

LA COOPERATION FRANCO-ALLEMANDE DANS LE DOMAINE DES MOTEURS-FUSÉES CRYOTECHNIQUES

PAR CHRISTOPHE ROTHMUND,

SNECMA, Vernon

INTRODUCTION

En 1945, la France bénéficia de l'apport de deux groupes de spécialistes allemands en propulsion-fusée :

– l'un provenait du centre de recherches de Peenemünde de l'armée allemande où il avait participé au développement du missile balistique V2 sous la direction de Werner von Braun,

– l'autre avait pour origine la société BMW et était spécialisé dans les moteurs-fusées pour la propulsion des avions de chasse.

Chacun de ces groupes rejoignit un établissement particulier :

– le groupe des spécialistes du V-2 fut affecté au LRBA (Laboratoire de recherches balistiques et aérodynamiques, à Vernon dans l'Eure) où il contribua à la mise au point de la propulsion des fusées-sondes Véronique et Vesta, puis des lanceurs de satellites français (famille Diamant) et européens (EUROPA et Ariane),

– l'autre fut affecté à la SEPR (Société d'études de la propulsion par réaction) à Villejuif (environs de Paris) où il contribua au développement des moteurs-fusées des avions de chasse français Trident puis Mirage 3 (moteurs SEPR 841 et 844).

Si ces activités s'inscrivaient dans un cadre purement national, dès 1960 une première coopération franco-allemande eut lieu. En effet, dans le cadre du développement du lanceur européen Europa, l'industriel allemand ERNO, responsable du troisième étage de ce lanceur, fit appel à la SEPR pour le moteur principal.

Le développement du lanceur lourd européen Ariane dès 1973 fut l'occasion de la mise en place d'une vraie coopération dans le domaine des moteurs cryotechniques. L'idée d'utiliser la combustion de l'hydrogène et de l'oxygène pour obtenir un moteur-fusée aux performances très élevées date de 1903, ce n'est que près de 60 ans plus tard que ce concept fut réalisé pour la première fois.

CONTEXTE

En France, la propulsion fusée à propergols liquides débute par les travaux du pionnier de l'aviation Robert Esnault-Pelterie peu avant le début de la seconde guerre mondiale. Le conflit retardera ces travaux au point de repousser le vol de cet engin à 1945. Ce n'est que le 30 mai 1944 qu'un ingénieur du ministère de l'Air, Fernand Florio, fonde au 91 de la rue Saint-Lazare à Paris la Société civile pour l'étude de la propulsion par réaction (SCEPR) qui deviendra rapidement la SEPR. Cette entreprise, la première en France à se spécialiser exclusivement dans la propulsion-fusée, consacrera les premières années de son existence à expertiser des propulseurs allemands récupérés et à s'en approprier la technologie. Quelques personnels allemands seront d'ailleurs incorporés à l'effectif; ils provenaient essentiellement du département « fusée » de la société BMW, dont les futurs moteurs SEPR seront les héritiers.

Deux ans après la création de la SEPR, le décret n° 401089 du 17 mai 1946 « relatif à la création d'un laboratoire de recherches et d'études » créait le LRBA, Laboratoire de recherches balistiques et aérodynamiques de Vernon (Eure). Une centaine de spécialistes allemands, issus du programme de missile balistique V-2, rejoignirent le LRBA où ils côtoyèrent des ingénieurs et techniciens français. Leur première activité fut la reconstitution du V-2 puis la conception d'une version plus performante pour le compte de l'armée française. Abandonné en 1949, ce projet de « Super V-2 français » permit aux personnels du LRBA de s'initier à la propulsion-fusée par propergols liquides.

Le 12 avril 1969, en fusionnant avec la division des engins et de l'espace de la SNECMA (Société Nationale d'Étude et de Construction de moteurs d'Aviation), la SEPR devint la Société européenne de propulsion. Les activités de propulsion-fusée du LRBA rejoignirent la SEP en octobre 1971. En 1996, la SEP fusionna avec la SNECMA. Les anciennes entités forment aujourd'hui la division moteurs spatiaux de Snecma, société du groupe SAFRAN.

EUROPA 1 : PREMIÈRE COOPÉRATION INDUSTRIELLE NON-CRYOTECHNIQUE

Le premier lanceur européen, EUROPA 1, fut développé sous l'égide du CECLES-ELDO (Conseil européen pour la mise au point et la construction de lanceurs d'engins spatiaux/European launcher development organisation). Cette organisation fut elle-même créée le 5 mai 1964 à cette fin. Son financement était assuré par les États européens suivants : Allemagne (22,01 %), Belgique (2,85 %), France (23,93 %), Italie (9,78 %), Pays-Bas (2,64 %) et Royaume-Uni (38,79 %).

EUROPA 1 se composait de trois étages, chacun réalisé par un des pays membres : le Royaume-Uni était responsable du premier étage (Blue

Streak), la France du second étage (Coralie) et la République Fédérale d'Allemagne du troisième étage (Astris). L'Italie se chargeait des coiffes et satellites expérimentaux destinés à valider le lanceur. Enfin la Belgique et les Pays-Bas se chargeaient des équipements de radioguidage.

Photo 1 : Le lanceur EUROPA 1 au décollage (Photo DSTO Australie)



D'une masse au décollage de 105 tonnes, EUROPA 1 devait pouvoir placer sur une orbite circulaire à 580 km un satellite de 1 000 kilogrammes. Le premier étage était un ancien missile balistique britannique construit par De Havilland, le second étage était français et dérivé des premiers étages des lanceurs nationaux français Diamant A et Diamant B. L'étage allemand devait être conçu *ab initio* par un groupement d'industriels de ce pays.

Cet étage représente également la première coopération spatiale franco-allemande dans le domaine des moteurs-fusées. En effet, lors de la passation des marchés, ERNO qui était le maître d'œuvre allemand d'Astris décida de confier le développement de son moteur principal à la SEPR.

Les raisons de cette décision provenaient du fait qu'Hans Schneider, qui était alors le directeur technique d'ERNO était un ancien ingénieur en chef de la SEPR dont il avait dirigé le service des essais jusqu'en avril 1962. Il fut ainsi décidé que le moteur d'Astris serait français, mais qu'ERNO serait chargé du système d'injection des propergols et aurait la responsabilité des essais au sol de l'étage et d'une partie des essais du moteur en Allemagne.

Photo 2 : Le moteur SEPR de l'étage Astris (Photo Snecma)



Les premières chambres étaient usinées en alliage aluminium-silicium de type AG5, étaient dotées d'un injecteur proche de celui des moteurs SEPR 841 et étaient refroidies par circulation d'eau. Elles servirent essentiellement à valider le système de refroidissement, destiné à utiliser un des deux propergols. Puis furent essayées à partir d'octobre 1964, avec un plein succès, des chambres en alliage d'aluminium-cuivre-magnésium-nickel AU2GN refroidies à l'aérozine. Ces essais eurent lieu en France, sur le site de Villaroche de la SEPR. Les essais suivants se déroulèrent à Trauen (Lüneburger Heide, nord de l'Allemagne), établissement d'essais d'ERNO.

Quatre types d'injecteurs furent essayés : en acier inoxydable ou en alliage léger, avec ou sans déflecteur pour l'aérozine. Pas moins de 35 dessins d'injecteurs différents furent réalisés et essayés.

À la différence de la chambre de combustion, le divergent n'était pas refroidi par circulation d'aérozine : il s'agissait d'une forme en alliage de titane épaisse d'un millimètre.

Les essais ultérieurs du moteur et de l'étage complet ont été effectués sur les bancs d'ERNO à Trauen, les essais sous vide du moteur (qui servaient à valider son bon fonctionnement dans des conditions similaires à celles rencontrées lors du vol) eurent lieu sur les installations de la DFVLR (Deutsche Forschungs- und Versuchsanstalt für Luft- und Raumfahrt, aujourd'hui DLR-Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt) à Lampoldshausen (près de Heilbronn, Bade-Wurtemberg).

Photo 3 : Essai de l'étage Astris à Trauen (Photo ERNO)



PROGRAMMES NATIONAUX

Les développements allemands chez MBB

Les travaux allemands sur les moteurs-fusées débutèrent en 1956 chez Bölkow Entwicklungen AG sous contrat du ministère fédéral de la défense (BMVg). Il s'agissait de concevoir un moteur expérimental de 50 kN de poussée utilisant de l'oxygène liquide et du kérosène. Le moteur P111 qui en résulta devint ainsi le premier moteur-fusée à flux intégré et combustion étagée au monde. Il se caractérisait par un cycle thermodynamique dit « à combustion étagée » avec une préchambre riche en oxydant, une chambre de combustion refroidie par circulation d'oxygène liquide (refroidissement régénératif) et par une turbopompe mono-arbre comprenant la pompe oxygène, la pompe kérosène et la turbine. La préchambre était située entre ces deux derniers composants et générait un gaz chaud riche en oxygène entraînant la turbine avant d'être injecté dans la chambre de combustion principale. Ce programme démontra également l'intérêt de la chambre de combustion en alliage de cuivre pour ce type de moteur.

Photo 4 : Le corps de chambre en alliage de cuivre (Photo MBB)



Photo 5 : le moteur P111 (Photo MBB)



Photo 6 : Un essai du moteur P111 (Photo MBB)



Lors de la conception du P111, une nouvelle technologie adaptée aux chambres de combustion refroidies par circulation d'oxygène liquide a dû être inventée. L'équipe de Bölkow a fait appel à un alliage de cuivre OHFC (*oxygen free high conductivity*) pour la partie intérieure de la chambre. Des rainures fraisées longitudinalement permettent le passage de l'oxygène de refroidissement. Une couche de nickel déposée par électrolyse à l'extérieur de cette pièce en cuivre permet de refermer le passage.

En France

À la fin des années 1950, la Société d'étude de la propulsion par réaction (SEPR) disposait de deux grandes familles de moteurs-fusées :

- les moteurs à propergols liquides pour avions de chasse,
- les moteurs à propergols solides pour missiles et fusées-sondes.

Si la branche « propergols solides » bénéficiait de contrats de développement tant civils (les lanceurs Diamant et certaines fusées-sondes) que militaires, il n'en était pas de même de la branche « ergols liquides ». Après le succès du moteur-fusée d'appoint des chasseurs Mirage IIIC et IIIE, les progrès accomplis par les turboréacteurs permettaient aux avions de chasse de ne plus faire appel à la propulsion-fusée auxiliaire.

Il fallait donc trouver un nouveau débouché pour les moteurs à propergols liquides. Il fut alors décidé de se « lancer » dans un nouveau domaine : la propulsion cryotechnique (utilisant des ergols très énergétiques mais liquides à très basse température) pour lanceurs spatiaux. Des recherches sur la combustion de l'hydrogène débutèrent à l'établissement de Villejuif de la SEPR où des installations dédiées furent créées.

Les premières chambres de combustion expérimentales furent conçues et réalisées dès 1960. D'une poussée de 70 kg, elles utilisaient de l'oxygène liquide et de l'hydrogène gazeux tout en étant refroidies par circulation d'eau dans leur double paroi. Essayées en 1961, elles furent suivies en 1963 de chambres de 100 kg de poussée refroidies par circulation d'hydrogène liquide entre les parois.

En 1962, deux études de moteurs pour les étages supérieurs destinés à une version évoluée du lanceur de satellites français « Diamant » furent entreprises : les projets H2 et H3. En parallèle, des travaux technologiques furent entrepris sur des chambres de combustion expérimentales afin d'accroître l'expérience de la SEPR dans le domaine de l'injection et de la combustion de l'oxygène et de l'hydrogène liquides.

Le projet H2 devait donner naissance au moteur du second étage du projet de lanceur « Diamant-Hydrogène ». De configuration quadri-chambre, il devait développer une poussée de 60 kN. Il était doté d'une turbo-pompe dérivée de celle utilisée sur les moteurs-fusées d'appoint du Mirage IIIC et IIIE développés par la SEPR.

Le moteur H3 destiné au dernier étage de « Diamant-Hydrogène », était un petit moteur également quadri-chambre de 4 kN de poussée. Il était alimenté par simple mise sous pression des réservoirs d'oxygène et d'hydrogène. Une électropompe placée à la sortie du réservoir d'hydrogène liquide donnait une surpression compensant les pertes de charge des circuits et la surpression d'injection.

En 1964, le projet H3 était abandonné, le projet H2 étant remplacé par le moteur HM4 de 40 kN de poussée. Chacune des quatre chambres était composée de deux parties : une partie haute refroidie par circulation d'hydrogène ainsi que par un film du même fluide, une partie basse simplement refroidie par film. Les premiers essais des pompes hydrogène et des turbopompes furent réalisés avec succès. En mars 1967, le premier moteur était prêt à subir son premier essai. Au total, avant l'arrêt du programme en 1969, 85 essais avaient été réalisés cumulant une durée totale de fonctionnement de 2 300 secondes, la durée maximale atteinte sur un essai étant de 350 secondes.

Photo 7 : Le moteur HM4 (Photo C. Rothmund)



Photo 8 : Essai du moteur HM4 (Photo Snecma)



En 1965, la SEPR décida de proposer un moteur cryotechnique destiné au dernier étage du futur lanceur « ELDO B » devant succéder à terme à EUROPA 1. En vue de réduire le délai de réalisation et le coût du projet, celui-ci fut axé sur le réemploi systématique des matériels existants et des techniques déjà acquises, qu'il s'agisse d'installations d'essais, d'équipements de mesure ou de constituants. Ce moteur, d'une poussée de 70 kN, réutilisait la turbopompe du HM4 et se présentait comme un ensemble compact, construit autour de la chambre propulsive unique dont l'étude et la réalisation auraient été confiées à la société britannique Rolls-Royce. Le programme ELDO B fut abandonné et le moteur de 70 kN également à la fin des années 1960.

EUROPA 3 ET CRYOROCKET : PREMIÈRE COOPÉRATION CRYOTECHNIQUE

Origines

Afin de pouvoir placer des satellites géostationnaires de 400 à 700 kg sur leur orbite, l'ELDO étudia de 1968 à 1970 plusieurs propositions pour le futur lanceur EUROPA 3. La plupart de ces propositions utilisaient un second étage cryogénique pour lequel deux concepts s'affrontaient, l'un proposé par la SEP en France et l'autre par MBB en Allemagne : la SEP proposait un ensemble propulsif constitué de deux moteurs, alors que MBB offrait un moteur unique, très évolué et très puissant.

La proposition SEP était composée de deux nouveaux moteurs HM7 de 70 kN de poussée et brûlant de l'hydrogène liquide et de l'oxygène liquide. Chaque moteur formait un ensemble autonome, alimenté par sa propre turbopompe. La chambre de combustion comportait un tronçon régénératif refroidi par de l'hydrogène, un injecteur muni d'une chambre et un divergent démontable permettant ainsi les essais au sol. L'hydrogène était injecté dans le circuit de refroidissement à partir d'un collecteur torique situé dans le plan de troncature de la chambre. Il s'écoulait dans 120 canaux constitués par des clinquants emboutis au profil désiré et brasés sur une enveloppe extérieure en acier inoxydable tenant les efforts de pression. L'hydrogène et l'oxygène destinés à la combustion étaient directement injectés dans la chambre au moyen de 104 injecteurs élémentaires répartis sur cinq couronnes concentriques. Au centre de la plaque d'injection débouchait la préchambre. L'oxygène alimentant cette dernière était prélevé sur le circuit d'oxygène en amont de la vanne d'injection dans la chambre. L'allumage de la préchambre était assuré par une bougie. Le type d'injecteur utilisé était identique à celui expérimenté sur le moteur HM4, l'ensemble des éléments le constituant étant en acier inoxydable. La turbopompe était dérivée de celle équipant le moteur HM4 : les deux pompes étaient entraînées par une turbine unique, directement pour la pompe à hydrogène et par l'intermédiaire d'un réducteur pour la pompe à oxygène. Ce système propulsif ne dépassa pas le stade de l'avant-projet sur papier.

MBB proposait un moteur dérivé du P111 et du BORD : à flux intégré et combustion étagée, doté d'une chambre de combustion réalisée en cuivre

revêtu de nickel électrodéposé et doté d'une turbo-pompe mono-arbre dont l'axe était confondu avec celui de la chambre, donnant ainsi un aspect très « allongé » au moteur.

Afin de pouvoir lancer le programme EUROPA 3, l'ELDO convainquit MBB et la SEP de s'associer pour produire en commun un moteur très évolué, directement dérivé de la proposition MBB. Cette association permettait d'utiliser les points forts de chacun (les pompes et l'expérience de motoriste et de systémier pour la SEP et les chambres pour MBB). C'est ainsi que fut créé le GIE CRYOROCKET vers la mi-1970.

Le moteur Cryorocket H20

En raison de son expérience passée, la SEP était responsable de la turbopompe et des systèmes auxiliaires et de contrôle, la chambre et la préchambre étaient conçus et réalisés par MBB. Le moteur H20 était en fait une synthèse des P111, BORD et HM4 : il associait le savoir-faire de la SEP en matière de conception et de réalisation des turbines et des pompes à la technologie développée par MBB pour les chambres de combustion.

Son fonctionnement était complexe : une petite quantité d'oxygène en provenance de la pompe oxygène était injectée dans la préchambre, le reste était dirigé vers l'injecteur principal. Après le premier étage de la turbine hydrogène, une partie de l'hydrogène partait refroidir le divergent alors que l'essentiel de ce liquide traversait le système de refroidissement de la chambre et de la préchambre et pénétrait dans cette dernière. Des gaz chauds y étaient produits et étaient utilisés pour entraîner la turbine. Après avoir traversé la turbine et l'injecteur principal, ces gaz étaient brûlés dans la chambre avec la majeure partie de l'oxygène. Le rapport de mélange était contrôlé par la vanne chambre oxygène, la poussée par la vanne préchambre oxygène avec la vanne de chambre oxygène.

La SEP engagea quelques travaux préliminaires (essentiellement technologiques) sur les pompes avant l'arrêt total du programme EUROPA 3 en 1973. MBB en fit de même pour la chambre de combustion.

Autres études

Dans le cadre du programme post-Apollo américain, l'Europe postulait pour la réalisation du space-tug, un remorqueur spatial réutilisable devant amener le satellite de la soute de la navette à son orbite géostationnaire. Cryorocket a fourni des caractéristiques de moteurs à haute pression dont les poussées variaient de 2 t à 8 t.

Dans le cadre du programme EUROPA 3, la société Aérospatiale étudia un système périgée-apogée dénommé ECTOPOS (étage cryogénique pour les transferts d'une orbite de parking à l'orbite synchrone) qui était proposé en deux versions :

- ECTOPOS I, dont le propulseur était le HM4, et
- ECTOPOS II, dont le propulseur était un moteur Cryorocket de 2 tonnes de poussée.

Ce moteur était monochambre et monotuyère. Son démarrage était assuré par un mélange hypergolique d'hydrogène gazeux et de fluor gazeux, stockés tous deux sous 200 bar. Comme pour le space-tug, ECTOPOS disparut en même temps que l'ELDO.

L'ELDO aurait dû participer au programme de la navette américaine, en fournissant l'APS (système de propulsion auxiliaire). Ce système se serait composé de trois sous-systèmes : l'ACPS (contrôle d'attitude), l'OMS (manœuvres orbitales) et l'APU (générateur de puissance auxiliaire). Dans le cadre de cette étude Cryorocket, la SEP était directement chargée de l'ACPS, de ses pompes et du programme d'essai hydrogène liquide. Les moteurs de l'OMS devaient être les moteurs de 5 tonnes de poussée du space-tug. Ces études n'eurent aucune suite, la participation européenne au programme de navette américaine devenant le laboratoire spatial « Spacelab ».

La fin de Cryorocket

Lorsque l'ELDO disparut, EUROPA 3 suivit le même chemin. Le moteur H20 n'avait plus aucune raison d'être. L'équipe H20 fut donc dissoute. Pourtant, bien que n'exerçant plus aucune activité, le GIE Cryorocket survécut plus de 10 ans puisqu'il ne fut dissout qu'en avril 1984.

ARIANE 1 ET LE MOTEUR HM7

La décision de construire Ariane

Le 31 juillet 1973, l'Europe spatiale décide d'adopter la proposition française de lanceur européen « Ariane » en remplacement du programme EUROPA 3 mort-né. Son troisième étage sera propulsé par un nouveau moteur cryotechnique : le HM7 conçu sous maîtrise d'œuvre SEP.

À l'origine, ce devait être un dérivé du HM4 développant une poussée accrue (60 kN au lieu des 40 kN), mais cette valeur s'est avérée insuffisante pour les performances demandées au lanceur. Un nouveau moteur HM7 fut donc retenu, dérivé du HM4 dont il reprenait la turbopompe et du H20 dont il conservait le type de chambre de combustion qui serait conçue par MBB à Ottobrunn. Ce moteur devenait ainsi en quelque sorte un moteur franco-allemand.

La SEP avait la maîtrise d'œuvre du moteur, du système propulsif (bâti-moteur, réservoir d'hélium, systèmes de pressurisation des réservoirs d'oxygène et d'hydrogène liquides, vannes de remplissage et de vidange).

Photo 9 : Le moteur HM7 (Photo Snecma)



Le développement du moteur HM7

Neuf mois après le début des travaux en Allemagne, les premières chambres furent fabriquées et essayées chez MBB à Ottobrunn près de Munich. L'installation d'essai utilisée avait été construite du temps de Cryorocket pour les essais de la chambre du H20. Cette chambre reprenait les principes expérimentés sur le P111 (corps en cuivre, canaux fraisés, revêtement en nickel), mais sans nécessiter de « coque » en acier. Le divergent, pour sa part, adoptait une solution originale imaginée par MBB : il était constitué de tubes en acier inoxydable à forte teneur en nickel, de section carrée, « enroulés » en spirale de façon à suivre l'évolution dimensionnelle (le galbe) de cette tuyère.

Photo 10 : Divergent du HM7
(Photo MBB)



Photo 11 : Essai de la chambre du HM7 à Ottobrunn
(Photo MBB)



De son côté, la SEP avait entrepris les travaux de modification de la turbopompe du HM4 pour son application au HM7. Les bancs existant à Villaroche, qui dataient du HM4 furent utilisés à cet effet. D'autres installations furent construites à Vernon.

Photo 12 : Banc d'essais du moteur HM7 à Vernon (Photo Snecma)



Pour sa part, le moteur complet connut son premier essai à Villaroche, sur l'ancien banc du HM4, le 7 novembre 1975. En octobre 1977, les essais de l'étage complet débutèrent, à Vernon sur deux bancs spécialement conçus pour cet usage.

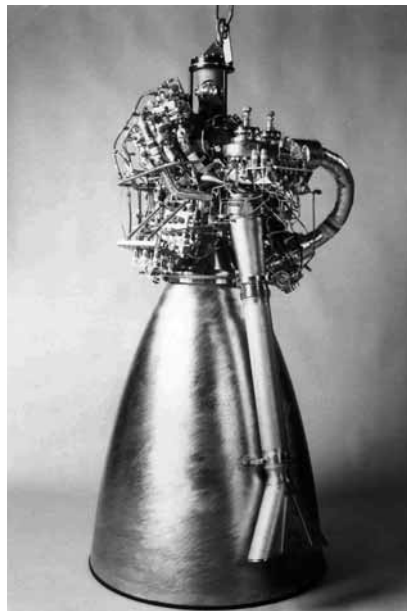
Photo 13 : Premier essai du moteur HM7 à Vernon le 22 septembre 1976 (Photo Snecma)



Une version plus puissante pour Ariane 3 et Ariane 4

La décision de développer deux versions plus puissantes d'Ariane (Ariane 3 et Ariane 4) rendra nécessaire l'adaptation du troisième étage et de son moteur à ces nouvelles exigences. Le moteur verra son impulsion spécifique augmenter de 3 à 4 secondes grâce à l'allongement de 200 mm de son divergent et la pression de combustion passera de 30 à 35 bar. Cette nouvelle chambre et son divergent allongé furent conçus par MBB, sous maîtrise d'œuvre SEP. Des essais sur le banc moteur de Vernon à partir de 1981 furent suivis des essais de qualification à la fin de 1983. Le premier vol d'Ariane 3 en 1984 couronna ces efforts d'un succès mérité. Lorsque le développement du lanceur Ariane 4 fut décidé, l'étage cryotechnique d'Ariane 3 et son moteur HM7b furent repris intégralement.

Photo 14 : Le moteur HM7b (Photo Snecma)



LA FAMILLE VULCAIN POUR ARIANE 5

Vulcain 1

Dès 1979, avant même le premier vol d'Ariane 1, l'industrie spatiale européenne avait commencé à imaginer son successeur à l'horizon 1990-2000. L'architecture retenue était un corps central propulsé par un gros moteur cryotechnique et flanqué de deux étages accélérateurs à propergol solide. Le tout était surmonté d'un petit étage à propergol classique (non cryogénique).

Reprenant l'organisation industrielle éprouvée du HM7, la SEP, maître d'œuvre de la propulsion du premier étage fit à nouveau appel à MBB pour la chambre. D'autres industriels européens rejoignirent cette équipe éprouvée.

Photo 15 : Le moteur Vulcain (Photo Éric Forterre - Snecma)



La coopération franco-allemande fut élargie aux essais sur le moteur Vulcain. La règle du retour industriel en vigueur dans les programmes de l'Agence Spatiale Européenne, cliente du développement d'Ariane 5 et de ses moteurs, fit que plusieurs sous-systèmes importants du moteur (p. ex. turbopompe hydrogène, divergent) étaient entièrement conçues et réalisées par des partenaires européens ne disposant pas nécessairement d'installations pour les essayer. MBB et la DLR en Allemagne furent alors mis à contribution. Le générateur de gaz du moteur Vulcain, conçu et réalisé par la SEP ainsi que la turbopompe oxygène, conçue et réalisée par Fiat Avio en Italie furent essayés sur le banc P5.9 de MBB à Ottobrunn. De même, la chambre de combustion, étudiée et réalisée par MBB ainsi que le divergent, développé par Volvo Aero en Suède, subirent leurs premiers essais sur le banc P4.1 du DLR à Lampoldshausen près de Heilbronn. Ce même établissement accueillit aussi un des deux grands bancs d'essais du moteur. Cette organisation permettait non seulement de respecter la règle de retour industriel propre à l'ESA, mais aussi de doubler la cadence d'essais moteur ! Le 4 avril 1990, le premier moteur Vulcain fut allumé à Vernon sur le banc d'essais PF50. Cinq plus tard, en juin 1995, le moteur Vulcain était qualifié après avoir subi, sur ses deux bancs, un total de 300 essais pour une durée totale cumulée de 80 000 secondes.

Photo 16 : Le banc d'essais PF50 à Vernon
(Photo Snecma)



Photo 17 : Le banc d'essais P5 à
Lampoldshausen (Photo Snecma)



Vulcain 2 pour Ariane 5 Évolution

Dès le début du programme Vulcain, il fut évident que le nouveau lanceur Ariane 5 connaîtrait des évolutions comme Ariane 1 avant lui afin de répondre aux évolutions du marché du lancement des satellites. La masse de ces derniers augmentant régulièrement, il devenait nécessaire d'accroître la capacité d'emport du lanceur. Pour cela une nouvelle version du moteur Vulcain devenait nécessaire : ce sera Vulcain 2.

La nouvelle version développe une poussée sensiblement augmentée, passant de 115 à 135 tonnes. Pour ce faire, une nouvelle turbopompe oxygène devenait nécessaire, afin d'accroître le débit de cet ergol. La chambre de combustion a été entièrement reconçue par Astrium GmbH (anciennement MBB puis DASA) et le divergent, dont le refroidissement de la partie basse se fait par un autre procédé, a également été développé par Volvo Aero. Il est à noter que ce nouveau type de refroidissement (par film et non plus par circulation d'hydrogène dans des tubes) a fait l'objet d'une démonstration en utilisant un moteur Vulcain 1 comme « support expérimental ».

Photo 18 : Le moteur Vulcain 2 (Photo Éric Forterre - Snecma)



VINCI : UN MOTEUR POUR LE 21^E SIÈCLE

Dix ans après le début du développement d'Ariane 5, les études de marché montrèrent l'émergence du besoin d'accroître encore la charge utile du lanceur européen. Le besoin d'une nouvelle version d'Ariane 5 apte à emporter près de 12 tonnes en orbite de transfert géostationnaire et dotée en étage supérieur d'un moteur capable d'être allumé à plusieurs reprises devenait ainsi clair.

Afin d'obtenir la performance la plus élevée possible, il fut décidé que le nouveau moteur serait à flux intégré en adoptant le cycle *expander* particulièrement bien adapté aux étages supérieurs. Ce cycle utilise comme source d'énergie pour l'entraînement des turbopompes l'hydrogène servant au refroidissement de la chambre. Avant son injection pour y être brûlé, il « cède » une partie de son énergie aux turbines puis est dirigé vers les injecteurs. En outre, ce cycle évite les très hautes pressions et les températures habituellement rencontrées dans le cas des configurations de moteurs à générateurs de gaz ou à préchambres.

Le Conseil de l'ESA de Bruxelles en juin 1998 donna le « feu vert » pour les travaux de développement du moteur Vinci, le programme étant confirmé en mai 1999. Le management du programme a été confié par l'ESA au CNES, Snecma étant le maître d'œuvre du moteur.

La turbopompe hydrogène, dont la vitesse de rotation est de l'ordre de 100 000 tours par minute, a été développée par Snecma, la turbopompe oxygène étant conçue par Avio en Italie. La chambre de combustion, qui conserve les principes de celles des HM7 et Vulcain, est confiée à Astrium GmbH à Ottobrunn, héritière de Bölkow Entwicklungen AG. Enfin, l'allumage, électrique, a été développé aux Pays-Bas.

CONCLUSION

Photo 19 : Le premier moteur Vinci avant ses essais (Photo Éric Forterre - Snecma)



En quatre décennies de coopération franco-allemande en propulsion fusée, une nouvelle culture commune et une relation étroite et amicale a été établie. Sans « cœur » franco-allemand, un moteur-fusée européen est impensable aujourd'hui. Dans l'espace comme sur Terre, l'amitié franco-allemande reste un moteur indispensable à l'Europe.