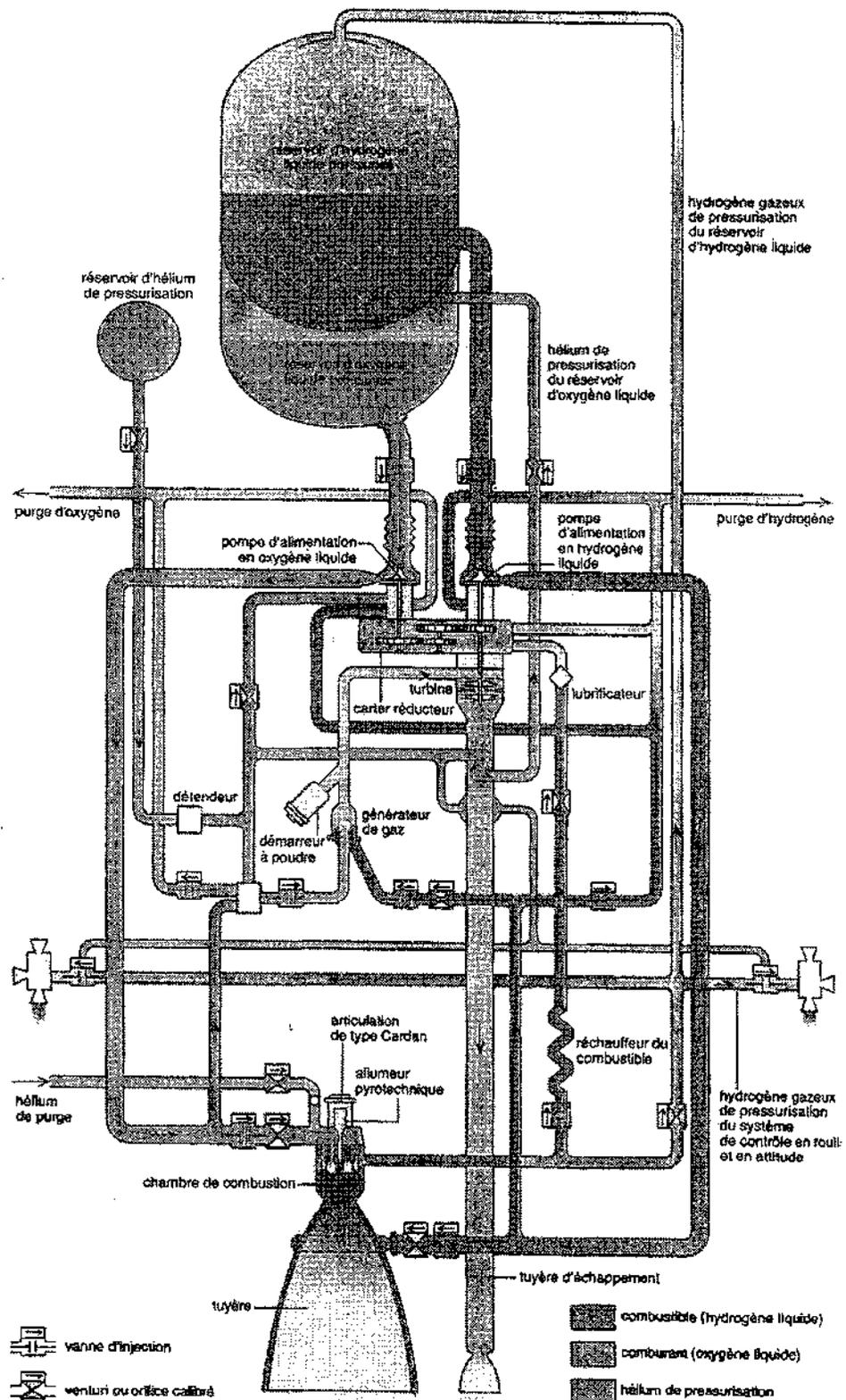


Fig.2 : Complexité du moteur à ergols liquides (cliché SEP)

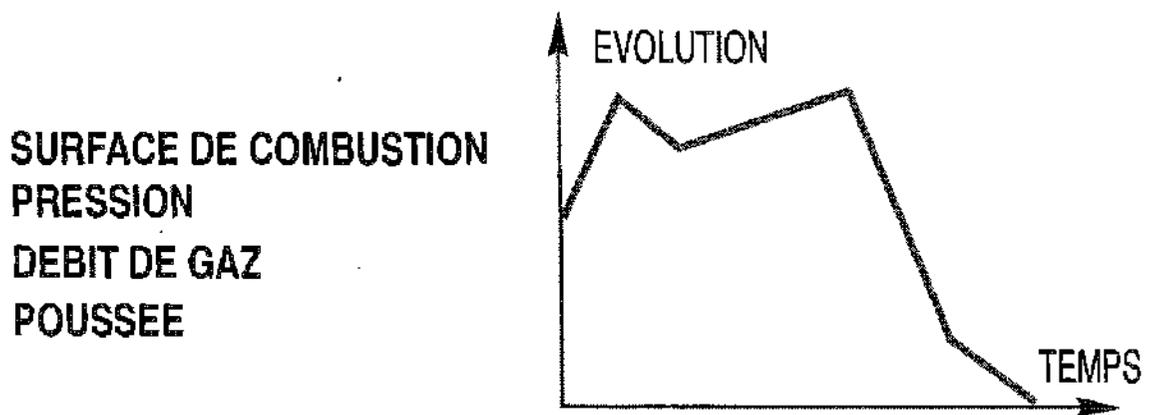
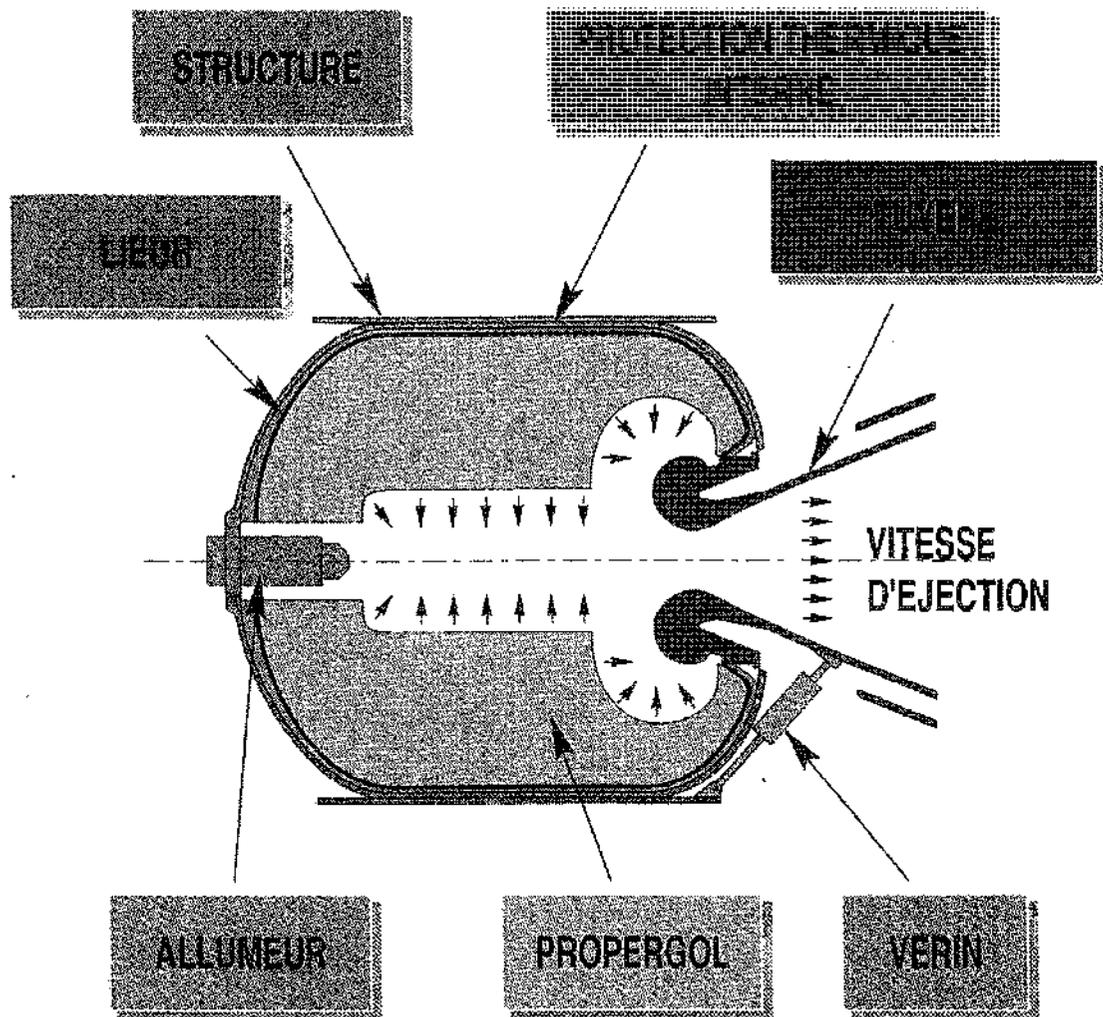
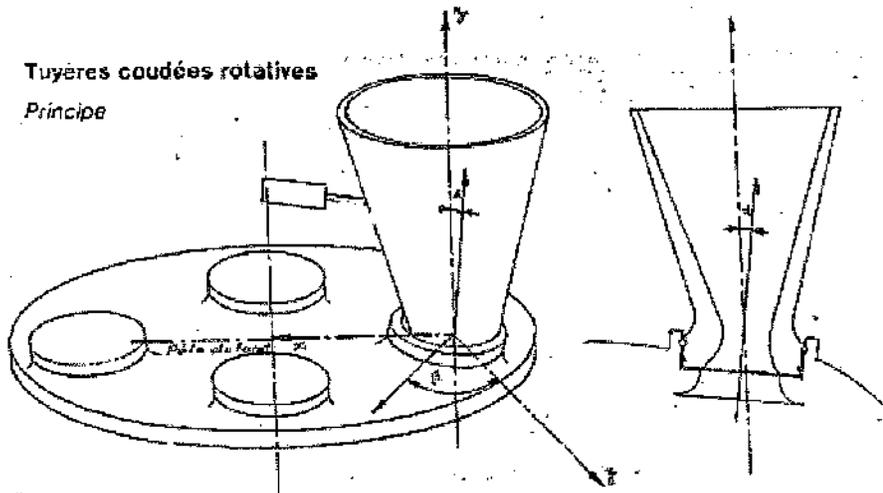


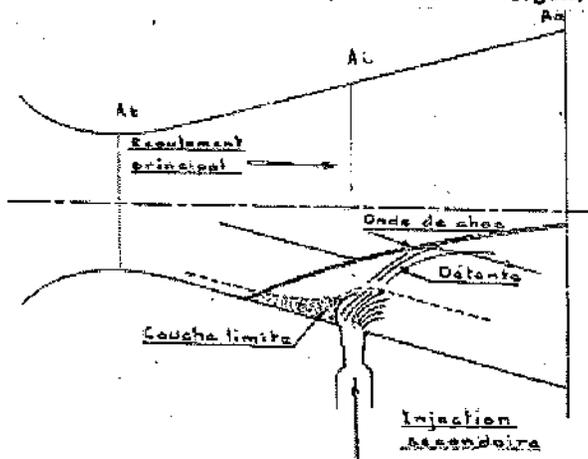
Fig.3 : Simplicité du moteur à poudre (cliché SEP)

Orientation du vecteur poussée

Tuyères coudées rotatives
Principe



Injection secondaire de liquide dans le divergent



Tuyère flexible, schéma de principe.

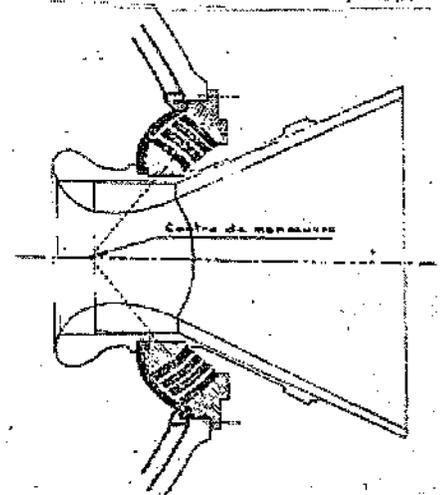


Fig.4 : Orientation du vecteur poussée (cliché SEP)

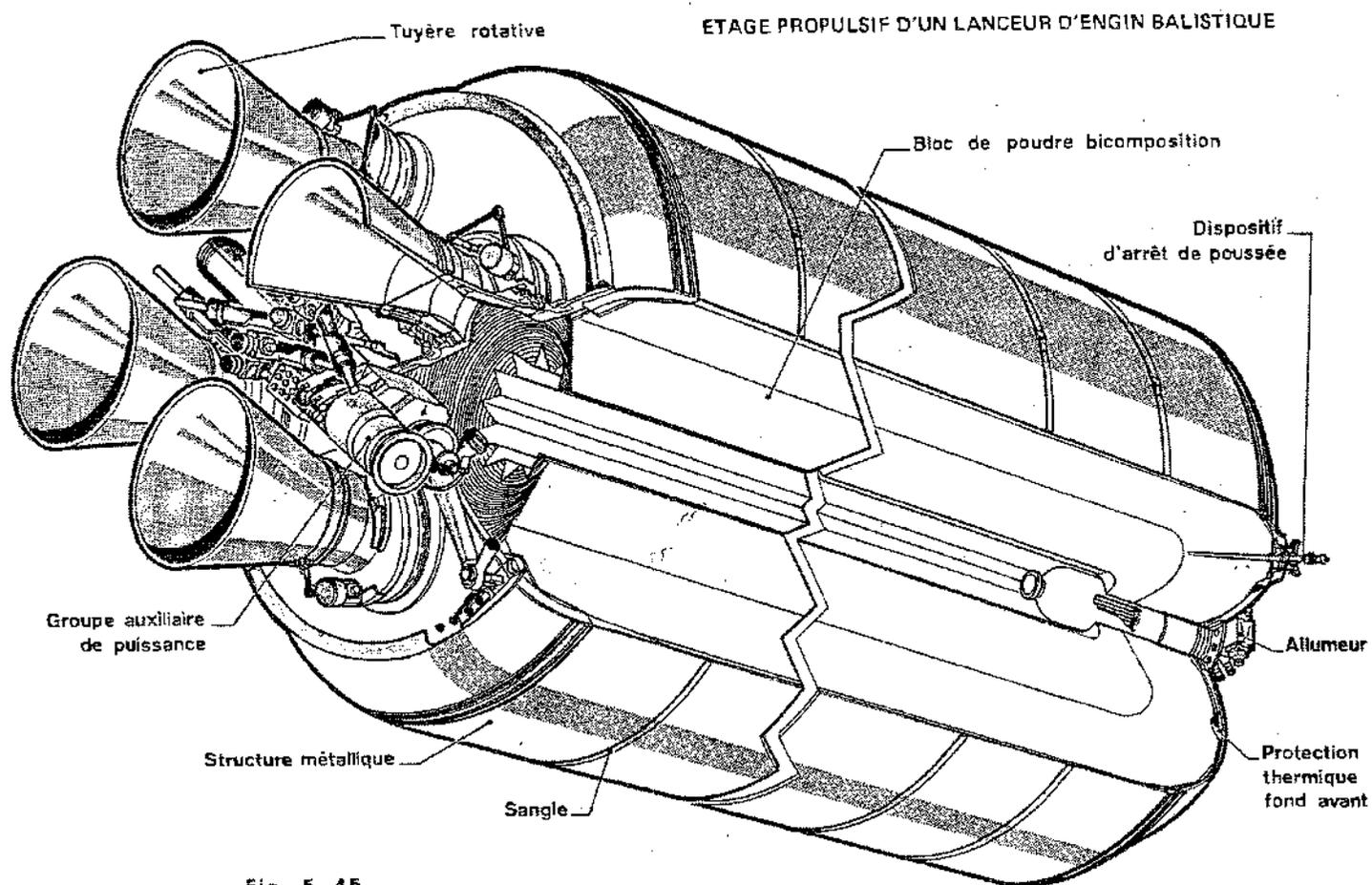
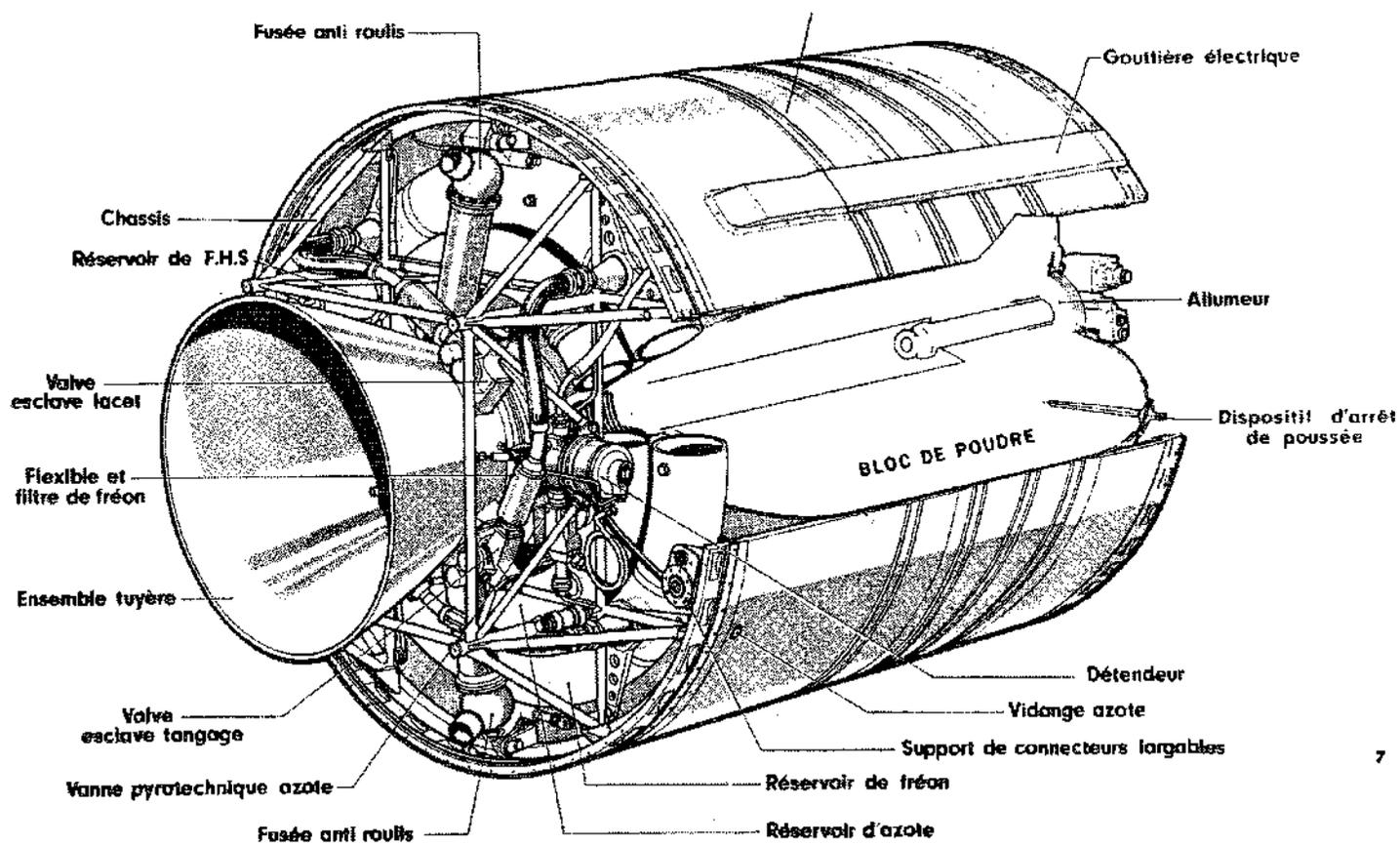


Fig.5 : Orientation par tuyères coudées rotatives (cliché SEP)



7

Fig.6 : Orientation par injection de fluide (cliché SEP)

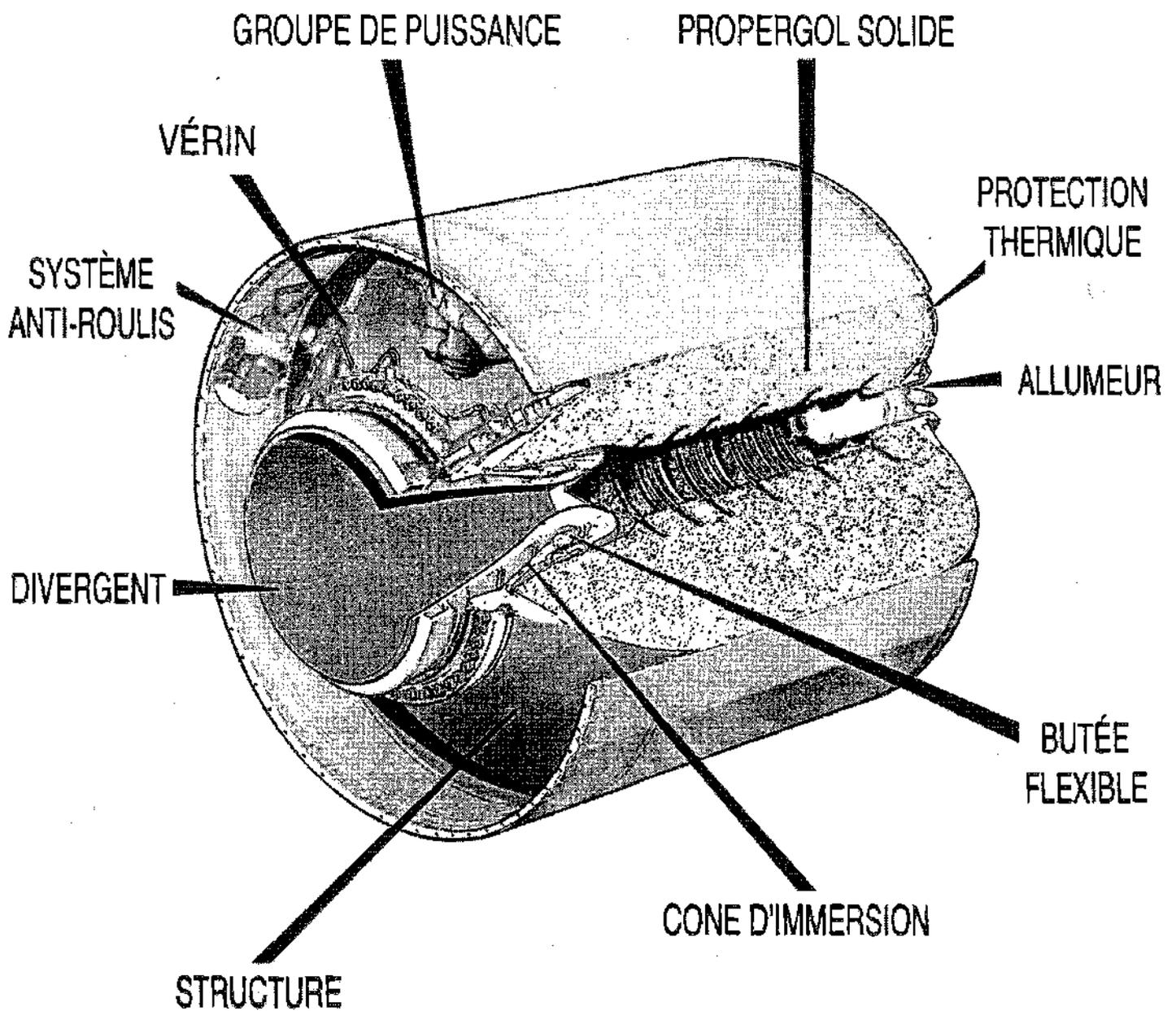


Fig.7 : Orientation par butée flexible (cliché SEP)

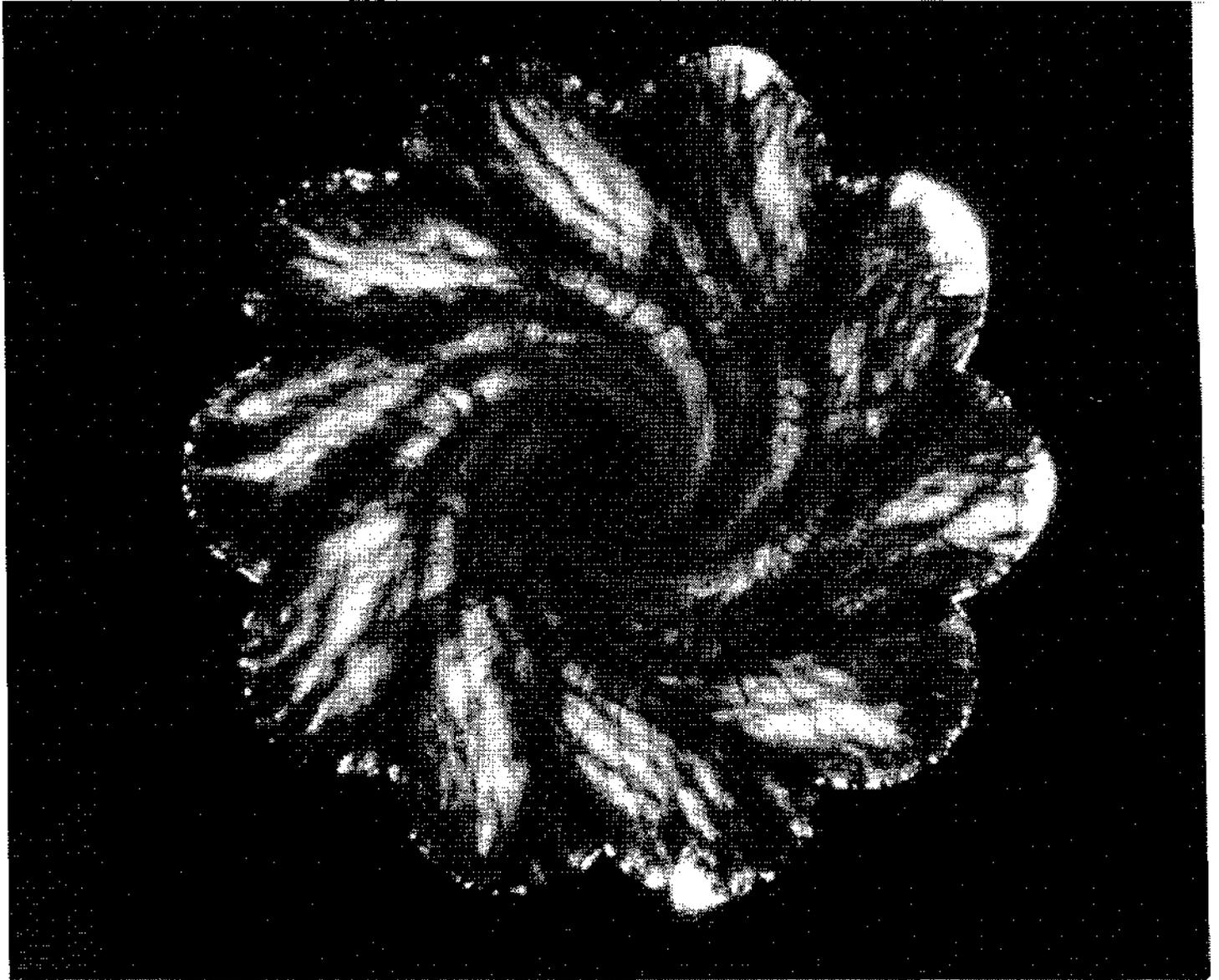


Fig.8 : Écoulement des gaz dans le canal central d'un bloc de propergol (cliché CAEPE)

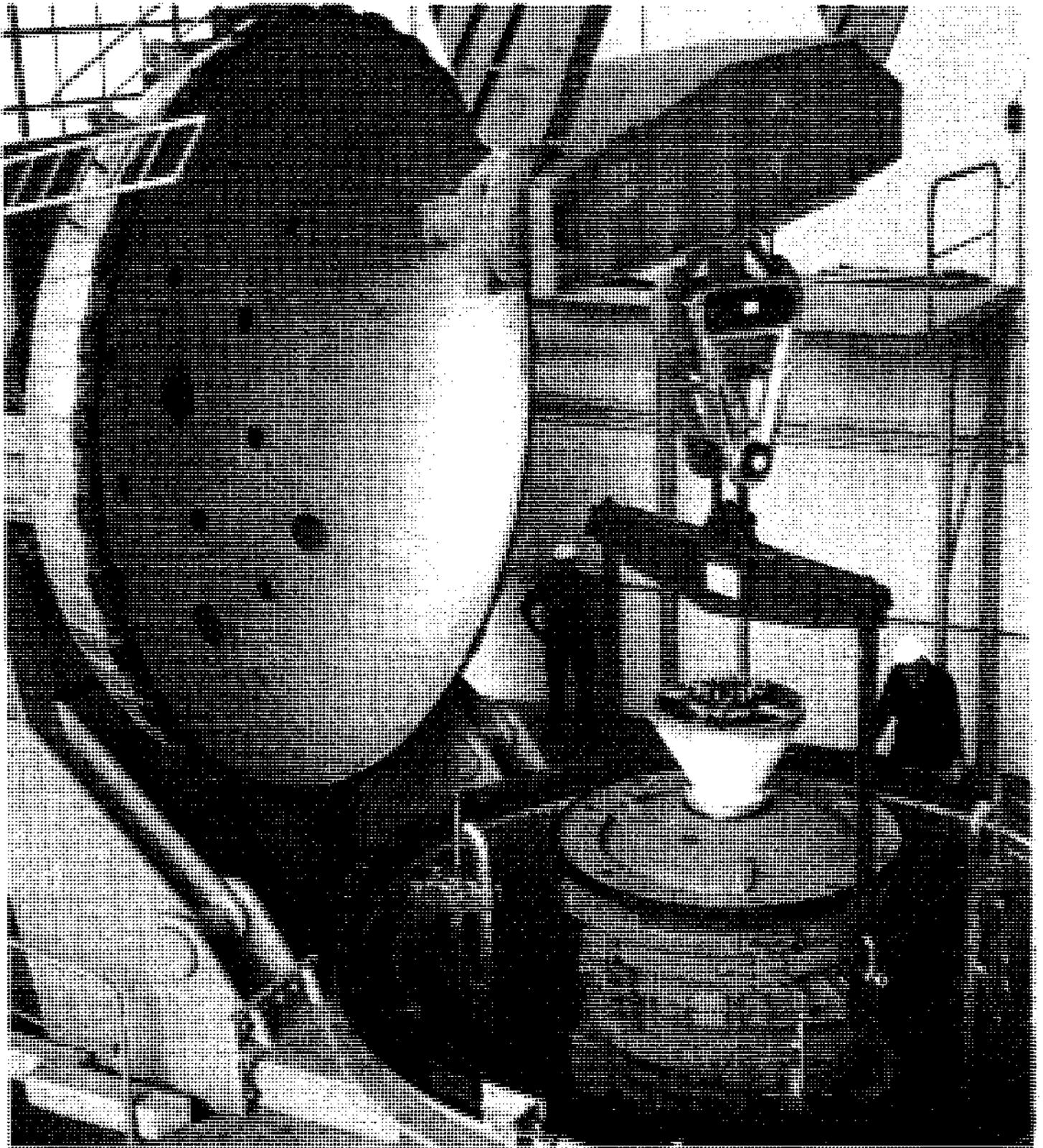


Fig.9 : Puits de coulée à l'usine de St-Médard de la SNPE (cliché SNPE)

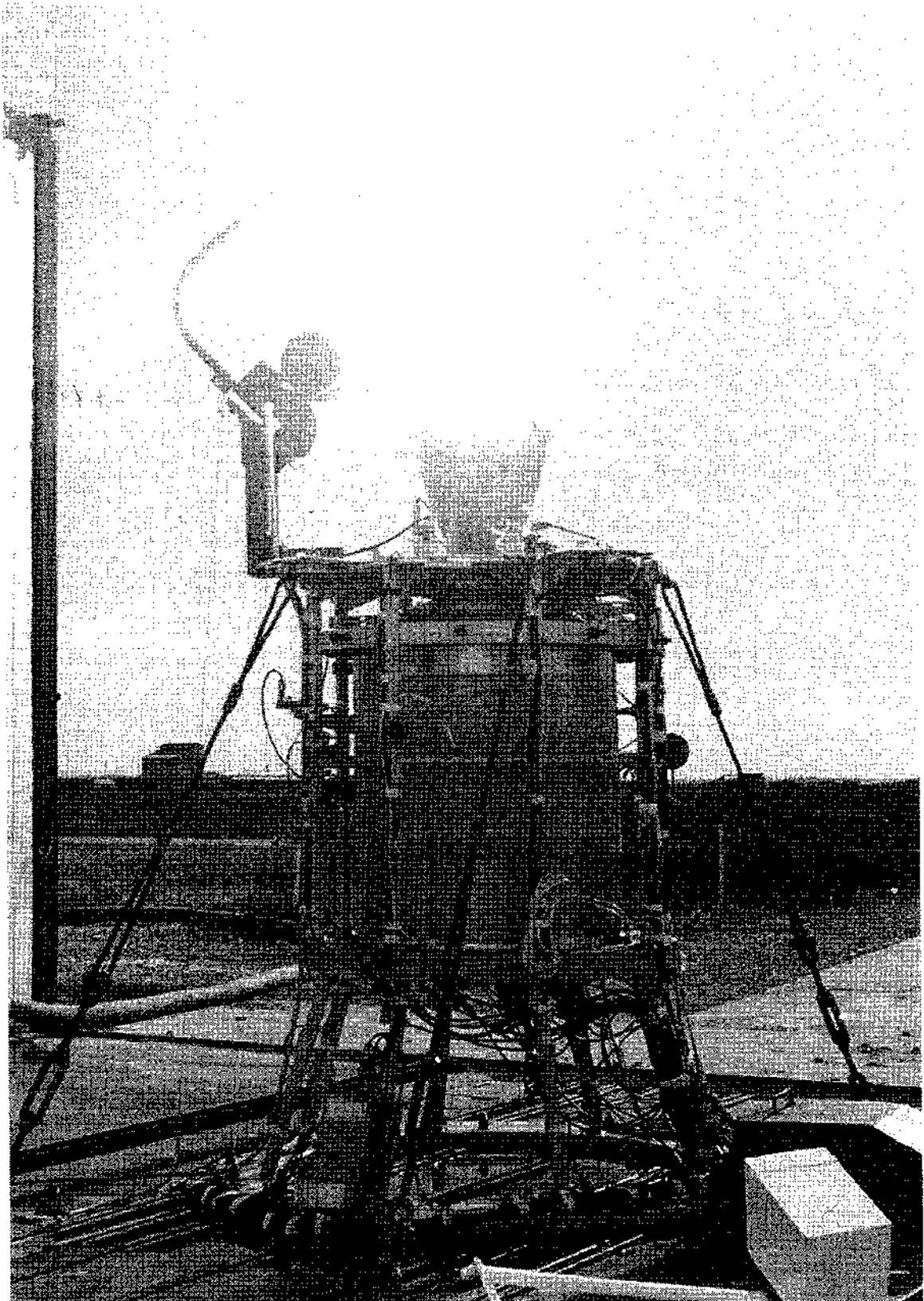


Fig.10 : Essai au banc d'un propulseur RITA (cliché CAEPE)

« Ensemble arrière » à quatre tuyères d'un missile balistique S2.

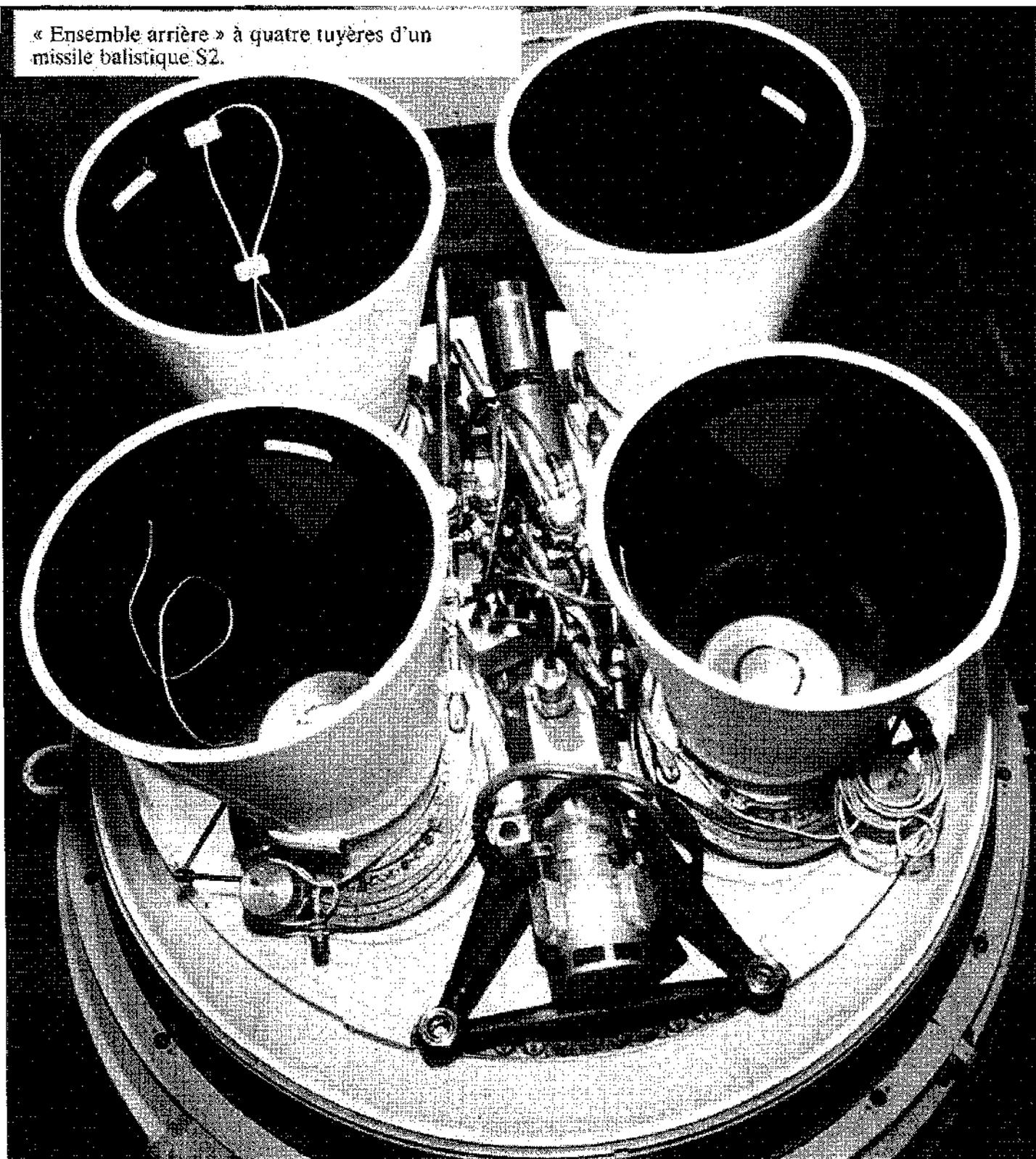


Fig.11 : Fond arrière de propulseur 902 (cliché SEP)

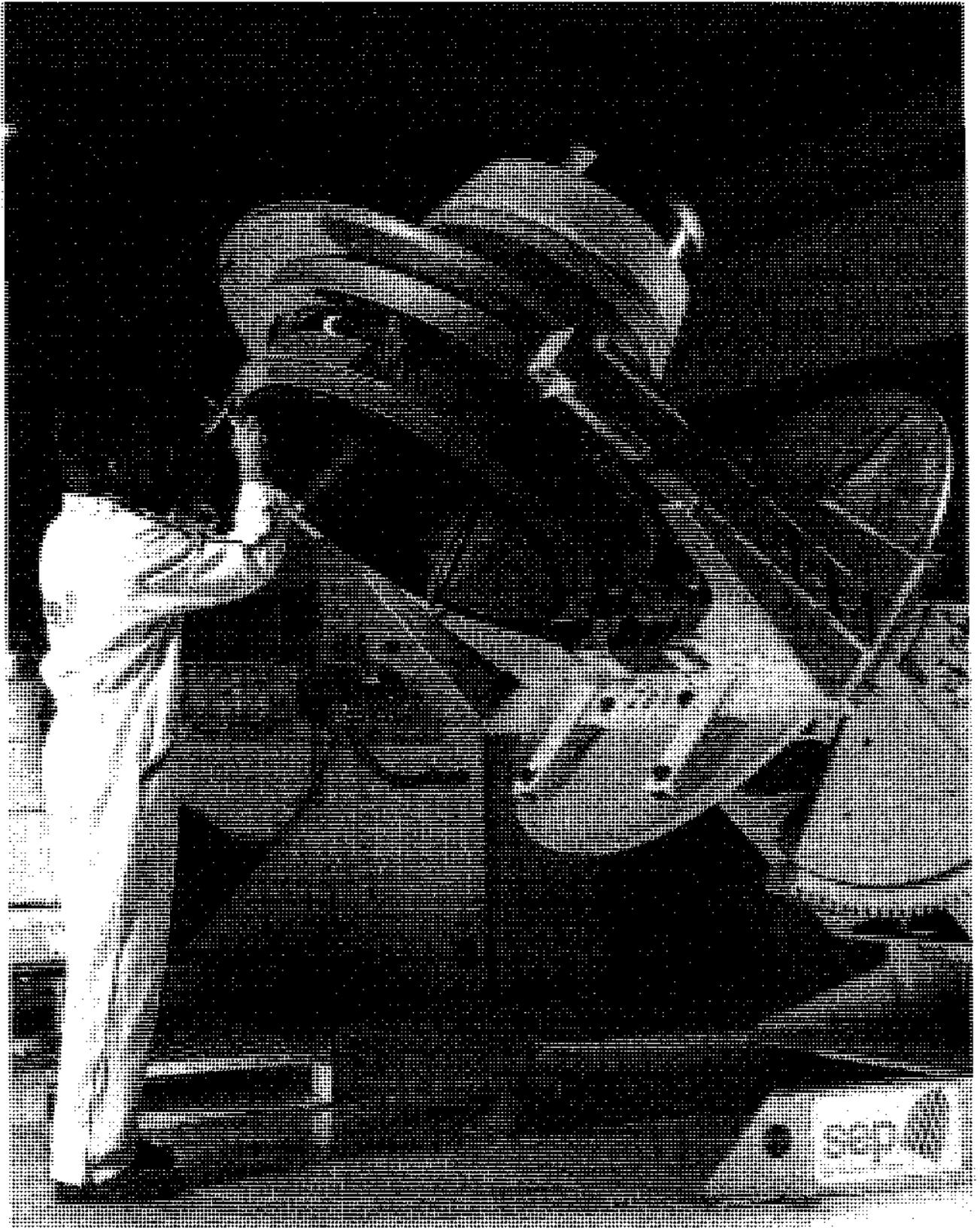


Fig.12 : Tuyère de propulseur M4 (cliché SEP)

PROPULSEUR . 401.

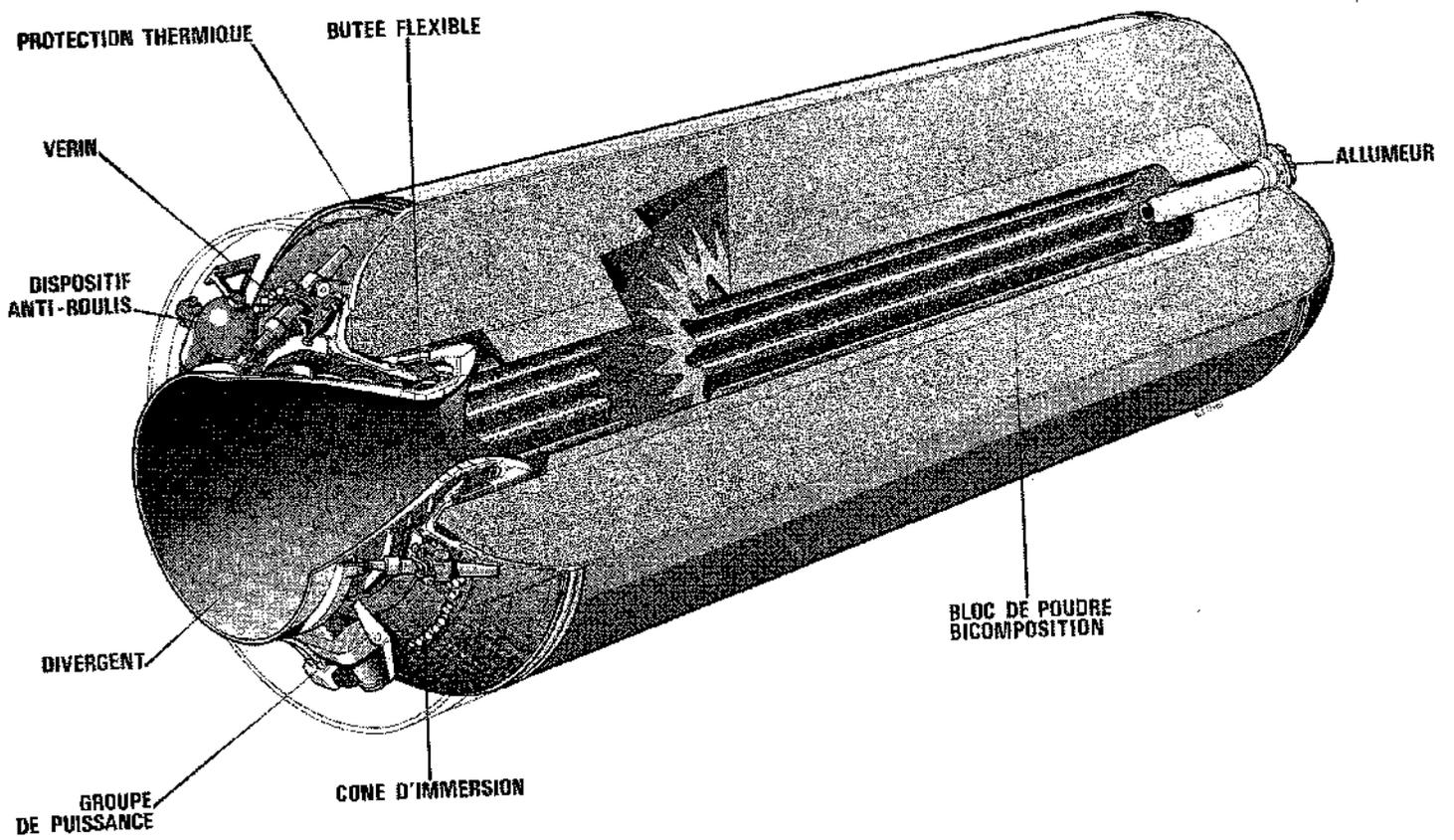


Fig.13 : Propulseur 401 (cliché SEP)

PROPULSEUR .402.

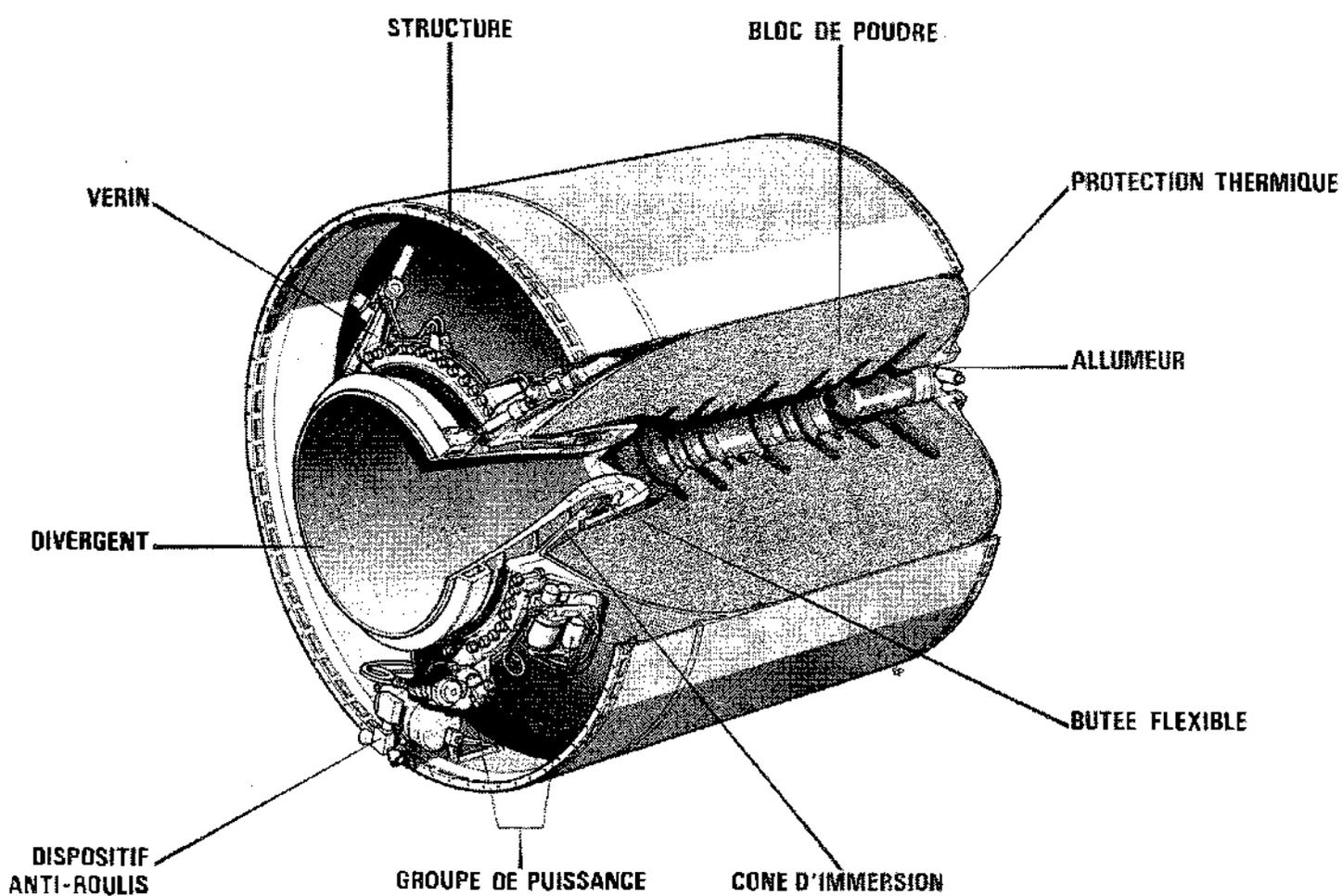


Fig.14 : Propulseur 402 (cliché SEP)

PROPULSEUR "PM.403"

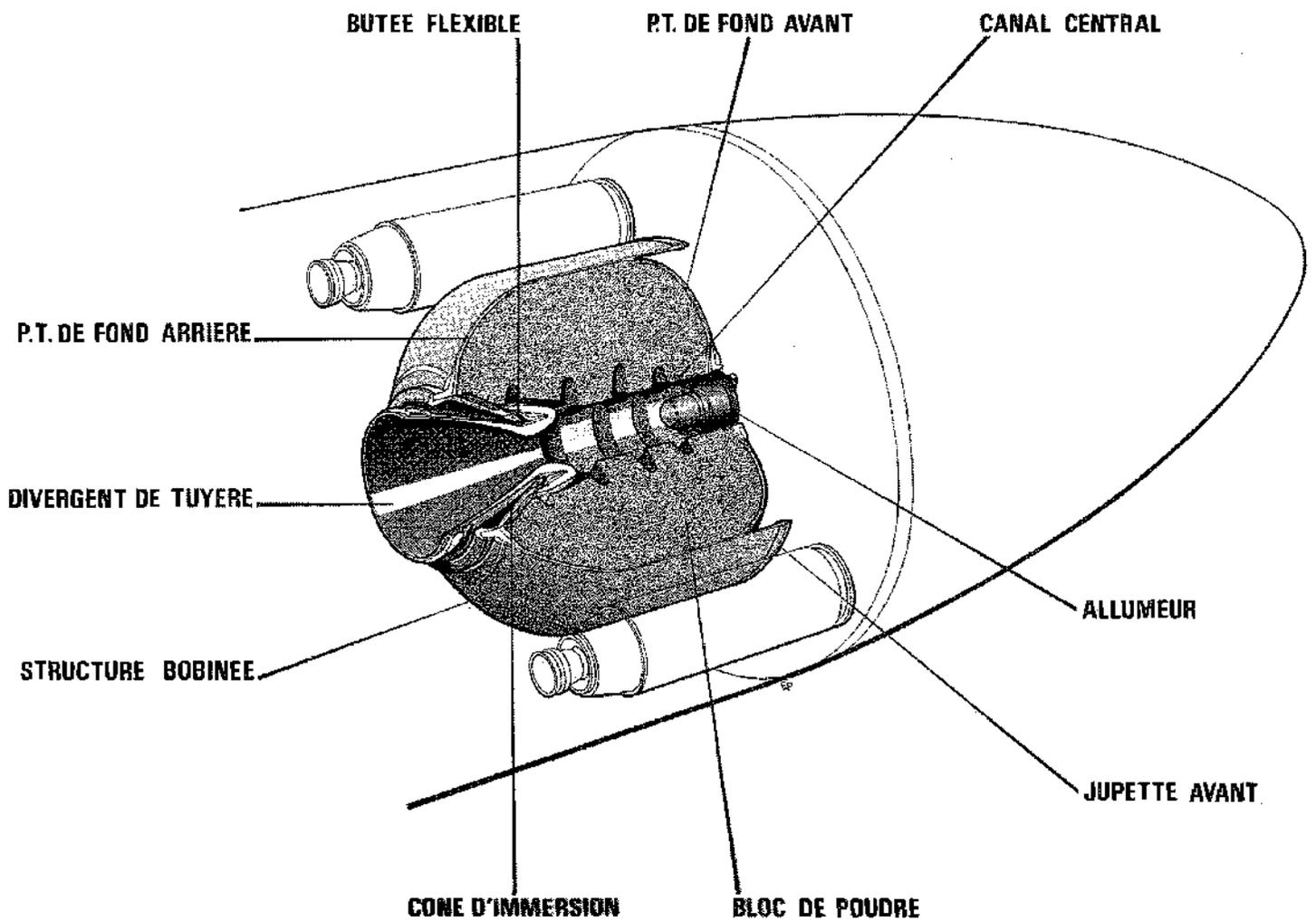


Fig.15 : Propulseur 403 (cliché SEP)

PROPULSEUR 404

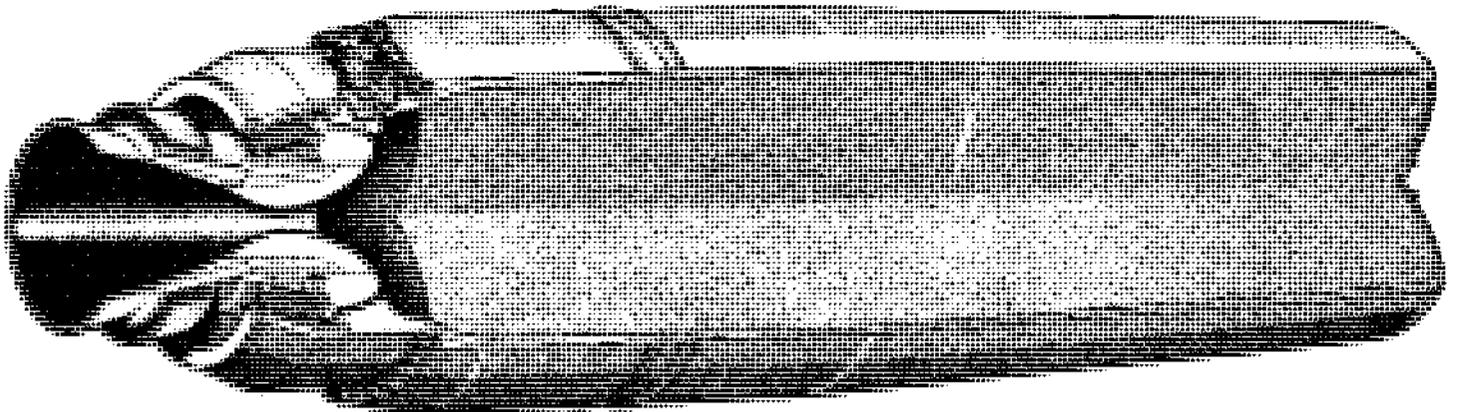


Fig.16 : Propulseur 404 (cliché SEP)

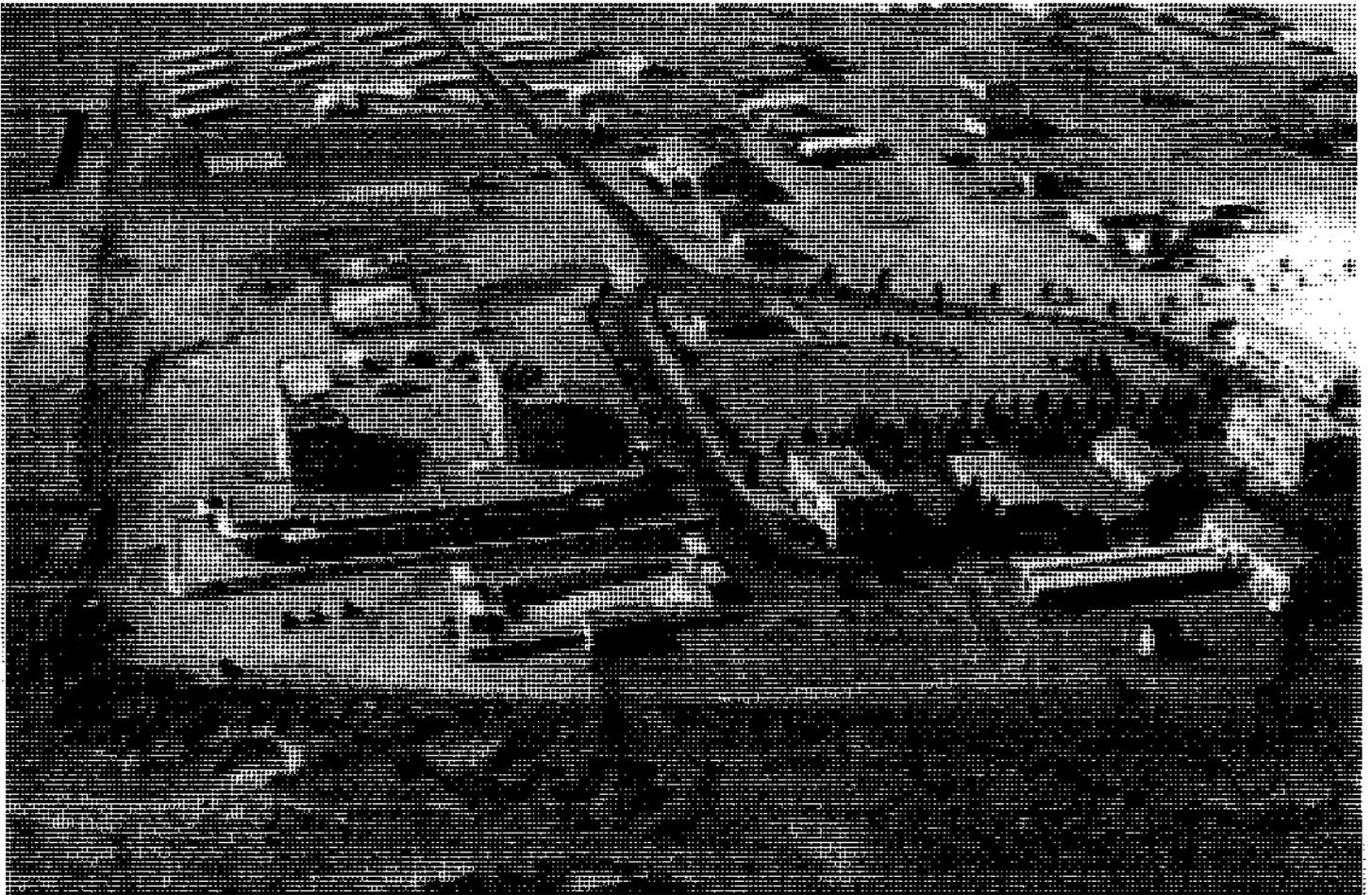


Fig.17 : La Base-vie d'Hammaguir (1966) (cliché CIEES)

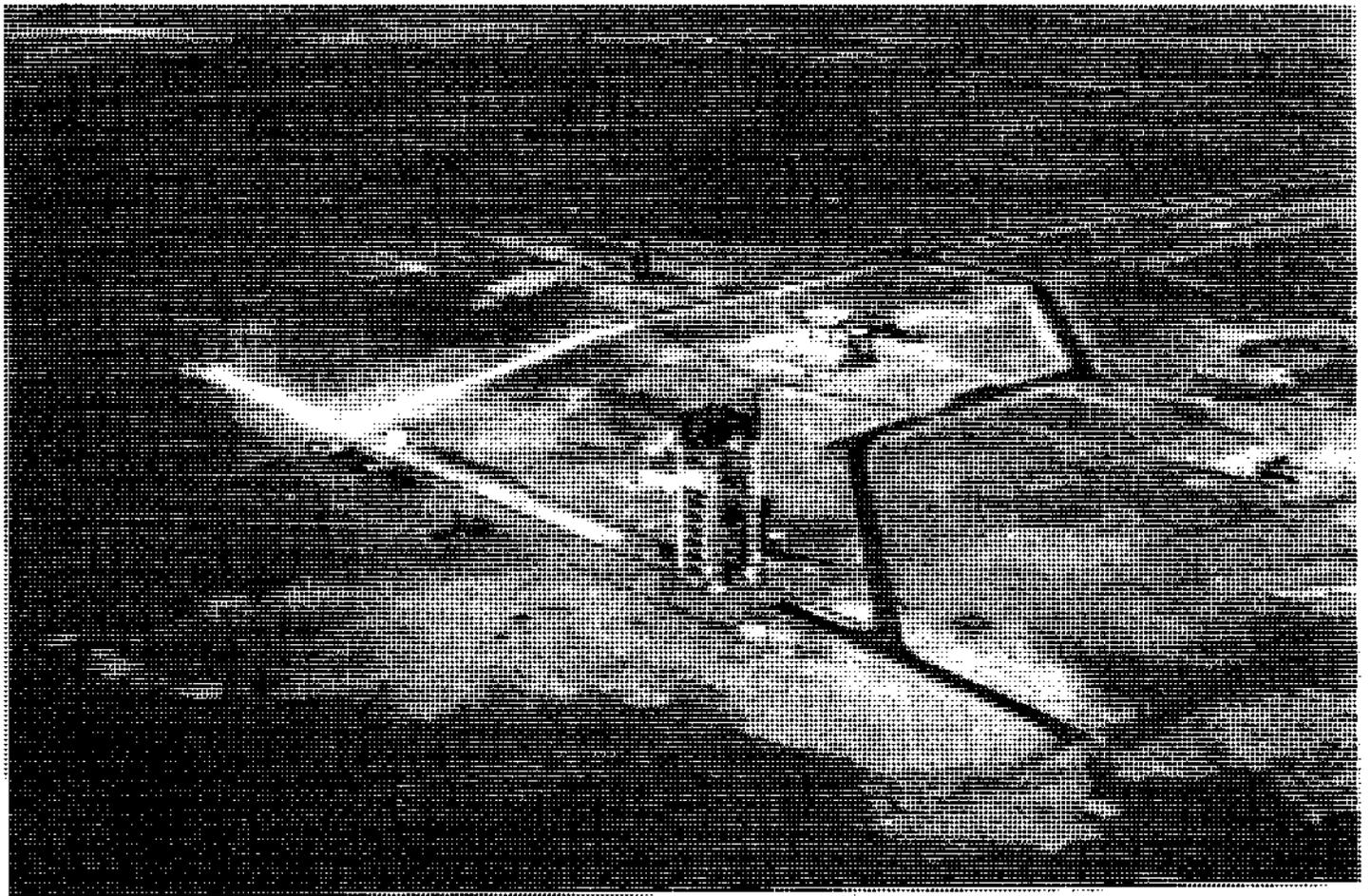


Fig.18 : La Base Brigitte à Hammaguir (1965) (cliché CIEES)

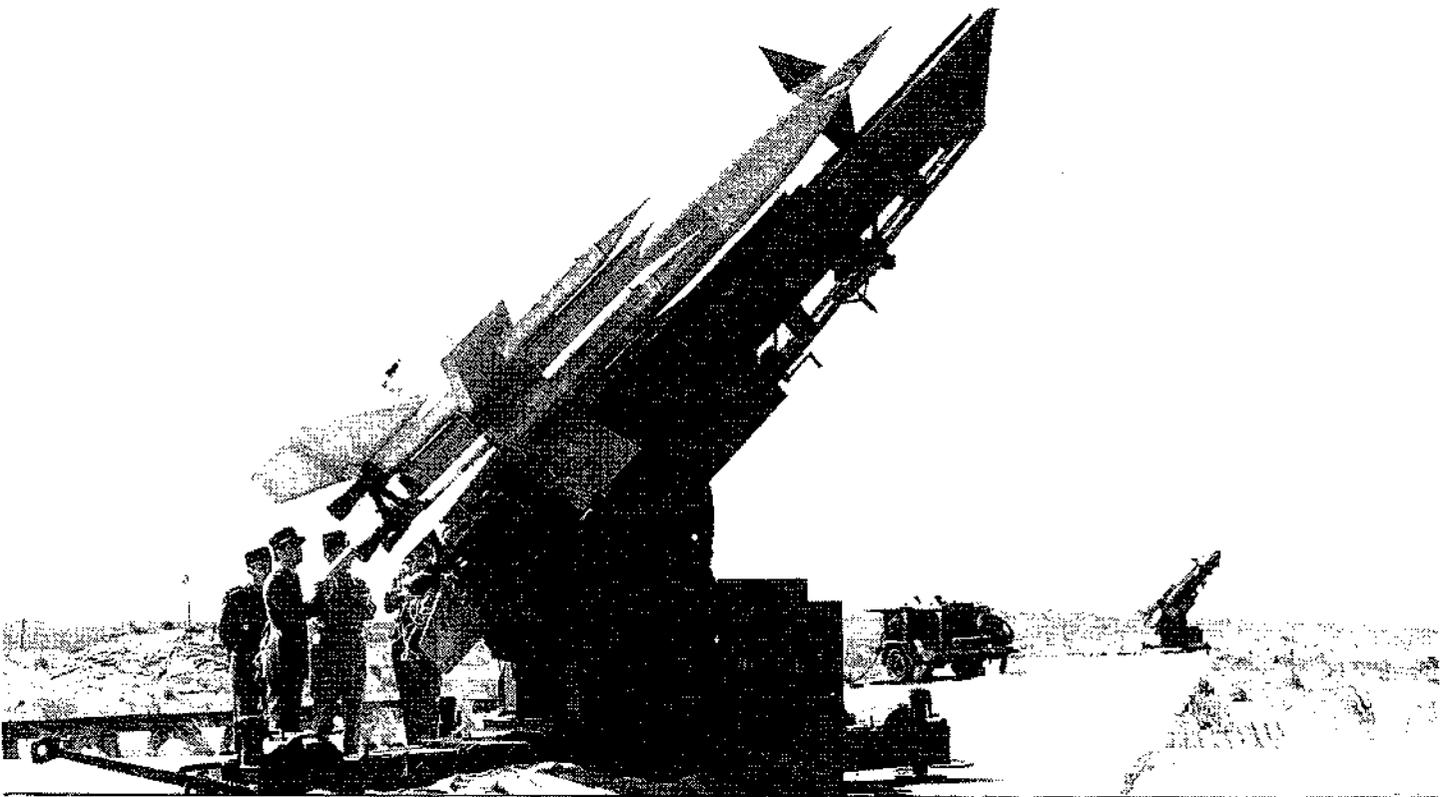


Fig.19 : Missile Parca sur sa rampe de lancement (cliché CIEES)

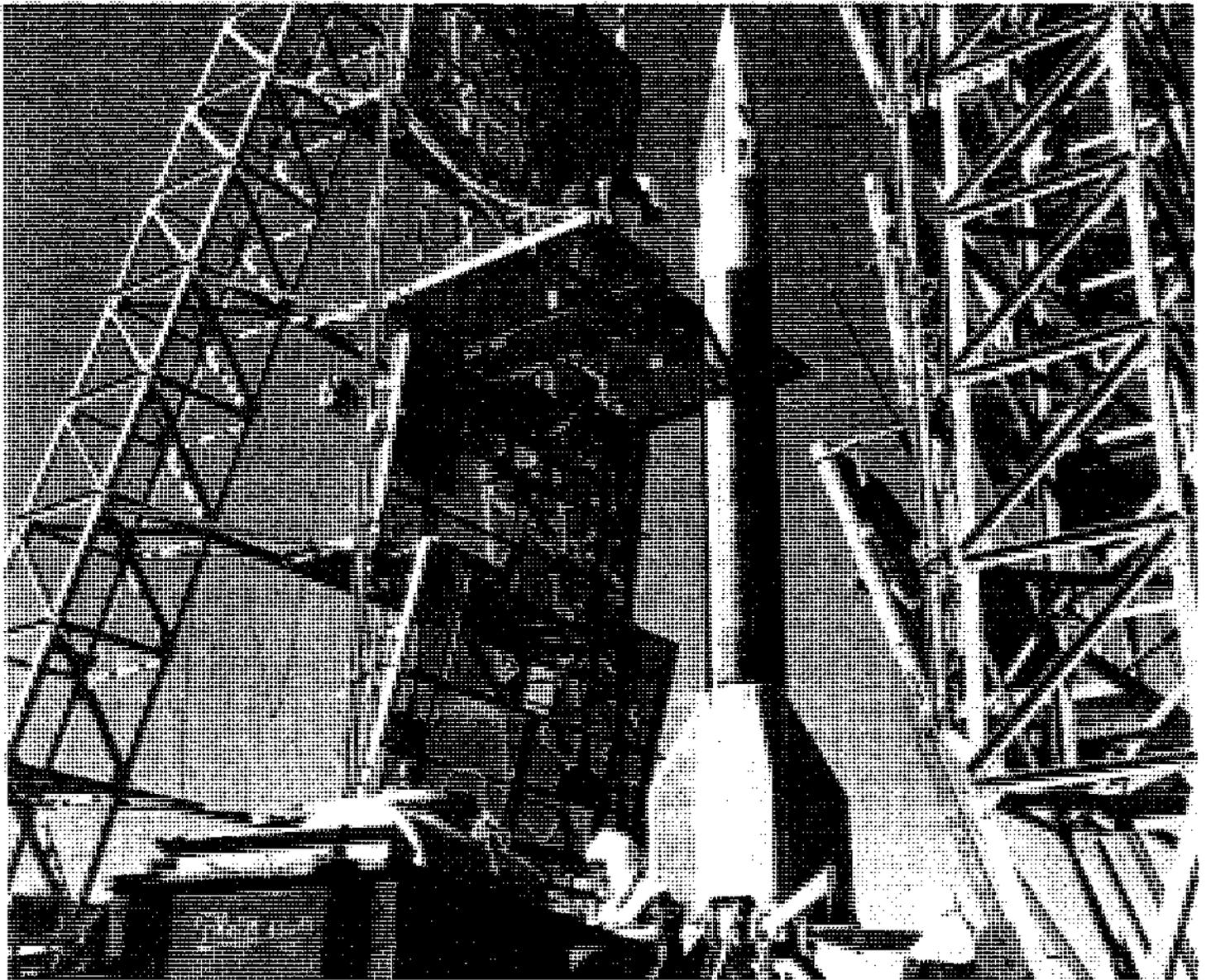


Fig.20 : Fusée Véronique sur son socle de tir (cliché CIEES)

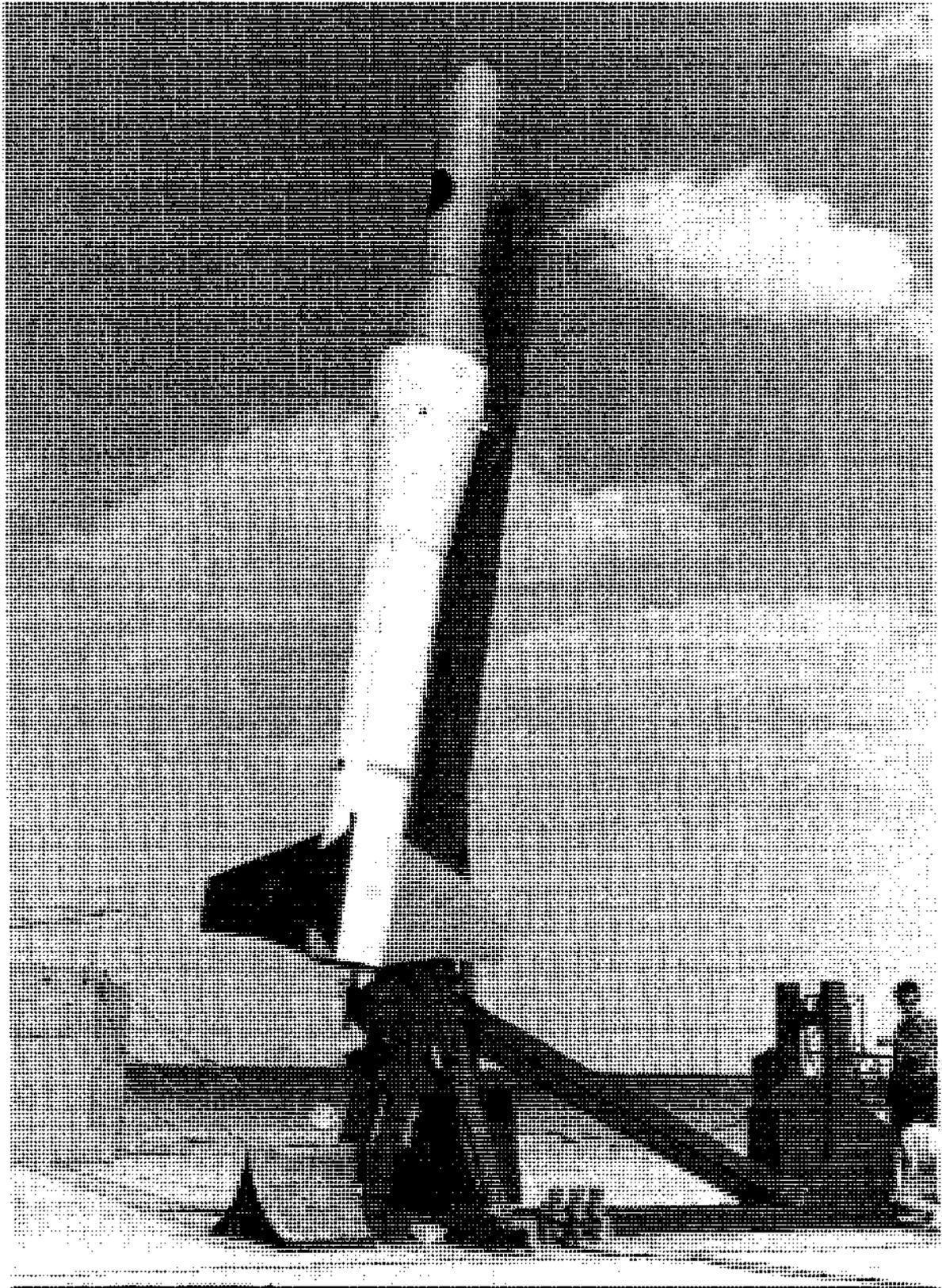


Fig.21 : Le VE110 Agate sur sa rampe (1962) (cliché CIEES)

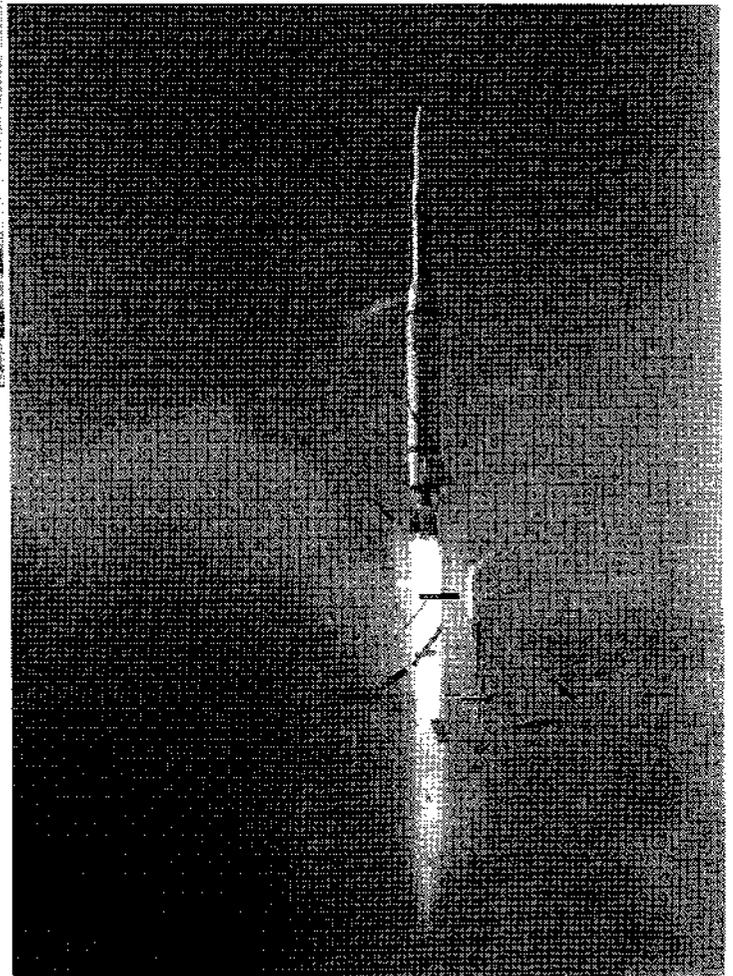
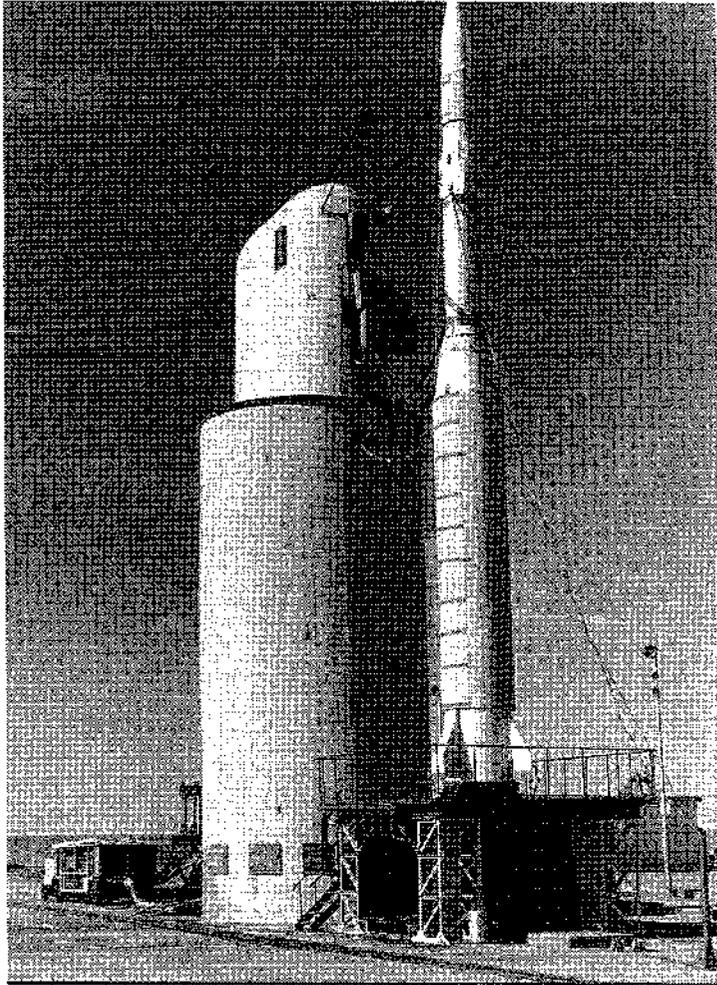


Fig.22 : La fusée Diamant sur son socle de tir à Hammaguir (1966) (cliché CIEES)
Fig.23 : Lancement d'une fusée Diamant (1966) (cliché CIEES)

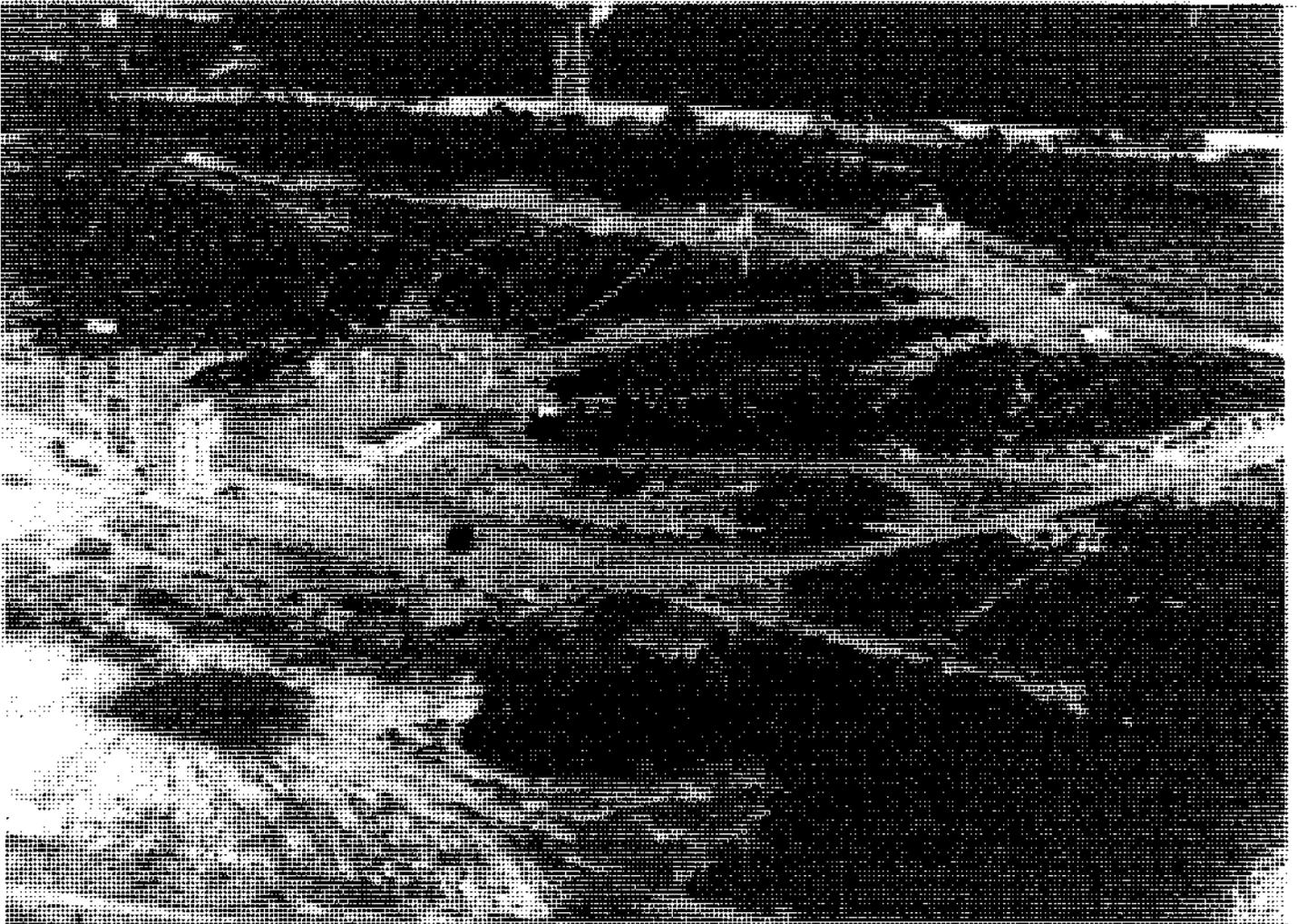


Fig.24 : La Base de lancements balistiques (BLB) du CEL (1968) (cliché CEL)



Fig.25 : La salle opérations du PCCT du CEL (cliché CEL)

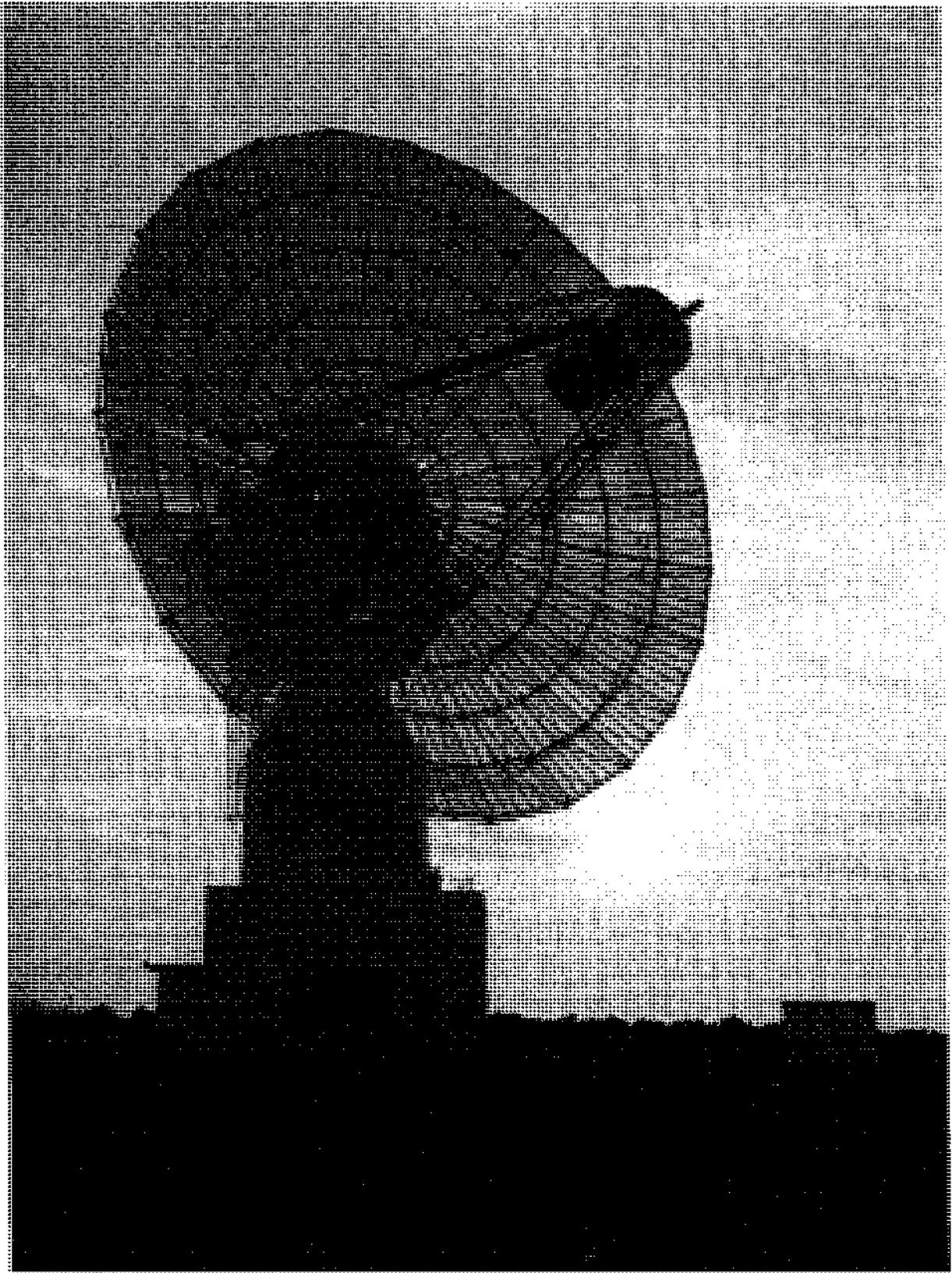


Fig.26 : L'antenne de télémétrie Cyclope (cliché CEL)

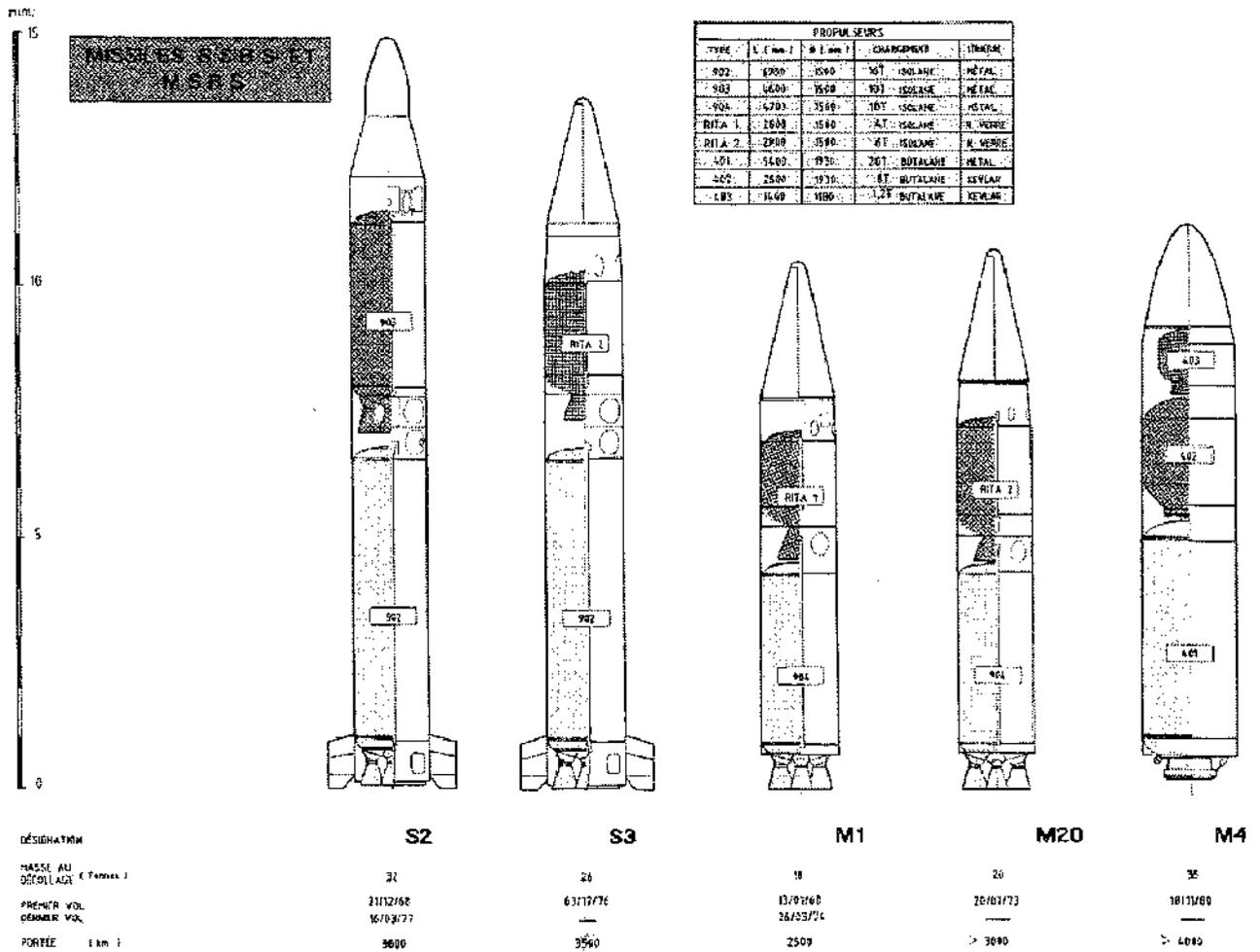


Fig.27 : Les missiles MSBS et SSBS (cliché Aérospatiale)

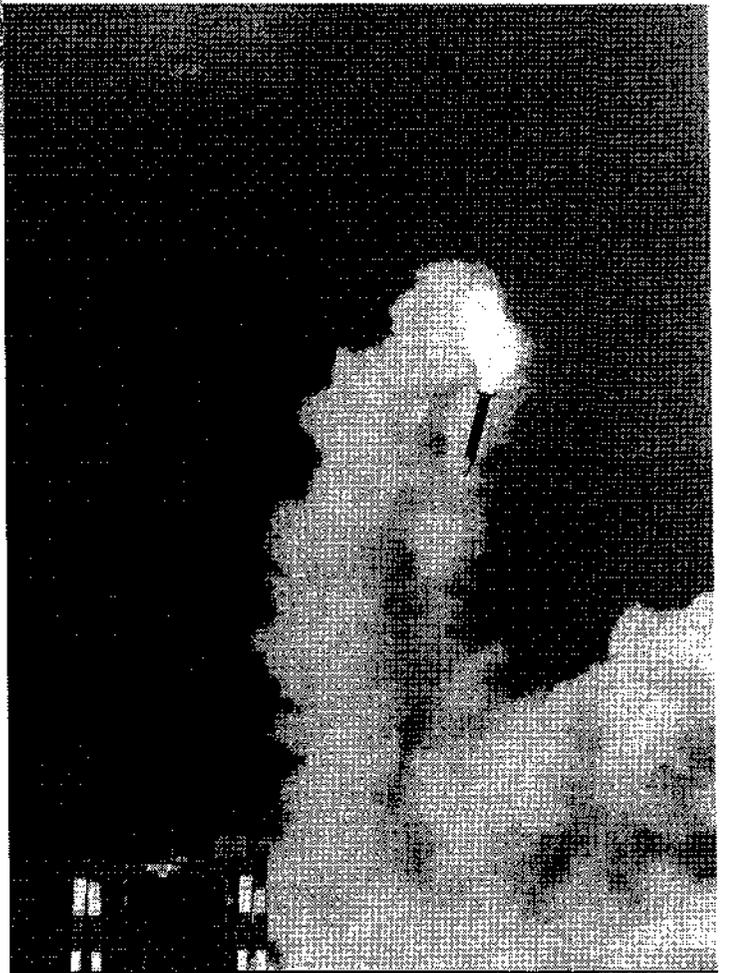
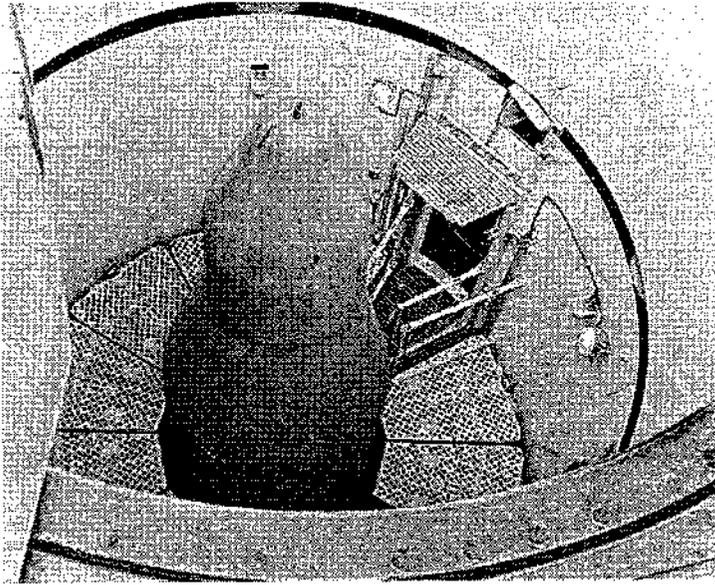


Fig.28 : Missile SS85 S2 dans son silo (cliché CEL)
Fig.29 : Tir d'un SSBS/SO 1(1968)-(Echec) (cliché CEL)

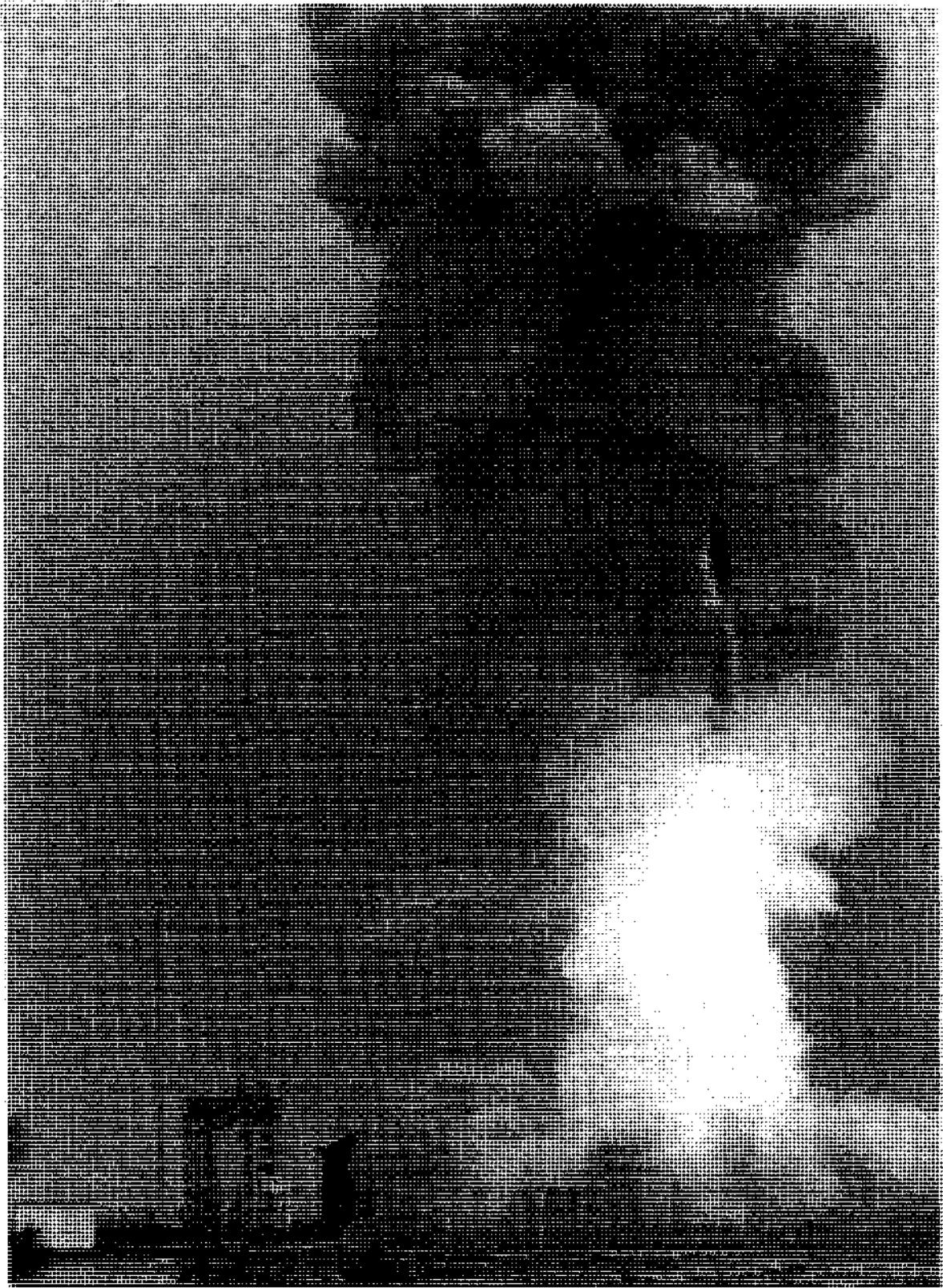


Fig.30 : Sortie de silo d'un SSBS /S3 (cliché CEL)

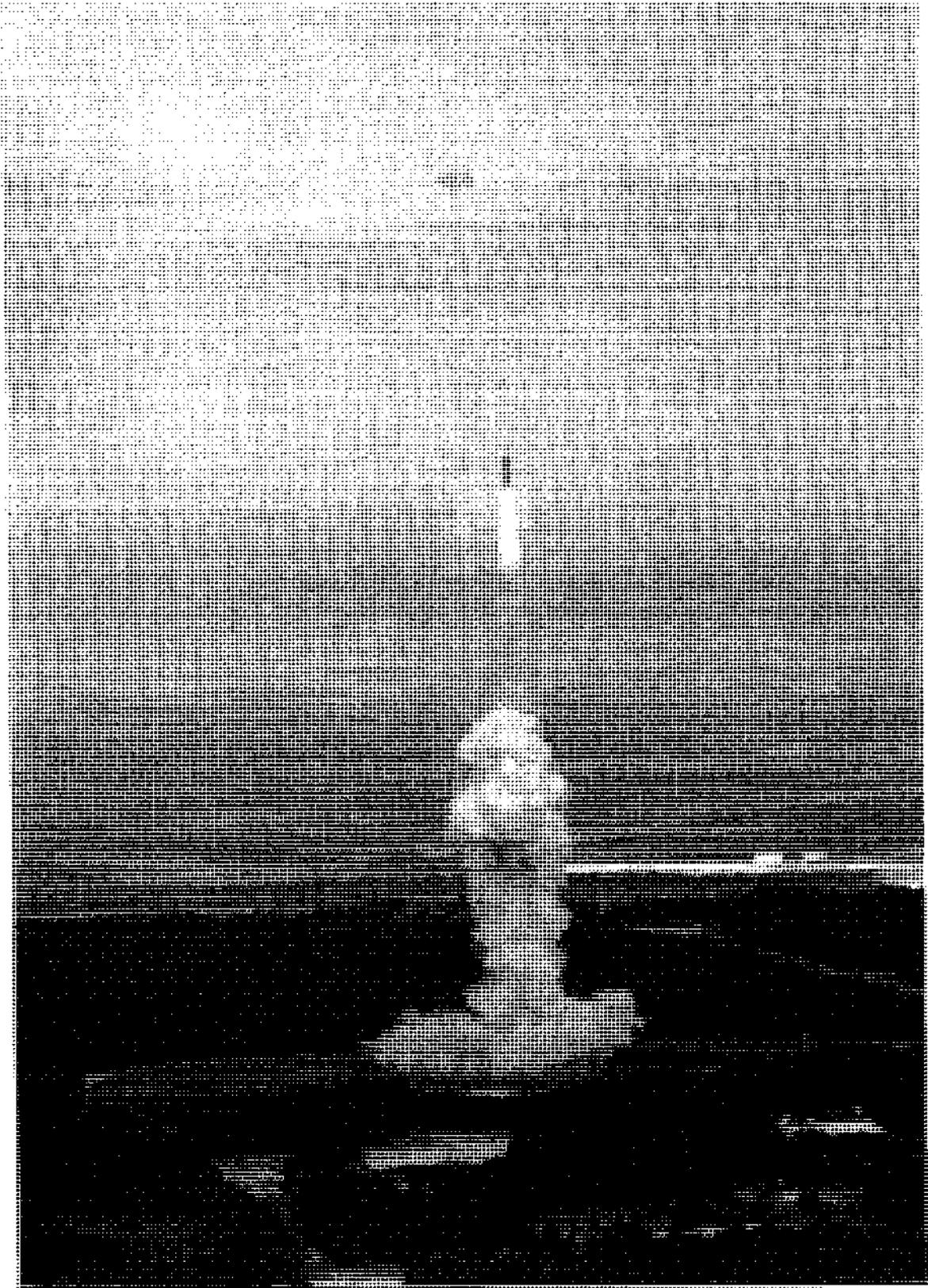


Fig.31 : Tir d'un SSBS/S3 au CEL (cliché CEL)

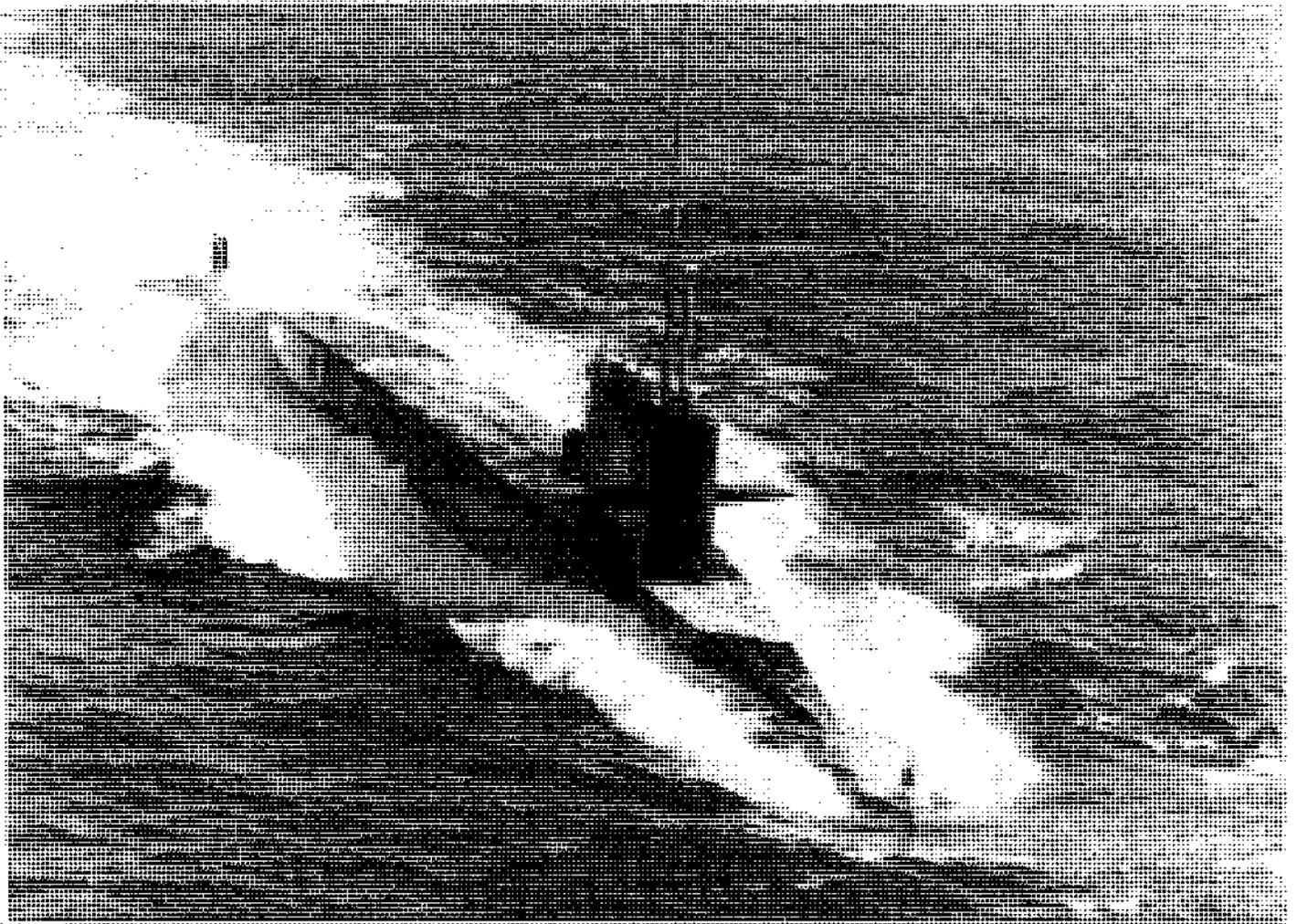


Fig.32 : Le SNLE Le Redoutable et son mât de champ de tir (cliché CEL)

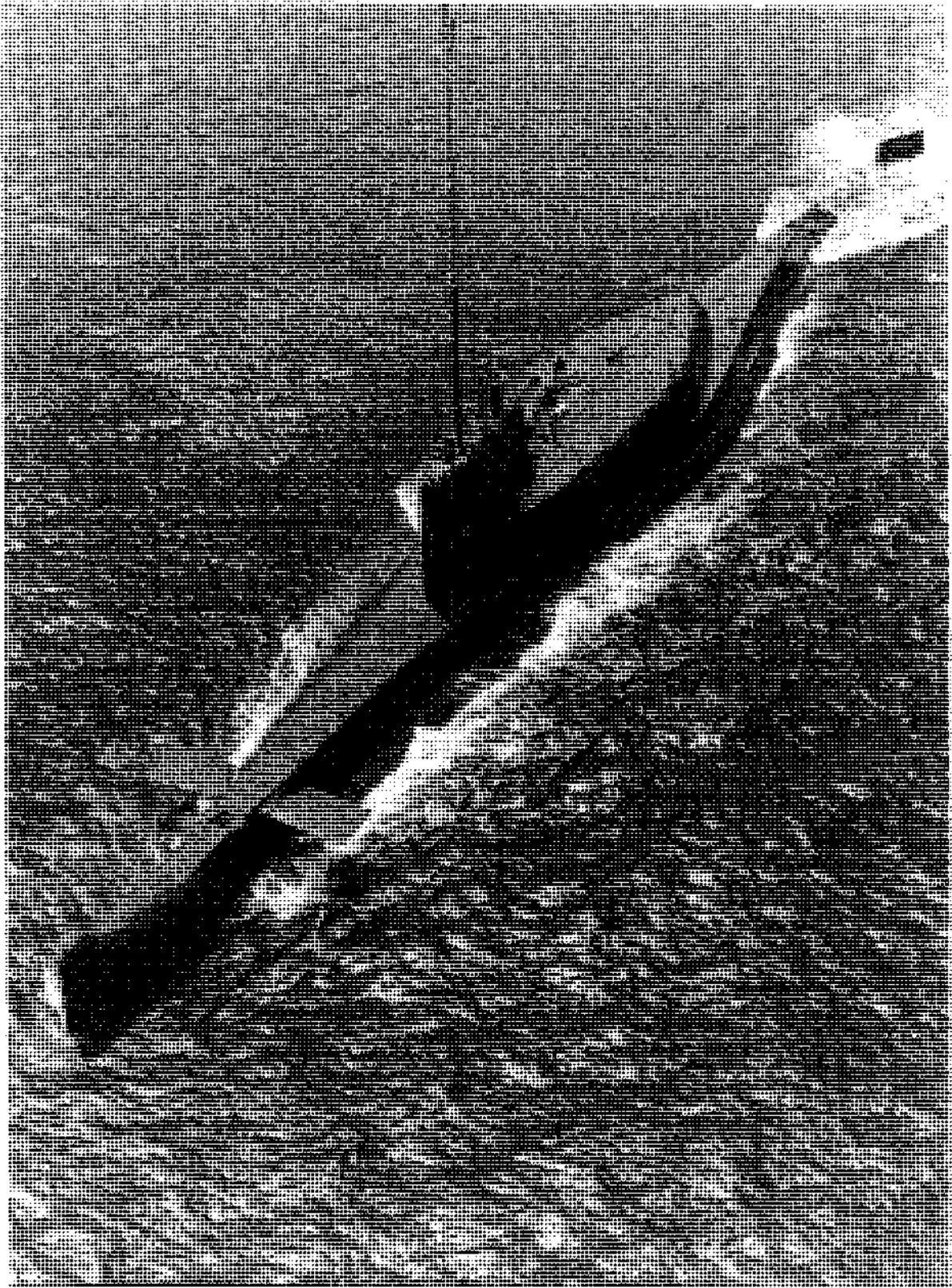


Fig.33 : Le sous-marin expérimental Gymnote (cliché CEL)

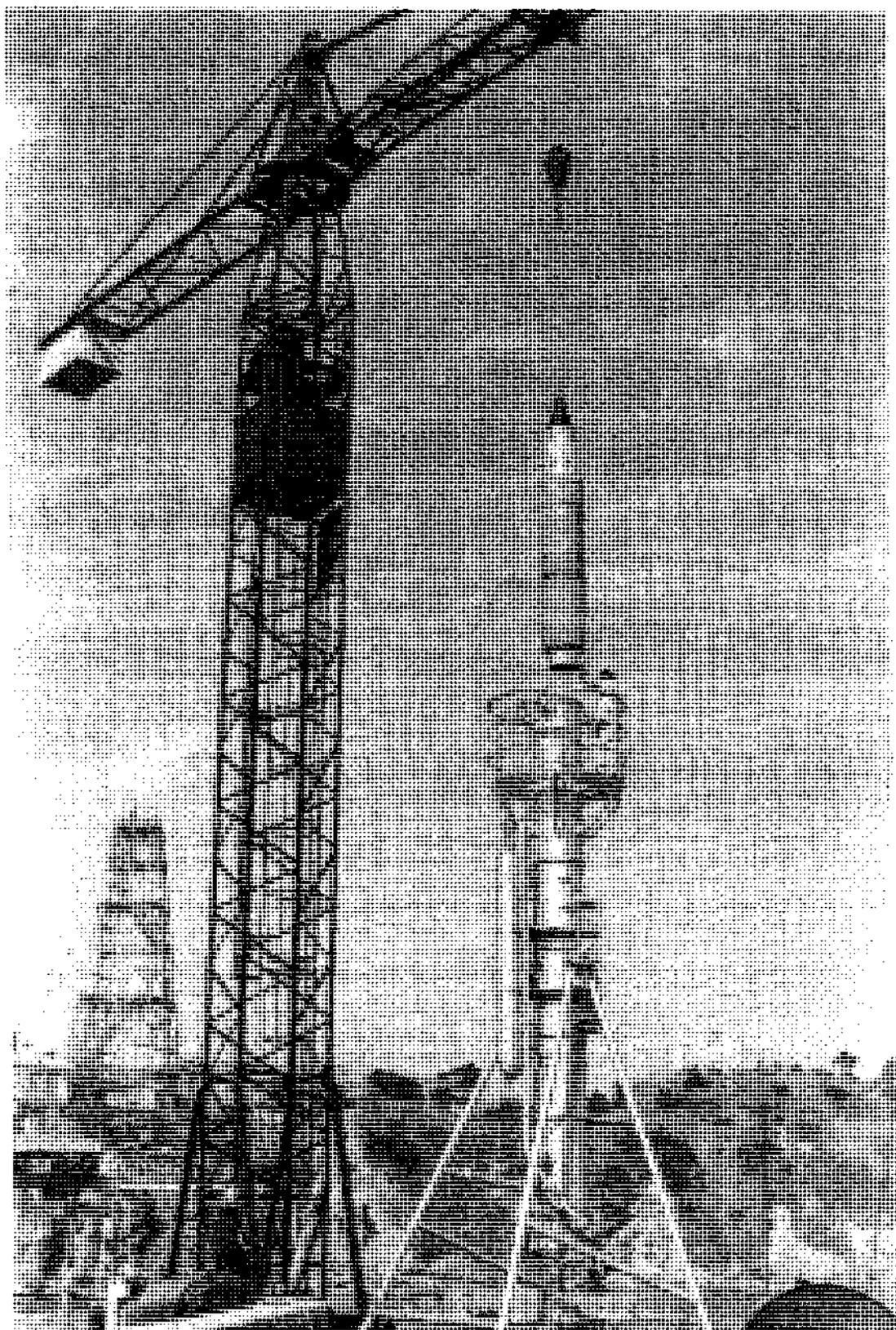


Fig.34 : Essai de chasse d'une maquette MSBS au centre du Canier (DCN Toulon) (1962) (cliché DCN)

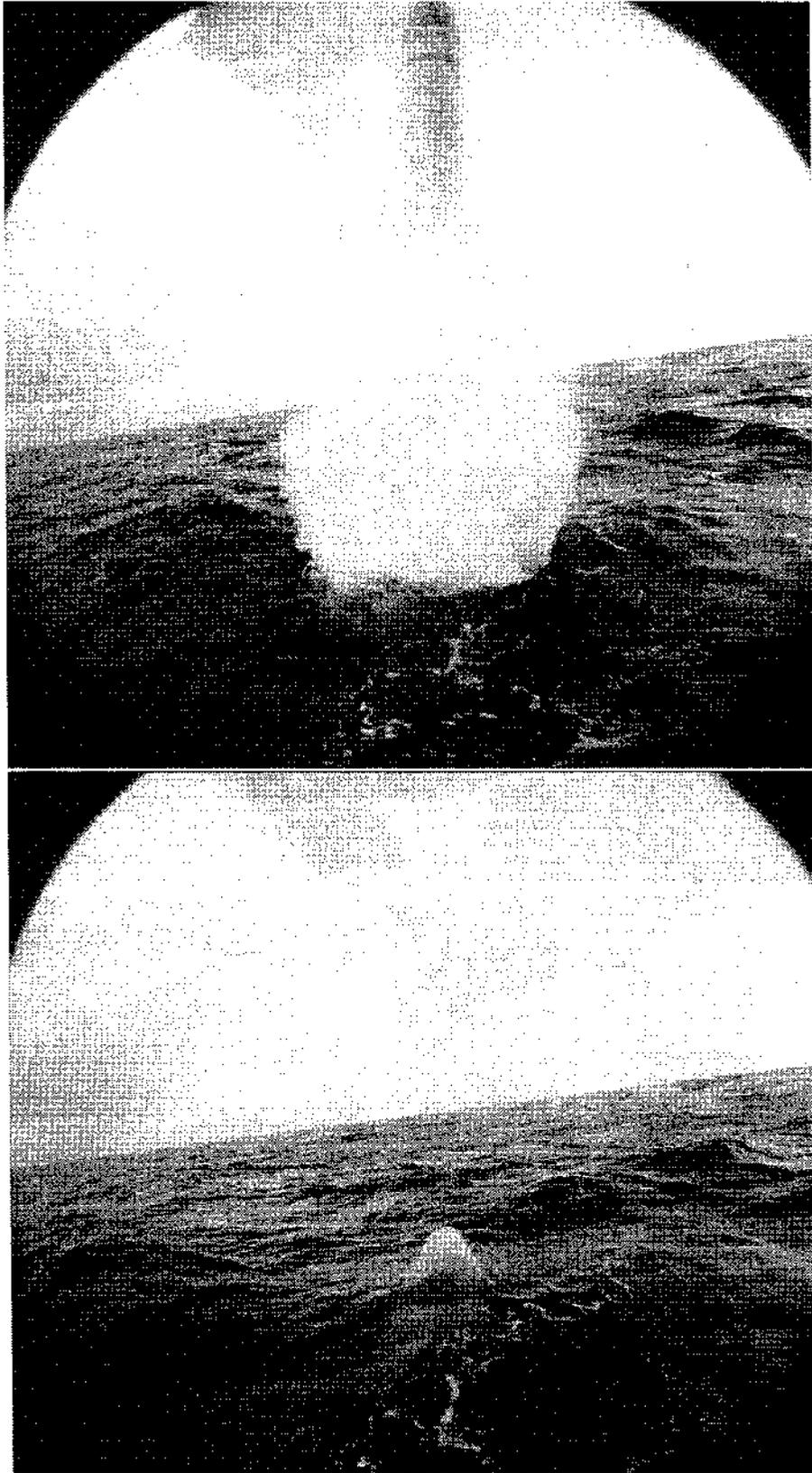


Fig.35 : Sortie d'eau d'un missile M4 (cliché CEL)



Fig.36 : Tir MSBS/M 112 à partir du caisson sous-marin NEMO (1967) (cliché CEM)

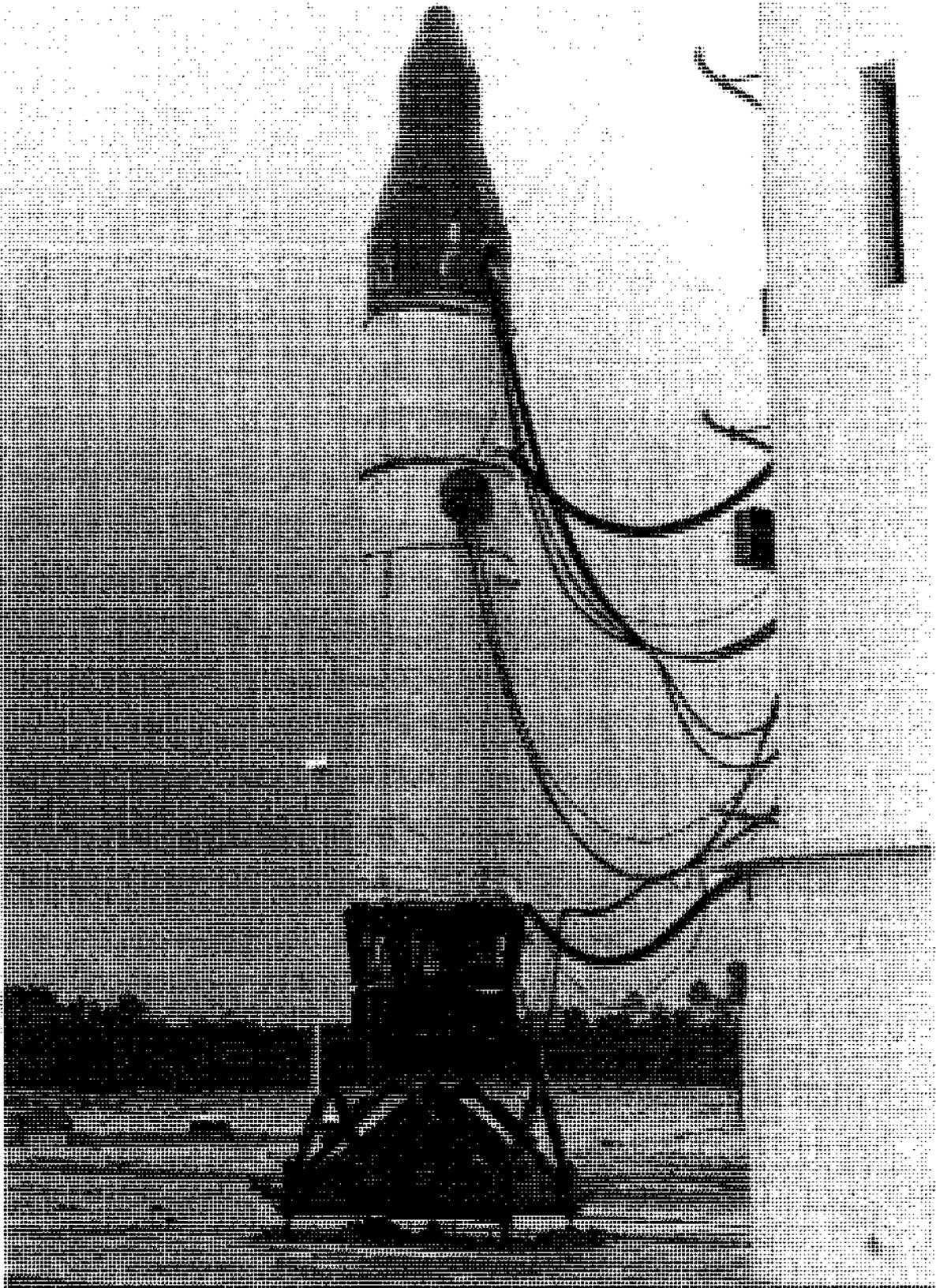


Fig.37 : Missile MSBS/M 012 sur son socle au CEL (1968) (cliché CEL)

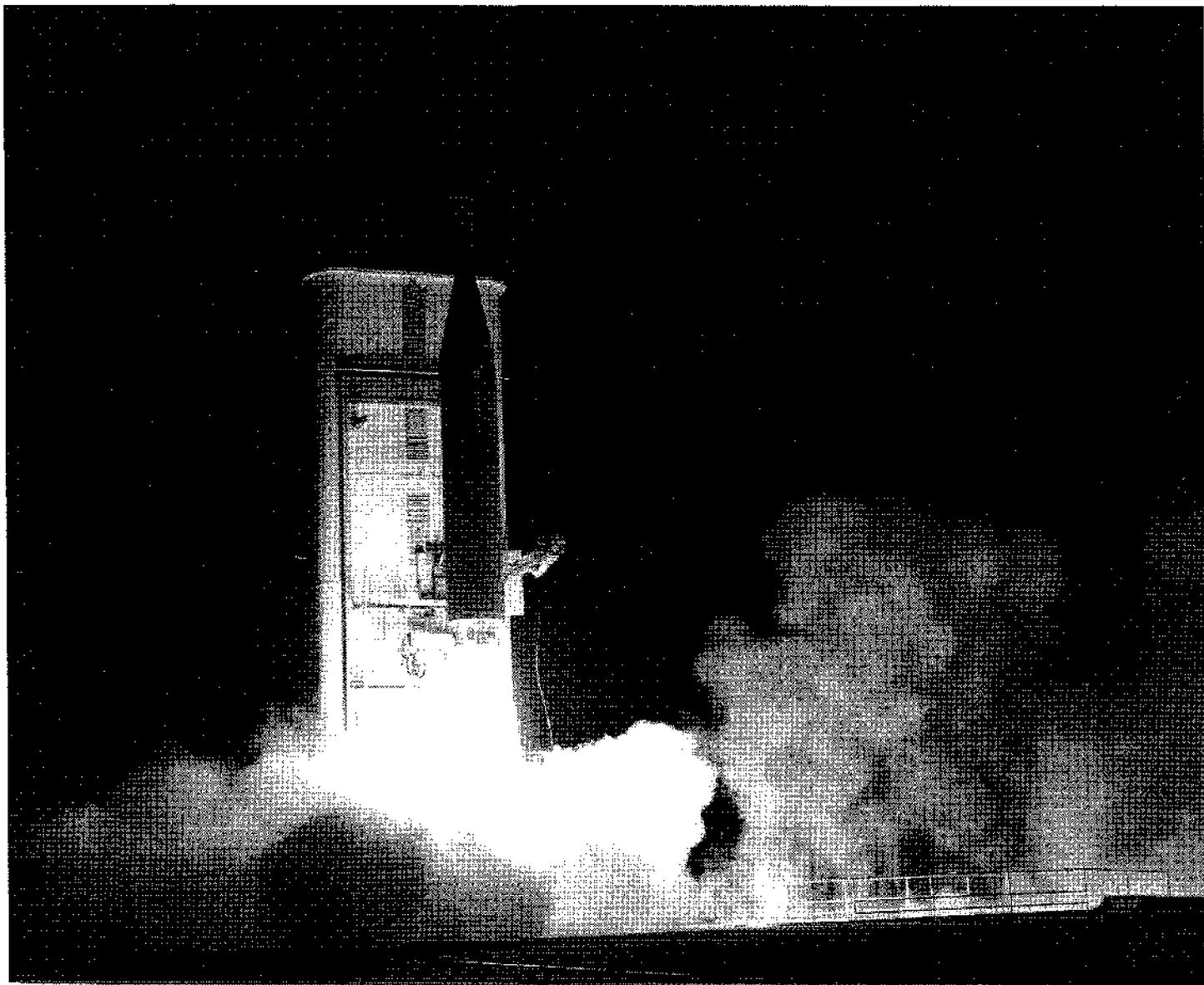


Fig.38 : Tir MSBS/M 02 de nuit au CEL (cliché CEL)



Fig.39 : Le ciel landais à l'issue de l'échec d'un tir MSBS/M 020 (1974) (cliché CEL)

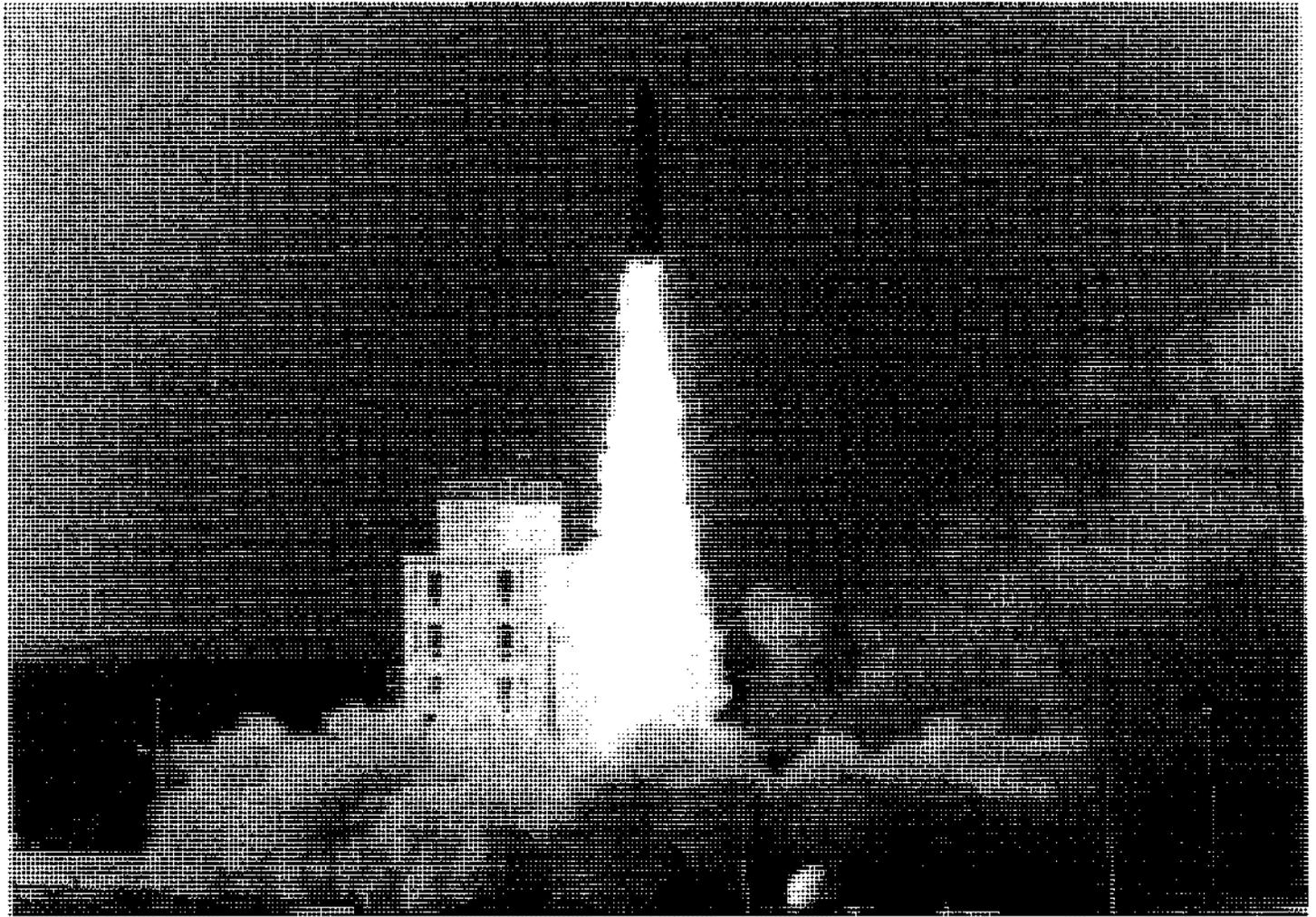


Fig.40 : Tir d'un MSBS/M4 au CEL(1981) (cliché CEL)

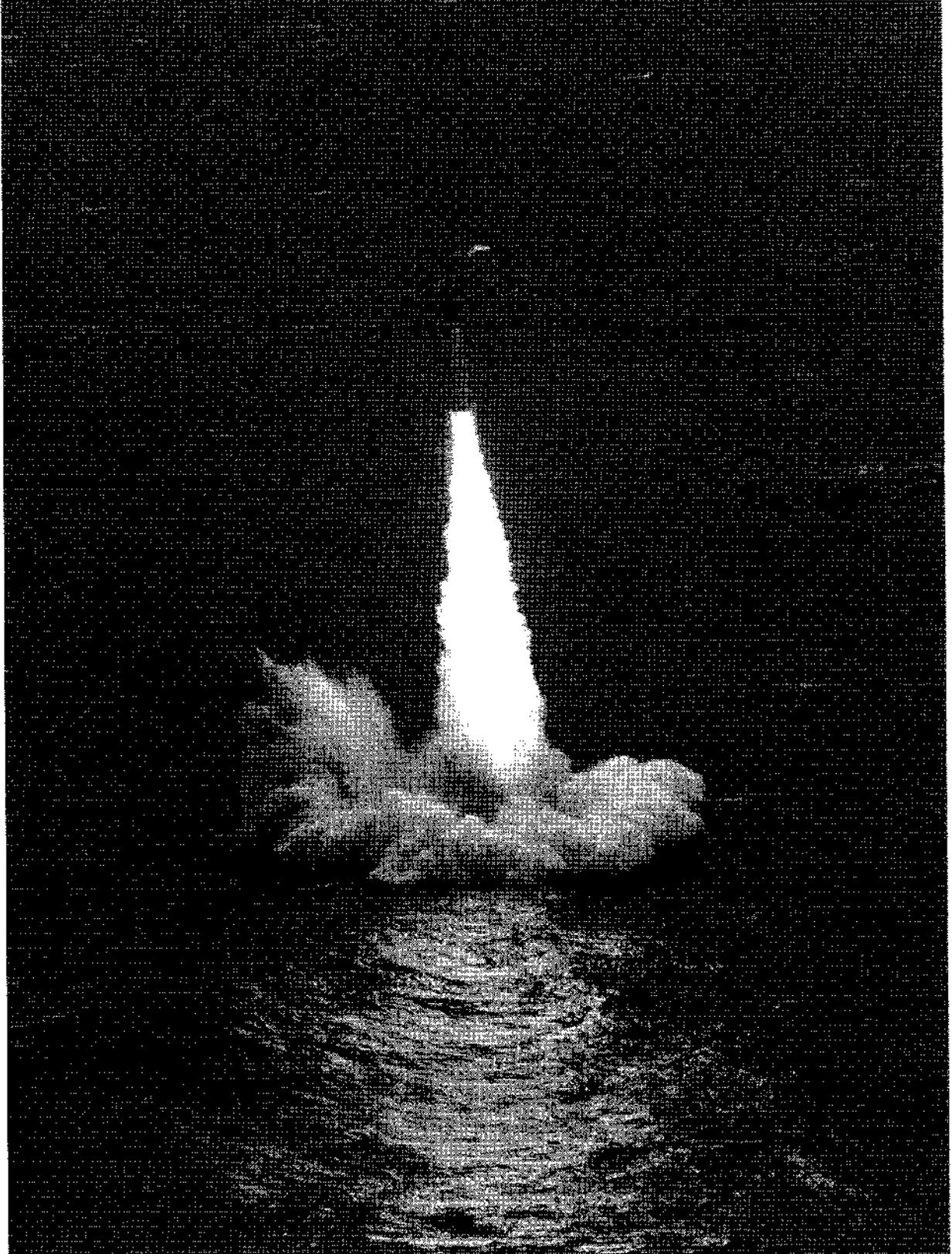


Fig.41 : Tir en mer d'un MSBS/M4 (cliché CEL)



Fig.42 : Tir d'un missile sol-sol Pluton (diché CEL)

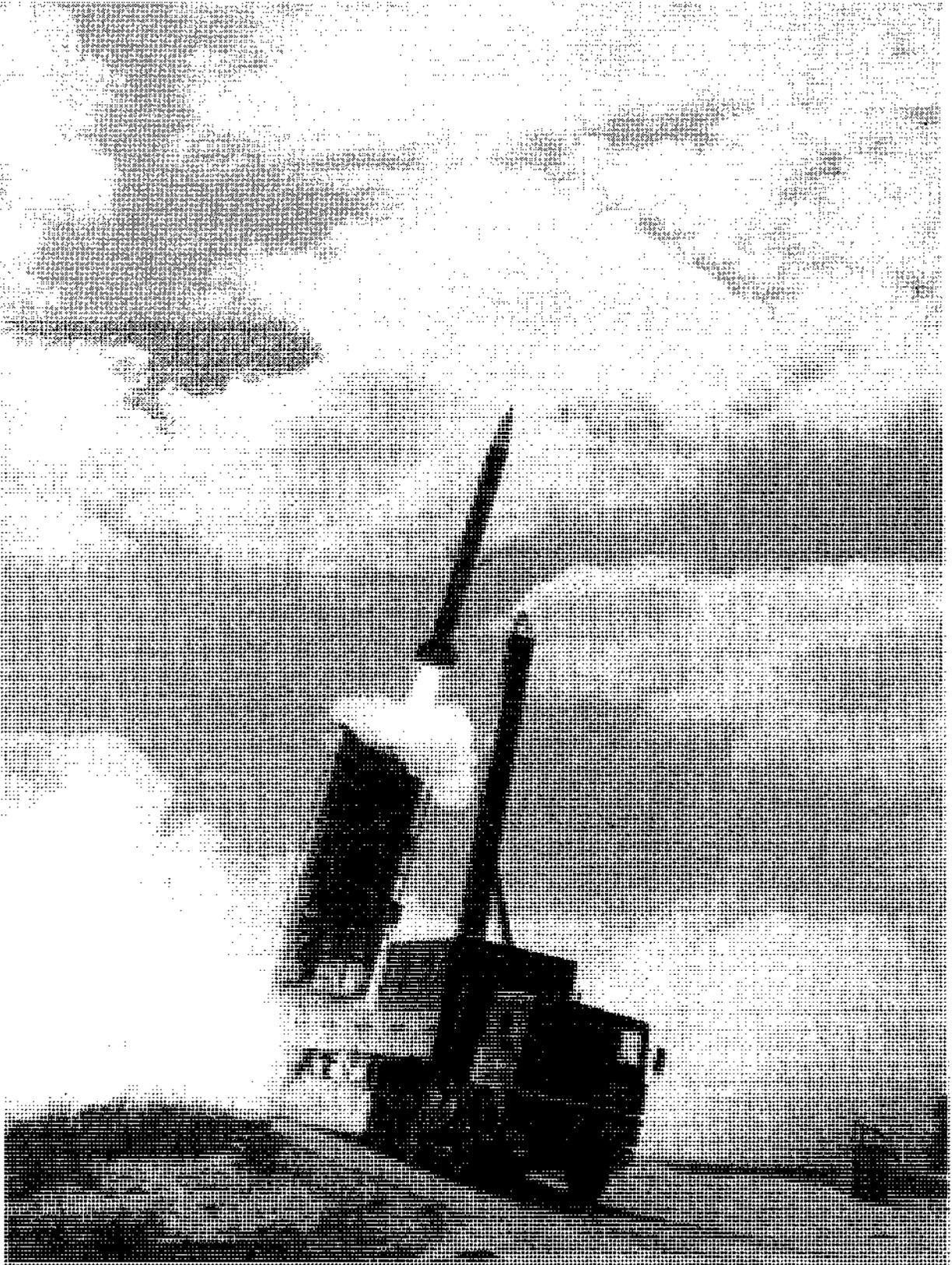


Fig.43 : Tir d'un Hadès au CEL (cliché CEL)



Fig.44 : Le BEM Henri Poincaré (cliché Marine Nationale)



Fig.46 : Le BEM Monge (cliché Marine Nationale)

