

**COMAERO**  
COMITE POUR L'HISTOIRE DE L'AERONAUTIQUE

**UN DEMI-SIÈCLE D'AÉRONAUTIQUE EN FRANCE**

# **LES MOTEURS**

Ouvrage coordonné par Michel Lasserre

Ouvrage édité par le Centre des hautes études de l'armement  
Histoire de l'armement  
**2005**

La rédaction de ce volume a été coordonnée par Michel Lasserre,  
assisté pour les appendices par :

Pierre Alesi  
Pierre André  
André Barbot  
Edouard Bassinot  
Jacques Bongrand  
Pierre Calmes  
Jean-Bernard Cochetoux  
Michel David  
Guy Decôme  
Louis Pech  
Lucien Tixier

La mise en forme a été assurée au Département d'histoire de l'armement  
par Élodie Croze, Alexis Hamel et Patrice Bret.

# SOMMAIRE

INTRODUCTION.....	3
QUELQUES PARTICULARITÉS DES MOTEURS AÉRONAUTIQUES ET DES MOTORISTES.....	7
GRANDES LIGNES DE L'HISTOIRE DES MOTEURS AÉRONAUTIQUES EN FRANCE DE 1944 À 1990.....	11
RAPPEL DE LA SITUATION À LA LIBÉRATION DE LA FRANCE (ÉTÉ 1944).....	11
ÉVOLUTION SUCCINCTE DE L'INDUSTRIE FRANÇAISE DES MOTEURS AÉRONAUTIQUES DE 1944 À 1990 .....	14
LES MOTEURS AÉRONAUTIQUES MILITAIRES : REMARQUES GÉNÉRALES SUR LES DIVERSES OPÉRATIONS RÉALISÉES, ACTIONS DES SERVICES OFFICIELS.....	17
LES ACTEURS OFFICIELS .....	17
LES PREMIÈRES ANNÉES.....	19
LES MOTEURS POUR AVIONS DE COMBAT OU DE TRANSPORT MILITAIRE.....	22
LES MOTEURS MILITAIRES ET CIVILS DE TURBOMÉCA .....	32
LES TURBODÉMARREURS.....	38
LES TURBORÉACTEURS DE MISSILES.....	39
LES MOTEURS AÉRONAUTIQUES CIVILS : REMARQUES GÉNÉRALES SUR LES DIVERSES OPÉRATIONS RÉALISÉES, ACTIONS DES SERVICES OFFICIELS.....	41
GÉNÉRALITÉS .....	41
GROUPE PROPULSIF OLYMPUS 593 (OL513) POUR CONCORDE .....	42
MOTEUR CF 6 POUR L'AIRBUS .....	45
MOTEUR CFM 56.....	47
TURBORÉACTEUR À HÉLICE RAPIDE .....	51
MOTEUR GE 90 .....	53
LA CERTIFICATION DES MOTEURS CIVILS .....	53
INVERSEURS DE POUSSÉE ET NACELLES .....	55
LES MOTEURS POUR AVIONS LÉGERS.....	56
LES GROUPES AUXILIAIRES DE PUISSANCE (GAP).....	57
LES HÉLICES .....	58
DIVERS.....	61
POLITIQUE INDUSTRIELLE ET SERVICES OFFICIELS .....	61
LES TURBINES INDUSTRIELLES .....	62
APPENDICE 1 - UNE PARTIE DE L'HISTOIRE MILITAIRE DE SNECMA.....	65
SITUATION GÉNÉRALE EN 1945 .....	65
GNOME & RHÔNE EN 1944-45 .....	65
LES MOTEURS À PISTONS .....	66
LES TURBOMACHINES .....	70
LA DIVERSIFICATION .....	91
MOTEURS DOUBLE FLUX .....	92
LA FAMILLE DES MOTEURS M 45.....	93
LES TURBORÉACTEURS M 53.....	97
APPENDICE 2 - LE MOTEUR LARZAC.....	103

APPENDICE 3 - LE MOTEUR DE L'AVION DE COMBAT EUROPÉEN .....	105
APPENDICE 4 - LE MOTEUR M 88.....	107
APPENDICE 5 - SUR LA SOCIÉTÉ TURBOMÉCA .....	111
TURBOMÉCA EN 2002 : PRÉSENTATION SUCCINCTE.....	111
TURBOMÉCA : LA GENÈSE. LES SEPT VIES DE JOSEPH SZYDLOWSKI.....	112
CONSÉQUENCES DU SUCCÈS .....	124
APPENDICE 6 - LES MOTEURS DE MICROTURBO.....	133
LES SYSTÈMES DE DÉMARRAGE.....	133
LES GROUPES AUXILIAIRES DE PUISSANCE AÉRONAUTIQUES ET TERRESTRES .....	135
LES SYSTÈMES DE PROPULSION .....	136
AUTRES ACTIVITÉS .....	136
APPENDICE 7 - SNECMA ET LA FAMILLE CF 6 .....	139
APPENDICE 8 - ENSEMBLE PROPULSIF OLYMPUS 593 POUR CONCORDE .....	143
APPENDICE 9 - LE PROGRAMME MOTEUR CFM56.....	147
LA NAISSANCE.....	147
LES RÈGLES DE BASE DE LA COOPÉRATION SNECMA / GENERAL ELECTRIC SUR LE PROGRAMME CFM 56 .....	149
LE SOUTIEN DU GOUVERNEMENT FRANÇAIS.....	149
LA DÉFINITION DU MOTEUR ET LE LANCEMENT DU PROGRAMME DE DÉMONSTRATION .....	149
LES DIFFICULTÉS ET LE ... REDÉMARRAGE DU PROGRAMME .....	150
LE PROGRAMME CFM 56 DE 1973 À 1979 : LA LONGUE ATTENTE DE LA COMMANDE.....	151
LA PREMIÈRE COMMANDE... LE 29 MARS 1979... ET LES AUTRES !.....	154
L'AUTRE GRANDE AVENTURE CFM : LA MOTORISATION DE L'AVION BOEING 737.....	154
LE SUCCÈS DES PROGRAMMES CFM 56-2 ET -3 ENTRAÎNE UNE VÉRITABLE RÉVOLUTION DE L'OUTIL INDUSTRIEL DE SNECMA.....	156
APRÈS LA "CONQUÊTE" DU MARCHÉ AMÉRICAIN, CFM S'ATTAQUE AU MARCHÉ EUROPÉEN...	156
LE PROGRAMME CFM 56 EN 2002 .....	161
ET DEMAIN ? .....	164
APPENDICE 10 - L'ARRIÈRE CORPS DE L'AVION MERCURE.....	167
ANNEXE 1 - SIGNIFICATION DES SIGLES UTILISÉS .....	169
ANNEXE 2 - PERSONNES CITÉES .....	173

# INTRODUCTION

Le présent document, fruit du travail de plusieurs personnes qui ont été ou sont encore concernées par le sujet, est une contribution à l'histoire des moteurs aéronautiques en France de 1944 (après la libération) jusqu'à la fin des années 1980 / début des années 1990. Il met l'accent sur les relations qui ont existé entre les industriels motoristes français (quelquefois associés à des étrangers) et les services officiels correspondants ainsi que sur le rôle joué par ces derniers.

Ce document, préparé par des acteurs passionnés par leur sujet, donne des éléments bruts que des historiens de métier pourraient approfondir en les passant au crible d'une critique rigoureuse.

Par « moteurs » on entend les systèmes aérobies qui assurent la propulsion des aéronefs, ou la production d'énergie à leur bord, en distinguant :

- les moteurs à pistons (peu présents sur la période couverte) ;
- les turbomachines, fondées sur une architecture compresseurs + chambre de combustion + turbines, se déclinant en :
  - turboréacteurs assurant une poussée par la différence des quantités de mouvement et des pressions des flux de gaz à l'entrée et à la sortie ;
  - turbopropulseurs, dont la part prépondérante de l'énergie est disponible sur une hélice ;
  - turbomoteurs, dont la part prépondérante de l'énergie est disponible sur un arbre pour entraîner un rotor (hélicoptère), ou des générateurs pneumatiques, électriques ou hydrauliques (groupes auxiliaires de puissance).

Les propulseurs suivants n'ont pas été traités :

- statoréacteurs : utilisés sur les prototypes Leduc, Griffon, ainsi que pour des missiles tels l'ASMP, ils ont été développés, pour l'essentiel, en dehors des motoristes ;
- fusées à composants solides ou liquides : utilisées en particulier sur les avions prototypes Espadon, Trident ou sur les avions Mirage III (comme poussée additionnelle pour ce dernier appareil), ainsi que sur les missiles de tous types.

\* \* \*

Entre la fin de 1944 et 1990, le panorama des moteurs français a considérablement changé :

- en 1944/1945 l'industrie française des moteurs, au passé souvent prestigieux, est très morcelée et repliée sur l'hexagone. Elle est en piteux état au sortir de la guerre et de l'occupation. Elle n'a de compétence que dans les moteurs à pistons, alors que l'ère de la turbomachine a débuté de manière éclatante dans les autres grands pays. Elle doit être reconstruite et doit se reconvertir à des techniques pour la plupart entièrement nouvelles ;
- en 1990, l'industrie française des moteurs est plus concentrée, en marche vers la société unique qui naîtra en 2000 (groupe SNECMA), fortement impliquée dans des coopérations internationales. Elle est présente dans la propulsion des avions de combat de haut niveau (turboréacteurs M 53 et M 88, ce dernier en passe de prendre la relève). Elle a effectué une percée spectaculaire dans le

marché des moteurs pour avions civils (turboréacteur CFM 56, qui sera produit quelques années après à la cadence de 100 moteurs par mois) et des moteurs pour hélicoptères (avec une gamme en cours de complet renouvellement). SNECMA est un des quatre grands motoristes du monde occidental, aux côtés de General Electric, Pratt & Whitney, Rolls-Royce. Turboméca est un motoriste incontournable dans le domaine des hélicoptères.

La situation qui prévaut en 1990 est le résultat d'actions continues et déterminées conduites au cours des quarante cinq années précédentes. Certaines erreurs d'appréciation voire certains échecs n'ont pu être évités mais le bilan apparaît très clairement positif. Des soutiens financiers relativement importants ont été consacrés à ces actions au niveau des études et des réalisations mais avec des résultats économiques très apparents (quant à l'emploi, à la balance des paiements, à la notoriété...) et les bénéfices des motoristes ont dans leur quasi-totalité été réinvestis dans le domaine aéronautique.

Les succès obtenus sont à mettre à l'actif des industriels qui ont su concevoir des moteurs performants et fiables, les produire de manière compétitive, les vendre et assurer un service après-vente de qualité. Les services officiels de leur côté (ministères de la Défense et des Transports au premier plan) ont su « accompagner » de manière très efficace les actions des industriels en apportant les financements nécessaires selon les modalités les mieux adaptées, en guidant et en encadrant les sociétés avec un grand pragmatisme.

*Ce texte est dédié à tous les acteurs, quelle qu'ait été leur place, français ou étrangers, qui ont participé au renouveau et au développement des moteurs aéronautiques français depuis la fin de la deuxième guerre mondiale.*

Ce document comporte (cf. Table des matières) :

- des considérations générales sur les moteurs aéronautiques et les motoristes (pp. 6 à 8) ;
- des historiques assez détaillés des principales opérations qui ont été rédigés par des « acteurs », principalement industriels ; ils constituent les appendices 1 à 10 ;
- un texte se voulant plus synthétique et comportant des commentaires, que j'ai rédigé en concertation toutefois avec les auteurs des historiques détaillés (pp. 9 à 61).

Il mélange ainsi volontairement deux approches des événements : celle d'industriels et celle d'officiels. Cette démarche conduit à des répétitions et, dans un certain nombre de cas, à des différences d'appréciation. Ces dernières pourraient inciter des historiens à conduire des études plus approfondies et impartiales qui permettraient de mieux cerner la vérité !

\* \* \*

Je voudrais adresser mes très vifs remerciements à ceux qui m'ont largement aidé pour préparer ce document :

- au Département histoire du Centre des Hautes Etudes de l'Armement (DGA/CHEAr), en particulier à Patrice Bret, Elodie Croze, Rizlaine Elmani, Alexis Hamel, Céline Laudicina, Claire Lemercier, Hélène Lemesle, Jean-Pierre

- Moreau, et Françoise Perrot de cet organisme, mais aussi à Françoise Petit-Jean de DGA/DPM qui ont participé très activement à sa réalisation matérielle ;
- à Edouard Bassinot, ancien de SNECMA, qui a participé et m'a aidé et conseillé tout au long de la collecte des informations et de l'élaboration du texte ;
  - à tous ceux qui ont accepté de rédiger l'histoire de programmes ou de sociétés et ont bien voulu critiquer mon texte : Pierre Alesi, Pierre André Jean-Bernard Cocheteux et Michel David (anciens de SNECMA), André Barbot (de SNECMA), Guy Decôme (ancien de Turboméca), Henri Sala (de SNECMA-Turboméca), Pierre Calmels, Louis Pech et Lucien Tixier<sup>1</sup> (anciens de Microturbo), Jacques Bongrand (de la DGA). Sans leurs contributions, de très grande valeur, ce document n'aurait jamais pu voir le jour ;
  - à tous ceux qui ont répondu à mes questions parmi lesquels Jean Calmon (ancien de SNECMA, auteur de nombreux articles sur l'histoire des moteurs aéronautiques), Gérard Pertica (ancien de Turboméca), R. Launay (ancien d'Hispano-Suiza), Marie-Hélène Fouché et Michel Vergne (de la DGA), Jean-Marc Weber (ancien de la DGA)...

Je voudrais enfin adresser des remerciements particuliers à l'ingénieur général André Vialatte – qui fut au début de sa carrière un motoriste officiel et à joué à ce titre un rôle tout à fait éminent – et à Jean-Paul Béchat, président en exercice du groupe SNECMA, qui ont bien voulu examiner mon texte, corriger diverses inexactitudes qu'il comportait et m'éclairer sur certains épisodes.

Le coordonnateur,

Michel Lasserre  
Ancien motoriste officiel<sup>2</sup>

juin 2004

---

<sup>1</sup> Lucien Tixier est décédé en 2001, très peu de temps après avoir participé à la rédaction de ce document.

<sup>2</sup> Direction technique et industrielle de l'aéronautique (DTIA), Délégation ministérielle pour l'armement (DMA) puis Délégation générale pour l'armement (DGA).





## QUELQUES PARTICULARITÉS DES MOTEURS AÉRONAUTIQUES ET DES MOTORISTES

- La propulsion des aéronefs a, sauf pour de très rares exceptions (utilisation de fusées, par exemple), été réalisée à partir de la combustion d'un carburant mélangé à l'air (combustion discontinue dans le cas du moteur à pistons, combustion continue dans le cas de la turbomachine). Le « motoriste » est confronté à des températures très élevées et à des environnements mécaniques – niveaux vibratoires, contraintes centrifuges – extrêmement sévères. Les techniques / technologies à mettre en œuvre par les motoristes sont bien différentes de celles utilisées par les avionneurs ou équipementiers. De ce fait les motoristes sont des industriels distincts des avionneurs ; sur la période 1944-1990 ce fut absolument le cas en France<sup>1</sup>.

*Nota* : les statoréacteurs ont échappé aux motoristes : cas des Leduc, du Griffon, de certains missiles dont l' ASMP... ; pour ce dernier, les motoristes sont intervenus a posteriori après la rencontre de divers problèmes<sup>2</sup>.

- Le nombre des industriels motoristes français, qui fut assez élevé entre les deux guerres mondiales, a été fortement réduit dès le début de la période considérée. Trois sociétés principales subsistaient : SNECMA, Hispano-Suiza, Turboméca.

Une certaine concurrence a existé entre SNECMA et Hispano-Suiza mais était déséquilibrée, la deuxième société n'ayant pas une totale capacité de conception. Le choix du turbopropulseur *Tyne*, conçu par Rolls-Royce et fabriqué en coopération par Hispano-Suiza pour équiper les avions Transall et Atlantic, a dans un premier temps maintenu l'indépendance d'Hispano puis, à la suite de problèmes financiers, accéléré sa reprise par SNECMA (en 1968).

La concurrence entre SNECMA et Turboméca est dès le début des années 1950 devenue sans objet, chaque société se spécialisant dans des types et des gammes de moteurs très différents. Seul a posé quelque problème le moteur Adour, réalisé par Rolls-Royce et Turboméca<sup>3</sup>, le moteur Larzac voyant une association entre SNECMA et Turboméca (groupement Turboméca-SNECMA GRTS) avec la participation des motoristes allemands KHD et MTU.

En revanche, l'arrivée de Microturbo (créé en 1961) a provoqué une compétition avec Turboméca dans le domaine des petits groupes auxiliaires de puissance et des réacteurs pour missiles, mais les chiffres d'affaires en cause étaient faibles, voire très faibles.

---

<sup>1</sup> La société Dassault a réalisé des moteurs sous licence mais pendant une période très limitée et sans réalisation originale produite en série. Inversement, les motoristes n'ont fait que de rares et très brèves tentatives dans le métier d'avionneur, SNECMA avec l'ATAR volant/Coléoptère, Microturbo avec l'avion ultra léger Microjet (repris par Creuzet puis abandonné assez rapidement).

<sup>2</sup> Dans le cas du développement du Coléoptère, SNECMA a conçu et essayé sur maquettes en soufflerie plusieurs modèles de statoréacteurs à cône d'entrée (le statoréacteur, placé à l'intérieur de l'aile annulaire, devait permettre le vol supersonique) mais n'a pas réalisé de modèle en vraie grandeur.

<sup>3</sup> SNECMA étant toutefois associée à la conception de la réchauffe.

On peut ainsi considérer que la compétition a été très limitée entre les motoristes français au cours de la période 1944-1990, en tout cas beaucoup plus réduite que dans d'autres secteurs de l'aéronautique (équipements en particulier).

*Nota* : sur des « équipements » de moteurs, en revanche une certaine concurrence a pu exister. Ce fut le cas pour les inverseurs de jet entre Hurel-Dubois et SNECMA-Hispano (problème définitivement réglé par l'intégration de HD dans le groupe SNECMA en 2000).

- Pendant longtemps, on a eu du mal à concevoir par le seul calcul les pièces des moteurs aéronautiques : l'expérience jouait un grand rôle, chaque constructeur avançant par petites extrapolations à partir des matériels précédents. Les progrès reposaient sur les « études amont » dans de nombreux domaines : aérodynamique des compresseurs et des turbines, combustion, matériaux, refroidissement, régulation... Les recherches et développements exploratoires/technologiques, réalisés par les motoristes, leurs sous-traitants, les laboratoires publics (ONERA, universités...) ont été plus importants dans le domaine des moteurs que dans les autres domaines sur la période 1944-1990 ; ils ont joué un rôle essentiel dans la compétitivité des motoristes français au plan international.

Sur la période, le progrès s'est fait essentiellement à partir du domaine militaire (propulsion des avions de combat, des hélicoptères militaires..., les performances étant particulièrement difficiles à atteindre<sup>5</sup>). La percée des moteurs français dans le domaine civil (les diverses versions du CFM 56, les moteurs d'hélicoptères de Turboméca...) a reposé avant tout sur la compétence acquise par la préparation et le développement des produits militaires (comme ce fut le cas pour tous les grands motoristes mondiaux).

- Pendant la période 1944-1990, des liens très étroits ont existé en France entre les industriels motoristes et les spécialistes correspondants des services officiels, liens plus étroits que ceux qui ont existé dans d'autres domaines aéronautiques (caractéristique que l'on retrouve aussi, à des degrés divers, dans les autres grands pays « aéronautiques »).

Diverses explications peuvent être avancées :

- pour les avions militaires, les moteurs étaient classés « matériels de catégorie B » : ils étaient fournis par l'État aux aviateurs. De ce fait, une grande partie de l'histoire de ces moteurs se déroulait dans le cercle des seuls spécialistes des moteurs, avec une validation spécifique réalisée dans des bancs de sol ou d'altitude simulée ou sur des porteurs spécialisés, sans l'intervention des aviateurs ;
- pour les avions civils, les moteurs étaient également certifiés à l'issue d'épreuves, en particulier essais « de type », définies et surveillées/interprétées par les seuls spécialistes motoristes (industriels et officiels). Sauf cas particulier, pour Concorde par exemple pour lequel il existait des interactions importantes entre la propulsion et la cellule au niveau de la prise d'air mais aussi du système d'éjection, les validations complémentaires sur l'avion définitif étaient relativement limitées ;

---

<sup>5</sup> Poussée ou puissance spécifique souvent plus importante dans le militaire que dans le civil, importance des régimes transitoires des moteurs militaires (alors que les moteurs civils fonctionnent en régime stabilisé)...

- enfin, au début de la période considérée, une fiabilité assez faible des moteurs militaires et l'existence de nombreux avions de combat monomoteurs (Mirage III, - Mirage F 1, Mirage 2000, Etendard...) ont entraîné des relations souvent conflictuelles entre les « avionneurs » et les « motoristes » aussi bien industriels qu'officiels. Une grande solidarité des motoristes de l'industrie et de l'État en est résultée, pour se défendre de concert contre les reproches, quelquefois excessifs, des avionneurs des deux bords.

De ces liens étroits, de cette solidarité, ont résulté des relations entre motoristes industriels et officiels en général très bonnes et particulièrement confiantes, chaque partie, n'en défendant pas moins avec âpreté ses intérêts (souvent divergents).



# GRANDES LIGNES DE L'HISTOIRE DES MOTEURS AÉRONAUTIQUES EN FRANCE DE 1944 À 1990

## RAPPEL DE LA SITUATION A LA LIBERATION DE LA FRANCE (ETE 1944)

Le vol prolongé d'un plus lourd que l'air est survenu au début du 20<sup>e</sup> siècle ; il était conditionné par l'existence d'un moteur suffisamment puissant et léger : le moteur à pistons déjà utilisé pour la locomotion terrestre a prévalu pendant pratiquement un demi-siècle.

Dès le début, la France a joué un rôle éminent dans la réalisation de moteurs aéronautiques de qualité. Au cours de la guerre 1914-1918, les motoristes français ont produit près de 100 000 moteurs (à comparer à 40 000 en Allemagne, 40 000 en Grande-Bretagne, moins de 10 000 aux États-Unis). Après 1918, malgré les graves problèmes industriels rencontrés, la France a « maintenu son rang » avec les sociétés Gnome et Rhône, Lorraine, Hispano-Suiza, Renault..., équipant de nombreux « avions de raid ». A partir de 1930, les moteurs français ont rencontré les mêmes problèmes que l'ensemble de l'aéronautique : leur compétitivité vis à vis de la concurrence mondiale a eu tendance à décroître, même si des innovations importantes étaient dues à des ingénieurs français : par exemple, turbo-compresseur de suralimentation d'Auguste Rateau, compresseur à circulation variable de Szydlowski-Planiol...

Au cours de la Deuxième Guerre mondiale, la France n'a pas participé aux importants mais ultimes progrès<sup>6</sup> que les moteurs à pistons ont connus dans les nations en guerre (Allemagne, Grande-Bretagne, États-Unis, Japon). A la fin de 1944, elle n'était plus au niveau nécessaire pour concevoir et produire des moteurs à pistons modernes.

Mais surtout compte tenu de sa situation au cours de la période 1940-1944, la France a été exclue du développement d'un nouveau type de moteur, le turboréacteur, entré en service à la fin de la Deuxième Guerre mondiale, qui a révolutionné en premier lieu l'aéronautique militaire.

Dans ce domaine pourtant, la France avait été pionnière. Le premier brevet concernant un moteur à réaction paraît devoir être attribué au français Jean Delouvrier, dit Charles de Louvrié : brevet sur l'Aéronave déposé en 1863. En 1864, l'auteur a présenté à l'Académie des Sciences le premier schéma d'un moteur à réaction.

Les progrès ultérieurs dans le domaine des moteurs à réaction expérimentaux ont été très lents, les inventeurs rencontrant des problèmes techniques alors insurmontables (résistance des matériaux, contraintes thermiques...). Entre 1920 et 1930, le schéma pratique du turboréacteur se stabilise (participation des français Guillaume, Darrieus, Maurice Roy...) et à partir de 1930 des réalisations pratiques apparaissent.

En France, Sensaud de Lavaud et Brunet réalisent un prototype de turboréacteur qui fonctionne au banc en 1937 (travaux interrompus en 1941). Des projets sont établis par la société Rateau (MM. Anxionnaz et Sedille), version SRA-1 premier

---

<sup>6</sup> Jusqu'à la démesure par la sophistication de certains produits : cf. moteur Napier Sabre, 24 cylindres en H, à fourreaux louvoyants de plus de 2 200 kW.

turboréacteur double-flux au monde, et par la Compagnie Electromécanique / SOCEMA (Georges Darrieus - M. Destival) turbopropulseur désigné TGA : les réalisations ne pourront intervenir qu'après la guerre. D'autres projets sont conçus par René Leduc (turboréacteur en 1938), Joseph Szydlowski (turbine à gaz en 1941), qui restent à l'état de papier.

D'autres pays pourront concrétiser leurs projets :

- En Allemagne, Hans von Ohain et Max Hahn déposent en 1935 le brevet d'un turboréacteur à compresseur centrifuge qui sera réalisé par la société Heinkel : He S1 qui tourne au banc en 1937. Après développement, la version He S3 réalise le premier vol au monde d'un turboréacteur sur l'avion He 178 en août 1939. Parallèlement, Junkers (D<sup>r</sup>. Anselm Franz) développe à partir de 1940 le réacteur JUMO 004 qui équipera les avions Me 262 (mis en service à partir d'avril 1944, environ 5 000 moteurs livrés) ; BMW (D<sup>r</sup>. Hermann Oestrich) développe le BMW 003 qui équipera le He 162 *Volksjäger* (de l'ordre de 750 moteurs produits) ;
- En Grande-Bretagne, Frank Whittle prend divers brevets à partir de 1930 ; il réalise avec l'aide de British Thomson-Houston, un prototype de turboréacteur WU en 1937 et développe une version W1 A qui fera son premier vol (Gloster E 28/29) en mai 1941. Rolls-Royce développe les prototypes de Whittle (turboréacteurs Welland puis *Derwent* qui équiperont le Gloster Meteor à partir de juillet 1944). Les autres motoristes lancent des études qui aboutiront à des applications après 1945 ;
- En Italie, M. Caproni prend un brevet en 1934 (compresseur entraîné par un moteur à pistons suivi d'une post-combustion) qui conduira à l'avion Caproni-Campini qui fera son premier vol en avril 1940 ;
- Aux États-Unis, avec l'assistance des Britanniques et sur la base du Whittle W1, General-Electric réalise le turboréacteur GE I 40 (J 33) qui équipera le Lockheed F 80 *Shooting Star* à partir de la fin de 1944.

Ainsi, à l'été 1944 le retard de la France dans le domaine des turbomachines est considérable : aucune expérience pratique valable n'existe dans des techniques, pour beaucoup entièrement nouvelles, et qui restent inaccessibles à la seule théorie alors disponible.

Par ailleurs, les industriels motoristes sortent de la longue occupation de la France par les troupes allemandes dans une très mauvaise situation :

- Ils ont difficilement survécu aux contraintes multiples de la période (prisonniers de guerre, travail obligatoire, lois anti-juives...), au manque de charge de travail (conduisant à des activités hors aéronautiques très diverses), aux problèmes de « collaboration » avec l'occupant... ;
- Les installations industrielles sont souvent détruites (à la suite des bombardements), ou transférées en Allemagne (à la suite de saisies), ou obsolètes (par non renouvellement).

Dans le climat de l'automne 1944, d'euphorie à la suite de la libération mais aussi de règlements de comptes et de désorganisation, l'industrie des moteurs aéronautiques est à reconstruire dans sa presque totalité :

- Gnome et Rhône avait pris le contrôle en 1938 de la société des Aéroplanes Voisin, en 1941 de l'usine d'Argenteuil de la société Nationale de Constructions

de Moteurs (anciennement Moteurs Lorraine, seul motoriste nationalisé en 1937) puis en 1942 de l'arsenal aéronautique de Limoges ; contrainte de travailler pour les Allemands (production du moteur BMW pour les avions JU 52 et *Focke Wulf* 190), la société avait vécu très difficilement entre les exigences allemandes et les actions de résistance / sabotage. Ses installations avaient été affectées par les bombardements alliés.

- Hispano-Suiza, société prestigieuse dans de nombreux domaines : aéronautique (moteurs et canons), automobile, ferroviaire..., avec de nombreuses productions sous licence dans le monde, avait largement participé à l'effort de guerre français au cours de la période 1937-1940 : le moteur HS 12 Y équipait les avions de combat Morane 406 et Dewoitine 520. Pendant l'occupation, le fondateur Marc Birkigt s'était réfugié à l'étranger ; la production sous contrainte pour les Allemands a été assez limitée, dans des usines souvent bombardées par les Alliés.
- La société Moteur Aviation de Renault, avait dû produire des moteurs pour les Allemands (Argus AS 411 qui deviendra le Renault-Snecma 12 S) pour les avions Siebel 204 et Arado 96 et ses productions propres avaient été très réduites.
- Salmson et Potez avaient survécu avec un potentiel limité à la réalisation de moteurs de faible puissance.
- Le Groupe d'études de moteurs à huile lourde (GEMHL, spécialisé dans la technique du diesel), sous la direction de l'ingénieur en chef Raymond Marchal, avait un faible potentiel.
- La société Turboméca, fondée par Joseph Szydlowski et André Planiol en septembre 1938 avait difficilement survécu ; depuis 1942, elle avait été placée sous le régime d'un administrateur provisoire (IG Camille Martinot-Lagarde) et avait été réduite de quelques centaines à quelques dizaines de salariés.

*Nota* : 1/ Comme déjà indiqué, des travaux limités - dessins, essais partiels - avaient été conduits pendant la guerre sur des projets de turboréacteurs (SRA1 et GTS 65 de Rateau, TGA de SOCEMA) pouvant conduire à des réalisations.

2/ Plus de 10 000 moteurs à pistons ont été fabriqués par la France pour l'Allemagne de 1940 à 1944.

Du côté des services officiels, la situation pendant la guerre a été également très difficile. La plupart des organismes de la Direction technique des industries aéronautiques (devenue Direction des industries aéronautiques en mars 1943) ont été repliés vers le sud de la France en des endroits divers (Roanne pour le Service technique aéronautique, Châtelguyon pour le Service de la production, après diverses pérégrinations) ; leurs activités, avec les personnels restés disponibles furent très disparates.

A la libération de la France, l'ensemble des services officiels, dont ceux spécialistes des moteurs, ont dû se réorganiser et « reprendre leurs marques ». Le Centre officiel d'essais des moteurs (CEMO, implanté à Orléans-Bricy depuis 1937) était inutilisable, détruit par les bombardements allemands de 1940.

## ÉVOLUTION SUCCINCTE DE L'INDUSTRIE FRANÇAISE DES MOTEURS AERONAUTIQUES DE 1944 A 1990

Il convient de rappeler brièvement l'évolution de l'industrie des moteurs français au cours de la période.

Dans l'immédiat après-guerre :

- La société Gnome et Rhône, par suite de sa participation directe à l'effort de guerre allemand, fut nationalisée (ordonnance du 29 mai 1945). En août 1945 elle prit le nom de Société nationale d'étude et de construction de moteurs d'aviation (SNECMA)<sup>7</sup>. Diverses autres sociétés furent intégrées à SNECMA : en 1945 le Groupe d'études de moteurs à huile lourde (GEHL), en 1946 moteurs Aviation de Renault - qui avait été nationalisé -, en 1960 « aéroplanes Gabriel Voisin »... ;
- La société Hispano-Suiza, compte tenu de la position de ses dirigeants pendant l'occupation, demeura indépendante ;
- Il en fut de même pour Turboméca ;
- En 1968, à la suite de difficultés financières et à l'instigation des pouvoirs publics français, SNECMA a pris le contrôle d'Hispano-Suiza (cette société deviendra une filiale de la première) ;
- Turboméca s'est largement développé à partir du début des années 1960. Dans les années 1980, la société a été très courtisée par les grands motoristes étrangers (GE, P et W, RR...). En 1987, la société Labinal a pris une participation de 45 % dans Turboméca. En 1989, sous l'impulsion de son président, Amaury Halna du Fretay, une société holding a été créée par Labinal (SOPARTEM) et Turboméca est devenu une filiale de Labinal ;
- Microturbo, créée en novembre 1961 par James Bayard, se spécialisa dans les turbomachines de faible puissance (pour des applications variées). La société a été intégrée dans le groupe Labinal dans les années 1980 ;
- En 1984, SNECMA a pris le contrôle de la société européenne de propulsion (SEP) réalisant des propulseurs à poudre ou à liquides pour les missiles ;
- En 2000, enfin, le groupe SNECMA, présidé par Jean-Paul Béchat a repris le partie « moteurs » de Labinal<sup>8</sup>. De ce fait, il n'existe plus qu'un seul motoriste français (au sens entendu dans ce document, c'est à dire pour les machines tournantes<sup>9</sup>.)

(Parallèlement à son activité de motoriste (étendue aux fusées) le groupe SNECMA a eu d'autres activités, dans le domaine des machines outils–Berthiez–, dans celui des atterrisseurs – cf. Messier-Hispano-Bugatti...– activité traitée dans un autre document).

---

<sup>7</sup> Il est dommage que ce sigle ait été retenu plutôt que le maintien du nom Gnome et Rhône qui renvoyait à la naissance de l'aviation !

<sup>8</sup> Quelques mois plus tard, SNECMA a repris la société Hurel-Dubois (inverseurs de jet...).

<sup>9</sup> Ce n'est pas le cas pour les fusées, la société nationale des poudres et explosifs (SNPE) étant également active dans le domaine.



### **Note sur la suite du document**

Des témoignages « d'acteurs » dans le domaine des moteurs aéronautiques ont été sollicités qui donnent des éléments plus détaillés que le texte principal pour un certain nombre de programmes importants. Ces témoignages, sensiblement différents dans le fond et la forme, ont été regroupés dans les appendices 1 à 10.



# LES MOTEURS AÉRONAUTIQUES MILITAIRES<sup>10</sup>: REMARQUES GÉNÉRALES SUR LES DIVERSES OPÉRATIONS RÉALISÉES, ACTIONS DES SERVICES OFFICIELS

## LES ACTEURS OFFICIELS

Pour ce qui concerne les moteurs aéronautiques militaires, les principaux organismes officiels impliqués ont appartenu au ministère de la Défense, avec une très grande continuité sur la période 1944-1990.

Les acteurs principaux ont été jusqu'en 1980 :

- le Service technique aéronautique/section moteur (STAé/Mo) pour tout ce qui concernait les études et développements militaires mais également civils (sous l'égide du ministère des Transports/SGAC pour ces derniers) ;
- le Service de la production aéronautique/section moteur (SPAé/Mo) pour tout ce qui concernait la production et la maintenance (militaires essentiellement).

En 1981, après la transformation du STAé et du SPAé en Service technique des programmes aéronautiques (STPA), STAé/Mo et SPAé/Mo ont fusionné en STPA/Mo, sans changement dans les prérogatives générales.

Sur un plan formel, on peut noter les points suivants. Jusqu'à la création de la Délégation ministérielle pour l'armement (DMA) en 1961, la Direction technique et industrielle de l'aéronautique (DTIA) était en charge de tous les problèmes aéronautiques. A partir de 1961, d'autres services nouvellement créés sont intervenus : Direction des programmes et affaires industrielles (DPAI), Direction des recherches et moyens d'essais (DRME), Direction des affaires internationales (DAI) sur certaines questions (gestion, politique... plus que de technique). Mais STAé+SPAé/STPA/Mo a toujours été très impliqué pour les questions concernant les moteurs et était même le plus souvent l'acteur principal.

A côté de ces services, d'autres organismes jouaient un rôle important dans le domaine des moteurs.

- Le Centre d'essais des propulseurs (Centre d'essais des moteurs et hélices jusqu'en 1959), centre officiel d'essais mais également la seule installation d'essais en altitude simulée en France. Contrairement aux pratiques des États-Unis et de la Grande-Bretagne, il avait été convenu dès 1945 que les industriels motoristes ne posséderaient pas leurs propres installations d'altitude simulée (chaque industriel ne pouvait pas posséder des installations très complexes, donc très coûteuses ; de plus, l'État pouvait, par le biais des essais dans son établissement, vérifier l'état du développement du moteur, en particulier avant le premier vol) ; le CEPr, mettait ses installations au service des industriels pour tout ce qui concernait la mise au point des moteurs. Ce principe a été étendu à d'autres gros moyens d'essais : bancs de chambres de combustion, bancs de compresseurs (banc C3 de 40 MW de

---

<sup>10</sup> Certains moteurs ayant eu des applications ou versions militaires et civiles (turbomachines de Turboméca par exemple) sont traités dans ce chapitre.

puissance), chambres anéchoïques, bancs d'ingestion de corps étrangers (volatiles, grêlons...) Les industriels ont conservé chez eux certains moyens d'essais partiels nécessaires au développement (cf banc de compresseur tel celui de la Snecma de 12 MW de puissance) mais souvent sur financement partiel ou total de l'État.

Les relations entre le CEPr et STAé/STPA/Mo étaient particulièrement étroites et confiantes (beaucoup de membres de STAé/STPA/Mo avaient débuté leur carrière au CEPr) ;

- Le Centre d'essais en vol/section moteur (CEV/Mo) implanté à Brétigny puis à Istres pour les essais en vol officiels. Contrairement au vol simulé, les industriels motoristes ont eu leurs propres services d'essais en vol permettant la mise au point et le développement : SNECMA à Melun-Villaroche puis à Istres (à côté de CEV/Mo), Hispano-Suiza et Turboméca par l'intermédiaire de la Compagnie générale de turbomachines (créée en 1956). CEV/Mo réalisait tous les essais officiels sur les bancs volants (très nombreux jusqu'au M 53) puis les aéronefs (avec des programmes spécifiques dédiés aux propulseurs).

Un banc d'essais acoustiques de réacteurs a été implanté au CEV à Istres lors du développement de l'Olympus 593 (cf la politique générale d'implantation de gros moyens d'essais déjà suivie au CEPr).

- Les Circonscriptions aéronautiques régionales (CAR) devenues par la suite le Service industriel de l'armement (SIAR) jouaient le rôle très actif de représentants de STAé+SPAé/STPA/Mo auprès des industriels motoristes : suivi des essais officiels, expertises de moteurs à la suite d'essais, d'incidents ou d'accidents, liquidation des marchés... Pour ce qui concerne les moteurs, des relations très étroites et très confiantes ont existé entre ces services tout au long de la période.

- Les Ateliers industriels de l'aéronautique (AIA) pour l'exécution des réparations de moteurs militaires mais aussi à titre d'experts de maintenance et de solutions de réparation : AIA d'Afrique du Nord lorsqu'ils existaient, AIA de Bordeaux, Atelier d'aviation de Cuers rattaché à la Direction des constructions navales (devenu AIA et rattaché à la DCAé en 1992).

- L'Office national d'études et de recherches aéronautiques (ONERA) qui a joué un rôle important dans les moteurs et pas seulement dans les recherches les plus amont. L'office a permis dans de nombreux cas, sur financement propre ou venant de STAé/STPA/Mo, voire en provenance des industriels, de diffuser des méthodologies ou des résultats plus concrets entre les divers motoristes. Les départements « aérodynamique », « thermodynamique » mais aussi « matériaux » ont été les plus sollicités.

- Les divers états-majors ont joué leur rôle pour la spécification et le suivi des performances mais les relations avec STAé+SPAé/STPA/Mo se faisaient le plus souvent par l'intermédiaire des sections « avions » ou « hélicoptères » plutôt que directement. Beaucoup d'avions de combat français avant le Rafale étaient monomoteurs : les incidents techniques sur les moteurs avaient souvent des conséquences graves ce qui a entraîné des relations quelquefois tendues entre STAé/SPAé/STPA/Mo et les états-majors jusqu'au milieu des années 1970.

- Parmi les organismes de la défense, extérieurs à DTIA-DCAé, ayant joué un rôle important, il faut signaler le Centre de prospective et d'évaluation (CPE) associant techniciens et opérationnels officiels mais aussi les industriels. C'est à partir des travaux du CPE - ou conduits à son initiative - qu'ont été déterminées les grandes caractéristiques, en particulier le cycle thermodynamique, du moteur M 88.

Nota : Une réorganisation de l'ensemble de la DGA a été réalisée en 1997 qui concerne beaucoup des entités officielles intervenant dans le domaine des moteurs. Étant largement au delà de la période couverte – 1944-1990 – cette réorganisation n'est pas examinée au titre de la présente étude.

## LES PREMIERES ANNEES.

### *Évolution du rôle des services officiels*

Ce rôle a toujours été très important, et même presque toujours déterminant, du fait de la participation financière de l'État à toutes les phases des programmes de moteurs militaires (depuis la recherche jusqu'à la maintenance).

Sa nature a toutefois évolué au cours du temps :

- De 1944 au début des années 1960, période au cours de laquelle se posaient de multiples problèmes et où la situation des industriels restait difficile, les services officiels ont été très interventionnistes. Ils participaient de très près à la conception des programmes, au choix des options techniques mais intervenaient aussi dans l'organisation des sociétés et même dans l'embauche des ingénieurs ! Cette situation de tutelle très étroite qui limitait la responsabilité de l'Industrie semble avoir été acceptée par les industriels : avant l'essor de l'exportation, ils n'avaient d'autres ressources que les crédits militaires nationaux, et les bonnes relations qui existaient (sauf cas particulier) entre les personnels de l'État et de l'industrie<sup>11</sup> en atténuait la lourdeur ;
- Cet interventionnisme a diminué au fil du temps, au fur et à mesure que les industriels motoristes accédaient à un niveau concurrentiel de compétence technique et que l'État cessait d'être le client unique. Une situation « normale », les services officiels se limitant à un rôle de contrôle et d'accompagnement et les industriels ayant une pleine responsabilité, est survenue au cours des années 1960, soit pratiquement vingt ans après la libération du pays. Comme indiqué précédemment, le « particularisme des motoristes » a contribué à une bonne entente entre les motoristes industriels et officiels et facilité l'évolution des relations entre les deux groupes.

### *Les activités foisonnantes des premières années*

Au cours des toutes premières années (de 1944 au début des années 1950), on a vu un foisonnement extraordinaire d'études de projets de moteurs, comme cela a été le cas pour les aéronaves eux-mêmes, les arrêts étant tout aussi nombreux et rapides que les lancements ! Ces décisions étaient prises à des niveaux subalternes, sans formalisme ; les pouvoirs des chefs du STAé et du SPAé, et ceux des chefs des sections moteurs pour les propulseurs, étaient incomparablement plus grands dans les années 1950 qu'en 1990 !

On peut évidemment critiquer ce manque de rigueur en matière de gestion, d'utilisation des crédits..., mais il convient de se replacer dans le contexte du temps :

---

<sup>11</sup> L'industrie des motoristes comportait un nombre non négligeable de personnels provenant des corps de l'État, particulièrement chez SNECMA (cf. Raymond Marchal, Michel Garnier « ingénieurs de l'air », ce dernier n'ayant pratiquement jamais occupé de poste dans les instances officielles).

tout était à construire (à partir d'un niveau très bas), le fossé entre les motoristes français et les motoristes britanniques et américains était énorme, l'enthousiasme très grand après les années de plomb de l'occupation allemande, et il convenait de donner du travail à des bureaux d'études et à des usines (dont beaucoup avaient un passé particulièrement brillant).

Priorité devant être donnée à l'emploi, il n'est pas étonnant que l'activité de l'immédiat après guerre ait été consacrée, pour une large part, à la production de moteurs à pistons, seule technique accessible à court terme :

- soit production de moteurs anciens, améliorés ou adaptés, en vue de l'équipement des premiers avions de série (cf. Bloch 161, SO 30 P...);
- soit production de moteurs allemands fabriqués pendant la guerre (Renault-SNECMA 12 S puis 12 T par exemple qui équiperont les avions SIPA 11/12, NC 702, Dassault 312/315...).

Des développements de moteurs à piston - cf SNECMA 36 T de 3 000 kW - ont encore été entrepris en 1949 ; la consommation de carburant des turbomachines était encore très élevée, ce qui rendait alors problématiques les applications sur des avions civils longs courriers.

Mais les progrès des turbomachines ont été très rapides et le choix de la licence du moteur *Hercules* de Bristol Siddeley pour le N 2501 en 1950 (de préférence au SNECMA 14 U) marque l'arrêt de l'étude de nouvelles versions nationales de moteurs à pistons.

Du côté des turbomachines pour équiper soit des prototypes soit les premiers avions de série, il a été nécessaire dans un premier temps de recourir à des machines étrangères. Le principe de la construction sous licence, avec éventuellement diverses adaptations ou améliorations, fut retenu : Hispano-Suiza a ainsi construit, sous licence de Rolls-Royce, le *Nene*, le *Tay* et le *Verdon* (turboréacteurs pour avion de combat).

Parallèlement, de nombreux projets de turbo-réacteurs/propulseurs/moteurs ont été étudiés sur financement de l'État :

- Avant projets débutés en 1939 et poursuivis clandestinement pendant la guerre (SRA-1, turboréacteur double flux de la société Rateau, TGA dans diverses versions de la Compagnie electro-mécanique SOCEMA) ; ces programmes ont été rapidement arrêtés ;
- Projets de bureaux d'études de SNECMA, qui comportait des anciens membres de la société Rateau, selon les principes du SRA-1 turboréacteur double flux à soufflante arrière, turbopropulseur TA 1000 (3 700 kW) arrêté en 1949, turbopropulseur TB 1000 (1 100 à 1 500 kW) arrêté en 1952... ;
- Turboréacteurs de la famille ATAR étudiée par Hermann Oestrich en liaison avec SNECMA (cf ci-après) : cette famille a eu une longue lignée ;
- Petites turbomachines conçues par Turboméca sous l'impulsion de Joseph Szydlowski avec le soutien du STAé (André Vialatte), avec une forte participation de l'équipe allemande qui avait été recrutée : B 781, TT 782. Ce dernier deviendra l'Oredon en 1947, première apparition de l'architecture typique de beaucoup de turbomachines futures et début d'une prestigieuse descendance (cf. ci-après).

## *Les financements tout au long de la vie des programmes*

Le financement de l'État en matière militaire a été essentiel pour le développement de l'industrie des moteurs et a conditionné ses succès, y compris dans le domaine civil. Ce financement a couvert toutes les phases de réalisation des propulseurs et tous les domaines :

- Les « études amont », recherches de base, recherches appliquées, développements exploratoires, « démonstrateurs »... , avant le lancement effectif d'un développement. Chaque motoriste (SNECMA, Hispano-Suiza, Turboméca, Microturbo) a bénéficié, au cours de la période couverte, de marchés, désignés à certaines périodes sous le titre « d'études générales », permettant de développer des composants - compresseurs, turbines, chambres de combustion - , ou des techniques - matériaux, procédés de fabrication, méthodes - à des niveaux relativement importants (plus élevés en moyenne que pour les autres disciplines aéronautiques : cellules, équipements...). Le cas du M 88 permettra de préciser l'importance de cette phase ;
- Le développement. Très souvent cette phase a été traitée par des marchés « en régie d'heures » (sur la base de « taux horaires forfaitaires » résultant d'enquêtes comptables par des services officiels spécialisés)<sup>12</sup>. Cette option incitait peu l'industriel à réduire fortement les coûts ; au fil du temps, des formules telles que régie à plafond, forfait partiel (formule très tôt appliquée vis-à-vis de Turboméca), financement partagé (à partir du M 53 pour ce qui concerne SNECMA) ont été utilisées ;
- Le « post-développement ». De manière très systématique, les services officiels ont couvert les travaux de développement des motoristes, résolution des problèmes rencontrés en utilisation, améliorations limitées..., bien au delà de la durée de deux (ou quatre) ans après l'entrée en service qui était appliquée pour les avionneurs ou hélicoptéristes. Cette mesure a permis l'amélioration du « fonctionnement en service » et d'accroître la fiabilité et la disponibilité des moteurs (et participé à l'image de marque des industriels motoristes français) ;
- En dehors des moyens mis à disposition des industriels par le Centre d'essais des propulseurs, les services officiels ont financé des moyens d'essais propres des industriels au sol ou en vol : installations de SNECMA à Villaroche et Istres, de Turboméca à Bordes, d'Hispano-Suiza à Bouviers, et cela jusque dans les années 1970 ;
- Des moyens de production, (machines outils spécialisées) ont également été financés chez les industriels motoristes. Cette pratique, justifiée dans l'immédiat après guerre par les réquisitions des Allemands et l'obsolescence du parc, a perduré jusqu'au début des années 1970. Elle a largement permis aux motoristes d'améliorer leur compétitivité ;
- L'industrialisation : liasses de plans, outillages de réalisation/maintenance pour les cadences prévues, bancs d'essais particuliers... La vente de moteurs à l'exportation a compliqué l'évaluation de ce poste et créé quelques litiges entre les industriels et les services officiels (cf ATAR, M 53, par exemple) ;
- La fourniture des matériels de série et des volants et rechanges nécessaires aux besoins français : la plupart du temps sur la base de prix forfaitaire, avec

---

<sup>12</sup> Cette même procédure était appliquée de manière encore plus libérale par les principaux pays européens en tout cas par ceux ayant participé à des coopérations en matière de moteurs (Grande-Bretagne, Allemagne). La pratique française n'était pas un cas particulier.

éventuellement révision de prix des tranches ultérieures après enquête de coût des premières tranches (cas du M 53) ;

- La maintenance, y compris les procédures de réparation, par le biais des commissions de modifications et avec la participation des Ateliers industriels spécialisés.

### *La participation d'ingénieurs et techniciens allemands dès la fin de la guerre*

Comme ce fût le cas pour l'ensemble de l'aéronautique et de l'aérospatial, et à l'image de ce qui a été fait par d'autres pays, dont les États-Unis, la recherche et l'embauche d'ingénieurs ou techniciens allemands, compétents dans les turbomachines, a été activement entreprise dès mai 1945. Les services officiels ont joué un rôle important : démarchage en Allemagne en liaison avec les autorités alliées, structures d'accueil, contrats pour l'utilisation des équipes sur des projets concrets...

Du côté de SNECMA, un groupe d'Allemands réuni sous l'appellation « groupe O » et animé par Hermann Œstrich (ancien de BMW) fut installé d'abord à Rickenbach près du lac de Constance, puis à Decize dans la Nièvre, avec adjonction de personnels français, pour concevoir un turboréacteur pour avion de combat, l'ATAR (ATelier Aéronautique de Rickenbach).

Ce groupe, lié directement au STAé et géré par les Aéroplanes Voisin filiale de SNECMA, travailla avec les équipes propres de SNECMA et fut intégré à SNECMA en 1950, Hermann Œstrich devenant directeur technique. Grâce aux qualités des équipes allemandes et françaises (dont Michel Garnier), cette intégration se passa bien. L'ATAR fut à l'origine de l'entrée de SNECMA, alors présidée par Henri Desbruères, dans le club des grands concepteurs mondiaux de turbomachines et de son retour au rang éminent qu'avaient tenu les motoristes français avant la Deuxième Guerre mondiale.

Du côté de Turboméca, une visite en Allemagne avec la participation d'André Vialatte du STAé, aboutit à la création d'un groupe animé par Friedrich Nallinger (ancien de Daimler-BENZ), qui travailla près du lac de Constance puis, à partir de 1946, près de Pau sur des commandes du STAé : turboréacteur B 701 (très ambitieux de 7 000 daN de poussée), turbopropulseur, turbomoteur, aux applications militaires et/ou civiles. Le B 701 et les autres grands projets - manifestement hors d'atteinte à moyen terme - furent abandonnés vers la fin de 1949 et F. Nallinger quitta alors Turboméca avec une partie de l'équipe allemande ; un de ses adjoints, Willy Syring, devint plus tard directeur technique puis directeur général adjoint de Turboméca. Ces travaux, conduits en très peu de temps, ont préparé la société à réaliser une gamme de turbomachines de petites tailles qui assurera son succès.

## LES MOTEURS POUR AVIONS DE COMBAT OU DE TRANSPORT MILITAIRE

La grande famille des ATAR (cf. également l'appendice 1)

Dès 1945, les services officiels ont cherché à développer une filière nationale de turboréacteurs pouvant équiper les avions de combat. Initialement, les principaux



motoristes français, SNECMA, Turboméca, Hispano-Suiza, ont participé à ces études et fait des avant projets de turboréacteurs de types divers.

A partir de 1951, après les résultats d'essais au sol et en vol et l'homologation de l'ATAR 101 A, les services officiels ont décidé de concentrer les efforts sur cette filière (y compris des variantes comme le turboréacteur Vulcain de 5 000 daN de poussée étudié entre 1952 et 1955) et abandonnaient ainsi assez tôt toute compétition en France (du moins pour les « gros » turboréacteurs). Ils y étaient conduits par le coût très élevé des travaux multipliés chez les industriels, mais aussi par la situation de SNECMA devenue très préoccupante en 1949-1950 avec la baisse de production des moteurs à pistons.

Alors que les turboréacteurs britanniques comportaient des compresseurs centrifuges, l'ATAR avait un compresseur axial, solution plus facile à intégrer dans une cellule d'avion de combat, du fait d'un diamètre réduit, et qui sera par la suite universellement retenue pour les turboréacteurs d'avion de combat et de beaucoup d'avions civils. Il était relativement simple et comportait divers dispositifs qui seront adoptés par la suite par les autres motoristes internationaux : chambre de combustion annulaire, post-combustion (à partir de l'ATAR 101 F), tuyères à section variable... La famille ATAR était particulièrement bien adaptée pour des avions « intercepteurs » capables de nombres de Mach élevés (pendant longtemps, du côté français, on visait  $M=3$ ). En revanche cette famille était mal adaptée pour les missions de pénétration par suite d'une consommation de carburant aux basses vitesses assez élevée.

Le choix de l'ATAR par les services officiels, au début des années 1950, s'est révélé par la suite très judicieux et a évité des dépenses d'études importantes chez les autres motoristes (mais signé à terme la disparition d'Hispano-Suiza en tant que motoriste indépendant).

L'ATAR deviendra vraiment « le » moteur des avions de combat français lors du choix par les services officiels en 1955 :

- De l'ATAR 101 E pour le SO 4050 Vautour ;
- De l'ATAR 101 G pour le Super Mystere B2 ;

(contre l'avis des avionneurs qui préféraient un réacteur de Rolls-Royce jugé par eux plus favorable pour l'exportation).

Par la suite, seront choisis (cf. détails en appendice 1) :

- L'ATAR 8 pour l'Étendard ;
- L'ATAR 9C pour le Mirage III en 1958 (cet avion ayant eu le succès que l'on connaît) ;
- L'ATAR 9K pour le Mirage IV, à partir de 1960 ;
- L'ATAR 9K50 pour le Mirage F 1, à partir de 1967 ;
- L'ATAR 8K50 pour le Super Etendard, à partir de 1973.

Le développement du moteur ATAR, décliné dans ses diverses versions, s'est étendu sur plus de vingt cinq ans. Plus de 5 000 ATAR ont été produits. Ce fut un incontestable succès d'un moteur simple - monocorps, monoflux - qui a su évoluer au cours du temps, et avec les avions Mirage, la base du renouveau de l'industrie aéronautique française.

Avec l'ATAR, SNECMA - une partie de l'équipe allemande participant largement et avec le soutien financier du STAé - s'essaya au rôle d'avionneur : il s'agissait de la formule « ATAR volant », avec successivement le C400-P1 puis le C400-P2

(présenté en vol lors du salon aéronautique de 1957) puis le C450 Coléoptère à aile annulaire, réalisé avec le concours de Nord-Aviation, détruit en vol à son neuvième vol libre en 1959 et abandonné aussitôt après. La formule était très ambitieuse et au moins prématurée (en l'absence d'aides électroniques, la tâche du pilote était extrêmement difficile). Les tentatives de même type aux États-Unis ont également été abandonnées très vite.

### *La contribution d'Hispano-Suiza*

Comme indiqué précédemment, Hispano-Suiza a entrepris dès 1946 la construction de réacteurs Rolls-Royce sous licence. Ainsi, la société a joué un rôle de premier plan pour l'équipement des premiers avions de combat français réalisés au cours de la période 1944-1955.

Le turboréacteur *Nene* (22 kN) a équipé à partir de 1947 de nombreux prototypes - SO 6000 Triton, SO 6020 Espadon, Arsenal VG 90, SE 2410 Grognard, NC 1071 bimoteur, NC 1080, SO 30 NENE bimoteur, SO 4000...- qui n'ont pas eu de suite directe, mais aussi des avions produits en série : SNCASE Mistral (dérivé du *Vampire*) et Dassault Ouragan (ainsi, qu'à titre de remotorisation, des avions d'entraînement Lockheed T33 acquis par la France). 1 100 moteurs ont été produits.

A partir de 1950, le *Tay* (28 kN), toujours conçu par Rolls-Royce, a été réalisé sous licence pour équiper une première version du Dassault Mystère IV A. 200 moteurs ont été produits.

La société Hispano-Suiza, ayant, par le biais de ces licences, accédé à la technologie des turbomachines, a réalisé diverses études propres :

- Celle d'une « réchauffe » - ou « post-combustion », combustion dans le canal d'éjection accroissant la poussée - sur le *Nene*, le premier dispositif du genre au monde à être essayé en vol, sur banc volant puis sur Ouragan (en juin 1953) ; HS ne poursuivra pas, mais le système a été par la suite largement développé par Snecma (sur tous les réacteurs pour avions de combat et l'Olympus 593) ;
- Le développement, à partir du *Tay*, du réacteur *Verdon*, à poussée nettement augmentée (plus de 34 kN), qui a équipé une deuxième version du Mystère IV A. Plus de 500 moteurs de ce type ont été produits ;
- Sur la commande du STAé, la réalisation d'un turboréacteur de type R 800, dans la gamme de poussée 10 à 15 kN. Celui-ci comportait un compresseur axial (alors que les *Nene*, *Tay* et *Verdon* avaient des compresseurs centrifuges) ; il était en concurrence avec le SNECMA Vesta R 105 et le Turboméca Gabizo. Trois prototypes R 804 (14 kN) furent réalisés et subirent des essais satisfaisants ; le programme a été arrêté en 1955, en même temps que le Vesta, après le choix du Gabizo.

Par la suite, Hispano-Suiza, devenu division de SNECMA à partir de 1968, n'a plus conçu - dans le domaine de la propulsion aéronautique - que des éléments de turboréacteurs : boîtes relais d'accessoires / boîtiers de transmission de puissance tant pour le groupe SNECMA que pour des motoristes étrangers - la société, qui a toujours eu une remarquable compétence « mécanique », a acquis une renommée mondiale en ce domaine -, et des inverseurs de poussée pour applications civiles.

## *La contribution de Turboméca*

Turboméca ne fut pas immédiatement exclu des turboréacteurs pour avions de combat :

- Le Gabizo (1 500 daN-1954) fut retenu pour le Trident, l'Etendard II, le Breguet 1100, mais ces appareils ne furent pas construits en série et le moteur a été abandonné en 1958 ;
- Turboméca fut, associé à Rolls-Royce, le réalisateur de l'Adour (3 300 daN) qui équipa le Jaguar (cf ci-après).

## *Les moteurs TF de SNECMA / Pratt et Whitney (cf. également l'appendice 1)*

Dans le but d'assurer la propulsion d'un avion de pénétration, sur l'incitation des services officiels, SNECMA a acquis en 1959 la licence du moteur double flux JTF 10 de Pratt et Whitney (du fait de son cycle thermodynamique, ce moteur était nettement moins gourmand en carburant que la famille des ATAR). La société a conduit des études d'adaptation de ce moteur : capacité de vol supersonique par changement de matériaux, réchauffe sur les deux flux...

Diverses versions ont été successivement réalisées :

- TF 104, essayé en vol à partir de 1964 ;
- TF 106, essayé en vol à partir de 1965 (avec démonstration des gains de consommation de carburant aux vitesses réduites) ;
- TF 306, à partir du moteur PW-TF30 (dérivé du JTF 10), lancé pour équiper le chasseur américain F 111.

Cette version, à forte poussée (10 300 daN) a débuté ses essais en vol en 1966 ; elle a équipé les prototypes Mirage G (géométrie variable), Mirage III V (atterrissage et décollage vertical)<sup>13</sup>, Mirage F 2 (flèche variable).

Les contraintes budgétaires - ainsi que les résultats des expérimentations sur le décollage et l'atterrissage vertical - obligèrent à arrêter ces divers travaux au début des années 1970. Les sommes non négligeables, dépensées sur les projets TF, ne furent pas totalement perdues. Par le biais de ces études, SNECMA a acquis une expérience des réacteurs double flux / double corps complexes que elle ne possédait pas. Elle a coopéré avec l'un des (sinon le meilleur) motoristes du monde à cette époque. Des ingénieurs de SNECMA ont pu faire des stages prolongés chez P et W et se former à des méthodes de travail nouvelles. Les retombées seront importantes pour les moteurs étudiés par SNECMA par la suite, moteurs d'avions de combat, dont le M 88, mais aussi le moteur CFM 56.

## *Le turboréacteur M 53 (cf. également l'appendice 1)*

Le concept M 53 a été proposé par SNECMA en 1966, dans l'optique d'un avion de combat pouvant atteindre M=3 (qui correspondait aux idées des divers états-majors dans le monde à l'époque). Double-flux, simple-corps, il conservait la simplicité de l'ATAR mais avait des performances plus brillantes que celui-ci dans

---

<sup>13</sup> Les prototypes de celui-ci utilisaient des réacteurs de sustentation fournis par Rolls-Royce (RB 163 ayant succédé au RB 108 utilisé sur l'avion expérimental Balzac).

tous les domaines. Il restait adapté aux grands nombres de Mach (dans la décennie 1970, il apparaissait comme le moteur potentiellement le plus performant du monde occidental entre  $M=2,5$  et  $M=3$ ) mais restait gourmand en carburant aux vitesses modérées (caractéristique gênante d'autant plus qu'au fil du temps les états-majors ont recherché de plus en plus de bonnes caractéristiques de pénétration de leurs avions de combat).

En l'absence d'un programme d'aéronef bien défini, un programme de moteur fut lancé sur un rythme assez lent par les services officiels en fin 1967 :

- Programme de « démonstration », initialement, avec trois moteurs, pour valider les diverses innovations techniques ;
- Programme de développement M 53-2, débutant en 1970, pour un moteur capable de  $M=2,5$  ( $M=3$  après changement de matériaux et modifications en principe simples). Le moteur sera effectivement essayé avec succès dans les conditions  $M=2,5$  (température d'arrêt supérieure à  $200^{\circ}\text{C}$ ) dans un caisson du CEPr.

Le M 53-2 était retenu pour propulser les avions de combat nationaux du début des années 1970, « avion de combat futur », bimoteur type G 8, « avion de combat européen » proposé pour l'Europe en 1974, mais ces programmes n'aboutirent pas.

Le choix à la fin de 1975 de l'avion de combat Mirage 2000, permit de lancer le M 53-5, aux performances accrues par rapport à la version M 53-2. Le développement fit apparaître un certain nombre de problèmes (peut-être à cause de l'étalement des travaux préliminaires, sans objectifs très précis, et de l'accroissement des performances à la limite des capacités de la technologie). L'essai de type du M 53-5 intervint en 1979, soit treize ans après le début des études.

La version M 53-P2, plus performante que la précédente, comportant des modifications physiques dont une régulation pilotée par un ordinateur analogique à pleine autorité, fut lancée en 1979 et largement adoptée pour l'équipement des Mirage 2000, dont les versions exportées.

Dans l'ensemble, le couple avion Mirage 2000 / moteur M 53 s'est révélé particulièrement efficace et performant (compte tenu de sa taille assez réduite).

#### *Le turboréacteur M 88 (cf. également l'appendice 4)*

Un programme de moteur pour avion de combat a été envisagé à la fin des années 1970 pour prendre la suite du M 53. Les discussions européennes pour une réalisation commune ayant échoué (1985), le programme M 88 fut alors lancé (1986).

Celui-ci a été conduit de manière extrêmement méthodique par tous les acteurs, industriels et officiels. Il présente de ce fait, aux yeux de beaucoup, un certain caractère « exemplaire ».

L'architecture de base du M 88 (le cycle thermodynamique en particulier) est issue des travaux conduits dans les années 1970 par le Centre de prospective et d'évaluation (CPE) qui réunissait des « opérationnels » - états-majors de l'air et de la marine - et des « techniciens-gestionnaires » de la DGA, avec la participation des industriels avionneurs et motoristes, c'est-à-dire l'ensemble des parties concernées. Ces études ont permis d'arriver suffisamment tôt à un accord sur les caractéristiques principales du moteur le mieux adapté à un avion de combat polyvalent ; cet accord n'a pas été remis en question par la suite.

A la fin des années 1970, les méthodes de calcul des turboréacteurs avaient fait de grands progrès (codes de calcul perfectionnés rendus possibles par l'énorme accroissement de la puissance des calculateurs). Toutefois, le concept de base du moteur qui sera le M 88 comportait pour SNECMA des innovations très importantes - double flux/double corps à fort taux de compression avec des aubes de turbine refroidies très sophistiquées... - par rapport aux moteurs précédents, ce qui nécessitait de nombreuses validations par des essais en vraie grandeur. Celles-ci ont été conduites de manière progressive et exhaustive, grâce à un programme préparatoire structuré qui a comporté diverses étapes :

- Des recherches multiples : de manière continue, depuis la création de la société, un programme de « recherches » dans les diverses techniques de base des moteurs - aéro et thermodynamique, thermique, combustion, techniques des matériaux et de la régulation... - a été conduit par SNECMA avec un soutien très fort de STAé/STPA-Mo et des autres directions concernées (DRME/DRET en particulier). Ce programme associait SNECMA, les autres motoristes nationaux et d'autres industriels (métallurgistes, électroniciens...), des laboratoires spécialisés (ONERA, laboratoire de métallurgie de l'école des mines de Paris...) et ceux de l'Université... (sous la conduite notamment du côté de SNECMA, pendant la phase préparatoire au développement du M 88, de Jean-Marie Brasseur puis de Alain Habrard). La méthodologie, très lourde mais nécessaire, retenue pour les recherches financées par la DGA (cf. Plan pluriannuel de Recherches - PPRE) a été utilisée pour choisir les thèmes et lancer les travaux. Un suivi continu par STAé/STPA-Mo et SNECMA a permis de les réorienter, avec pragmatisme et efficacité, en fonction des résultats et des urgences. Avant d'entreprendre le dessin de détail du M 88, SNECMA possédait une base très solide de connaissances théoriques et pratiques ;
- Des développements exploratoires (DE) : il s'agissait de réaliser des sous-ensembles permettant de démontrer de manière séparée la validité des calculs et des hypothèses et la pertinence des concepts technologiques retenus. Ainsi, de 1979 à 1987, ont été réalisés des développements exploratoires (selon la procédure du plan Pluriannuel développements exploratoires - PPDE, bien adaptée à ces mini-programmes) :
  - Des compresseurs basse et haute pression ;
  - De la chambre de combustion ;
  - De la turbine haute pression : opération DEXTRE en particulier. Ce DE a permis de valider les techniques de refroidissement et de tenue des aubes de turbine et a constitué une étape fondamentale pour le succès du M 88 ;
  - De la régulation numérique à pleine autorité (DE SYREN et RENPAR), qui constituait un pas en avant important par rapport à la régulation entièrement hydraulique des ATAR et celle (mixte, hydraulique + électronique) du M 53.

Les résultats de ces DE donnaient à SNECMA des éléments très concrets pour concevoir le moteur complet ; cependant, deux étapes intermédiaires<sup>14</sup> ont encore été retenues :

---

<sup>14</sup> Si le programme de développement avait été lancé sans discontinuité, on aurait pu faire l'économie d'une de ces étapes, mais certainement pas des deux. Les essais ont en tout cas permis de valider des modifications permettant de résoudre les défauts rencontrés lors des développements exploratoires.

- Un corps haute pression (compresseur HP + chambre de combustion + turbine HP) a permis d'essayer seul le cœur du moteur ;
- Un moteur « de démonstration » (modèle de banc ne pouvant être avionné) a permis d'essayer l'ensemble du fonctionnement aérothermique dans les conditions du sol ou en altitude simulée.

Cet important travail préparatoire, qui avait donné une grande assurance sur la possibilité de tenue du développement, a trouvé sa justification dans les très bons résultats (très peu de problèmes rencontrés, obtention des performances, tenue des délais, strict respect des coûts...) obtenus lors du programme de développement du M 88 entrepris en 1986. Ce dernier s'est nettement mieux déroulé que celui du M 53 (ou, d'après ce que l'on a pu savoir, que ceux de moteurs concurrents de l'époque). Les résultats acquis lors des opérations préliminaires ont permis de conclure avec SNECMA un contrat forfaitaire de développement - assorti d'une participation financière de l'industriel -, ce qui constituait une grande première.

Le premier essai du M 88 au banc de sol a eu lieu en février 1989, le premier essai en vol un an plus tard, ce qui montre la rapidité de la mise au point. Le développement a continué de se dérouler dans de très bonnes conditions.

Le programme a fait l'objet d'un important travail d'analyse de la valeur, ce qui a permis de réduire sensiblement le prix des moteurs de série : c'était un progrès par rapport aux opérations précédentes.

On peut regretter que les lenteurs des discussions européennes puis les problèmes budgétaires aient conduit à étaler le déroulement des diverses phases du M 88, ce qui a diminué l'efficacité des équipes industrielles et incité à faire évoluer les performances (en tenant compte de l'évolution des technologies au fil du temps et des obsolescences).

Toutefois, inversement, cet étalement a permis d'éviter le chevauchement des diverses phases et la réalisation de travaux « d'assurance » inutiles.

Le programme M 88 paraît avoir montré très nettement pour un programme de moteur :

- L'intérêt d'une définition du produit par une structure rassemblant l'ensemble des parties concernées,
- La nécessité des études amont (à un niveau élevé) pour avoir le produit le plus performant au moindre risque,
- L'importance de la phase préparatoire au développement qui doit être très avancée au lancement de celui-ci.

### *Le turbopropulseur Tyne*

En 1962, Hispano-Suiza s'est allié à Rolls-Royce, à MAN en RFA (qui deviendra MTU) et FN-Herstal en Belgique pour la fabrication sous licence du turbopropulseur Rolls-Royce *Tyne*. Il s'agissait d'équiper les deux avions en coopération Atlantic (*Tyne* Mk 21) et Transall (*Tyne* Mk 22). Le *Tyne* était un moteur très performant - puissance approchant 5 000 kW avec injection d'eau / méthanol - qui, malgré une certaine complexité, a fait preuve d'une remarquable longévité : conçu il y a 45 ans, il propulse, dans de très bonnes conditions, deux avions majeurs des forces françaises ! La production a dépassé 900 moteurs, dont une partie décalée dans le

temps pour équiper les Transall relancés et les Atlantique (pour les seuls besoins français).

### *Les coopérations sur les turboréacteurs militaires*

A partir de la fin des années 1950, le principe d'une coopération en matière d'avions d'armes fut recherchée au niveau européen (en particulier dans le but de réduire le montant des frais fixes et d'augmenter la longueur des séries). Elle aboutit effectivement sur deux programmes d'avions école ou d'appui tactique, Jaguar et Alphajet, mais échoua pour la réalisation d'avions majeurs de combat au milieu des années 1960, puis au milieu des années 1980.

#### *Les coopérations ayant abouti*

- Moteur Adour

Au début des années 1960, la Grande-Bretagne et la France ont décidé de construire en commun un avion école et d'appui tactique (ECAT). Les caractéristiques de cet appareil – en particulier les capacités de combat, la vitesse maximale... – furent arrêtées en 1964. Deux programmes de moteurs étaient en concurrence : le M 45 de Bristol Siddeley Engines Limited et SNECMA (cf. ci-après), et l'Adour de Rolls-Royce et Turboméca. Les services officiels choisirent la deuxième solution : celle-ci rentrait dans la logique britannique d'un partage équilibré des moteurs entre industriels (d'autant que BSEL avait été retenu pour l'Olympus 593 de Concorde), beaucoup moins dans celle de la France, qui avait "attribué" les moteurs d'avions de combat à SNECMA en 1951 (et l'Adour, par sa poussée et son domaine de vol, rentrait dans cette catégorie). Des considérations politiques et sociales n'étaient pas étrangères à la décision française : résoudre les problèmes sociaux résultant de la fermeture des Forges de l'Adour (près de Bayonne). Dans ce but et avec l'aide de l'État, Turboméca construisit une usine à Tarnos qui a repris une partie importante des personnels en cause.

Le programme Adour fut formellement lancé en 1965. Il s'agissait d'un moteur double corps, double flux, avec réchauffe, de l'ordre de 32 kN de poussée au décollage. Le partage des responsabilités était le suivant : à Turboméca les parties "froides" (compresseurs), à RR les parties "chaudes" et les systèmes. Pour enlever les doutes des Britanniques quant à la capacité technique de Turboméca une compétition formelle a été lancée entre les deux industriels pour le compresseur haute pression : le modèle de Turboméca a surclassé très nettement au banc d'essais celui de son partenaire (David triomphait de Goliath !). Ce fut le point de départ de l'admiration que Rolls-Royce porta à Turboméca et à son président Joseph Szydlowski, admiration largement confirmée par la suite (qui se concrétisa par le désir de RR, affiché plusieurs fois, d'acheter la société française à ses propriétaires). Les relations furent ainsi tout à fait excellentes entre les deux industriels – réunis dans la société commune RR/Turboméca Ltd –, mais également entre les officiels motoristes. Des procédures formelles ont dû être définies pour ce premier grand programme franco-britannique. Des solutions complexes ont été retenues ; toutefois, les motoristes officiels ou industriels surent faire preuve de pragmatisme pour en atténuer la lourdeur.

Le développement du moteur ne se déroula pas sans quelques problèmes : en particulier l'éclatement de disques de compresseur en alliage de titane. Ces difficultés furent résolues et le moteur a été largement apprécié par les utilisateurs.

L'Adour a équipé le Jaguar mais également le *Hawk*, le T 45 américain, le T 2 japonais ; il a fait preuve d'une grande longévité. Largement plus de 2 000 moteurs Adour ont été produits.

Le programme de l'Adour – moteur totalement atypique et unique en son genre dans la gamme de Turboméca – a été un élément fondamental dans le développement de la société : il a amélioré sa compétence technique mais aussi ses capacités de gestion ; il a fourni une charge de travail importante et permis l'embauche de personnels compétents ; il a rendu possible l'autofinancement des nouveaux développements et des investissements de la société pendant une assez longue période.

- Moteur Larzac (cf. également l'appendice 2)

Lancé, à partir de 1965, à l'initiative de SNECMA et Turboméca – réunies dans un groupement d'intérêt économique Groupement Turboméca-SNECMA (GRTS), le turboréacteur Larzac visait à équiper un avion d'affaires envisagé par la société Dassault. Il s'agissait d'un réacteur de petite taille (poussée de 10 kN), moderne : double corps, double flux.

Dans la version Larzac 02, le développement a été lancé en 1969, les deux industriels se partageant les travaux et les coûts. Ce développement a progressé normalement.

La destination initiale n'a pas été concrétisée ; en revanche les motoristes ont proposé une version dérivée – Larzac 04 C6 – pour équiper l'avion d'entraînement envisagé dans un cadre franco-allemand qui deviendra l'Alphajet (lancé en 1972). Le GRTS a associé les motoristes allemands MTU et KHD, pour une très faible partie du développement, en échange d'une participation financière forfaitaire du gouvernement allemand. Le développement de cette version s'est déroulé sans difficulté sérieuse, jusqu'à l'homologation prononcée en 1974.

Les quatre motoristes ont participé à la production des moteurs de série (près de 1 300 moteurs ont été réalisés). Le fonctionnement en utilisation a été particulièrement bon et l'endurance du Larzac 04 C6 est appréciée.

Une version plus puissante – Larzac 04 C20 – a été lancée en 1982 (sur une base paritaire pour le financement des États et la participation des industriels) ; elle n'a équipé que les seuls Alphajet allemands.

Malgré les efforts commerciaux des industriels, aucune autre application de série du moteur n'a encore pu être trouvée (perspectives toutefois envisagées avec l'avionneur MIG pour équiper un avion d'entraînement et de l'industrie indienne pour l'avion HJ 36).

#### *Les coopérations n'ayant pas abouti*

- M 45 (cf. également l'appendice 1)

Ce programme a été proposé par SNECMA en 1964 : il s'agissait d'une famille de moteurs dont une version pouvait motoriser le projet franco britannique ECAT (École de combat et appui tactique). Pour satisfaire ce besoin, SNECMA s'est allié à Bristol-Siddeley Engines Limited (BSEL). Un programme de démonstration a été lancé (version M45 F).

Le moteur Adour de Rolls-Royce/Turboméca ayant été retenu pour l'avion ECAT, SNECMA et BSEL se sont concentrés sur la motorisation du projet d'avion de combat à géométrie variable résultant de l'accord de 1965 entre les gouvernements britannique et français : ils ont proposé le moteur M 45 G (plus de 6 000 daN de



poussée au décollage avec réchauffe, moteur double flux/double corps). Les équipes des deux industriels, déjà associées dans le programme Olympus 593 pour Concorde, se sont dans l'ensemble bien entendues. Mais des questions de préséance ou de responsabilité sont survenues.

Initialement, pour le programme d'avion à géométrie variable franco-britannique, il avait été prévu d'adopter un schéma de responsabilité industrielle symétrique de celui retenu pour le programme Jaguar : SNECMA responsable du moteur, BAC de la cellule (à comparer à Rolls-Royce pour le moteur, Breguet-Dassault pour la cellule, en ce qui concerne le Jaguar).

Vers la fin de 1966, les officiels britanniques ont demandé d'inverser le schéma : Rolls-Royce – qui avait pris le contrôle de BSEL en octobre 1966 – pour le propulseur, Dassault pour l'avion. Le président de SNECMA, Jean Blancard, a réagi négativement à cette proposition de changement et a obtenu le soutien du gouvernement français en faveur du maintien de la solution initiale. Aucun des gouvernements ne voulut céder et le désaccord fut une des raisons de l'arrêt du programme complet en juillet 1967.

Les tentatives ultérieures pour poursuivre la famille M 45, M 45 H moteur pour avion de transport court courrier qui n'a équipé que l'avion allemand VFW 614, et turbine industrielle THS 2000, n'auront pas de succès (seulement une soixantaine de moteurs sera produite). SNECMA quittera l'opération prématurément, laissant à Rolls-Royce le soutien des quelques moteurs en service.

L'opération M 45 a ainsi été un échec commercial ; mais, par ce programme, SNECMA a acquis des connaissances très importantes d'un moteur double corps, ce que n'était pas le moteur national M 53, et fait l'expérience d'une certification civile. Cet acquis, ajouté à l'expérience sur les moteurs TF et sur l'OL 593, sera très utile pour le CFM 56 qui sera lancé quelques années plus tard.

- Moteur de l'avion de combat européen (ACE) (cf. également l'appendice 3)

En juillet 1984, les gouvernements de l'Allemagne, la Grande-Bretagne, l'Espagne, l'Italie, et la France décidaient d'étudier la réalisation d'un avion commun de combat (souvent désigné sous le terme d'avion de combat européen).

Dès le début, les discussions entre les services officiels et les industriels ont été particulièrement difficiles :

- La précédente tentative pour une réalisation analogue entre la Grande-Bretagne et la France (avion à géométrie variable avec le moteur M 45 G), avait échoué en 1967 ; seules avaient été menées à terme les coopérations sur l'Adour (F+GB) et le Larzac (F+RFA) ;
- Des liens étroits avaient été développés entre l'Allemagne, la Grande-Bretagne et l'Italie à la suite de la réalisation de l'avion de combat *Tornado* (équipé du moteur RB 199), alors que la France était restée isolée (avion Mirage 2000 avec le moteur M 53) ;
- Des désaccords existaient entre les pays sur les spécifications essentielles de l'ACE et sur le déroulement de l'opération.

Pour ce qui concernait le moteur, les principaux industriels désignés étaient Rolls-Royce (GB), MTU (RFA), Fiat (I), et SNECMA (F).

Le problème principal – qui était tout à fait crucial – rencontré sur ce programme a concerné le partage des responsabilités de conception du moteur de l'ACE entre Rolls-Royce et SNECMA : RR, arguant de son expérience tant militaire (RB 199) que civile (RB 211), demandait la responsabilité du corps haute pression ; SNECMA,

avec son président Jacques Bénichou, désirant affirmer un rôle de motoriste militaire majeur – alors que la société ne pouvait se prévaloir d'avoir assumé la responsabilité d'un moteur complet double corps, de technologie avancée –, demandait une part de responsabilité importante dans le corps haute pression (en particulier pour la turbine H.P. refroidie). MTU avait également des exigences très fermement défendues. Chaque industriel était soutenu par son service officiel.

Les divergences entre les pays sur les spécifications et le déroulement du programme, ont subsisté ; le différend entre les motoristes comme celui qui existait entre les avionneurs pour le partage des responsabilités ne se sont pas beaucoup réduits... Ce furent les principales raisons de l'échec de l'ACE en août 1985. La Grande-Bretagne, l'Allemagne, l'Italie et l'Espagne ont lancé le programme *Eurofighter* (avec le moteur EJ 200) ; la France, seule, a lancé le programme Rafale (avec le moteur M 88). L'espoir de réaliser le pôle aéronautique militaire européen – analogue au pôle civil avec l'Airbus – était ainsi très largement repoussé dans le temps (à supposer qu'après 1967 et 1985 l'opportunité se présente à nouveau)...

## LES MOTEURS MILITAIRES ET CIVILS DE TURBOMECA (cf. également l'appendice 5)

En août 1944, la société Turboméca est sortie du régime sous administrateur provisoire qui lui avait été imposé pendant la guerre : elle a retrouvé son président Joseph Szydlowski, rentré d'exil en Suisse. En priorité, celui-ci a dû reconstituer les effectifs de base et les moyens de production, et obtenir des commandes diverses pour alimenter les usines. Sur le plan aéronautique, celles-ci concernaient essentiellement les compresseurs de suralimentation (à l'origine de la création de la société avant la guerre), tels le V 19 C pour le moteur Hispano 12 Z ainsi que des compresseurs de cabine pour avions.

Très rapidement, la société a été amenée, avec le concours des services officiels, à aborder le domaine des turbomachines (Turboméca possédait déjà la maîtrise d'un des éléments de celles-ci : le compresseur).

*Nota* : on a séparé ci-après de manière artificielle les turboréacteurs, les turbomoteurs pour hélicoptères et les turbopropulseurs, alors que la même machine de base a pu couvrir plusieurs domaines.

### *Les turboréacteurs*

A côté de quelques études générales nationales, les premiers travaux importants ont été conduits à partir de 1946, par l'équipe allemande, en particulier sur le projet de turboréacteur de forte puissance B 701 déjà évoqué (cf. p. 20).

Mais des turbomachines plus petites ont été également envisagées pour des projets divers (dont dès septembre 1946 le moteur pour la propulsion/sustentation du giravion SNCASO Ariel I et des réacteurs d'appoint, cf ci après). Après l'arrêt du B 701 vers la fin de 1947, le président de la société avec l'appui de STAé/Mo a décidé d'abandonner les grosses puissances pour se consacrer en priorité aux petites turbomachines. Le soutien financier et moral de STAé/Mo a été important pendant cette période : parmi les acteurs de STAé/Mo, il convient de citer André Vialatte qui a joué un rôle clé dans les orientations de la société et donc dans ses succès.

S'appuyant sur les travaux réalisés par l'équipe allemande de F. Nallinger et avec une contribution très importante des spécialistes allemands qui étaient restés en France après l'arrêt du gros réacteur, Turboméca a étudié plusieurs formules – groupes auxiliaires de puissance, turbopropulseurs, turboréacteurs...– toutes de faible puissance qui intéressaient STAé/Mo pour diverses applications. C'est ainsi qu'a été conçue en 1947 la turbomachine TT 782 (puissance de l'ordre de 45 kW) ; celle-ci deviendra l'Orédon dont le dessin<sup>15</sup> doit beaucoup à J. Szydlowski ; cette configuration a été la base de toutes les réalisations de Turboméca au cours des trente années suivantes.

De l'Orédon a été dérivé à partir de 1948 le turboréacteur Piméné qui est devenu le 14 juillet 1949 le premier petit turboréacteur à propulser un aéronef : le planeur Sylphe de Fouga. Celui-ci ne fut pas produit en série mais a fait connaître le couple Fouga-Turboméca et a préparé le grand succès de l'avion Fouga Magister.

De l'Orédon ont été également dérivés le turboréacteur Palas (utilisé sur les SIPA 200 et 300 et à l'étranger) et surtout la famille Marboré (version II en 1950). Celle-ci répondait au souhait de STAé/Mo d'équiper les prototypes des Leduc (deux réacteurs en bout d'aile pour assurer l'autonomie de l'avion après l'arrêt du statoréacteur principal). La formule du Leduc a été abandonnée par la suite mais le Marboré (version II de 4 kN puis VI de 4,8 kN à partir de 1959) équipera l'avion d'entraînement Fouga CM 170 Magister, le Morane Paris, divers avions étrangers, l'engin cible CT 20. Il a été construit sous licence par la firme américaine Continental (pour l'avion d'entraînement Cessna T 37, l'engin cible Ryan *Firebee*<sup>16</sup>) : de l'ordre de 17 500 Marboré ont été construits dont 12 000 aux États Unis.

Le Marboré fut un éclatant succès qui permit à Turboméca de prendre place parmi les grands motoristes internationaux.

D'autres turboréacteurs ont été développés par la suite :

- En 1954, le Gabizo (poussée de 11 kN) destiné à la propulsion d'appoint du Trident (moteur fusée en régime normal), et qui équipera les prototypes Dassault Etendard II et Breguet Taon, mais sans succès commercial, tous ces projets ayant été abandonnés (cf p. 22) ;
- En 1962, l'Aubisque (poussée de 7,3 kN) issu des réacteurs à double flux Aspin réalisés à partir de 1949 : l'Aubisque équipa l'avion d'entraînement suédois SAAB 105 (370 moteurs produits) ;
- En 1969, l'Astafan, formule originale, comportant une soufflante à pas variable, qui ne réussit pas à percer (échec du Fouga 90) et se limita à équiper deux avions bimoteurs de liaison de la société.

Turboméca a participé aux importants programmes en coopération Adour (à partir de 1965) et Larzac (à partir de 1970) (cf. pp. 27-28).

Par la suite, Turboméca n'a plus réalisé de turboréacteur nouveau pour avion (ni participé en tant que concepteur à un programme de turboréacteur nouveau).

---

<sup>15</sup> Dessin très simple, remarquable sur de nombreux points : compresseur centrifuge, chambre de combustion annulaire inversée, turbine, avec une régulation à vitesse constante...

<sup>16</sup> Celui-ci a été équipé après 1955 du Gourdon, conçu par Turboméca mais non fabriqué en France.

## Les turbomoteurs pour hélicoptères

Les premières propositions de turbomachines pour hélicoptères datent de 1946 : il s'agissait d'équiper le giravion SNCASO Ariel I : le rotor tournait par l'éjection de gaz de combustion en bout de pale ; l'air comprimé était fourni par un compresseur entraîné par un moteur à pistons. J. Szydlowski proposa une solution beaucoup plus élégante : une turbine à gaz avec prélèvement d'air à la sortie du compresseur (générateur d'air). L'idée se concrétisa en 1951 pour l'Ariel III utilisant l'Arrius II (200 kW) de la lignée de l'Orédon : il s'agissait d'un turbomoteur à turbine liée.

L'Ariel III prépara la naissance en 1953 de l'hélicoptère SNCASO Djinn équipé du générateur d'air Palouste (issu du réacteur Palas et du moteur Artouste). Cet appareil a été le premier hélicoptère de série à turbine au monde ; il a connu un certain succès.

La percée de la "turbine" sur hélicoptère a été réalisée sur l'hélicoptère SNCASE Alouette II à transmission mécanique. Celui-ci fut lancé en 1954 avec un Artouste II (300 kW à turbine liée). Les essais de l'Alouette II se sont déroulés dans de très bonnes conditions et l'appareil séduisit les utilisateurs potentiels. Au contraire, les essais de l'hélicoptère américain Sikorsky S 59 avec le même moteur avaient fait apparaître des problèmes de pompage du moteur. Le constructeur américain (qui avait des idées *a priori* contre les turbines liées<sup>17</sup>) a abandonné prématurément la formule alors que l'appareil avait battu des records.

L'Artouste II, étant à puissance égale beaucoup plus léger qu'un moteur à pistons, rendit l'Alouette II beaucoup plus performant que les hélicoptères précédents et les ventes se multiplièrent : plus de 4 000 Artouste de tous types (la version III dépassant 550 kW) ont été produits. Turboméca est devenu de ce fait le premier fournisseur de turbomoteurs pour hélicoptères en Europe (bien loin devant Rolls-Royce Small Engine Division) et était en état de se mesurer aux grands motoristes américains qui à leur tour ont investi le créneau. Ce fut le début du couple SNCASE/Aérospatiale-Turboméca qui a été très prolifique en hélicoptères de toutes tailles pour les besoins militaires ou civils.

Les développements de l'Alouette (versions IIC puis III, puis Lama) ont nécessité des puissances plus élevées : Turboméca accrut la puissance de l'Artouste (550 kW) et développa les turbomoteurs Astazou (II, XIV) dérivés du turbopropulseur de même nom.

A partir de 1959 le turbomoteur Turmo (à turbine libre avec sortie de puissance à l'arrière) étudié initialement comme turbopropulseur, a rencontré un grand succès. Il a équipé :

- Le Super Frelon (trois Turmo III de 950 kW) produit en série à partir de 1963 ;
- Le Puma (deux Turmo III de 1 150 kW puis Turmo IV de 1 200 kW) produit à partir de 1965 à un très grand nombre d'exemplaires pour les clients militaires ou civils.

---

<sup>17</sup> Turbine liée : la turbine de puissance, entraînant le rotor de l'hélicoptère, est fixée sur l'arbre unique du moteur comportant le(s) compresseur(s) et la(es) turbine(s) entraînant ce dernier ; turbine libre : la turbine de puissance est indépendante de l'ensemble compresseur(s) /turbine(s) associée(s).

L'hélicoptère Gazelle a été équipé d'Astazou (III N pour le SA 341, XIV H pour le SA 342) avec également une série importante.

Le Puma et la Gazelle faisaient partie, avec le *Lynx* WG 13 de Westland, de la "coopération franco-britannique des hélicoptères". En réalité, il s'agissait d'une coproduction de matériels conçus chacun par un seul industriel. Pour ce qui concernait les moteurs :

- Turboméca était responsable des Turmo et Astazou (Puma et Gazelle) ;
- Rolls-Royce était responsable du BS 360 *Gem* du *Lynx*. (ce dernier moteur à trois corps imbriqués était très complexe : "une merveille de mécanique horlogère" et sa mise au point fut laborieuse. Grâce à l'opiniâtreté et au talent de RR, le développement fut toutefois réussi).

A partir de 1972 l'hélicoptère Dauphin a été équipé avec diverses versions de l'Astazou (XVI, XVIII, XX) ce dernier de 750 kW à comparer aux 370 kW de l'Astazou II.

Le développement très rapide de la société dans les années 1960-1970 – avec les moteurs pour hélicoptères et Adour – a nécessité des changements des structures de management. Gérard Pertica – qui avait été à la tête de la division Hélicoptères de l'Aérospatiale – entra chez Turboméca en 1973. Doté d'une forte personnalité, il mit son énergie – qui était particulièrement grande – à améliorer l'efficacité de l'entreprise, son implantation dans le monde ; profitant de la bonne santé financière de la société, il a entrepris de renouveler la gamme de produits (dont certains vieillissaient). Sous son impulsion, de nouveaux turbomoteurs ont été lancés.

L'Arriel en 1974, initialement de l'ordre de 500 kW, conservait la structure classique en faveur dans la société. La sortie de puissance vers l'avant, demandée par les hélicoptéristes, aurait nécessité des disques troués en leur centre – utilisés par la concurrence, en particulier sur le moteur de même puissance Lycoming LTS 101. M. Szydlowski, conservateur en ce domaine, s'y opposa et, malgré les fortes pressions de STAé/Mo, un arbre extérieur fut retenu, ce qui imposait des contraintes. Le bureau d'études fit toutefois des prodiges et la pénalité de masse fut minime. Les débuts de l'opération furent difficiles, Aérospatiale/hélicoptères faisant une très forte pression, pas toujours justifiée, en faveur du LTS 101 (arguant de sa démontabilité, de son prix...). La situation s'améliora assez vite et l'Arriel s'est révélé au fil du temps un moteur remarquable sur les plans de la mécanique, des performances, des prix... Plus de 5 000 Arriel ont été construits équipant des hélicoptères français (Écureuil, Dauphin, *Panther*, Fennec...) mais aussi italiens, allemands et même américains (une partie des Sikorsky S 76). L'Arriel a remplacé le LTS 101 sur certains appareils – cf. la puissance insuffisante de ce dernier – y compris des Dauphin des gardes-côtes américains.

Le Makila en 1976, de 1 250 kW – porté ultérieurement à près de 1 400 kW –, moteur très classique, demandait un faible effort de développement. Ce moteur était conçu comme une version intérimaire dans l'attente du RTM 322. Cette solution se révéla très judicieuse (d'autant que le RTM 322 a été largement retardé) : le Super Puma, que le moteur équipa, eut un succès important. Plus de 1 200 Makila ont été produits.

Le TM 333 en 1976, de 750 kW, destiné à l'hélicoptère indien ALH qui a eu un démarrage très lent. Le moteur a équipé l'hélicoptère *Panther*.

Le TM 319 Arrius en 1983, de 330 kW, ayant une structure moderne. Il permettait la bimotorisation des hélicoptères moyens, accroissant la sécurité. Le développement fut conduit sans difficulté. Le moteur a eu un succès certain : il équipe des appareils d'Aérospatiale, Eurocopter et étrangers.

Deux autres programmes de moteurs d'hélicoptères ont été également menés en coopération :

- Le RTM 322, turbomoteur de 1 500 à 2 000 kW. Dès 1973, STAé/Mo avait proposé à son homologue britannique la réalisation à titre expérimental entre Rolls-Royce et Turboméca d'un corps haute pression avancé – désigné Delta 2 – qui pourrait être le cœur commun d'une gamme assez large de moteurs. Un accord fut très vite trouvé entre les parties mais l'opération mit beaucoup de temps à démarrer, en l'absence de crédits gouvernementaux britanniques. Il fut enfin réalisé avec succès et le développement du RTM 322 lancé par Turboméca et Rolls-Royce. Ce moteur moderne était conçu pour être interchangeable avec le moteur T 700 de General Electric qui avait un marché grandissant aux États-Unis. Voulant promouvoir une coopération entre les motoristes européens, G. Pertica offrit à d'autres industriels de participer à l'opération (à des conditions financières particulièrement intéressantes) : en Italie Fiat déclina, se rapprochant de GE pour fabriquer le T 700, et Piaggio le remplaça ; en Allemagne, MTU participa un certain temps puis se retira brutalement, se rapprochant lui aussi de GE.

Le RTM 322, ayant été proposé pour des applications militaires américaines aux exigences très sévères, un travail très important a été conduit par Turboméca et RR : essais de validation, démonstrations de performances, justifications multiples... Le RTM 322 n'a pas été retenu pour ces applications mais il a largement profité de ces efforts et sa "qualité" devrait être particulièrement élevée.

Le RTM 322 équipe une partie des hélicoptères gros porteurs EH 101 (Grande Bretagne et Italie) et équipera une partie des appareils NH 90 (coopération entre la France, l'Allemagne, l'Italie et les Pays-Bas), les Italiens ayant retenu le moteur T 700 pour leur commande nationale.

- Le MTM 390, turbomoteur de 960 kW destiné à l'hélicoptère de combat Tigre réalisé en coopération franco-allemande. Le développement a été lancé en 1989, avec un financement total des États, par Turboméca et MTU. G. Pertica a voulu associer Rolls-Royce à cette opération (celui-ci finançant directement sa part). Comme pour le Tigre, le programme s'est déroulé sur un rythme très lent, en particulier pour la phase de production.

Dans le domaine des turbomoteurs d'hélicoptères, le succès de Turboméca a été éclatant. Comment peut-on l'analyser ?

En premier lieu, il convient de souligner la rencontre de deux industriels très brillants : l'hélicoptériste (SNCASE-Aérospatiale-Eurocopter) avec des ingénieurs de très grand talent et le motoriste Turboméca, une équipe très dynamique conduite par un chef très inventif et entreprenant Joseph Szydlowski. Les deux industriels ont su travailler ensemble dans la durée en privilégiant l'intérêt commun (ce qui n'a pas empêché quelques crises : par exemple, dans les années 1970, la concurrence sauvage privilégiée par Aérospatiale entre l'Arriel et le Lycoming LTS 101, ce qui a toutefois stimulé Turboméca).

Les officiels ont accompagné le mouvement de manière pragmatique : en ce qui concerne les moteurs, le soutien financier a été important dans les premières années puis nettement plus réduit ensuite, compte tenu des capacités d'autofinancement de la société, jusqu'aux TM 319 et TM 333. Il est redevenu élevé – couverture de la quasi totalité des frais fixes – pour les RTM 322 et MTM 390.

La qualification (militaire) ou la certification (civile) des moteurs a été faite sur des bases très rigoureuses. La confrontation avec les Américains (ministère de la Défense ou FAA) a été particulièrement bénéfique et les officiels ont pleinement joué leur rôle pour garantir la sécurité et la qualité.

Il faut souligner la très grande adaptabilité du motoriste aux besoins : Turboméca a multiplié les variantes (Astazou par exemple) et n'a pas hésité à réaliser des moteurs nouveaux mieux adaptés (Arriel et Makila), sans négliger les questions de prix (d'achat ou d'utilisation)<sup>18</sup>. Les moteurs avaient habituellement une réserve de puissance qui a été appréciée par les hélicoptéristes.

La Compagnie générale de turbomachines (CGTM), réalisant des essais en vol pour le compte de Turboméca, a joué un rôle important, à partir de la fin des années 1970, pour l'adaptation moteur-hélicoptère, améliorant la qualité de l'ensemble.

Ayant des structures très légères et des procédures peu formalisées, Turboméca a répondu avec de faibles temps de réaction aux problèmes qui ont surgi (que la multiplicité des produits avait pourtant tendance à compliquer). La société a su s'adapter au marché très particulier des hélicoptères – mélange de clients individuels, souvent isolés dans des régions peu accessibles, et de clients plus structurés proches des compagnies aériennes civiles – ce qui nécessitait des procédures de service après vente adaptées.

### *Les turbopropulseurs*

Après quelques réalisations prototypes (dans la lignée de l'Orédon), Turboméca a conçu le premier turbopropulseur, le Bastan, sur la commande de STAé/Mo en 1955–1956. Le Bastan était dérivé de l'Artouste, avec une turbine liée. Il était prévu pour propulser un certain nombre d'avions bimoteurs polyvalents (cf. Dassault Communauté et Spirale, SNCASE Voltigeur...). Ces appareils ne furent pas retenus et le Bastan – initialement dans sa version VI de 800 kW – équipa le Nord 262 bimoteur. Cet appareil eut un succès moyen ; deux accidents, l'un aux États-Unis – éclatement de turbine –, l'autre en France – imputé sans certitude au givrage des moteurs – ont certainement nui au programme. La série de moteurs fut limitée à 550 exemplaires.

Joseph Szydlowski – qui croyait au succès des turbopropulseurs – lança sur ses fonds propres un turbopropulseur d'une puissance inférieure à celle du Bastan : l'Astazou. Ce moteur visait une faible masse et une très basse consommation spécifique. Ayant une grande priorité dans la société – ce qui irrita fortement STAé/Mo – ce moteur atteignit les performances brillantes escomptées. Très compact, le moteur a donné des fuseaux moteurs cylindriques longs et particulièrement élégants.

Si l'Astazou a eu un très grand succès en version turbomoteur – dans une large gamme de 360 à 1 000 kW – et se révéla particulièrement endurant et efficace, la

---

<sup>18</sup> La même constatation est faite pour le CFM 56 : l'adaptabilité est un facteur essentiel du succès.

version turbopropulseur, pourtant apparemment excellente, trouva difficilement acquéreur : quelques remotorisations d'avions existants (Beech *Baron* devenu *Marquis*) mais en faible nombre ; l'équipement de prototypes (Potez 841, Dassault Hironde) mais sans lendemain.

Le moteur Astazou fut retenu pour le Pilatus *Porter* (avion à décollage et atterrissage très courts) et le bimoteur Handley Page *Jetstream* (plus quelques Short *Skyvan* et le *Pucara* argentin). La série des turbopropulseurs dépassa légèrement 800 exemplaires.

Turboméca a équipé – avec quatre Turmo III D – l'avion Breguet 941 à décollage et atterrissage courts (les moteurs étant mécaniquement reliés par des transmissions souples, d'un dessin remarquable, conçues par Hispano-Suiza). Malgré d'indéniables qualités, le programme n'a pas été produit en série.

Par la suite, le seul turbopropulseur développé par Turboméca fut le TP 319 (dérivé du TM 319) dans le but de remplacer le moteur à pistons de l'avion d'entraînement Aérospatiale Epsilon (version Oméga) et le *Redigo* (finlandais), sans grand succès.

Alors que Turboméca a fait une percée remarquable dans les turbomoteurs d'hélicoptères, il apparaît que la société a eu peu de succès dans le domaine des turbopropulseurs. Ce type de moteur, dans les puissances moyennes, a pourtant connu de belles séries qui ont profité aux concurrents comme le PT 6 de Pratt & Whitney of Canada, présent sur une multitude d'aéronefs.

Diverses raisons ont été avancées pour expliquer cet indéniable échec : la difficulté du marché, l'absence d'un avion marquant français pouvant utiliser de tels moteurs (facteur sans doute déterminant), la préférence des aviateurs pour des moteurs à turbine libre (ce que n'était pas le Bastan ni l'Astazou), la réticence initiale de Turboméca à faire réparer ses moteurs aux États-Unis, une politique commerciale beaucoup trop timide... Il serait intéressant, au moins pour en tirer des enseignements, que cette question soit approfondie.

## LES TURBODEMARREURS

(cf. également l'appendice 6)

Le démarrage des réacteurs d'avions de combat posa un problème dès la mise en service de l'ATAR : la puissance que devait fournir le démarreur était élevée (difficilement compatible avec un démarreur électrique alimenté par une batterie de bord) et les utilisateurs souhaitaient avoir une autonomie complète au niveau de l'avion (ce qui interdisait l'utilisation d'un groupe d'énergie au sol). La solution de ce problème fut à l'origine de l'apparition d'un nouveau motoriste français : Microturbo.

A la fin des années 1950, James Bayard, président de SEMCA, qui parmi divers produits aéronautiques réalisait des démarreurs à air, proposa une très petite turbomachine qui, placée dans le nez du réacteur, permettait d'entraîner directement celui-ci. STAé/Mo fut séduit mais inquiet de voir apparaître un nouveau fournisseur dont il ne connaissait pas la compétence, d'où la mise en compétition de SEMCA avec Turboméca. Finalement, l'opiniâtreté du président de SEMCA, les qualités de l'équipe dynamique qui l'entourait et l'intérêt du projet présentèrent les réticences. Le turbodémarreur Noelle fut un succès : il fut adapté aux versions successives de l'Atar puis au M 53. Le nouveau motoriste, devenu Microturbo sous la



présidence de J. Bayard, fut accepté et soutenu. Il reçut du STAé/Mo un marché d'études annuel pour améliorer ses produits et développer sa compétence.

Les propositions de Microturbo furent retenues par la suite :

- Pour le démarrage de l'Adour (sur Jaguar mais aussi sur *Hawk* et *Goshawk*) sous une forme différente de Noelle : générateur auxiliaire fournissant de l'air comprimé pour le (ou les) démarreur(s) du (ou des) moteur(s) ;
- Pour le démarrage du M 88 sur le Rafale (groupe Rubis) selon le même principe que pour l'Adour ;
- Pour quelques avions étrangers dont le *Phantom* de l'armée de l'Air britannique, le *Gripen* suédois (TGA 15), le L 39 (Saphir 5).

Au total, plus de 5 500 turbodémarrateurs d'origine Microturbo ont été produits.

## LES TURBOREACTEURS DE MISSILES

(cf. également les appendices 5 et 6)

La fusée à poudre a été et reste le propulseur le plus utilisé pour la propulsion des missiles tactiques (missiles air-air à courte portée, missiles sol-air...). Le turboréacteur toutefois a été utilisé essentiellement pour deux types de missiles subsoniques pour lesquels il est bien adapté :

- Les engins longue portée à basse altitude, comme les missiles de croisière ;
- Les engins cibles utilisés pour l'entraînement au tir ou pour les essais des missiles air-air ou air-sol.

Le turboréacteur Marboré de Turboméca, lancé en 1950, qui a équipé de nombreux avions, a été le propulseur de la cible Nord-Aviation CT 20 et de la cible américaine Ryan *Firebee* (équipée ultérieurement du Gourdon nettement plus puissant) (cf pp.31-32).

A partir d'un premier turboréacteur, le Palas (poussée de 160 daN) en 1950, Turboméca a dérivé l'Arbizon III (360 daN) qui a équipé le missile italien Otomat réalisé par Ottomelara (Italie) associé à Matra (France) : 910 moteurs de ce type ont été produits. Turboméca a cherché à développer ensuite l'Arbizon IV (poussée portée à 490 daN), pour concurrencer le TRI 60 de Microturbo, mais sans succès.

Sur la base du TRS 18, Microturbo a développé une famille de propulseurs pour drones qui ont équipé le *Turana* (Australie) et le *Meteor Mirach* (Italie).

En 1972, sous l'impulsion de Marc Faury, Microturbo a lancé un nouveau concept de turboréacteur "consommable" à faible coût – qui sera le TRI 60 –, destiné à concurrencer le Teledyne CAE du missile anti-navire américain *Harpoon*. D'une technologie très simple, avec un compresseur axial (d'où un faible maître couple), il était facilement mis en route par auto-rotation. Il a ainsi équipé les missiles anti-navire *Sea Eagle*, RBS 15 (en remplacement de propulseurs à poudre) et les engins cibles Aérospatiale C 22 ou étrangers MQM 107, PTA... Les versions développées du TRI 60 équipent les programmes de missiles de croisière *Scalp*, *Storm Shadow*...



# LES MOTEURS AÉRONAUTIQUES CIVILS : REMARQUES GÉNÉRALES SUR LES DIVERSES OPÉRATIONS RÉALISÉES, ACTIONS DES SERVICES OFFICIELS

## GENERALITES

### *Les acteurs*

En 1945, la responsabilité de l'ensemble des questions concernant les aéronefs civils, qui avait été donnée en 1928 à la Direction technique de l'aéronautique, a été transférée au ministère des transports, plus particulièrement au Secrétariat général de l'aviation civile (SGAC)<sup>19</sup>. En dehors du suivi des compagnies aériennes et des bases aériennes, celui-ci comportait deux entités (dont l'organisation et l'appellation ont changé au cours du temps) pour les aéronefs civils :

- L'une chargée des programmes dans leur ensemble (politique générale, études, soutien,...) ;
- L'autre des questions de navigabilité et de certification des aéronefs civils.

Le personnel du SGAC appartenait à des corps spécifiques (corps de l'aviation civile...) mais utilisait également des ingénieurs et techniciens, militaires ou civils, issus de la DTIA/DCAé.

Sur la période 1944-1990, la Direction technique et industrielle de l'aéronautique (ou ses successeurs) appartenant au ministère de la Défense a joué un rôle important dans :

- La conduite des programmes civils : expertise technique mais aussi passation des actes contractuels<sup>20</sup> à l'aide des crédits du ministère des Transports (qui jusqu'en 1996 étaient transférés au ministère de la Défense) ;
- Les aspects techniques liés à la navigabilité des aéronefs donc de leurs moteurs (rédaction des règlements généraux et particuliers, interprétation de ces règlements, suivi des épreuves et justifications...). Les questions de navigabilité ont été suivies par STAé/STPA/Mo puis, à partir de 1989, par la section STPA/Navigabilité (qui a regroupé l'ensemble des acteurs du STPA en la matière).

D'autres services extérieurs aux personnels de la défense et des transports ont été associés aux problèmes de moteurs civils et plus particulièrement ceux des ministères chargés des Finances et de l'Industrie (budgets, transferts de crédits entre ministères, suivi des industries nationales...), du ministère des Affaires Étrangères (pour les programmes en coopération, en particulier le CFM 56).

---

<sup>19</sup> Qui deviendra ultérieurement Direction générale de l'aviation civile (DGAC)

<sup>20</sup> Selon les modalités précisées p. 40.

## *Les modes de soutien financier des développements de moteurs civils*

Pour le développement des moteurs purement civils, le premier financement français – en dehors d'opérations limitées, souvent à caractère d'études générales/études amont – a concerné l'opération Olympus 593. Le développement de cet ensemble a été traité – en parallèle avec l'opération Concorde – comme un développement militaire à l'aide de contrats "en régie d'heures", à partir de crédits transférés du ministère des transports au ministère de la Défense. Au fil du temps, divers perfectionnements ont été apportés à la formule : introduction de plafonds de couverture, principe d'intéressement... (cf. pp. 40-42).

Pour les programmes de moteurs civils postérieurs à l'Olympus 593 (à partir de la fin des années 1960) et pour couvrir la seule phase de développement, diverses formules ont été retenues, utilisant toujours des crédits ouverts au budget du ministère des transports :

- Conventions d'avances remboursables, sur des bases identiques à celles pratiquées pour l'Airbus : ce fut le cas en général pour les versions du CFM 56 ;
- Prêts remboursables « article 90 » ;
- Contrats d'aide ponctuelle au titre d'études ou de programmes particuliers (cas de turbomachines de Turboméca) souvent de manière partielle et forfaitaire.

Sur la période 1945-1990, les contrats ou conventions ont, pour leur presque totalité, été passés par les services de DTIA/DCAé, en liaison étroite avec les services de SGAC/DGAC.

### **GROUPE PROPULSIF OLYMPUS 593 (OL513) POUR CONCORDE** (cf. également l'appendice 8)

Les services officiels ont joué un rôle important dans le programme OL 593 qui a été traité comme un programme militaire. Une coopération européenne s'imposait (comme pour d'autres programmes militaires de l'époque). La Grande-Bretagne, compte tenu de son expérience dans les programmes militaires ou civils, était incontournable.

Les services officiels ont joué un rôle dans le choix des industriels français et britanniques appelés à coopérer sur le moteur de l'avion supersonique :

- Rôle très faible des services français, tant SNECMA était le seul candidat possible (par son expérience dans les moteurs supersoniques, dans les domaines de la réchauffe et de l'inversion de jet...) ;
- Rôle plus important du *Ministry of Defence Procurement Executive* (MOD/PE) dans le choix de l'industriel britannique. Le MOD a choisi de manière très claire Bristol Siddeley Engines Limited de préférence à Rolls-Royce, arguant de la compétence du premier dans les gros réacteurs militaires et, surtout, de l'existence chez lui de la famille Olympus, toujours active (peut-être également par désir de rééquilibrer les charges entre les deux motoristes).

L'intervention de Pratt et Whitney dans le programme a été initialement souhaitée par une partie des services officiels français, alors que les services britanniques y étaient opposés. L'idée de cette participation a été définitivement abandonnée vers le milieu de 1964.

Les experts officiels s'accordaient sur le choix d'un turboréacteur du type Olympus (le plus efficace en matière de performances). Une étude conduite au début des années 1970 a validé ce choix (hors les contraintes de bruit au décollage).

Les relations entre le MOD/PE et STAé/SPAé ont été excellentes tout au long de l'opération (avec des retombées ultérieures : turbomoteur RTM 322 par exemple). De bonnes relations ont existé également entre les centres d'essais officiels NGTE et CEPr.

*Nota* : les relations entre les autorités de navigabilité des deux pays sont traitées dans un chapitre particulier.

Les relations entre les deux industriels BSEL et SNECMA ont été tout aussi bonnes, favorisées par le choix judicieux des hommes des deux côtés et aussi par la relative séparation existant dans les responsabilités des sociétés.

L'organisation retenue pour la gestion de l'OL 593 – celle de Concorde – était fondée sur des principes égalitaires, sans chef de file. Extrêmement complexe – multiples comités, sous-comités –, les responsabilités étaient très diluées. Elle a été un modèle repoussoir... et les organisations ultérieures pour Airbus et CFM 56 en ont pris le total contre-pied. Toutefois, pour l'OL 593, les bonnes relations, qui ont toujours existé entre industriels et officiels, en ont amoindri les défauts.

Au STAé, dès 1963, l'ingénieur de marque OL 593 couvrait l'ensemble des aspects (technique, financier, politique...) de la part française du moteur. En 1969, SNECMA a suivi cet exemple en nommant le premier directeur de programme industriel de l'opération, avant RR et les avionneurs.

Les services officiels, suivant les habitudes militaires et compte tenu de la nature des contrats, ont été largement présents tout au long du développement. Une délégation importante entre spécialistes des moteurs du MOD et de la DTCA a permis d'en diminuer les inconvénients sur le plan international.

Des moyens d'essais, essentiellement dévolus au développement, ont été financés par l'État et mis en place directement dans les centres d'essais officiels : banc T 1 au CEPr (essais de deux moteurs avec une tuyère type 28), banc RM 3 au CEV à Istres (mesure de bruit sur un réacteur en fonctionnement), banc d'essai acoustique au CEPr, autres moyens au NGTE.

Selon les errements de l'époque, les contrats de développement étaient conclus en régie d'heures, sur la base d'éléments de prix résultant d'enquêtes officielles ; ils comportaient rarement des plafonds pour des tâches données. Ce système peu incitatif pour un strict contrôle des prix a été amélioré en introduisant un principe d'intéressement (partage des dépassements/gains entre l'industriel et l'État sur des bases précises). Compte tenu de l'arrêt prématuré de la série, l'opération « intéressement » a été dénouée – après des discussions rapides avec SNECMA – sans pratiquement tenir compte de ses effets (la marge de l'industriel étant proche du niveau habituel de la régie d'heures).

Conformément aux accords pris pour l'opération Concorde, les États ont couvert les industriels motoristes pour les fabrications de série.

Le coût de développement de l'OL 593 – comme celui du programme Concorde dans son ensemble – a été très élevé. La nouveauté des sujets abordés, le caractère très « pointu » des performances visées – et leur sensibilité à la moindre dégradation – ont conduit à un volume d'études et d'essais énorme, jamais rencontré dans un autre programme aéronautique européen. Sans doute peut-on reconnaître un certain perfectionnisme, d'autant que les services officiels payaient en totalité les

conséquences de leurs demandes. En contrepartie, il faut reconnaître que le développement s'est déroulé sans problème majeur et que le fonctionnement de l'ensemble propulsif en utilisation a été satisfaisant dans l'ensemble.

Des facteurs généraux ont eu tendance à accroître les coûts supportés par les États :

- Les règles de financement non incitatives ;
- L'organisation qui diluait les responsabilités.

Cette expérience a beaucoup servi pour les programmes ultérieurs !

Dans le cas de la part de SNECMA, la réalisation de trois versions d'ensembles arrière (type 10, 11, 28) peut être critiquée. L'ensemble type 10 est justifié par la totale nouveauté du sujet et l'urgence de le défricher. On peut en revanche regretter l'existence de l'ensemble type 11 qui n'a équipé que l'avion 01 et a nécessité la réalisation de l'outillage de série (indispensable dès le premier exemplaire pour réaliser la structure de l'ensemble). L'ensemble type 28 – même s'il n'a pas tenu les promesses annoncées par les avionneurs – a quand même apporté un gain de charge marchande indispensable à la réalisation du programme d'ensemble. On doit incriminer en premier le calendrier très tendu de l'opération Concorde (qui n'a pu être respecté dès les prototypes) et l'enchaînement trop rapide et totalement imbriqué des phases.

Des circonstances non envisagées initialement – même si certaines auraient dû l'être – ont affecté le déroulement de l'opération Concorde : crise pétrolière, interdiction du survol supersonique des terres habitées, prise en compte des données écologiques...

En revanche, le pari technique, très ambitieux, a été sensiblement tenu : la mission prévue a été à peu près remplie avec 100 passagers transportés sur Paris-New York à une vitesse de croisière de  $M=2$ . Du côté de la concurrence, l'avion russe de même nature TU 144, arrivé en série, a été un échec technique, et les États-Unis ont arrêté leur projet dans une phase trop préliminaire pour en juger la faisabilité technique directe. La France a tiré un prestige certain de l'opération Concorde, prestige qui perdure au XXI<sup>e</sup> siècle.

La participation de SNECMA à l'opération OL 593 a eu des conséquences d'une extrême importance pour son avenir :

- Son bureau d'études a acquis une compétence indéniable dans des domaines nouveaux et très avancés (même sur le moteur de base au contact de BSEL) ;
- Ses ateliers ont développé leur expertise en fabriquant des pièces complexes dans des matériaux nouveaux (disque de turbine...) ;
- La société a acquis la capacité de « certifier » un moteur civil, et acquis l'expérience du soutien en service auprès des compagnies civiles ;
- La société a appris au contact de BSEL/RR à gérer un programme complexe (méthodes, organisation interne, documentation...) ;
- La société a pris pied dans le domaine du transport civil : sa participation à la propulsion de Concorde lui donnant une carte de visite prestigieuse tant auprès des autres industriels (ce sera le cas auprès de General Electric), que des compagnies aériennes.

Il est certain que si SNECMA n'avait pas été acteur dans l'opération OL 593, sa participation au programme CFM 56 aurait été très différente – cf. parité de

responsabilité avec GE, nature des relations des deux industriels, crédibilité vis à vis des compagnies aériennes... – voire aurait pu être impossible.

## MOTEUR CF 6 POUR L'AIRBUS (cf. également l'appendice 7)

Dans la deuxième partie des années 1960, en même temps que s'élaborait le programme qui deviendra l'Airbus, la question de sa motorisation a été étudiée. La France, mais également les autres pays partenaires et plus spécialement la Grande-Bretagne, souhaitaient participer au moteur de cet aéronef (au minimum au niveau de la production). Comme pour l'Airbus, une solution purement européenne était privilégiée.

Rolls-Royce, de loin le plus important motoriste européen et fortement soutenu par le gouvernement britannique, était incontournable : il possédait une grande compétence technique et était déjà très présent sur le marché civil (sur de nombreux avions britanniques mais aussi sur d'autres aéronefs, comme la Caravelle). Son projet RB 211 avait été retenu par Lockheed pour le L 1011 *Tristar*, ce qui était une référence de poids.

Du côté français, dès le début et contrairement à ce qui avait été fait pour la cellule avec une mise en concurrence, les services officiels n'ont soutenu qu'un seul industriel : SNECMA. Hispano-Suiza, déjà lié à Rolls-Royce, n'avait pas une capacité suffisante de conception.

La coopération effective a abouti en 1967 avec le lancement – parallèle à celui de l'Airbus A 300 – du moteur RB 207 (triple corps comme le RB 211) : RR était maître d'œuvre (75 % des dépenses et du travail), SNECMA était responsable en particulier du compresseur haute pression (à hauteur de 12,5 %), MAN (RFA) avait la même part que SNECMA.

Quelques difficultés – dues en particulier à la différence des relations de chacun des motoristes avec son service officiel – ont été rencontrées, qui ont pu affecter l'esprit de coopération. Par ailleurs Rolls-Royce a rencontré des problèmes dans le développement du RB 211. Les aubes de la soufflante étaient réalisées en matériau composite, ce qui apportait un gain de masse appréciable. Les essais ont fait apparaître une mauvaise tenue des aubes à l'érosion (due à la pluie, au sable...) et au choc avec des corps étrangers (gros grêlons, oiseaux...) : le matériau se délaminait et des morceaux endommageaient la partie aval du moteur. Ne parvenant pas à résoudre ce problème, RR décida de remplacer le composite par du titane, ce qui obligeait à une refonte assez importante de l'architecture du RB 211 et conduisait à reprendre l'ensemble des essais de validation. RR mobilisa tout son personnel pour limiter les retards de livraison des moteurs à Lockheed : de ce fait RR fut conduit à arrêter sa participation au RB 207 et le programme fut abandonné.

La situation financière de Rolls-Royce devint très critique : la société fut sauvée par le gouvernement britannique au prix d'une nationalisation (en 1971).

Après l'abandon du RB 207, trois solutions se présentaient pour motoriser l'Airbus A 300 :

- Une version développée du RB 211, proposée par RR : solution peu crédible compte tenu de la situation du motoriste et que le retrait du gouvernement britannique de l'opération Airbus a incité à ne pas retenir ;
- Le JT9 D, développé par Pratt et Whitney pour le Boeing 747. SNECMA avait alors des liens privilégiés avec P et W (développement des moteurs TF 104 et 306 ; participation de P et W au capital de Snecma à hauteur de plus de 10 %). En 1966, SNECMA associé à BSEL avait pris une licence de fabrication du JT9 D et, dans ce cadre, avait réalisé une version, dite d'assurance, du compresseur haute pression au cas où la version d'origine continuerait à poser problème (cette version complémentaire, qui fut menée à terme avec de très bonnes performances, ne fut cependant pas utilisée, P&W ayant amélioré sa propre version). La solution du JT9 D avait été fortement soutenue par SNECMA et par les services officiels français (continuité de la politique d'alliance, expérience de P&W dans le domaine civil...). Elle posait toutefois des problèmes :
  - Une version du JT9 D à poussée augmentée était apparue nécessaire au cours du développement pour l'A 300 (par suite de l'augmentation de la masse de l'avion). P&W, aux prises avec des difficultés de mise au point de la version pour le B 747 (évidemment prioritaire) n'avait pas beaucoup de disponibilité pour ce complément de développement ; les motoristes officiels estimaient toutefois que cette question pourrait être résolue à assez court terme et n'y attachaient pas une grande importance ;
  - Ayant un très large monopole pour l'équipement des avions civils américains (moteurs JT3 D et JT8 D), P&W avait traité avec une certaine légèreté les compagnies aériennes clientes pour la fourniture des pièces de rechange : tarifs particulièrement élevés, délais de livraison souvent importants... Les compagnies aériennes souhaitaient vivement qu'une concurrence apparaisse ;
  - General Electric avait, à titre militaire, développé le gros réacteur TF 39 pour l'avion cargo C5 A. Le motoriste américain était alors peu présent sur le marché civil (réacteur CJ 810 pour le Convair 990). Il avait dérivé du TF 39 le moteur CF 6, dont la version 6 avait été retenue par Douglas pour le DC 10. Une version -50 pouvait parfaitement convenir à l'A 300. L'indécision ne dura pas longtemps. La question fut tranchée par l'industriel aviateur français : Roger Béteille, responsable du programme, qui avec le soutien très ferme de son président, Henri Ziegler, proposa de retenir le moteur CF 6-50 de General Electric. L'ensemble des acteurs se rangea assez facilement à ce choix, la taille de l'industriel et son énorme expérience militaire levant les dernières réticences. En octobre 1969, SNECMA a conclu un accord avec GE, auquel s'associera le motoriste allemand MTU (à l'initiative de GE), pour la réalisation d'une partie (27 %) des moteurs pour l'Airbus. L'opération se déroula dans d'excellentes conditions ; le premier moteur fut livré en 1973. La coopération entre GE et SNECMA se poursuivit pour les versions ultérieures, CF 6-80 A, C puis E, pour l'Airbus ou d'autres applications (dont la turbine industrielle LM 6000). Dès le début de cette collaboration, qui s'est déroulée dans un excellent climat, GE a pu apprécier les capacités de SNECMA tant dans le domaine des fabrications que de la conception. Une conséquence indirecte du choix de Henri Ziegler et Roger Béteille – qui allait à l'encontre des souhaits initiaux des motoristes industriels et officiels – fut la naissance, quelque temps plus tard, d'une grande aventure : celle du CFM 56 !



## MOTEUR CFM 56

(cf. également l'appendice 9)

Tous les motoristes qui ont développé des moteurs militaires ont cherché, à un moment ou à un autre, à pénétrer le marché civil. C'était évidemment une nécessité en 1945 pour ceux qui avaient participé à l'effort de guerre et devaient compenser l'effondrement de la production militaire ! Les motoristes cherchaient à mieux rentabiliser leur acquis technique et leurs moyens de production. L'idée de profiter du décalage qui pouvait exister dans les cycles économiques – expansion puis récession – militaires et civils était également dans les esprits.

Dès qu'elle a maîtrisé la technologie des turbomachines, SNECMA a cherché à se placer sur le marché civil : cf. les actions très concrètes ayant abouti à l'Olympus 593 (Concorde), puis au M 45 H avec BSEL/RR, toutefois sans succès commercial. Dans la fin des années 1960 beaucoup d'études d'avant-projets de SNECMA concernaient un turboréacteur dont la poussée était de l'ordre de 100 kN. Ce créneau paraissait prometteur :

- Les moteurs les plus produits par Pratt & Whitney (JT3 D et JT8 D) et Rolls-Royce pour les avions long et moyen-courriers étaient dans cette gamme de poussée : leur technologie commençait à être ancienne et leur consommation de carburant était élevée. Sous la pression de l'opinion publique, les avionneurs cherchaient par ailleurs à réduire le bruit au décollage de leurs aéronefs (apparition de normes internationales drastiques de niveau sonore au voisinage des aéroports, que l'on ne savait pas satisfaire, même avec des silencieux complexes, en utilisant des moteurs existants) ;
- Le créneau des très fortes poussées était largement occupé : JT9 D de P&W, CF 6 de GE, RB 211 de RR.

A partir de 1968, SNECMA a étudié, sous la désignation M 56, des avant-projets de moteurs double flux, double corps, capables d'une poussée de l'ordre de 100 kN et permettant de réduire la consommation de carburant (-20 %), le niveau sonore, mais aussi le coût d'utilisation de manière sensible.

Les services officiels – ministère des Transports et ministère de la Défense – soutenaient l'approche de SNECMA. Ils étaient prêts à fournir une aide financière – comme cela avait été fait pour l'A 300 et le Mercure – mais y mettaient une condition : SNECMA devait s'allier à un "grand" motoriste – soit Pratt & Whitney, soit General Electric, soit Rolls-Royce – toute tentative de lancer un moteur civil de cette taille par la France seule paraissant vouée à l'échec commercial. En réalité, le choix s'est assez vite limité à l'un des deux motoristes américains :

- Le marché des avions civils était, à l'époque, très largement américain et les grands avionneurs civils étaient également américains : Boeing, Mac Donnell-Douglas, Lockheed. L'alliance avec l'un des motoristes américains paraissait pouvoir ouvrir, de manière quasi automatique, l'accès à ce marché ;
- Rolls-Royce était dans une situation très précaire et se concentrait sur le seul RB 211, indispensable à sa survie.

Une intense activité a été déployée tant chez les industriels que chez les officiels entre 1969 et 1971 pour faire aboutir le projet. Les principaux acteurs ont été :

Du côté de SNECMA, les présidents Jacques Lamy (jusqu'en 1971) puis René Ravaud<sup>21</sup>, Jean-Claude Malroux et Pierre Alesi (qui seront en première ligne après le lancement de l'opération) ;

- Du côté des services officiels Pierre Lachaume (STAé/Mo) et Bernard Latreille<sup>22</sup> (SGAC).

En 1971, SNECMA a proposé de retenir General Electric comme partenaire :

- Les deux sociétés étaient déjà liées pour la fabrication du CF6 50 pour l'A 300 ; elles avaient développé à cette occasion des relations confiantes. GE souhaitait vivement être présent dans la gamme des moteurs de 100 kN ;
- Pratt & Whitney n'était pas pressé de développer des successeurs aux JT3 D et JT8 D qui étaient encore très rentables.

Ce choix a été approuvé par les services officiels et le programme, désigné CFM 56, a été effectivement lancé au tout début de 1972 (dans la version 56-2).

Le programme était une coopération équilibrée – mais ne comportant pas de transfert de technologie – entre General Electric, responsable du corps haute pression, directement dérivé de celui du moteur militaire F 101 qu'il avait développé pour l'*US Air Force* et SNECMA, responsable du corps basse pression et de la chaîne cinématique.

General Electric, très grand groupe américain, paraît avoir accepté cette parité avec SNECMA, société alors peu connue sur le plan international, pour les raisons suivantes :

- GE avait, semble-t-il, à l'occasion de la coopération sur le CF 6 50, apprécié les capacités de SNECMA : en études, sur la base de son expérience militaire (ATAR et TF) mais aussi civile (l'OL 593 et le M 45 H) ; en production, sur l'analyse de l'usine de Corbeil, entièrement nouvelle, capable de réaliser des pièces de très haute technologie<sup>23</sup> ;
- GE trouvait un financement extérieur important, alors que sa propre participation financière était réduite, compte tenu de l'utilisation du corps haute pression du moteur militaire. La société se donnait de nouveaux moyens de pénétrer le marché civil.

Les services officiels français étaient conscients qu'un financement important, sous forme d'avance remboursable, était nécessaire sur un plan civil, alors que, du côté des États Unis, un financement élevé avait été réalisé à titre militaire auparavant (ce qui assurait une certaine compensation).

La gestion du programme a été conduite en tenant compte de l'expérience négative de Concorde, selon les principes retenus pour l'Airbus :

- Large responsabilité laissée aux industriels mais avec un suivi continu des services officiels ; financement de la part française par "avances remboursables"... ;

---

<sup>21</sup> Celui-ci avait largement soutenu le projet en tant que directeur des programmes et des affaires industrielles de l'armement (DPAI) au sein de la DMA.

<sup>22</sup> Par la suite, Gérard Guibé jouera un grand rôle dans le programme.

<sup>23</sup> Cet outil moderne a bénéficié du soutien des services officiels. Il faut noter que les moyens de production de l'usine de SNECMA de Gennevilliers – dont un marteau-pilon, un laminoir à bandage... – étaient exceptionnels en Europe : ils ont été utilisés en sous-traitance par Rolls-Royce.

- Partage équilibré des responsabilités entre les deux sociétés, avec partage des postes clés.

Une société commune, CFM International, a été créée dont le premier président a été Jean Sollier de SNECMA.

Dès le début, et cela perdurera tout au long de l'opération, les relations entre les deux sociétés ont été très bonnes. Cela est dû en premier lieu aux deux présidents René Ravaud (SNECMA) et Gerhard Neumann<sup>24</sup> (GE Engine Division), deux fortes personnalités, qui ont entretenu des relations particulièrement confiantes, mais également à l'ensemble des personnels des deux sociétés qui ont travaillé dans un excellent climat.

Après la résolution en 1973 des problèmes de sécurité militaire avec le gouvernement américain pour l'utilisation du corps haute pression du F 101 (question réglée au niveau des présidents des États Unis et de la France, MM. Nixon et Pompidou, avec un renforcement des mesures de non-transfert de technologie entre les deux partenaires) ce qui a décalé le calendrier de l'opération, le programme de développement du CFM 56-2 s'est déroulé dans de très bonnes conditions : première rotation des moteurs de démonstration en 1974 ; lancement dans le même temps du programme de certification (cf. pp. 52-54 concernant la certification des moteurs civils) sur la base d'une coopération étroite des autorités américaines et françaises de navigabilité, ce qui constituait, pour le côté américain, une innovation importante.

En revanche, aucune utilisation du CFM 56 par un avionneur ne se concrétisait : aucun programme d'avion nouveau n'était lancé ; diverses solutions de remotorisation d'avions existants étaient étudiées : avions militaires ou civils mais sans débouchés concrets (malgré un programme de démonstration de remotorisation du Boeing 707, lancé en 1977). Les services officiels envisageaient même à la fin de 1978 de "geler" le développement du CFM 56-2 dans l'attente d'une commande effective d'un niveau suffisant. Pratiquement seul en France, le président Ravaud restait confiant et soutenait, avec son collègue G. Neumann, le moral des équipes techniques et commerciales.

Finalement, la première commande de la version CFM 56-2 est intervenue le 29 mars 1979 : remotorisation de 30<sup>25</sup> avions DC 8-61 pour la compagnie United Airlines, afin de leur permettre de satisfaire aux nouvelles normes acoustiques au décollage.

La remotorisation des avions de ravitaillement en vol de l'USAF (KC 135) et de l'armée de l'Air française (C 135 F) a été décidée en 1981, puis celle des avions de surveillance AWACS.

Le programme CFM 56 a pris ainsi son essor dans la douleur, bien qu'il ait été seul sur le marché. En 1983 – soit 12 ans après le CFM 56 – un concurrent, le V 2500 a été lancé par Pratt & Whitney, Rolls-Royce, MTU, Fiat et des motoristes japonais. Le CFM 56 devra par la suite batailler ferme avec lui. Mais les excellents

---

<sup>24</sup> La carrière de G. Neumann est tout à fait exceptionnelle : Allemand né à Francfort sur l'Oder, il se retrouve en 1940 sergent à l'*US Corps* en Chine auprès des *Flying Tigers*, – naturalisé Américain en 1945, il entre chez General Electric Engine Division et en deviendra le président...(cf. le livre *Herman The German*, G. Neumann, William Morrow & Cy, 184).

<sup>25</sup> Au total 110 avions DC8-61, 62 et 63 ont été motorisés avec CFM 56-2.

résultats en service du CFM 56-2 ont constitué un atout important ; le V 2500 aura du mal à rattraper son « retard ».

Alors que le CFM 56 avait été prévu en 1971 essentiellement pour équiper de nouvelles générations d'avions, ses premières applications ont concerné des avions anciens. Ce fut encore le cas pour l'application suivante : la motorisation du Boeing 737 modernisé. L'opération a été lancée en 1980, avec une nouvelle version, le CFM 56-3 (à diamètre réduit compte tenu de la faible hauteur sous voilure disponible pour les nacelles). Les services officiels ont apporté un soutien financier à l'opération CFM 56-3 sans enthousiasme : le marché de cet avion "rajeuni" leur paraissait assez limité ! Ils ont fait une bien mauvaise prévision ! A la fin de 2003 plus de 4 500 moteurs ont été produits pour cette seule application, cumulant plus de 130 millions d'heures de fonctionnement en vol !

La première application du CFM 56 sur un avion nouveau est enfin intervenue en 1982-1984 : versions CFM 56-5A et -5B pour les Airbus A 320, A 321 et A 319 (avec de nombreuses variantes comportant des innovations importantes).

En 1987 a été lancée la version CFM 56-5C destinée à l'Airbus A 340 (quadrimoteur) qui atteindra une poussée de 150 kN.

L'aventure du B 737 n'était cependant pas terminée. En 1993 Boeing devait décider de lancer une version B 737 "nouvelle génération" : mi-1993 le CFM 56-7 a été lancé, dont, à la fin de 2003, plus de 3 000 exemplaires ont été produits soit plus de 7 500 CFM 56 pour l'ensemble des B 737 !).

Au total, à la fin de 2003, plus de 14 000 moteurs CFM 56 ont été produits, avec des cadences atteignant de l'ordre de 100 moteurs par mois en 2000 et 2001<sup>26</sup>.

Ils ont accumulé plus de 240 millions d'heures de vol, avec des durées de vie élevées et des taux de pannes / déposes prématurées particulièrement bas. Bien peu, parmi les personnes qui avaient participé en 1970/1971 au lancement du programme avaient envisagé un tel succès de cette coopération transatlantique !

L'aventure du CFM 56 a entraîné un changement total de SNECMA : grâce à ce programme, la société a acquis une compétence technique, une expertise de production, une capacité à gérer une opération complexe réunissant beaucoup de coopérants, une force commerciale... hors pair. SNECMA a pris place, à part entière, dans le "club" des grands motoristes de l'époque, aux côtés de Pratt & Whitney, de General Electric, de Rolls-Royce lui permettant de retrouver le rang qu'avaient eu Gnome et Rhône ou Hispano-Suiza avant la Deuxième Guerre mondiale. Le comportement de la société a été profondément modifié et ses autres réalisations ont profité de cet acquis : en particulier le M 88 sur les plans technique, fabrication, coût...(cf. le texte sur ce programme).

Les avances remboursables fournies pour les premières versions du CFM 56 ont été remboursées. Grâce au CFM 56, SNECMA a acquis les moyens financiers qui lui ont permis, en dehors des développements de ce moteur, d'autofinancer assez largement les études amont (militaires et civiles), une partie du développement du M 88, puis de réunir au sein du groupe l'ensemble des motoristes français : intégration de Turboméca, Microturbo, puis Hurel-Dubois (pour les inverseurs de jet et les nacelles en ce qui concerne cette société).

---

<sup>26</sup> Seul, dès les années 1980, le président Ravaud avait prévu une telle cadence !

Afin d'en tirer quelques enseignements, il convient d'analyser ce succès :

En premier lieu, le succès du CFM 56 tient à la qualité de la version initiale (excellentes performances, fiabilité remarquable...), avec un programme de validation / certification très exhaustif réalisé selon les principes retenus pour l'Olympus 593 : le comportement particulièrement bon du moteur lors de ses premières applications a été sa meilleure publicité), et à la pénétration du marché américain, en particulier militaire (2 500 CFM 56-2 ont équipé des avions DC 8, KC 135, AWACS... américains). Sans cette réussite initiale, le lancement des versions suivantes du moteur aurait été problématique.

Ensuite le succès a été lié à l'explosion du marché des avions civils court/moyen courrier de l'ordre de 150 places, alors que beaucoup d'experts pensaient que l'avenir appartenait aux plus gros porteurs (250/300 places par exemple). Le CFM 56 a été pendant une certaine période – avant l'apparition du V 2500 – le seul moteur moderne disponible sur le marché.

Il faut souligner également la très grande "adaptabilité" du CFM 56. Les deux industriels ont sans arrêt adapté les versions du CFM 56 aux besoins affichés ; ils se sont appuyés sur des programmes de recherches amont importants qui leur ont permis d'introduire les modifications / adaptations sans risque. C'était le même principe que celui retenu pour les moteurs militaires récents – cf. M 88 – sauf que l'essentiel du programme d'études amont civiles (cf. soufflante, chambre de combustion à pollution réduite...) a été autofinancé par les industriels.

Cette capacité d'adaptation et la grande réactivité des deux motoristes coopérants ont été des éléments clés du succès du CFM 56.

Les diverses versions ont pu ainsi suivre l'évolution des technologies (dans la trentaine d'années qui sépare aujourd'hui du lancement de l'opération) : la dernière version reste techniquement très compétitive.

La coopération entre GE et SNECMA a été excellente dans l'ensemble, fondée sur des principes sains, privilégiant l'efficacité, avec une grande émulation entre les équipes des deux industriels. Cette bonne entente a facilité les relations commerciales avec la clientèle et entraîné l'adhésion de cette dernière.

## TURBOREACTEUR A HELICE RAPIDE

Au début des années 1980, alors que le prix du pétrole était à un niveau élevé (autour de 30 \$ le baril), les grands motoristes ont envisagés des formules de propulsion permettant de réduire encore la consommation de carburant au delà de ce que permettaient les moteurs en service, dont le CFM 56.

General Electric a choisi une formule originale, compromis entre le turboréacteur et le turbopropulseur, qu'il a appelé *unducted fan* (UDF), traduit en turboréacteur à hélice rapide (THR). Un générateur – double corps avec un taux de compression de l'ordre de 35, donc avec un rendement thermique élevé – fournit un flux de gaz comprimés chauds qui entraîne deux jeux de turbines libres tournant en sens inverse et directement liés à deux « hélices » coaxiales proches à pales larges et non carénées. Ces deux hélices fournissent l'essentiel de la poussée du propulseur.

Un moteur de ce type présente des avantages sur le plan thermodynamique :

- Un rendement propulsif élevé : les « hélices » brassent un flux d'air très important – 30 à 40 fois celui du générateur, contre 5 fois environ pour les turboréacteurs double flux les plus courants – et lui impriment une vitesse modérée (comme un turbopropulseur classique) ;

- Du fait de la rotation inversée et de la proximité des hélices, ce rendement est maintenu jusqu'à un nombre de Mach de 0,8 à 0,85 – contre 0,65 environ pour un turbopropulseur –, ce qui rapproche du turboréacteur utilisé sur les avions de transports civils.

Dans le même temps, Boeing étudiait un avion de transport de 150 places pouvant utiliser un tel système propulsif.

General Electric a proposé à SNECMA de l'associer à l'opération, tout en gardant la maîtrise d'œuvre. Un accord a été conclu entre les deux motoristes en novembre 1985 pour une participation de SNECMA à hauteur de 35 % (la société française avait la responsabilité du compresseur haute pression, de la chambre de combustion, et d'une partie du système de régulation).

Un programme de démonstration a été lancé comportant deux campagnes d'essais en vol, sur un Boeing 727 (août 1986), et sur un Mac Donnell Douglas 80 (janvier 1987).

A l'issue de ces essais, des résultats assez satisfaisants ont été obtenus concernant le fonctionnement, mais des problèmes sérieux demeuraient posés :

- Le coût de fabrication d'un tel moteur était plus élevé que celui d'un moteur classique ;
- Le niveau de bruit (à basse fréquence) généré en croisière était élevé ;
- Les questions de sécurité étaient loin d'être résolues :
  - la certification des « hélices » restait problématique : conséquence de la rupture d'une pale sur le moteur en cause, l'avion, le(s) moteur(s) adjacent(s)... ;
  - pour faciliter la solution de ce problème, les moteurs devaient être accolés à l'arrière du fuselage, ce qui entraînait un alourdissement de l'avion...

Par ailleurs on notait, à l'époque, une désaffection croissante des passagers aériens pour un moteur associé à quelque chose ressemblant à une hélice (lié, dans leur esprit par les exemples passés, au bruit, aux vibrations, à une vitesse faible de l'appareil...). La chute du cours du pétrole (divisé par trois) à partir de mi-1987 porta le coup de grâce au THR. Le programme a été arrêté. Vers la même période, les motoristes Pratt & Whitney et Rolls-Royce ont également arrêté leurs projets de moteurs à très grand taux de dilution (obtenus avec des soufflantes carénées, entraînées par l'intermédiaire de réducteurs à engrenages).

La reprise de la formule THR ne pourrait éventuellement intervenir que dans les conditions suivantes :

- Prix du carburant très élevé et devant le demeurer de façon durable ;
- En liaison avec un avion nouveau (ou fortement modifié) permettant l'utilisation optimale de ce type de propulsion ;
- Si on peut démontrer un niveau de sécurité de l'aéronef au moins aussi élevé que celui rencontré actuellement avec les turboréacteurs classiques...

## MOTEUR GE 90

(pour l'essentiel, ce programme s'est déroulé au delà de la période couverte par la présente étude)

A partir de janvier 1989, General Electric a associé SNECMA à la réalisation d'un « gros » moteur :

- Moteur double corps, double flux ;
- Poussée de l'ordre de 400 kN ;
- Cycle thermodynamique poussé en vue de réduire la consommation de carburant et le niveau de bruit rayonné...

Le diamètre de soufflante de la première version était de 3,12 m (le diamètre du fuselage d'un avion de transport d'environ 150 passagers !).

GE conservait la maîtrise d'œuvre du programme. SNECMA avait la responsabilité de 23,7 % de l'opération (responsabilité des compresseurs et de certains équipements ; fabrication des aubes de soufflante dans une usine commune GE/SNECMA aux États-Unis).

FIAT (Italie) était responsable de 7 % (support d'accessoires).

Ishihawajima Harima Industry (Japon) était responsable de 8,7 % (turbine basse pression).

Le premier essai du GE 90 au banc a eu lieu en avril 1993. Après la résolution de quelques problèmes, cette version a été certifiée par la FAA (février 1995) puis par les autorités européennes (novembre 1995).

Trois moteurs de cette taille sont en concurrence pour l'équipement du Boeing 777 et des gros avions futurs : le *Trent* de Rolls-Royce, le 4084 de Pratt & Whitney et le GE 90 : ce dernier a été retenu sur un peu plus du tiers des 600 Boeing 777 commandés (mi-2002). Deux moteurs auraient été suffisants pour couvrir les besoins – qui resteront toujours limités dans cette taille – et assurer la concurrence ; les trois motoristes se sont livrés une guerre des prix particulièrement sévère et peu saine (en dehors de tout critère de rentabilité).

Une version du GE 90, certifiée en juillet 2003, pour l'équipement du Boeing 777-300X – plus de 500 kN de poussée, diamètre de soufflante de 3,25 m – est le plus gros moteur du monde !

## LA CERTIFICATION DES MOTEURS CIVILS

En France, pendant toute la période couverte par le présent document, les autorités de navigabilité ont appartenu au ministère des transports : Secrétariat général à l'aviation civile (SGAC) devenu Direction générale à l'aviation civile (DGAC). Cet organisme s'est fait assister par les services de la DTIA/DCAé – essentiellement services techniques mais également services de qualité, centres d'essais... – pour toutes les questions techniques (allant de l'élaboration de la réglementation à la certification individuelle des objets volants) et par le bureau Veritas pour la surveillance et les constats.

Pendant toute cette période, pour ce qui concerne les moteurs, les personnels concernés de la DTI/DCAé ont été les spécialistes de STAé/MO ou STPA/ MO puis,

à partir de 1989 les personnels de STPA/Nav qui ont toujours associé ceux de STPA/Mo (en particulier les directeurs de programme, ingénieurs spécialisés...).

La participation de la DTIA/DCAé à la navigabilité / certification a présenté des avantages certains :

- STAé ou STPA/Mo étant, contrairement à une simple autorité de navigabilité, en contact avec l'ensemble des aspects du programmes (techniques, financiers, industriels...), avait une valeur ajoutée nettement plus grande ;
- Ses personnels, participant – ou en étant très proches – aux opérations militaires avaient donc une expertise plus large que les certificateurs habituels limités aux seules opérations civiles. Cette expertise a été particulièrement utile pour les matériels duaux (cf. moteurs d'hélicoptères) et a joué un rôle dans Concorde, concept très novateur (cf. pour le moteur réchauffe ou fonctionnement en vol supersonique...).

Sur les questions concernant les moteurs, les relations entre DGAC et DTCA ont été dans l'ensemble très bonnes voire même excellentes.

Tout type de moteur civil fait l'objet d'une « certification de type » n'impliquant que le motoriste et son autorité, sur la base d'un règlement spécifique. Ce règlement contient des exigences constructives, de qualité... et précise certaines épreuves détaillées à satisfaire. Initialement, pour les moteurs à pistons puis les premières turbomachines, la principale épreuve consistait en un essai de 150 h. de fonctionnement sous forme de cycles simulant avec une plus grande sévérité une série de vols. Au fil du temps, en fonction de l'expérience acquise et à la suite des accidents / incidents, des épreuves complémentaires sont apparues : essais d'ingestion de volatiles, de pluie, de grêlons, essais de rétention à la suite de ruptures, essais de fonctionnement sans huile, essais de givrage..., ainsi que des études analytiques très développées (analyses de panne, justifications de durées de vie...). L'évolution des règlements depuis 1945, coordonnée sur un plan mondial, a joué un rôle essentiel dans l'amélioration de la sécurité et de la fiabilité des moteurs.

Pour les moteurs, jusqu'en 1967, la France a retenu le règlement américain de la *Federal Aviation Administration (FAA)*, règlement FAR 33 relativement succinct, donc peu explicite et assez peu contraignant. Il a été utilisé pour certifier les moteurs français destinés aux avions légers, aux N 260/262, au Morane Paris..., et aux premiers hélicoptères destinés à des clients civils.

Pour Concorde, une réglementation spéciale était indispensable compte tenu des grandes innovations que comportait ce programme. Les nouveaux règlements, appelés TSS standards, ont été établis par les services britanniques *Air Registration Board*, devenu en 1966 *Civil Aviation Authority (CAA)* et français (SGAC et DTCA), en liaison très étroite avec la FAA qui devait les approuver pour accepter Concorde aux États-Unis et qui devait préparer un règlement pour l'avion supersonique américain en cours de développement.

Pour ce qui concerne l'ensemble propulsif de Concorde, des relations idéales ont eu lieu entre la CAA/Moteurs – MM. Harry Kember, Gordon L. Gunstone, Jack Slatford – et les responsables de SGAC et DTCA.

Bénéficiant d'une très grande expérience – acquise avec les nombreux moteurs civils britanniques mais aussi américains –, ayant une approche très méthodique et rigoureuse, les responsables de CAA/Moteurs :



- ont été les inspireurs du règlement à appliquer à l'OL.593 (TSS 36), qui s'est révélé remarquable et a été, dans sa plus large part, adopté par la FAA ;
- ont été les formateurs très patients des spécialistes français qui abordaient pour la première fois la certification d'un gros moteur moderne.

Du côté des industriels, SNECMA s'est également formé aux travaux de certification auprès de BSEL / Rolls-Royce, qui avait une grande expérience et était très ouvert vis à vis des autorités de navigabilité (beaucoup plus que d'autres grands motoristes internationaux de l'époque).

A la fin des années 1960, la France a décidé de retenir le règlement britannique BCAR<sup>27</sup> section C comme règlement national pour les moteurs des avions subsoniques (les motoristes français officiels et industriels étant étroitement associés à l'évolution du règlement et à son interprétation). Ce règlement a été retenu par la suite comme règlement européen (cf. *Joint Airworthiness Requirements*). Les pressions de la CAA, appuyées par la France, feront évoluer le règlement américain des moteurs dans le même sens.

Avec l'arrivée des moteurs d'hélicoptères, l'activité de certification française s'est accrue ; mais la grande opération de certification a été celle du CFM 56 (version initiale CFM 56-2 ). Pour celui-ci, les travaux ont été conduits conjointement par les autorités françaises et américaines avec les sociétés SNECMA et General Electric (ce qui constituait une « première » mondiale) sur la base d'une certification directe simultanée, à l'issue d'un programme de validation unique (accord obtenu en juillet 1974). Grâce à l'expérience acquise sur l' OL 593, le côté français – industriel et officiel – a pu jouer un rôle équilibré avec le côté américain. Des problèmes nombreux ont pu être réglés entre autorités et industriels (respectivement René Mourier et Bernard Devôge du côté français). Des essais sévères ont été conduits – en France, un banc spécial a été créé au CEPr permettant les essais d'ingestion (pluie, grêlons, oiseaux) et des essais d'intégrité (rupture d'une aube de soufflante...) – et le principe d'études analytiques a été largement utilisé pour valider la durée de vie des disques. Le travail très important réalisé paraît avoir été extrêmement efficace si on se réfère à l'excellent niveau de sécurité obtenu en service par le CFM 56.

Les certificats de type du CFM 56/2 ont été délivrés par la DGAC et la FAA en novembre 1979.

A l'issue de cette cérémonie,

- SNECMA prenait place au sein du club très fermé des grands concepteurs de réacteurs civils ;
- Les autorités de navigabilité françaises devenaient des certificateurs de moteurs crédibles vis à vis de leurs homologues (américains et britanniques en particulier).

## INVERSEURS DE POUSSEE ET NACELLES

En 1950, SNECMA sous l'impulsion de Jean Bertin, a proposé un concept d'inversion de jet d'un turboréacteur (par effet pneumatique) permettant de freiner l'aéronef sur lequel il serait monté. Le dispositif fut mis au point et validé sur

---

<sup>27</sup> BCAR = *British Civil Airworthiness Requirement* de la CAA

maquette puis sur un moteur au banc d'essai. En 1952, le système fut adapté et installé sur un avion d'armes Vampire équipé d'un réacteur Goblin (puis sur Mystere II). Les essais à l'atterrissage puis en vol furent réalisés avec succès, ce qui constituait alors une grande première mondiale. Sur les avions de combat, le dispositif n'eut pas d'application en France (cf. masse du système, progrès accomplis sur les freins et les pneumatiques...); il fut utilisé sur quelques rares avions étrangers. En revanche, l'inversion de jet équipa pratiquement tous les avions civils de transport (y compris les avions d'affaire), ce qui améliorait la sécurité au décollage et à l'atterrissage, en particulier par conditions météorologiques difficiles.

Pour le programme Concorde, à partir de 1962, SNECMA a réalisé les ensembles arrières des Olympus 593 assurant plusieurs fonctions dont celle d'inversion de jet à l'atterrissage : cette inversion était obtenue sur les ensembles types 10 et 11 par introduction d'obstacles dans le jet, des grilles déviant les gaz vers l'avant ; puis pour l'ensemble type 28 par des obstacles en aval renvoyant les gaz vers l'avant (avec une moindre efficacité en inversion). La fonction inversion n'a pas posé de problème particulier sur Concorde.

En 1969, SNECMA a étudié un arrière corps, assurant la fonction d'inversion, pour le moteur JT8-D du Mercure<sup>28</sup>. Cet ensemble fut retenu de préférence à des projets concurrents. Il s'agissait d'un système à corps central : en position d'inversion, des volets mobiles obstruaient la veine annulaire et les gaz étaient déviés vers l'avant par des grilles démasquées sur la paroi externe. Cet ensemble, d'un dessin très pur et d'une réalisation soignée, a démontré de très bonnes performances, une excellente sécurité et une grande robustesse. Les tentatives pour diminuer le bruit d'éjection (au moyen de "pelles" introduites dans le jet) ne furent pas couronnées de succès (même insuccès que pour Concorde) et le dispositif fut abandonné. Cet arrière corps suivit le destin du Mercure : la série fut limitée à 20 ensembles. Toutefois, grâce à cette réalisation de qualité, SNECMA a pris place parmi les concepteurs d'inversion de jet les plus crédibles (alors qu'à l'étranger, aux États Unis en particulier, ces dispositifs étaient souvent conçus par les avionneurs ou les équipementiers chargés des nacelles des réacteurs).

A partir de 1977, SNECMA a conçu l'inverseur de jet des avions Boeing 707 et Douglas DC 8 remotorisés avec des CFM 56-2 (la fabrication ayant été sous-traitée à Hispano-Suiza associé à Hurel-Dubois, Latécoère et Revima). Par la suite, les inverseurs de jet réalisés par le groupe SNECMA l'ont été sous la responsabilité de la division Hispano-Suiza.

## LES MOTEURS POUR AVIONS LEGERS (cf. également les appendices 5 et 6)

Dans l'immédiat après-guerre, le moteur à pistons a régné en maître pour équiper les avions légers : cf. SNECMA-Renault 6 Q et 4 P, SNECMA-Régnier 4 LO, Potez 4 D et 4 E, Mathis E 4 et G 7... qui furent produits à plusieurs centaines d'exemplaires. Leur production s'arrêta assez rapidement, le marché devenant très compétitif, et les motoristes américains Lycoming et Continental ont détenu assez vite un monopole de fait.

---

<sup>28</sup> cf. également l'appendice 10.

De nombreuses tentatives furent faites pour adapter des moteurs d'automobiles aux spécificités de l'aviation légère – par exemple Indraero à partir de moteurs de Volkswagen – mais n'eurent pas de suite, la plupart du temps par l'insuffisance des moyens industriels ou commerciaux des organismes qui les proposaient. Dans les années 1970, la société Citroën voulut adapter le moteur rotatif du type Wankel – utilisé sur l'automobile Rover RO 80 et divers prototypes de Citroën – à des aéronefs dont un hélicoptère léger envisagé par Aérospatiale. STAé/Mo manifesta de l'intérêt. L'opération s'arrêta avec l'abandon de ce type de moteur pour l'automobile (à la suite des difficultés pour satisfaire les normes de pollution à l'échappement, des problèmes d'étanchéité, ...et les progrès des moteurs classiques à pistons).

*Nota* : en 1997 Renault – au niveau des équipes responsables des moteurs des voitures de course de "Formule 1" – a conçu un moteur à pistons de type diesel original et attractif.

Les tentatives pour introduire des petits turboréacteurs sur des avions légers a débuté très tôt :

- en 1949 le planeur Sylphe de Fouga a été équipé du réacteur Piméné de Turboméca. Il n'a pas eu de succès commercial mais l'opération a donné naissance au Fouga CM 170 équipé du Marboré et a lancé la société vers le succès ;
- en 1951 fut lancé le SIPA 200 Minijet équipé du Palas de Turboméca qui ne déboucha pas.

A partir de 1966, Microturbo a proposé le générateur de gaz Emeraude – du groupe auxiliaire de Concorde – pour équiper l'aile volante Fauvel : le programme n'eut pas de suite commerciale. En 1968, Sermel, société créée par le groupe Bronzavia pour concurrencer Microturbo, proposa le TRS 18 à Caproni (Italie) pour motoriser un planeur. Sermel fut reprise par Microturbo en 1972, sous le nom d'IDA, puis fut intégrée par la suite. Le TRS 18 fut retenu par un industriel américain Jim Bede pour équiper un petit avion monoplace, le Bede 5J : ce programme fut certifié par la FAA mais ne fut pas commercialisé. Retenant cette idée, Microturbo développa un avion biplace d'entraînement Microjet 200 équipé de deux réacteurs TRS 18. Celui-ci fut cédé par la suite à la société Creuzet en 1981, mais le programme ne fut pas poursuivi.

*Nota* : on peut également évoquer les pulsoréacteurs, moteurs qui avaient propulsé la "bombe volante" V 1 durant la dernière guerre. Des versions "sans clapets" ont été lancées en 1948 chez SNECMA: l'Escopette (poussée 10 daN ) a été monté sur le planeur Emouchet en 1950. D'autres versions Tromblon (22 daN), Ecrevisse (50 daN) ont été développées en 1952-1954, sans application pratique (le niveau sonore très élevé d'un pulsoréacteur était un facteur particulièrement dissuasif !).

## LES GROUPES AUXILIAIRES DE PUISSANCE (GAP)

(cf. également les appendices 5 et 6)

Ces turbomachines, en général de faible puissance, fournissent de l'énergie sous forme électrique, hydraulique, pneumatique... Les groupes auxiliaires de puissance (GAP) sont principalement utilisés au sol : ils évitent l'utilisation des propulseurs principaux ou de groupes de parc pour les opérations de contrôle, maintenance...,

mais aussi pour le conditionnement d'air des cabines. Ils permettent le démarrage des moteurs de propulsion. Ils se sont généralisés, à partir de 1970 environ, sur les avions de transport civil mais aussi sur les avions d'affaires, puis sur les avions de combat (cf. Rafale par exemple).

C'est par un tel groupe que Turboméca a abordé le domaine des turbomachines : réalisation en 1948 du TT 782 puis en 1950 de l'Orédon (cf. p. 31) ; ce dernier, commandé par STAé/Mo, a été utilisé pour la fourniture d'énergie électrique à bord de l'avion Armagnac (il n'a été produit qu'à un très faible nombre d'exemplaires).

A partir de 1964, Microturbo a étudié un groupe auxiliaire pour l'avion Concorde : Emeraude de 150 kW. Compte tenu du problème de masse de l'avion, celui-ci n'a pas été retenu (au sol, l'avion était tributaire de groupes de parc ; en vol, en cas d'arrêt des quatre moteurs, un moulinet était placé dans le courant d'air fournissant l'énergie indispensable aux commandes de vol).

Microturbo a fourni le GAP de certaines versions des avions AMD/BA Mystère-Falcon (initialement sur des avions destinés aux besoins des services officiels, en particulier sur les bancs volants utilisés pour le développement des avions de combat). C'est une machine dérivée – Rubis 3 – qui a été retenue pour l'avion Rafale (sous l'appellation de "système de puissance secondaire").

Le marché des GAP devenant important dans les années 1980, Turboméca a souhaité revenir sur ce créneau :

- Allié à ABG/SEMCA, groupe Astadyne, la société a réalisé l'AST 600 pour les avions Atlantique et l'AST 950 pour les Transall-Astarté : ce marché, uniquement français, était facilement pénétrable mais de très faible ampleur ;
- Dans le domaine civil, dès la fin des années 1970, les constructeurs américains, au premier plan desquels était Garrett, avaient pris une position de quasi-monopole, très difficile à attaquer. Les services officiels français, qui finançaient déjà bien d'autres opérations et doutaient de la rentabilité à moyen terme des GAP pour de nouveaux constructeurs, n'ont pratiquement pas soutenu financièrement les efforts de Microturbo et de Turboméca pour réaliser des GAP. Logiquement, Turboméca a recherché des accords avec des industriels déjà implantés sur le marché. En 1990, a été réalisé avec Garrett, le GTCP 331.350 dans le but d'équiper des Airbus A 330/340. En 1993, a été réalisé avec Sundstrand l'APS 3000 destiné à des Airbus, en particulier versions A 320 et dérivées. Mais la trop faible rentabilité, souvent négative, a conduit Turboméca à se retirer de ces opérations avant la fin de la décennie 1990 : les droits ont été revendus à la société Hamilton du groupe United Technology.

Faute d'avoir investi ce marché à temps et n'ayant pas fait preuve de beaucoup de persévérance en cherchant à le pénétrer par la suite, les motoristes français n'ont joué qu'un rôle très mineur dans le domaine des groupes auxiliaires de puissance et en sont actuellement absents.

## LES HELICES

L'hélice est un équipement fondamental d'un moteur à pistons ou d'un turbopropulseur. Aux premiers temps de l'aéronautique, les hélices ont été réalisées :

- Soit par des avionneurs (cf. Bloch-Dassault, Voisin...) ;
- Soit par des motoristes (cf. Gnome et Rhône)<sup>29</sup> ;
- Soit par des équipementiers spécialisés (cf. Ratier).

Au fur et à mesure que la technologie a progressé – pales métalliques, variation de pas en vol... – seuls ont subsisté les équipementiers spécialisés. Après la Deuxième Guerre mondiale, sauf pour certaines hélices de faibles dimensions (Chauvière), Ratier est demeuré le principal hélicier français.

La société Ratier, créée en 1908 au premier âge de l'aéronautique, a équipé de nombreux avions français avec des hélices en bois puis en métal ; l'introduction en 1928 de la variation de pas en vol a constitué une innovation importante (amélioration de l'efficacité, accroissement du domaine de vol...).

Après la Seconde Guerre mondiale, après diverses péripéties, la société a continué à équiper les avions français sous le nom principal de Ratier-Figeac.

L'"hélicier" américain Hamilton-Standard a pris en 1990 une participation minoritaire dans le capital de la société puis en 1998 il en a acquis la totalité.

Ratier-Figeac, tout en développant une diversification importante – vérins à billes, ensembles hydrauliques, multiples sous-traitances pour l'industrie aéronautique... – a été un acteur concurrentiel dans la conception et/ou la réalisation des hélices les plus avancées :

- Hélices métalliques de grand diamètre des Transall et Atlantic (sous licence de Dowty) ;
- Hélices en composite, à la suite des travaux pour la sustentation et la propulsion des véhicules à effet de sol Naviplane : en 1989, la société a développé, avec le soutien de STPA /Mo, l'hélice en composite du Transall (qui apportait un gain de masse considérable), puis les hélices pour ATR 42 et 72.

---

<sup>29</sup> Avant 1940, Hispano-Suiza a également réalisé des hélices mais sous licence d'Hamilton-Standard



# DIVERS

## POLITIQUE INDUSTRIELLE ET SERVICES OFFICIELS

Les services officiels, “tuteurs” de l’industrie aéronautique, se sont toujours préoccupés de l’avenir des industriels. S’agissant des motoristes, dans un but d’efficacité globale, ils ont cherché à plusieurs occasions à les inciter à des rapprochements au moins pour certaines activités (actions au niveau de DTIA/DTCA puis DPAI/SCAI en liaison avec le ministère de l’Économie et des Finances).

La politique industrielle souhaitée par les officiels s’exprimait en premier lieu par les choix des matériels et/ou l’ampleur des soutiens financiers accordés ; cf. choix de la famille ATAR à partir de 1950 (cf. p. 20).

Un rapprochement entre les deux motoristes privés Hispano-Suiza et Turboméca a été encouragé (sur une initiative de l’IG Louis Bonte) par la création en 1956 de la Compagnie générale des turbomachines (CGTM) entre les deux sociétés. Peu d’études particulières seront réalisées par CGTM et aucun moteur ne sera développé. En revanche, CGTM, qui dès le début, avait intégré la section d’essais en vol d’Hispano-Suiza (à Marignane ) a exécuté à partir de 1968, sur l’aérodrome de Pau-Uzein, les essais en vol de Turboméca avec une grande efficacité et une grande économie de moyens. CGTM sera par la suite intégrée à cette société.

Au début des années 1970 STAé/Mo s’efforça de rapprocher Microturbo et Turboméca qui développaient des turbomachines de même type (au delà du domaine des turbo démarreurs qui étaient spécifiques de la première société). Dans un premier temps, des échanges en matière d’études amont furent encouragés, avec de faibles résultats concrets. Des discussions entre les deux présidents (James Bayard et Joseph Szydlowski) pour une fusion des deux sociétés en 1974 arrivèrent à un stade assez avancé mais n’aboutirent pas. Finalement, la fusion entre Turboméca et Microturbo intervint en 1987 au sein du groupe Labinal.

Comme déjà indiqué, dès le début des années 1950 les domaines d’activité de SNECMA et Turboméca étaient assez disjoints, sauf pour ce qui concernait l’Adour (Rolls-Royce et Turboméca) et le Larzac (groupement GRTS entre les deux sociétés dans une bonne ambiance de coopération). Des rapprochements ont été tentés (sur diverses initiatives) ; ils étaient rendus difficiles par le fait que SNECMA était une société nationale et Turboméca une société privée dont l’essentiel du capital appartenait à J. Szydlowski et à sa famille. Dans la période couverte (1944-1990) ces tentatives ont toutes échoué. La situation financière de Turboméca, restée très bonne, n’incitait pas à des changements de structure et certains officiels (dont souvent STPA/Mo) craignaient que, dans un rapprochement avec SNECMA, Turboméca perde sa souplesse et son faible temps de réaction. En revanche, de nombreux efforts ont été consacrés par les services officiels au niveau des études amont pour trouver, sans beaucoup de succès, des thèmes communs et provoquer des échanges entre les bureaux d’études. Le problème sera réglé, bien au delà des études amont !, en 2000, lors de la fusion de Turboméca / Microturbo et SNECMA.

## LES TURBINES INDUSTRIELLES

Comme cela a été le cas pour la plupart des motoristes mondiaux, les motoristes français ont dérivé de leurs productions aéronautiques des turbines industrielles (fournissant de l'énergie sous forme mécanique, électrique, hydraulique...).

SNECMA, avec sa filiale Turboma pour la commercialisation, a dérivé de l'Atar des turbines industrielles, produisant essentiellement de l'électricité, qui ont eu un succès très limité (achat par EDF, équipement de l'usine de SNECMA à Corbeil). Les tentatives à partir du M 45 (turbine THS 2000 de 5 à 6 000 kW) n'aboutirent pas sur le plan commercial.

Hispano-Suiza a dérivé du réacteur R 804 (non retenu pour des applications aéronautiques) la turbine industrielle THM qui a été vendue dans le monde (une licence étant cédée à la société Nordberg aux États-Unis). La réalisation de cette turbine a été abandonnée par SNECMA et vendue à la société allemande MAN.

Dès la sortie de l'Orédon, au tout début des années 1950, Turboméca a proposé des versions industrielles de ses moteurs aéronautiques (centrales dites "à énergie totale" fournissant électricité, chaleur, air comprimé ); les versions Astagaz et Bastangaz seront utilisés comme groupes de servitude dans diverses usines ou collectivités (en premier lieu dans les usines du motoriste ). Des groupes de turbopompes furent retenus en faible nombre pour des plates-formes pétrolières.

Avec le Turmo, turbomoteur à turbine libre, Turboméca tenta de pénétrer :

- Le marché automobile avec l'équipement du prototype Renault Étoile Filante (Turmo 1) en 1954 : pas plus que les autres tentatives dans les autres pays celle-ci n'a réussi ;
- Le marché ferroviaire : le Turmo III, associé à un Astazou de servitude, fut retenu par la SNCF pour une série limitée de TurboTRAIN (93 motrices), par Amtrak aux États-Unis, en Iran, pour le prototype de l'Aerotrain de Bertin. En 1971, un prototype de motrice pour le Train à Grande Vitesse (TGV) équipé d'un bi Turmo III et d'un Astazou IV accouplé à un alternateur, fut réalisé (avec des moteurs prêtés par STAé/Mo). Il réalisa des essais très satisfaisants. La solution "tout électrique" fut préférée par la SNCF (cf. crise du pétrole, problèmes de bruit et de pollution atmosphérique ...) ce qui mit fin à l'opération ;
- Le marché des navires militaires (chasseurs de mines tripartites, à partir de 1977, navire expérimental Balny) et des navires à effet de sol (Naviplane de Sedam) mais sans lendemain.

Dans la décennie 1980, Turboméca fit à nouveau des efforts pour pénétrer le marché des turbines industrielles à partir de sa nouvelle gamme de moteurs mais sans grand succès (en dehors du turbocompresseur TM 307 qui équipe le char Leclerc, propulsé par un moteur diesel à système Hyperbar de Jean Melchior, et de l'Orédon IV, groupe auxiliaire de puissance pour le char Thomson Shahine).

Microturbo a également développé des groupes auxiliaires de puissance à partir des machines aéronautiques en vue d'applications terrestres – en particulier sur des chars de combat – ajoutant des échangeurs de chaleur pour en améliorer le rendement. La société acquit une bonne compétence dans le domaine des petits échangeurs à hautes performances.

A partir du moteur CF 6-80C, General Electric a dérivé la turbine industrielle LM 6000 qui a connu une série importante. Depuis 1990, SNECMA participe à sa production à hauteur de 10 % (comme pour le moteur aéronautique ).



Dans l'ensemble, sur la période 1944-1990, la participation des motoristes français aux turbines industrielles est restée limitée voire même très faible, alors que d'autres motoristes, tels que General Electric ou Rolls-Royce, ont réalisé des productions importantes, en particulier pour l'industrie pétrolière ou gazière (fourniture d'énergie, pompage ou compression...) et dans une moindre mesure pour la propulsion navale.



# APPENDICE 1

## UNE PARTIE DE L'HISTOIRE MILITAIRE DE SNECMA

par Pierre André  
ancien cadre de SNECMA<sup>30</sup>

### SITUATION GENERALE EN 1945

La libération, en août-septembre 1944, des 4/5 du territoire national, marqua pour l'industrie aéronautique française, la fin de plus de quatre ans d'inactivité forcée, notamment de ses recherches appliquées et de ses bureaux d'études. Les usines de production avaient été contraintes par l'occupant à fabriquer des avions et des moteurs pour son usage exclusif, le plus souvent de sa propre conception. Naturellement, les produits les plus avancés étaient élaborés en Allemagne, de sorte que les personnels français ne purent pas, en général, pendant toutes ces années sombres, améliorer leurs connaissances des techniques. Certes, quelques rares groupes d'études clandestins s'efforçaient de dessiner des avions et des moteurs, dont ils comptaient lancer la réalisation dès la fin de la guerre, mais leur conception, on le comprend, ne pouvait être que faiblement extrapolée de l'état de l'art au moment de la débâcle de 1940. Or la guerre avait motivé chez les belligérants une extraordinaire accélération des techniques, notamment dans l'aéronautique, laissant augurer pour la France un handicap très difficile à surmonter. En outre, les usines de production d'avions, de moteurs et d'équipements étaient sinistrées, et les machines-outils les plus performantes emportées par l'occupant en retraite.

### GNOME & RHONE EN 1944-45

La Société des moteurs Gnome & Rhône qui était, avant 1940, l'un des deux grands motoristes français, avait traversé la grande tourmente, comme d'autres grandes entreprises de construction aéronautique, contrainte de poursuivre une certaine activité au profit de l'occupant. Elle employait un maximum de personnels pour un minimum de production (150 moteurs/mois contre plus de 600 avant la bataille de France).

Après avoir déjà pris le contrôle, en 1938, de la société des Aéroplanes Voisin, elle eut à prendre en charge, en 1941, l'usine d'Argenteuil de la Société nationale de construction de moteurs (ex-Société des moteurs Lorraine, nationalisée en 1937) et, en 1942, l'Arsenal aéronautique de Limoges, à la demande de l'État. C'est donc un groupe important en sites industriels et en effectifs sinon en équipement<sup>31</sup> – outil

---

<sup>30</sup> acteur très important de la plupart des programmes cités

<sup>31</sup> Les installations de forge et de fonderie de l'usine de Gennevilliers avaient été largement détruites par un bombardement en mai 1944, et l'usine d'Arnage près du Mans l'avait déjà été en 1943.

industriel vétuste et en grande partie pillé – qui s'employa, à la Libération, à soutenir l'effort de guerre des armées alliées au combat. Ainsi fut effectuée la réparation de près de 5 400 moteurs en étoile Continental, adaptés à la propulsion des chars de combat *Sherman*, dans l'usine du boulevard Kellermann, de 600 moteurs Diesel GMC à Argenteuil et de 1 000 motos à Gennevilliers. Ces travaux valurent à la SMGR la distinction d'un *US Army Award*.

La production des moteurs en étoile BMW 132 fut poursuivie, cette fois au bénéfice de l'armée de l'Air française, qui utilisait, en attendant mieux, des trimoteurs de transport JU 52 construits à Nanterre dans les anciens ateliers Amiot.

Après la fin de la guerre en Europe, la Société des moteurs Gnome & Rhône vécut le changement de structure majeur de son existence. L'État, par l'ordonnance du 29 mai 1945, nationalisa la société. L'assemblée générale extraordinaire du 28 août 1945 décida de changer la dénomination de la société qui devint la Société nationale d'étude et de construction de moteurs d'aviation (SNECMA). La nouvelle société, dont la mission fut ainsi confirmée au plus haut niveau du gouvernement, absorba :

- En 1945, le Groupe d'étude des moteurs à huile lourde (GEMHL), organisme d'État, créé en 1939, pour l'étude et la réalisation de moteurs diesel d'aviation. Installé à Suresnes, il était dirigé par l'ingénieur en chef Raymond Marchal ;

- En 1946, l'activité des moteurs d'aviation de Renault, nationalisée aussi, exercée à Boulogne-Billancourt, rue du Point du Jour. En 1946, l'actionnaire-État lui apporta l'usine de la Société nationale de construction aéronautique du centre (SNCAC), ancienne usine Farman à Boulogne-Billancourt, rue de Silly, où l'on construira désormais des moteurs à pistons.

## LES MOTEURS A PISTONS

Devenue, ainsi par les fusions-absorptions ordonnées par le gouvernement, l'entreprise de construction de moteurs d'avions la plus importante de France, la SNECMA orienta l'essentiel de ses efforts vers l'augmentation de la puissance et l'amélioration de l'endurance des moteurs à pistons d'aviation. Le prestige de ces moteurs restait encore immense dans la plupart des esprits des dirigeants des États et des industriels de l'aéronautique. Ces moteurs n'avaient-ils pas été engagés à près de deux millions d'exemplaires de tous types dans le gigantesque conflit mondial, et les forces aériennes qui en étaient animées n'avaient-elles pas orienté le plus souvent le sens des grandes batailles ? Bien sûr, ces mêmes dirigeants savaient, qu'à terme, les turbomachines remplaceraient et dépasseraient en puissance les moteurs alternatifs poussés au gigantisme dans la course à la puissance. Il fallait se préparer activement à ces nouvelles technologies, mais plusieurs années allaient encore être nécessaires pour atteindre cette échéance.

Si les moteurs de série étrangers les plus puissants de la fin de la guerre dépassaient largement les 2 000 ch, les moteurs français (Gnome & Rhône et Hispano-Suiza) en étaient restés aux performances de 1940, soit 1 100 ch en série et 1 300 ch en développement. C'est pourquoi, le petit bureau d'études du boulevard Kellermann, qui avait réussi à survivre sous l'occupation en travaillant plus ou moins clandestinement, fut reconstitué et étoffé. Dirigé par l'éminent spécialiste des moteurs alternatifs Raymond Marchal, nommé directeur technique de la SNECMA

en 1945, il se lança dans la course à l'augmentation de puissance en reprenant tout d'abord le projet du moteur 28 T, de 28 cylindres en quadruple étoile de 3 200 ch datant du début des années de guerre. Visant à atteindre 3 500 ch, il ne fut cependant pas jugé suffisamment novateur pour être développé, face au moteur américain PWA *Wasp Major* R 4360, construit en série et fournissant 3 000 ch. Ce projet fut abandonné en 1946. Cherchant alors à viser plus haut en puissance, R. Marchal et son bureau d'études entreprirent la conception du gros moteur 36 T (4 étoiles de 9 cylindres) prévu pour donner 4 100 ch. Sa conception aérodynamique externe et interne était très avancée. Les 6 carters des moteurs de développement furent coulés à Gennevilliers (pièce brute de fonderie aluminium de 600 kg), mais le programme subit une importante réduction de crédits gouvernementaux et un seul carter fut usiné. Une maquette grandeur du moteur fut présentée au Salon de l'Aéronautique de 1949. Mais, malgré l'opiniâtreté des supporters du gros moteur alternatif, celui-ci dut définitivement céder sa place au turbo-réacteur, auquel la plus grande part des crédits disponibles était désormais réservée.

Presque simultanément fut repris le projet du moteur 18 R, 18 cylindres en double étoile, datant également de 1939, et dont on espérait tirer en 1945 2 400 ch avec injection d'eau-méthanol. Mais là non plus, une technologie trop ancienne n'incitait pas les services officiels à assurer le financement du développement. En outre, de sérieux problèmes de refroidissement des cylindres avaient été rencontrés.

Dans la lignée des moteurs de 14 cylindres en double étoile, dont diverses versions étaient à la base de la production des moteurs de Gnome & Rhône depuis 1935, la SNECMA reprit en 1946 la production des moteurs 14 N de 1 120 ch, qui avaient été produits en série avant et pendant la guerre dans des versions un peu moins puissantes. Les matériaux disponibles quelque temps après la guerre n'étaient pas encore de bonne qualité pour une conception elle-même perfectible, de sorte que de nombreuses ruptures (bielles, vilebrequins, ressorts de soupapes) se produisirent en service, et l'usure des cylindres était excessivement rapide. Les carters furent renforcés de même que l'embellage, et des coussinets de bronze au plomb furent introduits. La lubrification fut améliorée et les cylindres reçurent un nouveau traitement dit de satinage. Les roulements à rouleaux de l'embellage furent montés sur *squeeze film* pour éviter la corrosion de contact. Les versions ainsi modifiées furent homologuées, en août 1947, à la puissance de décollage de 1 120 ch. En 1949, un moteur de série accomplit un essai d'endurance officiel de 500 heures. Les moteurs 14 N équipaient les quadrimoteurs Bloch 161 et les bimoteurs Bloch 175. Ils furent produits à 520 exemplaires, d'abord à l'usine d'Argenteuil puis, de 1949 à 1951 dans les ateliers du boulevard Kellermann.

En parallèle avec ces travaux, la SNECMA s'était aussi attelée à améliorer le moteur 14 R. Homologué à 1 300 ch en 1940, G & R en avait supervisé des travaux effectués pendant la guerre, en zone libre, par le petit bureau d'études de l'Arsenal de Limoges. Repris en 1946 pour fournir 1 600 ch et 1 850 ch avec injection d'eau méthanol, il fut homologué en mars 1948 selon le règlement de l'OACI à 1 600 ch. Pour atteindre ce but, on dut introduire plus de 1 000 modifications dans le dessin, dont une grande partie pour améliorer les matériaux. Leur définition et l'élaboration correspondante datant encore des années de pénurie, ils étaient responsables de nombreuses ruptures de vilebrequins, de bielles et de ressorts. Le 14 R a été produit

à 435 exemplaires entre 1948 et 1954. Il a équipé de nombreux prototypes et préséries d'avions dont le Bloch 161, le SO 30 R et le Bréguet 761.

La base du dessin du 14 R s'étant mieux affirmée que celle du 18 R sur la voie de l'augmentation de la puissance, R. Marchal en fit étudier en 1947 un moteur dérivé, le 14 U, par augmentation de l'écartement des 2 étoiles pour améliorer le refroidissement. L'embiellage fut renforcé et la segmentation revue complètement. Equipé d'un compresseur à 2 vitesses et alimenté par injection directe, il fut mis au banc d'essais en 1948. Dix moteurs servirent à la mise au point dont une version à alésage augmenté à 156 mm (au lieu de 146 mm pour le 14 R) qui fournit une puissance maximale au frein de 2 350 ch. Après qu'une endurance de 10 heures à 2 250 ch eût été effectuée, le développement du 14 U était en 1950 loin d'être terminé. Là aussi, devant les multiples programmes aéronautiques qui réclamaient un financement en France, et où le développement naissant des turbo-réacteurs demandait une grande part, les services officiels optèrent pour l'arrêt des crédits. Ils agirent dans la perspective d'une prise de licence du moteur britannique Bristol *Hercules*, moteur de 14 cylindres en double étoile, sans soupapes, de 2 000 ch, largement éprouvé par un usage intensif pendant la guerre.

Destiné à équiper le cargo militaire Nord 2501, ce moteur allait, en fin de compte, être produit dans sa version 758/759 à 1 374 exemplaires par l'usine de Billancourt entre 1953 et 1964. Une amélioration de la réalisation des chemises louveroyantes d'admission et d'échappement (découpage par électroérosion au lieu d'estampage) permit à la SNECMA de porter la puissance du moteur à 2 100 ch.

Mais auparavant, dès 1947, la lignée des moteurs compacts de 14 cylindres en étoiles, les 14 M Mars de diamètre extérieur 950 mm, avait été remise en chantier. Profitant d'un stock de pièces sauvées de la période d'occupation, pendant laquelle le 14 M de 700 ch avait dû être produit par Gnome & Rhône, la SNECMA assura la reconstruction et l'essai de réception de 450 moteurs Mars pour les monomoteurs d'entraînement Morane-Saulnier MS 472 et 474 Vanneau.

En 1949 fut lancé le 14 X, dérivé du 14 M, par l'utilisation d'un vilebrequin à trois paliers, de cylindres à ailettes de refroidissement en alliage léger, d'un réducteur à pignons coniques et d'une lubrification améliorée. Ce moteur, de diamètre 1 000 mm seulement, fut homologué en 1953 à 850 cv. Le groupe moto-propulseur, livré avec un carénage très efficace, fut essayé en vol sur bimoteur Dassault 316 et monomoteur MS 479. Le bimoteur Hurel-Dubois HD 21 en fut également équipé. Une version 14 XH pour hélicoptères fut essayée au banc avec le vilebrequin en position verticale.

Mais il n'y avait plus, en 1953, de programme d'avions pouvant recevoir ce type de moteurs et la construction en série n'en fut pas lancée.

Pendant toutes ces premières années d'après-guerre, la SNECMA produisit, en-dehors des moteurs alternatifs de grande puissance issus de son bureau d'étude ou de ceux de G & R, de nombreux autres types de moteurs d'aviation. Ce furent notamment :

- Le BMW 132 Z, 9 cylindres en étoile de 725 ch que G & R avait été contraint de construire pour l'occupant, et qui servait désormais dans l'armée de l'Air française sur les avions de transport trimoteurs JU 52 fabriqués en France. Entre 1946 et 1949, 2 213 moteurs ont été livrés par l'usine de Kellermann ;

- Le Renault-SNECMA 12 S, 12 cylindres en V inversé de 570 ch à refroidissement par air, qui n'était autre que l'Argus AS 411 TA que l'usine Renault de Billancourt avait été obligée de fabriquer sous l'occupation, a continué à être produit par la SNECMA après l'incorporation de l'usine Renault en 1946. Ce moteur équipait les avions Siebel 204 et Arado 96 pendant la guerre. Ces avions, qui avaient dû aussi être fabriqués en France, ont été repris à l'issue du conflit sous l'appellation NC 701 Martinet et SIPA 11 et 12, tous équipés du SNECMA 12 S. La SNECMA apporta à ce moteur les modifications destinées à améliorer son endurance et valida en 1949 le remplacement des matériaux de définition allemande par des matériaux élaborés sous définition française. Des essais d'endurance de 500 heures selon programme de vols types suivant conditions OACI sanctionnèrent ces fabrications en 1951. En 1955, une nouvelle version 12 T a été commandée par l'État pour la poursuite de l'équipement des NC 701, SIPA 111, Dassault 311/312/315, SO 94 et SO 95. Grâce aux modifications SNECMA (compresseur, pistons, segmentation, lubrification, réchauffage-dégivrage de la manche d'entrée du carburateur) la puissance fut portée à 600 ch et le potentiel avant révision à 700 heures. Jusqu'à la fin 1957 l'usine de Billancourt livra près de 3 000 moteurs 12 S/12 T ;
- Le Renault-SNECMA 6 Q, 6 cylindres en ligne inversé de 300 ch a été fabriqué dans sa version 20-21 à partir de 1946, pour plusieurs avions dont les Nord 1100. Plus de 1 700 exemplaires de ce moteur de conception Renault, bien connu avant la guerre, ont été produits par l'usine de Billancourt jusqu'en 1951 ;
- Les Regnier, 4 cylindres inversés, dans leur versions 4 JO de 74 ch et 4 LO de 170 ch, ont été fabriqués par la SNECMA à la demande des services officiels. Seul le 4 LO, homologué en 1947, a été construit en série, notamment pour les avions Nord 1201/1203 Norécrin. La SNECMA en a fabriqué environ 1 000 exemplaires entre 1946 et 1951 ;
- Le Renault-SNECMA 4P, 4 cylindres inversés en ligne, de conception Renault, homologué en 1937 à 100/140 ch, a été fabriqué par la SNECMA à plus de 700 exemplaires de 1946 à 1949. Il équipait de nombreux types d'avions d'aéro-clubs dont le Nord Stampe IV.

Au cours des quatre premières années depuis la nationalisation, la direction de la SNECMA conduisit des actions soutenues pour construire, sur la base de produits progressivement améliorés, un outil industriel efficace dans le domaine des moteurs d'aviation. Cette volonté se situait dans un consensus national traduit, au niveau de l'industrie des moteurs, par la section des Moteurs du STAé. La tâche était difficile car il fallait à la fois reconstituer les moyens de production des usines, et maîtriser l'emploi de moyens humains restés pléthoriques, puisque hérités de la société Gnome & Rhône sous l'occupation, et de la fusion avec les sociétés absorbées en 1945 et 1946. Touchée sévèrement par les difficultés budgétaires de l'état-client, dans une France à reconstruire et, à l'intérieur, par une agitation sociale peu favorable à l'efficacité recherchée, la société rationalisa néanmoins, petit à petit, ses structures.

Un effort particulier fut consenti pour préparer l'avenir, en portant dès 1946, l'effectif du bureau d'études de 80 à 175 personnes, dont un bon nombre d'ingénieurs des diverses disciplines de base nécessaires, et celui de l'atelier des prototypes de 330 à plus de 700 professionnels. Cet atelier qui n'avait plus que

150 machines en 1945, fut doté dès 1946 de 350 machines, sans que la production de série eût à en souffrir. Le laboratoire central physico-chimique et métallurgique fut créé en 1946 à Suresnes, et les laboratoires de comportement des matériaux et des procédés métallurgiques furent mis en place à Kellermann.

La SNECMA obtint aussi, cette année-là, l'accord de la DTI pour la construction future de son centre technique (études, essais, assemblage prototypes) sur l'aérodrome de Melun-Villaroche.

Mais la capacité de production de ses nombreuses usines restait supérieure à la demande de moteurs et il fallut, en 1947, s'engager dans une reconversion partielle vers des activités non aéronautiques, pour tenter de préserver l'équilibre financier de la société. C'est ainsi, qu'entre 1947 et 1951, furent produits :

- 3 600 tracteurs SIFT de 40 ch, dans l'usine d'Argenteuil ;
- 16 000 vélomoteurs 125 cm<sup>3</sup> à Gennevilliers, et des motocyclettes de 800 cm<sup>3</sup> ;
- 4 700 bicyclettes.

Au-delà de ces fabrications, certes utiles mais plus aptes à favoriser l'emploi qu'à assainir la situation financière, il fallut entreprendre une réorganisation des moyens. En 1948, l'usine d'Arnage fut fermée et les services centraux démesurés furent réduits. Avec l'entrée en fonction du président Henri Desbruères en juin 1949, la restructuration de la société fut accélérée. L'usine d'Argenteuil fut fermée début 1950, et au cours de l'année, les effectifs de l'entreprise furent ramenés de 16 000 à 8 600 personnes.

Après que l'État-actionnaire eût décidé, en août 1949, une augmentation de capital, la SNECMA se trouvait mi-1950 en état de poursuivre sa mission qui avait été gravement compromise un an plus tôt. Les années 1950 et 1951 constituèrent encore une période difficile car la commande de série des moteurs Hercules ne fut notifiée qu'en mars 1951, et celle, très attendue, d'une première tranche de série ATAR, n'arriva qu'en décembre de cette année-là. Une tâche essentielle et particulièrement ardue était à réussir : conduire la société, à l'équilibre financier encore fragile de l'ère finissante des moteurs alternatifs, vers l'ère naissante des turboréacteurs français de grande puissance.

## LES TURBOMACHINES

Aucun des deux grands motoristes français n'avait, en 1939, étudié les turbomachines comme moyen de propulsion aéronautique. Ce sont les turbiniers Rateau (Anxionnaz) et la SOCEMA, filiale de la Cie Electro-Mécanique (Darrieus, Bidart) qui conçurent à la veille de la guerre, respectivement les SRA1, turboréacteur double flux, de classe de poussée d'environ 2 000 kgp, et TGA, turbopropulseur de 2 500 ch, tous deux à compresseur axial. Les prototypes, sur lesquels les deux sociétés avaient travaillé clandestinement sous l'occupation avec des moyens forcément réduits, furent essayés au banc en 1946-1947. Ces prototypes bénéficiaient de l'appui du STAé, mais leur technologie et leur état de développement les laissaient loin de propulseurs exploitables sur avions.



## *Le groupe d'études du Boulevard Kellermann*

A la SNECMA on n'ignorait rien des perspectives offertes par les turbomachines et dès 1946, un petit groupe (environ 30 personnes) d'ingénieurs et de techniciens dirigés par l'ingénieur en chef Michel Garnier, fut attaché à la conception des turbomachines. Ce groupe travaillait au sein du bureau d'études de la Direction technique sous l'autorité de R. Marchal. Ce groupe était formé par le transfert d'une dizaine d'ingénieurs ayant travaillé sur les turboréacteurs chez Rateau et d'anciens spécialistes des moteurs alternatifs de la SNECMA. Quelques jeunes ingénieurs sortant d'école complétèrent ce bureau d'études.

La SNECMA et la société Rateau signèrent, en janvier 1946, un accord autorisant la SNECMA, contre rétribution sur les moteurs produits, à utiliser les brevets Rateau ainsi que ses méthodes de calcul et ses procédés de réalisation des turbomachines.

Au sein de ce groupe, une petite équipe sous la conduite de R. Constant (ex-Rateau), proposa un turboréacteur double flux à soufflante arrière, de 3 280 kgp de poussée et de consommation spécifique particulièrement basse de 0,51 kg/h.kgp, pour un usage civil. Ce projet basé sur les brevets Rateau/Anxionnaz pris en 1939, avait un générateur de gaz dérivé de celui du Rateau SRA 1, et comportait un compresseur centrifuge BP gavant un compresseur axial HP de 10 étages. La chambre de combustion avait 12 tubes à flamme à contre-courant et était suivie d'une turbine à 2 étages. Une turbine de puissance de 4 étages portait, à la périphérie des aubes des 2 derniers étages, les aubes de soufflante à stator à calage variable. Un compresseur HP d'essai, à l'échelle 0,5, fut lancé. Frappé par les restrictions de crédit, le projet fut abandonné. Cette formule de moteur à soufflante arrière a été réalisée en série en 1957, par General Electric sur les turboréacteurs civils CJ 805 des Convair *Coronado*.

En 1946, les services officiels demandèrent à la SNECMA l'étude d'un turbopropulseur de 5 000 ch destiné à motoriser un avion transatlantique en étude chez les avionneurs français. Ce moteur, désigné TA 1000, comportait un générateur de gaz dérivé aussi de celui du SRA1. Sa turbine de puissance monoétage entraînait, par un arbre co-axial, un doublet d'hélices contra-rotatives par l'intermédiaire d'un réducteur de rapport 6,5. Le déroulement de ce programme se heurta à des difficultés de réalisation (matériaux de turbine, roulements, précision d'usinage des aubes de turbine, réducteur) qui retardèrent considérablement l'assemblage des 3 machines lancées. Par suite de l'abandon du programme avion, les travaux furent arrêtés en 1949.

En 1947, sur initiative SNECMA, le groupe Garnier lança l'étude puis, après accord des services officiels, le développement d'un turbopropulseur de 1 500 ch, baptisé TB 1000. Le programme de ce moteur à compresseur axial de 8 étages, 6 tubes à flamme directs et 2 roues de turbine, comprenait 8 machines. La première tourna au banc en été 1950, et la puissance prévue de 1 520 ch fut atteinte durant un essai contractuel en 1951. Une version légèrement agrandie fut réalisée, le TB 1000 A, qui effectua un essai de puissance de 2 000 ch équivalents à 1 750 ch sur arbre, en janvier 1952. La SNECMA plaida ardemment la poursuite de ce programme (même classe de poussée que le *Dart* de Rolls-Royce), mais les restrictions budgétaires et les choix faits au niveau gouvernemental imposèrent au STAé, en 1952, de ne financer que les seuls turboréacteurs à usage militaire.

Avec la recherche de vitesses de vol toujours plus élevées, les avions d'interception, désormais prioritaires pour l'affectation des crédits aéronautiques, exigèrent des poussées frontales toujours accrues. Les services officiels demandèrent à la SNECMA en 1951 de construire un turboréacteur de 5 000 kgp de poussée, léger et de technologie simple. Le groupe turbomachines de Kellermann proposa le Vulcain 104 à compresseur axial de 8 étages, chambre annulaire et turbine monoétage. La technologie retenue était inspirée de celle du turboréacteur ATAR, développé par un autre groupe d'études incorporé depuis peu à la SNECMA. La masse était de l'ordre de 1 600 kg. Le rapport de moyeu à l'entrée du compresseur était cependant, au bénéfice du débit aspiré, nettement plus faible que celui de l'ATAR, donc les aubes de tête étaient plus élancées. Cette disposition devait toutefois handicaper assez sérieusement la mise au point de ce moteur.

Le premier prototype fut mis au banc en mai 1952, soit moins d'un an après le début des études, délai remarquablement court pour l'époque. D'abord avec un compresseur à 7 étages, il effectua un essai de 15 heures de qualification à la poussée de 4 500 kgp, en 1953. Avec un compresseur de 8 étages, une épreuve de puissance de 15 heures à 5 500 kgp fut réussie en mars 1954, puis avec un compresseur de 9 étages, la poussée de 6 000 kgp fut atteinte. Mais on ne put surmonter dans les délais, les effets dévastateurs du décollement tournant malgré une directrice d'entrée réglable et des vannes de décharge (à réglage manuel pour ces paramètres en début de développement). Après de nombreuses ruptures de l'étage de tête du compresseur, et compte tenu de ce que l'ATAR, plus expérimenté, était en meilleure position pour être construit en série, le programme Vulcain fut abandonné en 1955.

Entre temps, afin de répondre, en 1953, à un programme d'avions tactiques légers, le groupe de Kellermann s'attela à la conception d'un turboréacteur léger de la classe des 1 000 kgp, pour une masse de 290 kg. Le Vesta R 105 naquit avec des caractéristiques acquises par l'expérience sur les Vulcain et les ATAR. Le compresseur était à 8 étages, la chambre annulaire à 10 brûleurs était suivie d'une turbine monoétage et d'une tuyère fixe. Le prototype tourna au banc, à Villaroche en octobre 1954, à une poussée de 1 250 kgp. Le développement fut poursuivi avec 4 moteurs, mais pour atteindre les 1 400 kgp visés avec 850° C de température d'entrée de turbine, il fallut modifier le compresseur en le dérivant de celui de l'ATAR 101 E. Le Vesta effectua alors une qualification de 20 heures à la poussée spécifiée, en octobre 1955. Avec la post-combustion que l'on aurait adaptée ultérieurement, une poussée de plus de 1 900 kgp aurait été obtenue. En concurrence avec le R 854 d'Hispano-Suiza et le Gabizo de Turboméca, le programme Vesta fut arrêté après le choix du Gabizo par l'état-major.

Superposé au programme français, un concours OTAN, lancé en 1954 en Europe, se termina par le choix du FIAT G 91 italien avec moteur Bristol *Orpheus*. Cette issue permit à la France, qui n'adopta pas le FIAT, d'éviter les dépenses d'un avion trop spécialisé et de s'orienter vers la recherche d'avions polyvalents d'un meilleur rapport efficacité-coût.

### *Le groupe O et l'ATAR*

Le gouvernement français décida, en mai 1945, de rechercher dans l'Allemagne vaincue, des savants et des ingénieurs des domaines techniques de pointe, dont l'aérospatial. Les autres puissances victorieuses avaient déjà commencé à ratisser le

pays à la recherche de toutes les informations utiles, notamment sur l'aviation à réaction. Parmi ceux qui établirent les rapports requis par les antennes techniques des Alliés, se trouvait le Dr. Hermann Oestrich, directeur du développement des turboréacteurs de la firme BMW. Celui qui avait déjà formulé, en 1928, l'avènement des nouvelles techniques de propulsion aéronautique, avait formé, après l'arrêt des hostilités, avec onze de ses plus proches collaborateurs, un groupe de travail nommé Bureau Oestrich et aussi Groupe O. S'étant vu offrir, après de nombreuses séances de questions, des contrats de travail aux États-Unis, ils étaient sur le point de signer lorsqu'ils furent, après des entretiens préliminaires, sollicités par les représentants de la DTI (MM. du Merle, directeur du STAé, Daum, chef de la Section moteurs et Delbègue) pour une tâche précise: concevoir et développer pour la France, un turboréacteur de la classe des 2 000 kgp de poussée. Attirés par la perspective d'un contrat de 5 ans avec la possibilité d'employer une bonne partie de son ancien bureau d'études, le Dr. Oestrich accepta la proposition française. Pour la France, ce groupe de 120 spécialistes, augmenté à environ 160 personnes, par l'adjonction d'ingénieurs provenant d'autres firmes et d'établissements de recherche, présentait l'intérêt de pouvoir mettre au travail un bureau d'études immédiatement opérationnel, capable de prendre en compte tous les aspects du développement de turboréacteurs. On pouvait ainsi espérer combler le retard né de l'inactivité forcée sous l'occupation, et rattraper à terme, la concurrence anglaise.

Installé par les troupes françaises dans une ancienne usine Dornier à Rickenbach, aux portes de Lindau sur le lac de Constance, le groupe d'études, désigné Atelier aéronautique de Rickenbach, se mit immédiatement au travail en octobre 1945, sous l'autorité de l'IC. Delbègue du STAé, et sous la direction de H. Oestrich. Le moteur en étude fut baptisé ATAR d'après les initiales de l'établissement.

Dès février 1946, des dessins de pièces brutes furent envoyés à l'atelier de prototypes de la SNECMA boulevard Kellermann, chargé par la DTI de fabriquer les 6 moteurs du développement initial. En juin 1946, la liasse complète des plans était en place à Paris, avec la traduction des annotations, et l'usinage commença. Grâce au professionnalisme du personnel de l'atelier, qui n'avait jusque là fabriqué que des moteurs à pistons, les pièces tout à fait inhabituelles, telles que les nombreuses aubes et les disques à toile mince, furent réalisées alors que l'on manquait cruellement de machines-outils appropriées. Lorsqu'on put récupérer les tours verticaux en Allemagne, les choses commencèrent à aller mieux.

En juillet 1946, les ingénieurs allemands, avec quelques Autrichiens, et les deux premiers ingénieurs français du groupe, furent transférés à Decize dans la Nièvre, dans les locaux d'une ancienne caserne de gardes mobiles. Les bureaux d'études furent aménagés dans trois anciens garages, et les logements accueillirent, quelques mois plus tard, les familles. Un nombre croissant d'ingénieurs et de techniciens français furent recrutés sur place, ainsi que quelques bons professionnels. Un petit échelon d'ingénieurs du groupe turbomachines de la SNECMA vint apporter son concours.

Bien que liés directement à l'administration du ministère de l'Air par le contrat signé par leur directeur, le groupe ATAR était géré sous l'égide de la Société des aéroplanes Voisin, filiale de la SNECMA, dirigée par l'ingénieur général Collas. Sur place, un attaché technique, M. Lamblin, répondait du personnel technique français.

A partir de 1947, R. Constant, ingénieur de la Direction technique SNECMA, fut appelé à coordonner sur place, l'ensemble des activités ATAR sous l'autorité technique du Dr. Œstrich, resté à Paris. Ce qu'on appelait alors le Groupe technique Voisin, dépendait, de 1948 à 1950, d'une direction générale située à Paris, sous l'ingénieur général Poincaré assisté de l'IC Bertin.

Les travaux d'études, ainsi que quelques essais de grilles d'aubages et de pompes à carburant, étaient effectués à Decize. A partir de 1947, des personnels compétents pour les essais de moteurs allèrent travailler à Villaroche. Des essais de combustion sur secteurs de chambre étaient pratiqués dans des locaux spécialement aménagés, profitant de la fourniture d'air comprimé, à proximité du site de la Cie Air Liquide, quai de la Gare à Paris.

#### ◦ *Les premiers pas du turboréacteur ATAR*

Le premier prototype ATAR 101 V1 (V= expérimentation) fut installé au banc, sur le Centre de Villaroche le 12 mars 1948. Il ne comportait pas encore de régulation de carburant, et les pompes provenaient de récupérations pour les premiers essais. Il était affiché prudemment pour donner 1 700 kgp, qui furent obtenus dès avril 1948. La machine était en fait conçue pour 2 200 kgp, lesquels furent atteints sur le second prototype un peu plus tard dans l'année. La masse de ce moteur était de 850 kg (y compris le futur régulateur encore en essais partiels).

La conception générale recherchait une construction simple et légère, ainsi que la meilleure utilisation d'une surface frontale réduite, grâce au compresseur axial, potentiellement supérieur au compresseur centrifuge encore utilisé en Angleterre et aux États-Unis. La chambre de combustion annulaire, au diamètre réduit du compresseur et de la turbine fut une disposition encore plus rare à l'époque, puisqu'il faudra attendre 20 ans avant que tous les motoristes du monde l'adoptent sur leurs nouveaux moteurs. Peu encombrante, légère, l'absence de canaux d'intercommunication entre des tubes de flamme multiples diminuait notablement l'hétérogénéité de température circonférentielle à l'entrée de la turbine. En contrepartie, elle était plus difficile à mettre au point.

Les caractéristiques de l'ATAR étaient alors :

- compresseur axial de 7 étages, rapport de pression 4:1 ;
- chambre de combustion à 20 brûleurs et buses de mélange ;
- turbine monoétage à aubes creuses refroidies ( $T_{et}=800^{\circ} C$ )<sup>32</sup> ;
- tuyère à section variable par bulbe en translation ;
- ligne d'arbre à rotule sur 3 paliers ;
- calculateur hydromécanique de régulation à 2 paramètres (N et T constants).

Pour atteindre les objectifs de légèreté et de simplicité, tout le compresseur, disques, aubes et carters en deux demi-coquilles à plan de joint horizontal, étaient en alliage léger. La turbine était munie d'aubes mobiles en alliage faiblement réfractaire car les métallurgistes français n'avaient pas encore élaboré d'alliages réfractaires

---

<sup>32</sup> Considérée par les thermodynamiciens comme une avancée technologique (ce qui se vérifia plus tard), l'aube mobile refroidie des premiers ATAR avait, en fait, été inaugurée sur les turboréacteurs BMW 003, car il était alors impossible, en Allemagne, de se procurer des alliages au nickel résistant aux hautes températures.

genre Nimonic, que les Anglais retenaient encore pour leurs propres réacteurs. Les aubes étaient réalisées en tôle Sirius HT à 14 % de Ni et 16 % de Cr, roulée et soudée. Les aubes étaient refroidies par 2 % d'air prélevé sur le compresseur et introduit dans le disque vers les pieds d'aubes. L'aubage fixe de distributeur, qui devait résister à des pointes de température voisines de 1 000° C dues à l'hétérogénéité de température, encore assez forte de ces premières machines, était également réalisé avec des aubes creuses refroidies. La tuyère à section variable, pour une adaptation plus aisée aux charges partielles, et pour maintenir constante la température d'entrée turbine à plein régime, comportait un corps central en forme de bulbe, mu axialement par un vérin à huile, asservi à la régulation de carburant. Les équipements étaient répartis autour du carter de compresseur, mais le démarreur, au début un petit moteur 2-temps d'une dizaine de chevaux, entraînait le réacteur soit par le moyeu soit par l'intermédiaire d'une prise de mouvement, à l'extérieur.

Cette technologie permit d'accomplir, à fin 1949, sur les moteurs 101 V, 800 heures d'essais, dont 350 heures sur le V1 et plus de 500 heures avec une même roue de turbine à aubes refroidies, résultat assez extraordinaire pour l'époque. Cependant, ces aubes en tôle mince (0,8 mm), soudée au bord de fuite, étaient difficiles à fabriquer industriellement, notamment pour la soudure. Le pied, du type Laval, avec une lumière de passage d'air recueilli dans les rainures du disque de turbine, exigeait un ajustage très précis pour assurer la portée centrifuge et l'étanchéité. Aussi, dès que le métallurgiste Aubert & Duval put mettre au point, début 1950, l'alliage PER-2 (75 % de Ni, 20 % de Cr et éléments durcissants Ti et Al), le virage sur l'aube pleine fut pris. Cette aube, plus facile à vriller que l'aube soudée, qu'on avait prudemment laissée cylindrique, économisait aussi le débit d'air de refroidissement qui dégradait un peu le cycle. Le bilan global de ce changement était une amélioration de la consommation spécifique de 5 points à la poussée augmentée à 2 400 kgp.

L'histoire de la mise au point au cours du développement des ATAR remplirait des volumes. D'innombrables problèmes de performances, de tenue mécanique, de régulation, devaient être résolus. Ces premières années ont été marquées par des ruptures d'aubes de compresseur du premier étage (excitation par le décollement tournant à régime partiel) et du septième étage (résonance avec les sillages amont des 10 bras du carter central placés pourtant très en aval, après le redresseur de sortie).

Ces problèmes furent assez rapidement résolus par des remèdes d'ordre aérodynamique et mécanique. Pas assez vite cependant pour permettre à certains détracteurs de l'ATAR d'émettre des doutes sur la viabilité de son compresseur axial. Ces partisans de laisser aux Britanniques le soin de faire les moteurs pour les avions français, voulaient oublier alors que Rolls-Royce, bien rompu à la conception des compresseurs centrifuges, se cassait les dents à mesure que le compresseur axial de l'Avon cassait ses aubes depuis 4 ans.

Après la naissance et les premières démonstrations des turboréacteurs ATAR, le groupe d'études et la SNECMA qui fabriquait et essayait les moteurs sur ses bancs, gagnèrent progressivement la confiance des services officiels, juges et clients (la concurrence des moteurs anglais restait toujours vive), alors que les membres de la famille ATAR allaient se multiplier. Cette progression fut caractérisée par un développement pas à pas, avec un seul sous-groupe modifié à la fois et restant

interchangeable avec la version précédente. Cette méthode, voulue par le directeur, avait l'avantage d'éviter les effets retardateurs d'échecs occasionnels et d'assurer une mise en œuvre rapide de la fabrication en série.

#### ◦ *ATAR 101 A*

Dès 1949, une pré-série de 25 moteurs fut envisagée, mais 10 moteurs seulement furent débloqués (N° 1001 à 1010) pour asseoir la définition du type, notamment par des essais en vol. Ces moteurs qui vinrent aux deux bancs d'essais dès 1950, comportaient, progressivement, toutes les améliorations précédemment retenues. Pour l'essentiel, ils commencèrent leur carrière dans la définition légèrement évoluée des prototypes, dont certains restaient en essai. L'absence de banc compresseur avant 1955, obligeait à faire toutes les explorations inter-étages sur le moteur même. Le rotor fut rigidifié par des contre-toiles de disques coniques à l'arrière, puis à l'avant du compresseur pour repousser la vitesse critique de flexion au-delà du régime maximum visé. La chambre évolua vers des brûleurs en étoile à la place des brûleurs coniques, et les buses de mélange d'air secondaire/primaire furent reculées à 70 % au lieu de 50 % à l'origine. Les équipements épousèrent mieux les contours du moteur et le démarreur électrique Rotax remplaça le démarreur à essence, mais il était toujours placé à côté du réacteur.

Dans cette définition, l'homologation par l'essai de 150 heures selon conditions OACI fut réussie en février 1951 au CEMH de Saclay, établissement de contrôle officiel, sur type 101 A0 à 2 400 kgp. Le démontage montra des pièces en très bon état. Avec cette épreuve la SNECMA acquit le brevet de capacité de concevoir des turboréacteurs de grande puissance. Le véritable travail de développement allait pouvoir commencer.

Avec les moteurs 101 A0 ou A1, selon leur définition, furent améliorées les performances, consolidée la technologie, et préparées les étapes suivantes, à 2 700 et 2 800 kgp de poussée.

Les essais en vol débutèrent en novembre 1950 sur B 26 G *Marauder*, pour explorer le fonctionnement de la régulation, des circuits d'huile et d'air, du rendement des composants, du rallumage en altitude, etc. Le turboréacteur était logé dans le fuselage de l'ancien bombardier transformé à cette fin, et alimenté par deux ouïes d'entrée d'air latérales au droit des hélices des moteurs à pistons. La sortie du jet se faisait à l'extrémité arrière du fuselage. Avec les trois moteurs à pleine charge, le domaine de vol exploré était: 500 km/h et 8 000 m.

#### ◦ *ATAR 101 B*

En attendant le déblocage de la deuxième tranche des 15 moteurs de présérie, leur liasse fut mise à jour. Les moteurs 101 B (B0 pour les moteurs 1011 à 1014 et B1 pour les 1015 à 1024) furent livrés aux essais durant 1951. La définition différait de celle du type A principalement par :

- aubage directeur d'entrée à 20 aubes au lieu de 41 ;
- chambre de combustion à brûleurs étoilés et mélangeurs à buses reculées ;
- points de fixation sur avion renforcés ;
- prise de mouvement du relais d'accessoires avion à 4 positions.

Les progrès de performances au sol étaient considérables puisqu'à la poussée de 2 200 kgp, la Cs passait de 1,20 kg/h.kgp à 1,08 .La tenue mécanique autorisait

l'homologation à 2 400 kgp à la masse pratiquement inchangée de 900 kg, les aubes de turbine pleines l'ayant alourdi de 20 kg.

Dès le milieu de 1950, un essai de puissance à 2 800 kg et 8 500 tr/min avait été effectué. Cette progression se situait après 1 500 heures d'essais cumulés seulement. Elle fut d'autant plus remarquable, que les moyens d'investigation que les ingénieurs de développement concevaient et réalisaient souvent eux-mêmes, étaient encore peu puissants. Ainsi, les vibrations de l'aubage d'entrée du compresseur étaient-elles observées à l'aide d'une lunette de visée, plantée dans le carter d'admission. Les jauges de contraintes sur rotor étaient utilisées, mais, étant donné la lourde mise en œuvre en matériel et en opérateurs, les essais les plus importants seuls en bénéficiaient.

En 1950 la modélisation de la structure du rotor avec des masses et des ressorts était dans les limbes et les installations d'essais mécaniques n'étaient pas très développées. Or, les moteurs se signalaient par des vibrations d'amplitude croissante avec l'augmentation de régime maximum. S'agissait-il d'une vitesse critique mal estimée de l'arbre ? Cela aurait eu de lourdes conséquences sur le programme qui aurait été gravement retardé. On pouvait craindre alors un affaiblissement de la volonté de poursuivre son financement, tellement les opinions au niveau du gouvernement étaient encore indécises à son égard, voire chancelantes. L'imagination et l'audace du responsable français des mesures dynamiques, permirent de démontrer, à l'aide de deux capteurs Philips de 1 kg chacun, appuyés à la main en des endroits bien choisis du moteur, déréglé en survitesse, qu'il s'agissait bien d'une résonance de structure et non d'une vitesse critique. Il n'y avait alors plus qu'à assouplir le support de palier de turbine pour abaisser le régime de résonance, et la voie des développements ultérieurs était de nouveau ouverte.

L'étape 101 B2 à 2 600 kgp de poussée fut qualifiée en mars 1951, et la poussée de 3 000 kgp fut atteinte. Une commande de 50 réacteurs de présérie fut lancée et le premier moteur, le 1101, fut réceptionné en novembre de la même année. Ces moteurs furent censés équiper une nouvelle tranche de la série des Dassault Ouragan ou de Mystère II, le premier avion français à ailes en flèche.

Entre-temps, les aérodynamiciens, par des changements de profils, de nombre d'aubes de stator (action sur le pas relatif) et de calage, améliorèrent le compresseur qui, au régime de 8 400 tr/min, vit son débit accru de 5 % et le rapport de pression de 10 %. Les enseignements des premiers essais en vol permirent d'entamer dans le bon ordre la résolution des problèmes de rallumage, de stabilité de régulation et de marge au pompage du compresseur.

En octobre 1951, le banc volant Bloch 161 Languedoc, quadrimoteur, avec réacteur d'essais porté sur le dos du fuselage, commença les vols d'essais à la SNECMA. En décembre 1951 eut lieu le premier essai d'un ATAR sur monomoteur Ouragan. Il devait permettre d'identifier les imperfections dans tout le domaine de vol et de confirmer la validité des solutions apportées.

L'année 1950 avait été marquée par des décisions importantes prises par la SNECMA, en relation étroite avec les services officiels, à l'égard du groupe ATAR. Le contrat liant l'État au Groupe O arrivait à échéance vers le milieu de l'année. L'expérimentation des turboréacteurs ATAR se déroulait favorablement avec 1 000 heures d'essais cumulés, et les perspectives de développement vers des poussées accrues étaient bonnes. Il manquait certes encore une épreuve d'endurance officielle et surtout la connaissance du comportement du moteur en vol à haute altitude. Mais, le gouvernement ayant considéré les avions de combat

comme prioritaires dans le domaine de la construction aéronautique, la seule issue, pour les partisans d'une industrie des moteurs de grande puissance en France, était la poursuite de l'effort entrepris sur l'ATAR. La SNECMA et le président Desbruères étaient pleinement conscients de l'enjeu, qui représentait la seule chance de survie de la société.

A la dénonciation par les services officiels, un peu avant terme, du contrat d'emploi du Groupe O en France, incitant au départ environ la moitié de l'effectif, on avait, à la SNECMA, la volonté d'opérer la difficile intégration du noyau d'environ 70 ingénieurs du groupe, dont une demi-douzaine de chefs de file de conception. A partir de juin 1950, le Groupe technique Voisin devint le Groupe technique Turbomachines de la SNECMA et M. Œstrich, naturalisé Français depuis 1948, fut nommé directeur technique. M. Garnier était nommé directeur technique adjoint et continuait à diriger le groupe Turbomachines de Kellermann. R. Marchal prit la direction des Études générales, tout en conservant la responsabilité des études de moteurs à pistons. Le groupe ATAR, au sein duquel travaillaient désormais de nombreux ingénieurs et techniciens français, continuait à travailler à Decize, en attendant que, dans la sérieuse crise de logement dont souffrait le pays, on ait pu accueillir les familles dans la région parisienne.

#### ◦ *La première série : ATAR 101 C*

Sur la base des résultats acquis, une première série de 140 réacteurs 101 C fut lancée fin 1951, ainsi que les approvisionnements de 160 autres moteurs. La cadence envisagée fut de 20 moteurs/mois.

Les principales différences avec le 101 B furent :

- carter d'admission à veine extérieure cylindrique ;
- compresseur à débit et rendement augmentés ;
- résistance au fluage accrue des 4 derniers disques en RR 58 (AU2GN au lieu de AU2N) ;
- chambre de combustion à redan et fentes sur mélangeur intérieur ;
- injecteurs de démarrage à circuit d'essence séparé ;
- canal d'éjection allongé à tuyère à aiguille pour avionnage en fuselage ;
- démarreur électrique Rotax dans le carénage de nez de moyeu.

La poussée au décollage était de 2 800 kgp et la masse de 920 kg à l'état avionné, correspondant à 860 kg dans la définition (non avionné) de la concurrence. L'équipement des Mystère II avec cette version débuta.

#### ◦ *Un pas en avant nécessaire : l'ATAR 101 D*

Les essais en vol montrèrent sur ATAR 101 C une marge au pompage insuffisante et un fonctionnement défectueux de la chambre en altitude. Dans la continuité du développement pas à pas, on agrandit le diamètre de la turbine dont la veine à 802 mm était devenue insuffisante pour le débit d'air augmenté, et on la porta à 840 mm. La chambre bénéficia du volume augmenté et conserva mieux son rendement en altitude. Le régulateur de carburant redessiné incorporait une double butée, adaptée hydrauliquement aux conditions de vol, pour éviter les pompages sur accélération et les extinctions sur décélération. Le système d'allumage fut doté de bougies haute-énergie garantissant une altitude de rallumage de 4 000 m.



Les compresseurs de série avaient des caractéristiques très dispersées dues à des dispersions de calage d'aubes qui pouvaient atteindre 3°. Le resserrement des tolérances fut introduit par l'usine. En aval de la turbine il y avait aussi des pertes élevées, et le raccordement à bras non gauchis fut remplacé par un raccordement à bras vrillés. La tuyère à aiguille, difficile à adapter aux longueurs variables des fuselages des divers prototypes d'avions équipés, arrivait d'autre part, à pleine ouverture en altitude, à ne plus pouvoir maintenir la température devant turbine dans ses limites, et d'avoir ainsi le défaut des moteurs de la concurrence à tuyère fixe. Il fallut passer à la tuyère bi-volets de l'ATAR 101 D1/D2. Toutes les mesures faites en vol sur Ouragan montrèrent, malgré leur relative imprécision, que le 101 C ne pouvait fonctionner parfaitement en altitude qu'à des réglages correspondant à une poussée de 2 800 kgp au sol au lieu des 3 000 kgp qualifiables. Tous, à la conception, à la mise au point, à la production, apprenaient leur métier et bien des certitudes étaient à rebâtir; mais en 1952 on le fit vite et sans hésitation. Les relations techniques avec les ingénieurs du STAé/Mo étaient d'ailleurs pleinement confiantes et la transparence des travaux de développement était totale.

Il fut décidé de transformer les 101 C qui commençaient à sortir pour la série des MD 452 Mystère II, retardée pour diverses autres raisons, en 101 D2, d'abord réglés prudemment à 2 800 kgp, en l'absence de confirmation des améliorations par les essais en vol non encore terminés.

La tuyère à striction aérodynamique, proposée par l'équipe des études spéciales travaillant sous la direction de J. Bertin à Suresnes, séduisait par sa simplicité et le gain de masse à l'arrière des moteurs. Elle fut introduite en série et détermina la variante 101 D3 réglée entre-temps à 3 000 kgp, au régime légèrement abaissé à 8 300 tr/min, pour optimiser le rendement du compresseur à haute altitude. Il fallut encore faire une modification complémentaire de la chambre, car le prélèvement d'air comprimé, qui alimentait la capacité de striction du jet de tuyère, détériorait la répartition radiale de température sur la turbine. En fin de compte l'ATAR 101 D donna satisfaction sur une série d'avions eux-mêmes sujets à beaucoup de difficultés d'exploitation dans l'armée de l'Air.

L'ATAR 101 D fut homologué en février 1953 et une série importante (pour les références françaises) de 370 moteurs, en variante D2 avec tuyère à volets ou D3 avec tuyère à striction, fut livrée.

La tuyère à striction permit la conception et la mise au point, en première mondiale, du déviateur de jet à grilles, qui produisait une poussée inversée de 30 % de la poussée nominale directe. Après des essais préliminaires sur la tuyère fixe du Goblin du DH Vampire, en 1951 au sol et en 1952 en vol, des essais ont été effectués sur Mystère II en vol (inversion de jet à l'atterrissage avec près de 50 % de contrepoussée) en 1956. Son application en série n'ayant pas été demandée par l'armée de l'Air, les essais en vol préparés avec grille de déviation escamotable sur Mystère II n'ont pas été effectués.

La licence de l'inverseur de jet fut cédée à Aerojet General (États-Unis) et à Bristol Aeroplanes (G-B.), et la SNECMA fit, après 1960, des démonstrations sur turboréacteur PWA JT-12 pour avions d'affaires. En 1970 elle développa l'arrière-corps avec inverseur de jet à grilles sur PWA-JT 8 pour le court-courrier Dassault Mercure (certifié en 1973). Elle conçut, plus tard encore, l'inverseur de poussée à

grilles du CFMI CFM-56, le fit certifier en 1980 pour application sur les Douglas DC-8 71/72/73 remotorisés qui, dépourvus d'aérofreins, l'utilisent en vol et au sol.

Les versions ATAR 101 C et D propulsèrent, dans les années 1952-1954, d'autres prototypes d'avions français, tels que le SE 5000 Baroudeur et le Nord 1402 Gerfaut. Le prototype du SO 4050 Vautour fit, en 1952, ses premiers vols avec deux 101 B puis C. La tuyère thermopropulsive (stato-réacteur) Leduc 022 allait faire, en 1956-1957, de nombreux vols avec le moteur 101 D3, qui lui conférait l'autonomie aux vitesses subsoniques. La tuyère à striction facilitait bien l'installation de l'arrière du turbo-réacteur dans la chambre de combustion du stato.

◦ *ATAR 101 F - La post-combustion à la rescousse*

La course vers les vitesses supersoniques en vol horizontal était le but poursuivi ardemment par tous les avionneurs. Des pilotes d'essais, tels que Rozanoff chez Dassault, avaient bien franchi le mur du son en piqué, en attendant mieux. La SNECMA aussi était engagée à fond dans cette course.

En avril 1951, l'équipe ATAR montra que, dans les conditions défavorables d'une post-combustion dans les gaz à peine ralentis à la sortie de la turbine, une surpoussée de 20 à 30 % pouvait être obtenue. La SNECMA se lança aussitôt dans ce développement associé à celui du moteur de base, qui allait encore augmenter notablement la poussée frontale, déjà fort appréciée de l'ATAR.

Dès l'automne 1952 fut mis au banc l'ATAR 101 F, issu du 101 D par l'adjonction :

- d'une chambre de réchauffe dite « canal de post-combustion » ;
- d'un système d'injection à injecteurs amont radiaux et à anneaux stabilisateurs de flamme ;
- d'une tuyère bi-volets à section maximale agrandie ;
- d'un système de régulation spécifique de carburant à débit proportionnel, et d'une pompe centrifuge entraînée par le moteur.

La poussée du 101 F était de 3 800 kgp, et on alluma la PC en vol, la première fois en août 1953, sur banc volant Languedoc. Après une année de mise au point, l'altitude de 14 300 m fut atteinte sur Mystère II d'essais moteur, et les temps de montée étaient divisés par deux par rapport à l'avion équipé du 101 D. L'épreuve d'endurance de 150 heures au banc fut réussie en avril 1955 et prépara la validité opérationnelle du système. Le diamètre du canal PC était, avec 920 mm, compatible avec le débit de gaz augmenté de la version 101 E alors en cours de développement.

Malgré l'augmentation de masse de quelque 350 kg pour l'ensemble du système de réchauffe, la poussée spécifique restait à 3,25 kgp/kg et le propulseur développait 5 750 kgp par m<sup>2</sup> de surface frontale, ce qui permettait aux Mystère IV B2 de flirter avec la vitesse du son en palier. A vrai dire, les Mystère IV B1 équipés des réacteurs concurrents Avon, en étaient à peu près au même point, par contre leur PC était beaucoup moins performante et limitait les avions à 12 000 m, soit 20 % de moins qu'avec l'ATAR 101 F. Cependant, celui-ci ne fut construit qu'en présérie de transition, car déjà la version suivante faisait ses preuves en 1955.

◦ *Plus de poussée, moins de masse : ATAR 101 E*

L'essentiel des changements opérés en partant du 101 D fut le compresseur à 8 étages obtenu par une ingénieuse méthode de « gavage », fondée sur un taux de compression de l'étage, ajusté à l'augmentation de débit, de manière à conserver les conditions de l'entrée du compresseur existant. Cette méthode, qui fut ensuite imitée par la concurrence, avait été imaginée quasi simultanément par les chefs de file des équipes de conception de Decize et de Paris, illustrant ainsi la coopération étroite de l'ancien groupe SNECMA avec celui qui avait été intégré plus récemment. En même temps, la technologie du moteur fut affinée pour réduire sa masse, qui passa de 915 à 880 kg. Une tentative d'alléger encore plus, en concevant un compresseur à cordes d'aubes systématiquement réduites (projet M 11 de compresseur dit « tassé »), avait dû être abandonné en 1953, en raison de difficultés de mise au point, notamment pour les vibrations des aubages.

Le nouveau moteur 101 E3, conçu fin 1952, fut qualifié à 3 500 kgp mi-1954 et homologué en 1955. La chambre de combustion, à redans et fentes, figurait la forme et les performances qui ne devaient plus guère changer, dans les grandes lignes, sur les ATAR futurs. Un nouveau raccordement plus endurant, à 5 bras, fut introduit et finalement la variante 101 E5, à température d'entrée de turbine légèrement augmentée, fut homologuée en 1956 à 3 700 kgp. Avec une poussée spécifique de 4,25 kgp/kg, ce turboréacteur était alors le plus léger du monde. Cette caractéristique venait aussi à l'avantage du prototype d'avion à décollage vertical C 450 dont la SNECMA avait, curieusement, entrepris le développement.

En 1955 les moyens d'essais en vol affectés au 101 E étaient considérables. Au porteur Bloch 161, avaient été ajoutés le SO 30 ATAR biréacteur, et les Mystère II n° 7 et 23. Le SO 30 permit d'expérimenter les moteurs jusqu'à plus de 16 000 m d'altitude.

Le Vautour de la SNCASO, que ses dirigeants voulaient, en 1955 encore, voir motorisé par l'Avon de Rolls-Royce, pour augmenter ses chances à l'exportation, fut finalement lancé en série avec l'ATAR, ce qui entraîna la production d'une série de 101 E de 600 moteurs.

Par ailleurs, les 101 E propulsèrent les SE 5003 de présérie, le premier Etendard de Dassault et participèrent au record de montée à Mach 2,05 sur turbo-stato Nord 2500 Griffon piloté par A. Turcat en 1958.

◦ *Moyens humains et techniques*

L'année 1955 vit aussi se concrétiser deux apports significatifs aux ressources humaines des bureaux d'études et aux moyens d'essais sur le Centre de Villaroche.

A la suite de l'arrêt du financement de tous les programmes de moteurs autres que l'ATAR, la SNECMA concentra tous les moyens de ses bureaux d'études de conception, en opérant la fusion du groupe de Kellermann avec le groupe ATAR sur le site de Villaroche. Cela provoqua bien quelques grincements de dents, certains chefs de file français se retrouvant adjoints de leurs collègues allemands et inversement, mais finalement, la bonne volonté de tous, la tâche enthousiasmante de développement d'une famille de moteurs qui commençaient à remporter des succès de plus en plus nombreux, et la ferme persuasion de M. Garnier, désarmèrent toutes les oppositions.

Sur le plan des moyens d'essais, la mise en service d'une installation d'essais de compresseurs et de turbines à l'échelle du moteur, d'une puissance de 12 000 kW, marqua le départ d'une riche période de travaux d'expérimentation de nouvelles versions de compresseurs pour moteurs et de compresseurs de recherche très avancés, au bénéfice du développement des moteurs futurs de la société.

Le département matériaux et procédés, travaillant dès la fin des années 1940 pour l'ensemble des groupes d'études et des usines, était resté logé en position centrale, boulevard Kellermann.

Le rôle de ce secteur était multiple. Outre la caractérisation des matériaux utilisés pour la conception des moteurs, il assistait les méthodes de production pour définir les processus et les traitements à appliquer en cours de fabrication, afin de valoriser au mieux les propriétés des matériaux. Il définissait les procédures de construction de la qualité des matériaux approvisionnés. A l'extérieur de la société, il définissait, en coopération avec les aciéristes, les caractéristiques recherchées et les étapes de passage obligatoire au cours de l'élaboration, pour assurer la qualité. Pour atteindre cet objectif, il fallait motiver progressivement leur changement de comportement en codifiant de manière précise le déroulé des procédés d'élaboration qu'ils s'engageaient à respecter, et d'éviter qu'ils se limitent à contrôler les caractéristiques finales des produits.

Du fait de sa conception relativement simple, l'ATAR fut construit avec des matériaux assez économiques, mais exigeant toute la rigueur du système mis progressivement en place. Bien que pour les premières séries d'ATAR, les exigences du STAé, quant à la longévité des matériels, n'étaient pas particulièrement explicites, (au-delà de l'essai d'homologation de type de 150 heures en cycles, réussi sans dommages rédhibitoires, inscrit aux clauses techniques), il fallut résoudre divers problèmes pour asseoir, à travers les matériaux, les performances et l'endurance des moteurs en utilisation. Ce furent essentiellement la recherche des critères de :

- la rigidité des carters ;
- la non déformation instantanée des disques en survitesse ;
- la tenue au fluage des disques et des aubes mobiles de turbine ;
- la tenue à la fatigue thermique des aubes de distributeurs de turbine ;
- la tenue aux impacts et à l'érosion des aubages de tête du compresseur ;
- la tenue à la corrosion humide, très critique pour les alliages de magnésium des carters avant ;
- la tenue à la corrosion à chaud des chambres de combustion, des aubes de turbine fixes et mobiles, des chemises de protection des chambres de post-combustion et des volets de tuyères ;
- la fatigue oligocyclique, liée aux cycles d'utilisation, apparue lorsque les matériels avaient cumulé entre 500 et 1 000 heures de fonctionnement.

Les procédés de fabrication aussi étaient l'objet d'études soutenues comme pour :

- le forgeage, pour obtenir les bonnes structures métallurgiques par l'optimisation des gammes, notamment pour le forgeage à la cote finie des aubes de compresseurs et de turbines ;
- la fonderie, pour obtenir dès les premières années la mise au point de la coulée des gros carters de compresseurs en alliages de magnésium-zirconium et magnésium-thorium et de leur protection inter-opérations. Puis, par la suite, le développement de la fonderie de précision des alliages à base de nickel et cobalt des aubages fixes de turbine. Enfin, lorsque les alliages des aubes mobiles de turbine étaient arrivés à la limite de la forgeabilité, de grands efforts

ont dû être déployés pour maîtriser la grosseur de grains et éviter les microporosités au cours de la coulée sous vide dans le procédé par cire perdue ;

- le formage, en analysant le comportement des matériaux en expansion et en retrait pour la chaudronnerie des chambres, des chemises, des anneaux... ;
- le soudage, en évitant les risques de criques en production après mise au point d'un essai de criquabilité sous contraintes bi-axiales des matériaux choisis. L'aide à la production fut, par ailleurs, concrétisée par la comparaison des matériaux de base et des métaux d'apport, l'homologation des fournisseurs et des produits, l'optimisation des traitements de surface avant et après soudage, et celle des séquences de soudage.

Au cours de la décennie où les ATAR étaient les seuls moteurs à être produits, tous ces travaux, et bien d'autres qu'il serait trop long d'évoquer, servirent la conception et la construction des moteurs, et en même temps permirent à la SNECMA dans les années 1960 d'aborder, sans complexes, des coopérations avec des motoristes anglo-saxons, et de réussir des programmes de moteurs militaires et civils bien plus ambitieux.

Le centre de Villaroche avait, outre la construction de nouveaux bancs d'essais pour la réception des moteurs de série, et les travaux sur moteurs de développement, été doté, avec l'aide de financements de l'État, de moyens d'essais de plus en plus spécialisés, notamment pour la combustion. La plate-forme d'essais mécaniques sur composants de moteurs et les bancs d'essais de régulation et de pompes à carburant furent aussi de plus en plus développés. L'atelier de fabrication de prototypes qui était jusqu'alors dispersé, boulevard Kellermann pour la mécanique, Suresnes pour la chaudronnerie, fut regroupé, plus tard, en 1963, dans un atelier vaste et moderne de plain-pied, à Villaroche. A peu près à la même époque, les bureaux d'études, logés provisoirement dans divers bâtiments de servitudes du Centre - par exemple dans les travées du château d'eau pour toute la conception aéro-thermodynamique et mécanique, le dessin - purent être regroupés dans plusieurs baraquements beaucoup plus fonctionnels.

#### ◦ *Une évolution logique : ATAR 101 G*

Déjà annoncée avec la présérie des 101 F, l'adjonction de la PC au moteur de base devenait la règle, et le premier fonctionnement derrière le 101 E eut lieu en janvier 1955. L'ATAR 101 G était né. Il fut bientôt qualifié à 4 400 kgp de poussée et vola sur Mystère IV B 09, utilisé comme banc d'essais volant, en novembre 1955.

En avril 1955, 7 ans après le premier essai au banc d'un ATAR, le président Desbruères souligna auprès de la DTI « l'inutilité de faire appel à des matériels étrangers, tous les moteurs SNECMA en essais ayant tenu leurs promesses ». Deux mois plus tard, le secrétaire d'État à l'Air indiquait que le turboréacteur Avon RA-21 n'était pas retenu et que l'ATAR 101 G32 serait construit en série pour les Dassault Super-Mystère B2. Cette option fut capitale pour la SNECMA. Elle fut aussi lourde de conséquences pour le monde aéronautique, car d'après les programmes engagés, l'ensemble des avions de combat français, jusqu'au-delà de 1960, seraient équipés d'ATAR. Le monopole qui en résultait pour la SNECMA souleva des inquiétudes et donna lieu à des discussions aux plus hauts niveaux des sphères officielles. Finalement, en 1956, la décision de concentrer tous les efforts sur le seul ATAR fut confirmée. Naturellement, la société Hispano-Suiza, qui avait précédemment livré à

l'armée de l'Air des centaines de réacteurs *Nene* et *Tay*, construits sous licence Rolls-Royce, et qui se préparait à en faire autant pour l'*Avon*, subit une grave déconvenue. Les avionneurs, qui craignaient d'être freinés dans l'exportation de leurs avions s'ils ne les offraient pas avec des moteurs étrangers, tentaient de faire revenir sur la décision, mais l'état-major resta ferme, en refusant aussi la version *Avon RA-14*, déjà expérimentée en vol sur *Mystère IV B*.

Une présérie de 5 avions fut commandée, en mai 1955, et la série de 150, en septembre. Il y eut aussi 30 avions exportés en Israël. Le premier vol du SM B2 01 eut lieu le 15 mai 1956. Au cours de cette même année furent effectués avec ATAR 101 G, en avril, le premier vol du Gerfaut II (qui allait battre ensuite plusieurs records de vitesse ascensionnelle, dont 15 000 m en 3 mn 35 s), et, en novembre, celui du Mirage III 001, surnommé Balzac, qui préfigurait avec son aile delta et ses entrées d'air latérales, le Mirage III A, avec lequel Dassault allait remporter, avec l'ATAR 9, le concours des intercepteurs français en 1958.

Avec le SM B2, l'armée de l'Air disposait d'un avion de combat supersonique en palier, qui n'avait plus rien à envier aux appareils américains en service à cette époque. Son utilisation opérationnelle intensive entraîna, bien entendu, quelques incidents ou accidents, pour une part liés au réacteur. On mit longtemps à identifier une combustion intempestive d'huile mal récupérée dans l'enceinte de turbine, qui fut la cause d'une rupture d'arbre de turbine en vol. Purge d'enceinte et récupération furent corrigées rapidement.

La production en série atteignit, en 1957, 17 moteurs par mois, ce qui avec 10 101 E pour les Vautour, représentait un niveau très fort pour les conditions européennes. Cela est d'autant plus à souligner qu'il fallait résoudre un épineux problème de vibrations du moteur en réception au banc (43 % de refus en 1957) dû à des balourds résiduels trop grands des disques de compresseur, dont certains usinages intérieurs laissaient subsister du faux-rond.

En fin de compte, avec ce moteur, se terminait pratiquement le retard imposé à la France par faits de guerre. La qualité de ses avions militaires était redevenue première en Europe, et les turboréacteurs ATAR 101 y avaient joué un rôle essentiel.

#### ◦ *La nouvelle génération : ATAR 8/ ATAR 9*

A peine le 101 E venait-il de faire ses premières démonstrations au banc en 1954, que furent lancées les études d'un nouveau compresseur à 9 étages et d'une turbine à 2 étages, fonctionnant à 890° C, avec des aubes à attaches « sapin ». En prévision du vol à grand Mach, on introduisit pour les paliers chauds 2 et 3, un système de lubrification original à brouillard d'huile perdue. Six mois plus tard, en mai 1955, le compresseur sur lequel on avait pratiqué une nouvelle opération de gavage par un étage de tête adapté, tourna au banc compresseur 1C1, avec un débit d'air augmenté de 15 % et un taux de compression majoré de près de 20 %. Le premier moteur ATAR 8 de la nouvelle génération tourna au banc à 4 200 kgp, au moment où le 101 E3 obtint son « bon de vol » sur *Mystère II* n° 23 d'essais. La continuité des développements était parfaite en ce début d'année 1956, au cours de laquelle les moteurs de présérie sortaient et ,où la qualification à 4 400 kg fut atteinte.

Le premier ATAR 9B fonctionna ,avec PC, 6 mois plus tard, avec un nouveau système d'injection de carburant à anneaux-brûleurs (rampe d'injection entre les ailes de l'anneau muni de lumières pour l'injection à contre-courant), et la faisabilité des 6 000 kgp de poussée prévus fut démontrée au banc, en juillet 1957. Le moteur fut

expérimenté en vol sur le gros porteur SE 2010 Armagnac, sur lequel deux turboréacteurs en nacelles purent fonctionner simultanément, et bientôt sur monoplace SM B4. L'ATAR 8 de son côté, était en cours d'essais, sur monoplace Mystère IVB 06, en préparation de la motorisation de l'Étendard IV M pour l'aéronautique navale.

◦ *Vers la préparation des très grandes vitesses*

A l'époque de la conquête accélérée des vitesses supersoniques par les avions militaires, l'état-major de l'armée de l'air se devait de préparer les moyens d'assurer toujours une supériorité sur d'éventuels adversaires évoluant eux-mêmes à de très grandes vitesses. Il avait pour cela incité, en 1955, les constructeurs par l'intermédiaire de la formulation technique par le STAé, d'entamer des études pour le vol à Mach 3. L'une des formules envisagées était le combiné turbo-stato.

Dans ce cadre, la SNECMA lança fin 1956, l'étude d'un démonstrateur dérivé de l'ATAR 8, avec une technologie de compresseur-carter-central tout acier. Désigné M 26, ce moteur était aussi équipé d'une turbine monoétagé à aubes mobiles refroidies, comme un précédent moteur expérimental, le M 25, en avait débuté l'essai. La technique des aubes creuses refroidies évoluait à mesure de l'expérience acquise : tôle réfractaire formée et soudée, semi-réfractaire coulé Virgo 86, réfractaire Udimet étiré, aubes à canaux percés. Des températures d'entrée turbine de 1 000 et 1 050° C furent atteintes au cours de ces essais.

Un premier démonstrateur tourna au banc, sans PC à 4 700 kgp, en mai 1957. Equipé de la PC, le moteur fournit 6 400 kgp de poussée fin 1958. Une version M 28, à débit d'air augmenté grâce à des étages transsoniques en tête du compresseur, fut mise en essai et fournit 5 200 kgp en septembre 1958. Avec la PC, ce démonstrateur, dont quatre exemplaires avaient été lancés dans diverses définitions, notamment pour la turbine, aurait fourni 7 000 kgp. Pour tester l'effet de la température de l'air à l'entrée du compresseur aux grandes vitesses de vol, on conçut un système de préchauffage, qui rendit de grands services pendant le développement de l'ATAR 9. Les essais furent interrompus par une rupture de disque de turbine, car à l'époque, on ne prédisait pas encore tous les modes vibratoires à diamètres et à cercles nodaux.

La synthèse de ces travaux était faite dans le projet du moteur Super-ATAR, dont la liasse prototype a été entièrement exécutée. Capable de Mach 3, il devait fournir 8 500 kgp de poussée avec PC pour une masse de 1 520 kg. Le compresseur disposait de stators à calage variable, d'une turbine à aubes refroidies à canaux, d'une tuyère convergente-divergente et d'un compartiment d'équipements refroidi. Destiné d'abord à motoriser le combiné turbo-stato Super-Griffon, son sort fut scellé en même temps que celui de l'avion, dont la réalisation fut abandonnée en 1960.

◦ *La chance de l'ATAR 9 : le Mirage III.*

Du côté du programme des intercepteurs légers polyvalents demandés par l'armée de l'Air, Dassault, en lançant le prototype Mirage III sur ses propres deniers, avait misé sur le bon cheval. En effet, après le premier vol du Mirage III A, agrandi pour porter les nombreux équipements nécessaires à ses missions, le 12 mai 1958, il remporta, après que Mach 2 fut atteint avec ATAR 9B en octobre, le concours contre ses principaux rivaux Durandal et Trident, trop dépendants des fusées pour la propulsion. La nouvelle génération des avions de combat, véritables systèmes

d'armes, dont le propulseur était le seul turboréacteur de forte poussée, venait de naître.

Les nouvelles conditions d'emploi des ATAR 9 entraînèrent un important travail d'adaptation de la technologie. Le rotor du compresseur fut d'abord redessiné comme un assemblage mixte en alliage léger et acier. Puis devant la demande ferme de l'état-major de voler couramment à Mach 2,2, une version tout acier fut introduite au bénéfice de l'endurance à ces hautes températures de fin de compression. La lubrification des paliers arrière, à mélange d'air et d'huile pulvérisée, autorisait durablement et avec des consommations d'huile très faibles, des températures de roulements supérieures à 300° C. La tuyère à section variable du type bi-volets, encore utilisée sur ATAR 9B fut redessinée pour l'ATAR 9C afin de procurer, à l'aide d'un système à multi-volets à double rangée (volets chauds - volets froids), une meilleure adaptation de l'écoulement externe autour de l'arrière-corps de l'avion, et une reprise plus rationnelle des efforts dus à la pression majorée en vol à grande vitesse.

La stabilité, un peu marginale, de l'écoulement dans le compresseur fut mise à rude épreuve, notamment en présence d'une répartition de pression trop hétérogène et fluctuante à l'entrée, derrière la prise d'air à cône mobile, dont les lèvres minces adaptées au vol supersonique, créaient en vol subsonique à haute incidence, des décollements préjudiciables à la limite de pompage. Un travail acharné sur la qualité des aubages du compresseur, et des perfectionnements du système de régulation, permirent de répondre à la grande variété des situations rencontrées dans le domaine de vol très élargi.

Une fusée SEP de 1 600 kgp de poussée, dont la pompe à combustible était entraînée par l'ATAR, fut installée sur la première série des Mirage IIIC avec ATAR 9B pour réduire encore des temps de montée déjà fort courts. Mais aussi sans l'aide d'une fusée, l'ATAR 9 soigneusement intégré à l'excellente cellule du Mirage III, formaient ensemble le meilleur avion de combat polyvalent de leur temps. Cette affirmation était justifiée par la comparaison en vol, au bénéfice supposé des clients suisse et australien, jusque là utilisateurs élevés dans la culture des moteurs Rolls-Royce. En février 1961, un Mirage équipé de la version la plus récente de l'Avon, le RA-24, plus puissant au banc et à rapport de pression double de celui de l'ATAR, était trouvé inférieur au Mirage ATAR 9C sur la plupart des missions. Convaincus par les développements en cours, que l'ATAR possédait encore des marges de croissance ultérieure avec l'ATAR 9K, l'Australie et la Suisse acquirent la licence de l'ATAR 9C. Avec l'humour de la défaite, les journalistes anglais écrivirent que l'Australie s'était procuré un moteur à bas prix, car les vendeurs de la SNECMA avaient confondu la livre anglaise et la livre australienne, d'un cours inférieur de 20 % !

Les Mirage III O de la RAAF, de même que les Mirage III S de la Troupe d'Aviation suisse donnèrent pleine satisfaction à leurs utilisateurs pendant plus de 25 ans. Continuant à recueillir les fruits de leur association réussie, le Mirage III et l'ATAR 9 étaient mis en service dans 20 pays des 5 continents et leur licence cédée à 4 pays.

La mise en service opérationnel entraînait inévitablement l'apparition de quelques maladies de jeunesse, presque toujours douloureuses pour l'utilisateur et l'industriel. Les ATAR 8 et 9 n'échappèrent pas à la règle, et quelques accidents leur furent imputables. Avec les 9 étages de compresseur sans géométrie variable, le décollement tournant réapparut et exigea des corrections dès le développement. En service, la corrosion de l'alliage à 13 % de Cr des aubes du 1<sup>er</sup> étage, consécutive à l'érosion de leur protection, affaiblissait leur résistance et l'on déplora quelques



ruptures en vol avec perte de l'avion. Par ailleurs, l'endurance trop faible des roulements d'un pignon de la chaîne cinématique, conduisit, par le non entraînement de la pompe à carburant, à des arrêts en vol du moteur. La correction de ces défauts fut, bien entendu, faite et leur introduction opérée au gré des utilisateurs, au bénéfice de l'allègement de la surveillance des moteurs au sol, énoncée dès l'apparition des problèmes. Apprendre à traiter ces questions, en étroite collaboration avec les utilisateurs, faisait partie du métier de motoriste. Dans ce domaine aussi, le service des ATAR fut une bonne école pour l'exploitation des matériels ultérieurs.

#### ◦ *La motorisation du Mirage IV*

Pendant les années qui avaient vu naître l'idée, puis la réalisation, de l'intercepteur polyvalent, le Bureau des programmes de l'armée de l'Air avait aussi demandé aux industriels, dès 1955, d'étudier un chasseur lourd, à long rayon d'action. En 1956, les projets d'avions bi-moteurs SO 4060 et GAMM Mirage IV, équipés d'ATAR 9, furent proposés. Mais le gouvernement français recherchait aussi, après le retrait forcé de la campagne de Suez, à se doter des moyens d'une indépendance d'action, basée sur la création d'un vecteur nucléaire. Conscient des longues années nécessaires pour pouvoir disposer d'engins balistiques, il décida de baser une force de frappe sur l'avion de bombardement supersonique. Le Mirage IV fut choisi pour cette mission et le programme de chasseur lourd fut abandonné. Un prototype fut commandé à la société Dassault début 1957, et un rayon d'action de 1 500 km, à parcourir pour moitié en vol supersonique, fut exigé. Le rayon d'action devait être garanti conjointement par l'avionneur et le motoriste. L'ATAR 9, dont la version 9B allait équiper le prototype, devait avoir pour cela une consommation spécifique aussi réduite que possible, la poussée étant, avec 6 000 kgp par moteur, juste suffisante. Un allègement du moteur proposé par la SNECMA devait permettre un emport de carburant augmenté.

Dans les courts délais impartis, la SNECMA proposa l'ATAR 9D qui différait de la version 9C (encore en étude à ce moment), par :

- des disques et des aubes des 6 premiers étages du compresseur en alliage de titane TA6V ;
- des aubes mobiles des 2 roues de turbine à talons périphériques pour augmenter le rendement de 1,5 points ;
- une pompe à carburant PC entraînée mécaniquement par le moteur afin de réduire sa consommation spécifique de 2 points par rapport au système du Mirage III avec turbopompe à air prélevé sur le compresseur.

En attendant les premiers résultats favorables tirés, un peu plus tard dans l'année 1957, de ses compresseurs de recherche à débit spécifique et rapport de pression augmentés, la SNECMA se réservait d'afficher des poussées augmentées, plus tard, en cas de besoin.

En effet, après avoir expérimenté, dès 1954, un compresseur expérimental monoétage entièrement supersonique, ses aérodynamiciens se concentraient sur les compresseurs transsoniques plus immédiatement prometteurs. Entre 1954 et 1960, pas moins de 11 compresseurs expérimentaux fournirent, au banc, des caractéristiques adaptées à divers besoins potentiels, parmi lesquels se trouvaient les ancêtres des soufflantes des moteurs civils, conçus dans les années 1960 et 1970, le CFM 56 y compris. On progressa rapidement et on atteignit le débit spécifique de 162 kg/s/m<sup>2</sup> et 1,46 de rapport de pression sur le TS 6 monoétage

en 1957 et un extraordinaire  $191 \text{ kg/s/m}^2$ , avec 2,85 de rapport de pression en 3 étages sur l'ensemble TS 8 en 1959, avec de bons rendements.

Dans l'intervalle, le Mirage IV 01 fit son premier vol, avec 2 ATAR 9B, en juin 1959, et atteignit Mach 2 en décembre. Les services officiels avaient sagement laissé se poursuivre les travaux sur ce prototype, bien que depuis le début de cette année-là, l'état-major demandât une distance de pénétration bien plus grande, ce qui menait à un avion de masse au moins double et à 2 moteurs d'au moins 12 500 kgp chacun.

Très vite, les services officiels et la SNECMA examinèrent les moteurs existants ou en développement en Grande-Bretagne (Bristol Olympus 21 R et RR. RB 142) et aux États-Unis, où le PWA J 75 était déjà en service sur les chasseurs lourds F 105 B et F 106 A. Il n'était pas envisagé de développer des moteurs de cette dimension en France à cette époque, et le choix se porta sur le J 75, dont la SNECMA acquit la licence avec une version civile JT 4 Boeing 707, qui pouvait être réparée dans l'usine de Billancourt, comme c'était déjà le cas pour d'autres versions de moteurs PWA.

Prévoyant que, même ce gros moteur, se révélerait bientôt insuffisant pour le Mirage IV B de plus de 55 tonnes, la SNECMA proposa, dans l'encombrement conservé, d'augmenter sa poussée par un débit d'air accru sur la base du compresseur de recherche TS 7, essayé en 1958, et par une post-combustion plus performante. Ces possibilités furent confirmées après une mission d'étude SNECMA chez Pratt & Whitney en mai 1959, et le compresseur d'essai TS 9 à 2 étages transsoniques fut lancé à l'échelle 0,4 du moteur.

Le coût trop élevé de ce programme fut reconnu par le gouvernement, et fin août, le programme fut recentré sur le Mirage IV A de dimensions moitié moindres.

Un éphémère projet d'ATAR 9J à 6 400 kgp fut proposé à l'avionneur en octobre, mais l'augmentation de poussée fut jugée insuffisante par rapport aux 6 150 kgp de l'ATAR 9D, et d'un coût de développement additionnel non négligeable. Une présérie de 20 ATAR 9D avait été lancée et les premières machines arrivèrent au banc en 1960. Estimé, en fin de compte trop coûteux, le compresseur en alliage de titane ne fut pas retenu, et seuls les premiers moteurs permirent d'en acquérir une petite expérience. Ce nouvel alliage resta néanmoins utilisé pour les aubes mobiles des étages 5 et 6.

En considération des températures qui seraient atteintes en vol continu à Mach 2,2, l'alliage de magnésium-thorium ZT1 du carter central coulé devait être abandonné au profit d'un carter en acier austénitique Fluginox 130 du type mécano-soudé. Avec ses 400 pièces, et un assemblage par 57 mètres de soudure pour 1 235 opérations, la conception de ce carter posa un défi à la fabrication. Les criques de soudage apparues en production nécessitèrent un travail considérable sur la composition chimique et l'élaboration de l'alliage, les traitements et les séquences de soudage, ainsi que des aménagements du dessin pour résoudre le problème.

Au cours de cette année 1960, le compresseur de recherche TS 9 fournit d'excellents résultats. Il fut procédé à la transposition de ces données aux étages de tête de l'ATAR 9D qui, redessinés, permirent à la poussée de faire un bond de près de 10 % au décollage. Ce résultat fut d'autant plus remarquable que de sévères contraintes géométriques devaient être respectées : l'encombrement extérieur de l'ATAR 9D devait rester rigoureusement inchangé. Grâce à cette technologie, le compresseur transsonique de l'ATAR pouvait voir son débit d'air augmenté de 7 % au décollage et en vol transsonique, et encore bien plus en vol supersonique, par la sélection automatique d'une survitesse mécanique de 6 % (4 % seulement sur les ATAR 9B/9C des Mirage III), au-delà de Mach 1,4. La SNECMA proposa en 1960 de

mieux répondre à la motorisation du bombardier nucléaire dont le développement avait été engagé avec une grande vigueur, et de substituer le nouveau moteur, désigné ATAR 9K, à l'ATAR 9D.

◦ *L'ATAR en vol supersonique continu*

Avec une poussée au décollage de 6 700 kgp et une poussée frontale de plus de 8 000 kgp/m<sup>2</sup>, l'ATAR 9K fut le propulseur idéal pour le vol à Mach 2,2. Le système de PC, poussé à 1900°K, et la tuyère, étaient communs à ceux de l'ATAR 9C. La température d'entrée de turbine était maintenue constamment à 930° C à pleine charge grâce à un correcteur électronique conçu par la division Elecma, première application du genre, effaçant les imperfections du calculateur hydromécanique de régulation dans les conditions de fonctionnement à haute altitude.

Comme on devait s'y attendre, le décollement tournant d'une intensité accrue fut au rendez-vous de ce compresseur à rapport de pression augmenté, conçu pour fonctionner sans directrice d'entrée, que l'on tenta d'abord de maintenir dans la simple géométrie fixe. Pas moins de 12 configurations différentes de calages et de vrillages des 2 étages de tête furent expérimentées en 6 semaines. Un système ingénieux de déflex fut mis en place pour agir sur la seule bande extérieure de l'écoulement. Afin de réduire le plus possible les conditions d'excitation vibratoire des aubages, il fut décidé de pratiquer, comme sur nombre de moteurs concurrents, une décharge d'air à régime partiel que l'on plaça après le 4<sup>e</sup> étage. Les vannes de décharge étaient fermées aux régimes élevés et aucune perte de performances n'était occasionnée. Le moteur ainsi défini accomplit son premier essai d'endurance de 150 h au banc de sol en juillet 1961. La sortie des moteurs 9K de présérie commença quelques mois plus tard tandis que les deux premiers Mirage IV A de présérie volèrent en 1961 et 1962 avec des ATAR 9D, transformés bientôt en 9K. Entre temps, le prototype 01 battit, en septembre 1960, le record du monde de vitesse sur circuit fermé de 1 000 km, à 1 822 km/h.

Destiné au vol supersonique continu où les températures sont stabilisées au plus haut niveau, l'ATAR 9K allait suivre un programme de développement adapté et axé sur des essais d'endurance sévères au sol et en vol supersonique simulé. Son homologation fut obtenue en 1963, après l'essai de type de 150 h, comprenant 55 h en caisson à Mach 1,8 - 2,0, ce qui fut une première autant pour un moteur que pour les installations d'essais d'altitude du CEPr.

Entré en service en 1964 avec la série des Mirage IV, l'ATAR 9K remplit, dans les délais prescrits, toutes ses promesses. Avec lui l'électronique fit son entrée sur les turboéjecteurs. Elle ne devait désormais plus jamais en être absente.

L'introduction par la SNECMA, sous une certaine pression de la concurrence sur les marchés suisse et australien, de la version 9K pour la propulsion du Mirage IV, fut jugée un peu hâtive et coûteuse par les services officiels au début du programme. Étant donné l'importance politique de ce programme, la tenue des délais était considérée comme un sujet particulièrement sensible. On pouvait craindre, à juste titre, que la nouvelle technologie du compresseur et ses répercussions sur la fonctionnement de la chambre, de la turbine et de la PC, n'entraînent des difficultés de mise au point imprévues. Cependant, mobilisée à tous les niveaux, la société remporta le défi, il est vrai, au prix d'une notable augmentation des dépenses consenties par le gouvernement.

En 1960, M. Garnier, qui n'avait cessé d'œuvrer pour la cohérence et l'esprit innovateur des équipes au travail, prit la succession de H. Cœstrich à la tête de la

direction technique. Avec les programmes des Mirage III et Mirage IV en plein essor et réclamant tous ses efforts, la SNECMA n'en recherchait pas moins des voies nouvelles qui lui permettraient, fût-ce par la petite porte pour commencer, à entrer dans le domaine d'activité des turbomachines civiles, dominé par les motoristes britanniques et surtout américains.

◦ *Ultimes développements : ATAR 9K50/ 8K50*

Avec l'ATAR 9K de nouvelles ressources de poussée avaient été mises en œuvre par un développement bien réussi. La SNECMA, profondément engagée dans le développement de technologies nouvelles et coûteuses (TF 104/106/306), allait-elle laisser inexploité le potentiel d'emploi d'un excellent moteur, notamment pour l'exportation ?

Le retour à la sagesse financière d'une aéronautique militaire, emballée par les perspectives du décollage et atterrissage à la verticale, et de la voilure à géométrie variable, fut accompagné par la proposition de la société Dassault d'un système d'armes encore plus évolué que le Mirage III et doté d'un écart de vitesse encore plus important. Précédant cette évolution, la SNECMA proposa en 1966, sous l'impulsion de son futur directeur technique, Jean Devriese, ancien chef du STAé/Mo, de rendre encore plus puissant et plus fiable son ATAR 9K : l'ATAR 9K50 fit son apparition. Avec 7 200 kgp de poussée et une consommation en croisière abaissée de 7 % par la réadaptation du compresseur et le dessin d'une nouvelle turbine, alors que l'électronique gagnait toujours du terrain avec des boîtiers de détection et de commande, le moteur était attractif. Fiabilisé pour un emploi sur monomoteur, le nouveau développement lui intégra les progrès de la métallurgie et de l'électronique. Un nouvel aubage de tête avec talons inter-aubes dits « nageoires », supprimant définitivement tout risque d'excitation vibratoire par le décollement tournant, fut proposé aux clients.

En deux ans, l'ATAR 9K50 fut qualifié pour le vol en 1968 et homologué en 1969. Le premier vol sur Mirage F1 eut lieu la même année, le bon de vol de série, avec la validation des tolérances extrêmes de réglage de la régulation, fut obtenu en 1972, et sa mise en service dans l'armée de l'air suivit en 1973.

Quelque temps auparavant, deux prototypes Mirage G 8 à géométrie variable, avaient fait leur premier vol, en formule bi-réacteurs 9K50, qui aurait eu la préférence de l'état-major. Par la suite, ce programme trop coûteux pour le budget de l'État, dut être abandonné non sans que le Mirage G 8 02 atteignît, avec Mach 2,34 à 15 000 m, la vitesse la plus élevée d'un avion en Europe, le 13 juillet 1973.

La nouvelle génération des systèmes polyvalents Mirage F1 fut commercialisée dès 1969 et vendue en France et à l'étranger, attirant de nouveaux clients devenus plus exigeants, quoique moins fortunés.

Conservant la rusticité des premiers ATAR, le 9K50 y ajoutait à présent une endurance vérifiée sous tous les climats du monde avec près d'un million et demi d'heures de vol cumulées et avec des moteurs dépassant alors, en moyenne, 2 000 heures chacun. Près de 1 100 moteurs 9K50 allaient être vendus et le dernier fut livré en 1994, soit près d'un demi-siècle après la conception du premier prototype de la famille.

Enfin, le dernier membre de cette famille, l'ATAR 8K50 de 5 000 kgp de poussée, dérivé du 9K50, allait prendre corps pour la propulsion du Dassault Super-Etendard pour l'aéronautique navale.

Pour la première fois dans l'histoire de l'ATAR, on mettait au point un moteur à tuyère fixe, afin de gagner de la masse et du coût. Cela permit aussi d'offrir à l'avionneur, à la demande du STAé/Mo, une possibilité de centrage avion équivalente à celle obtenue avec un moteur américain concurrent. Cette opération rendit plus difficile l'obtention du taux d'accroissement de poussée, exigence fondamentale pour un avion embarqué, mais la SNECMA y arriva en adaptant le système de régulation à la nouvelle spécification. Lancé en 1973 et mis en service en 1978, l'ATAR 8K50 allait servir, jusqu'après la mise en ligne du Dassault Rafale Marine équipé du SNECMA M88, sur le porte-avions à propulsion nucléaire, bien après l'an 2000. Avec lui, on avait conservé, fait unique dans l'histoire des turboréacteurs d'avions embarqués, des grands carters de compresseur en alliage de magnésium, au prix d'un lavage du compresseur par un dispositif approprié après chaque vol.

Ainsi en 25 ans, grâce à une politique de progression prudente mais dynamique, et à une confiance croissante des services officiels, 18 versions de moteurs furent mises au point, et une dizaine d'entre elles furent construites en série, soit une nouvelle version tous les 2 ou 3 ans. Les ATAR équipèrent 11 types d'avions de série et propulsèrent en outre une quinzaine d'appareils expérimentaux. Onze records du monde, ainsi que plusieurs premières performances nationales, furent établis par des pilotes aux commandes d'avions ayant l'ATAR comme seul ou principal propulseur. Porteurs d'innovations dans de nombreux domaines, les ATAR furent produits à plus de 5 000 exemplaires pour équiper les avions d'une trentaine de forces aériennes dans le monde, et acquirent une bonne réputation grâce à l'excellence des Mirage de Dassault. C'est aussi à travers l'ATAR, en se frottant souvent aux dures réalités de l'expérience en service, mais aussi grâce aux revenus tirés de leur vente, que la SNECMA put mûrir ses techniques et se préparer à la compétition mondiale dans le domaine des moteurs civils, tout en tirant le meilleur parti des technologies de pointe des moteurs militaires.

## LA DIVERSIFICATION

Vers la fin des années 1950, la crédibilité de la SNECMA comme grand motoriste militaire était devenue plus qu'honorable en France, et ses produits commençaient à franchir les frontières. Mais il était clair que, malgré le succès naissant des ATAR 8/9, la « monoculture » des moteurs sur laquelle la SNECMA avait rebâti sa notoriété d'après-guerre, ne pouvait suffire à assurer son avenir industriel. D'ailleurs, le volume de ses effectifs qui s'était accru jusqu'à près de 10 000 personnes, décroissait de nouveau pour atteindre 8 600 personnes en 1960 et on avait attendu avec anxiété, mi-1959, la commande retardée de la série ATAR 9. Il était impératif de diversifier l'activité de la société dans le domaine des turbomachines, et de tenter de mordre aussi sur le marché civil.

L'étendue des données recueillies sur les compresseurs de recherche et leurs combinaisons extrapolables, sur la combustion et les études de turbines refroidies, autorisait la conception de formules de propulseurs plus avancés que les monoflux monocorps.

Incitée par l'évolution des programmes d'avions militaires et civils français, et encouragée par l'expérience positive de relations déjà amorcées avec les sociétés Pratt & Whitney Aircraft aux États-Unis (réparation de moteurs militaires et civils PWA), et Bristol-Siddeley Engines en Grande-Bretagne (licence *Hercules*, essais compresseur M 11 et plus récemment, coopération envisagée pour la propulsion de

l'avion civil supersonique), la SNECMA ouvrit, grâce à des accords de coopération, le champ de la diversification recherchée. Dans la perspective des réflexions conduites par la direction générale et des options arrêtées, la structure des activités de conception-développement d'abord, et de production ensuite, fut modifiée par la mise en place de lignes de produits s'appuyant sur une organisation croisée du type *staff and line*. En 1960, les activités d'avant-projets, de moteurs double flux, d'ATAR, de turbines industrielles et de fusées, furent ainsi constituées en « marques » distinctes pour conduire les activités des moyens communs. »

## MOTEURS DOUBLE FLUX

La technique des moteurs double flux fut abordée par l'acquisition, en 1959, de la licence du prototype civil PWA JTF 10 (en même temps que celles du JT 12 monoflux de 1 500 kgp offert avec inverseur de poussée SNECMA pour les avions d'affaires, des J 75/JT 4 et du JT 8D, le nouveau double flux civil). Ces droits étaient concédés moyennant une participation de 10,9 % de PWA au capital de SNECMA, que l'État-actionnaire majoritaire accepta. La société pouvait ainsi se mettre en position de répondre à la demande de l'état-major, formulée en 1958, pour un avion à longue pénétration, donc à consommation de carburant faible, que seul un moteur double flux pouvait laisser espérer.

### *Moteurs TF 104/106/306*

Les travaux de SNECMA, lancés dès 1960, visaient à conférer à la formule JTF 10 la capacité de vol supersonique par changement des matériaux, et par l'adjonction d'une réchauffe des flux froid et chaud, avec la régulation et la tuyère à section variable correspondantes. La poussée initiale du JTF 10 à 3 800 kgp devait être augmentée en coopération avec PWA jusqu'à 4 400 kgp, essentiellement par l'accroissement de la température d'entrée de turbine de 1 000 à 1 050° C.

Avec l'apparition des formules d'avions à décollage et atterrissage à la verticale (DAV), favorisée par l'extraordinaire réduction de masse de turboréacteurs spécialisés pour la poussée verticale qui poussaient 8 à 12 fois leur poids, le besoin de poussée horizontale fit un bond en avant pour vaincre la traînée de gros fuselages. La réchauffe du flux froid de conception SNECMA, fut d'abord introduite sur une version transitoire, le TF 104, de 6 400 kgp à pleine réchauffe. Les essais au banc de cette version débutèrent en décembre 1961 et le moteur fut qualifié à cette poussée en juillet 1963. Le premier vol eut lieu sur un Mirage III à fuselage agrandi début juin 1964. Sur cet avion expérimental baptisé Mirage III T, la SNECMA réalisait une première mondiale avec la réchauffe sur les deux flux.

Dès 1961, l'analyse thermodynamique faite par la SNECMA, montrait que l'allumage de la préchauffe du flux froid risquait d'entraîner le pompage du compresseur. Pour y remédier, et en même temps optimiser les conditions de mélange des deux flux, la SNECMA préconisa de remplacer le 3<sup>e</sup> étage BP primaire par un 3<sup>e</sup> étage de soufflante. Les spécialistes de PWA étaient peu convaincus quant à un tel arrangement, et la SNECMA décida seule de modifier le moteur qui devint le TF 106, incorporant aussi la capacité de résistance requise par les vols supersoniques.

Ce propulseur, qui fit son 1<sup>er</sup> vol en janvier 1965, développait au décollage une poussée de 7 300 kgp avec réchauffe. Le Mirage III T qui lui servait de banc d'essai volant, atteignit Mach 2 en novembre de la même année.

Avec un rapport de pression global de 17 et un taux de dilution de près de 1,3, ce moteur consommait au sol, réchauffe éteinte, 40 % de moins que l'ATAR. Par contre, son cycle thermodynamique, qui permettait une augmentation de poussée par la réchauffe de près de 70 %, entraînait une consommation spécifique augmentée de 10 à 15 % dans ces conditions.

Dans ce contexte, et selon une politique constante de recherche sur les compresseurs transsoniques, la SNECMA avait démontré, début 1963, la possibilité d'améliorer le moteur de base par un débit d'air accru de plus de 10 %, en remplaçant les deux étages de tête de la soufflante.

Mais entre temps, les États-Unis avaient lancé le grand programme du futur chasseur-bombardier F 111 à géométrie variable, et décidé, mi-1962, de retenir le moteur PWA TF 30, dérivé du JTF 10 de manière analogue à celle mise en œuvre par la SNECMA pour le TF 106, y compris le 3<sup>e</sup> étage de soufflante naguère rejeté !

Il apparut alors inutile pour la France de financer un développement séparé, au demeurant très coûteux, puisque les accords passés lui permettaient de disposer du moteur TF 30. Toutefois, la poussée initiale de 8 600 kgp restait insuffisante pour la propulsion du Mirage III V à décollage et atterrissage à la verticale, et la SNECMA procéda à l'adaptation d'une chambre de réchauffe assurant au turboréacteur franco-américain TF 306 une poussée de 9 400 kgp. Qualifié pour le vol à cette poussée en janvier 1967, le système de réchauffe des deux flux pouvait, grâce à la technologie améliorée des anneaux-brûleurs brevetés par la SNECMA, se passer finalement du dispositif de préchauffage du flux froid. Cette réchauffe permit d'atteindre, en juin 1967, la poussée de 10 500 kgp sur la version TF 306 E, en vue du premier vol du Mirage G, monoréacteur à géométrie variable, qui eut lieu en novembre de cette année-là.

Auparavant avaient été effectuées, mi-1966, des essais sur banc volant porteur Armagnac, puis les vols sur les prototypes Mirage F2 à voilure à flèche variable, après ceux du Mirage III V à décollage et atterrissage à la verticale. Propulsé en vol horizontal par le TF 306, cet avion devint, le 12 septembre 1966, le seul avion à décollage et atterrissage à la verticale au monde à avoir dépassé Mach 2.

La grande complexité des avions à décollage/atterrissage vertical ou à géométrie variable et de leurs propulseurs TF 306, était associée à un coût estimé, vers 1970, dépasser les possibilités budgétaires que la France pouvait y consacrer, et les programmes furent arrêtés. Avec 6 500 heures d'essais moteurs, dont 1 400 h avec réchauffe sur 20 moteurs TF104/106/306 et les études correspondantes, la SNECMA avait acquis une expérience et un savoir-faire des moteurs double flux supersoniques à réchauffe de niveau mondial. Le futur moteur M 53, de conception plus simple, et néanmoins très performant devait, dans un avenir proche, éviter l'écueil rédhibitoire du coût excessif.

## LA FAMILLE DES MOTEURS M 45

Puisant dans sa panoplie de compresseurs de recherche dont les diverses combinaisons ouvraient des possibilités pour des applications sur moteurs monoflux ou double flux et double corps, la SNECMA lança, en 1964, le projet d'un nouveau

turboréacteur monoflux, double corps, de rapport de pression global 16, qu'elle présenta à la Foire de Hanovre, en avril 1964, sous la dénomination Mars M 45<sup>33</sup>. La version M 45 A, d'utilisation civile ou militaire, affichait 2 000 kgp de poussée au décollage. Une version M 45 B, avec post-combustion, devait fournir les 3 000 kgp nécessaires à l'avion ECAT (Ecole de combat et d'appui tactique), dont l'état-major français avait défini le besoin peu de temps auparavant. Une version M 45 AF, à soufflante arrière, pouvant convenir à des avions de transport légers, complétait cette présentation.

Des besoins similaires étaient exprimés en Grande-Bretagne, ce qui incitait à chercher une coopération pour partager les coûts tout en étendant la dimension du marché escompté. La société BSEL de Bristol, avait projeté d'offrir des moteurs de la même classe, notamment le BS 116. Les anciennes et fructueuses relations entre la SNECMA et BSEL ravivées à cette occasion, conduisirent les deux sociétés à conclure, en octobre 1964, un accord de coopération sur le développement de la famille M 45, couvrant une gamme de poussées de 2 000 à 6 000 kgp. L'accord formel fut signé le 26 février 1965 et attribua la maîtrise d'œuvre sur cette famille de moteurs à la SNECMA.

Le corps HP, commun à toutes les versions prévues, était de responsabilité BSEL, et les corps BP, ainsi que les systèmes de réchauffe, les équipements et l'avionnage, revenaient à la SNECMA. Le président Desbruères, sur le point de quitter la Société après plus de 15 années de conduite appréciée par tout le personnel, et son partenaire britannique, décidèrent de lancer immédiatement deux moteurs de démonstration M 45 F, double corps, double flux, de 3 000 kgp, avec un taux de dilution de 1,2 et une consommation spécifique abaissée de 40 % par rapport à celle de l'ATAR.

Des versions militaires avec aubes de turbine refroidies, désignées M 45 G, étaient offertes à 5 400 kgp de poussée, puis ultérieurement, à plus de 6 000 kgp. Elles furent prises en compte, pour l'étude de nouveaux avions de combat, dans le cadre d'une coopération franco-britannique décidée sur la base d'un protocole d'accord signé par les gouvernements en mai 1965.

Ces heureux auspices se ternirent bientôt, lorsque le programme ECAT, après avoir dérivé quelque peu, sous la pression anglaise, vers un avion d'attaque, le Bréguet/BAC Jaguar, retint le moteur concurrent Rolls-Royce/Turboméca Adour. Comptant alors remporter la motorisation plus conséquente de l'avion franco-britannique à ailes pivotantes avec le M 45 G, la SNECMA et BSEL proposèrent, pour suivre la surenchère des exigences des états-majors, des versions de plus en plus performantes jusqu'à 6 400 kgp avec réchauffe associée, malgré un taux de dilution de 1,6. Mais le gouvernement français décida, devant l'impossibilité d'une entente sur les missions de l'avion, d'abandonner le programme en juillet 1967.

La déception fut grande à la SNECMA. Chez le partenaire de Bristol il y avait moins d'états d'âme sur cette perte de programme que sur son absorption, quelque temps auparavant, par la firme Rolls-Royce. Les moteurs M 45 allaient-ils disparaître

---

<sup>33</sup> Les projets de moteurs SNECMA étaient tous désignés par la lettre M suivie du nombre représentant l'ordre chronologique de leur début d'étude: (M 23 = ATAR 8, M 49 = Larzac, M 56 = CFM 56). Dans le cadre de la première présentation du M 45, on avait voulu donner un clin d'œil au moteur à pistons compact 14 M "Mars" lancé 30 ans auparavant par Gnome & Rhône.



alors que le M 45 F tournait au banc à Villaroche, depuis juillet 1966, à la poussée prévue ?

En juin 1963, l'avionneur allemand Weser Flugzeugbau avait présenté, au salon aéronautique de Paris, le projet d'un avion bi-réacteur utilitaire de moins de 16 t, propulsé par deux turbosoufflantes Lycoming de 2 350 kgp, aussi en projet. Les moteurs étaient curieusement installés sur des pylônes à l'extrados de la voilure pour réduire la hauteur du train d'atterrissage et les risques d'ingestion sur des terrains sommairement préparés. Après la fusion, en 1964, de la firme avec Focke-Wulf de Brème, les nouveaux dirigeants de la société VFW (Vereinigte Flugtechnische Werke) reprirent le projet sous la forme d'un avion court-courrier de 37 places. Lycoming ayant renoncé à développer le moteur, d'ailleurs insuffisant, VFW envisagea la motorisation de ce qui était devenu le VFW 614 avec des SNECMA-BSEL M 45. La poussée initiale demandée en 1965 était de 3 000 kgp correspondant à celle du M 45 F, mais une consommation particulièrement basse (10 % de moins que celle du M 45 F) était exigée pour éviter un ravitaillement à certaines escales rudimentaires. VFW avait, en effet, l'ambition de remplacer plus de 1 000 DC 3 encore utilisés dans le monde.

Par la suite, le projet se stabilisa sur un avion de 20 t avec 40/44 passagers, sur 1 200 km maximum, parcourus à 7 500 m et Mach 0,65 de croisière. La poussée demandée était de 3 500 kgp. BSEL et SNECMA proposèrent pour cet emploi une version M 45 H à soufflante monoétage à fort taux de dilution – une première – à l'instar des gros moteurs américains JT 9D et TF 39 alors en début de développement. Le taux de compression global visait 18, avec une température d'entrée de turbine de l'ordre de 1 100° C.

Le gouvernement allemand, sollicité par l'avionneur de financer le programme, accepta, après de longues tergiversations, à condition qu'une partie de la contribution allemande aux frais des troupes d'occupation britanniques en Allemagne, fût réemployée par le gouvernement de Grande-Bretagne pour développer le moteur. Par ce biais politico-financier, la contribution britannique sur le programme devenait, avec celle de BSEL, majoritaire et la maîtrise d'œuvre échut au partenaire d'outre-Manche. Intéressée à saisir une occasion de prendre pied sur le marché civil en valorisant ses acquis techniques, la SNECMA maintint sa coopération dans la nouvelle application de la famille M 45.

Les études débutèrent dès août 1965, mais les vicissitudes du financement du programme par l'Allemagne reportèrent le lancement effectif du programme moteur à mi-1967.

La SNECMA prit en charge, comme prévu, le corps BP formé de la soufflante à taux de dilution 2,85, du compresseur BP de 5 étages et de la turbine BP de 3 étages. Cette part était estimée à 40 % du coût du programme de développement de 20 M£, soit env. 110 MF.

Les partenaires adoptèrent sur le M 45 H une disposition technologique originale de palier inter-arbres entre les turbines HP et BP, économisant ainsi une structure fixe chaude. Cette disposition allait ultérieurement être pérennisée sur les moteurs CFM 56, Larzac et M88. Le compresseur HP de 7 étages était dérivé de celui du M 45 F, lui-même obtenu par une réduction d'échelle de l'excellent compresseur HP de l'Olympus 320. Mais pour l'adapter à la classe de poussée du M 45 H, avec près de 3/4 de la poussée produite par le flux secondaire, BSEL en réduisit la taille par

une diminution constante du diamètre extérieur, ce qui entraînait une dégradation de ses performances. La chambre de combustion annulaire était à prévaporisation et la turbine HP monoétagée disposait d'aubes refroidies multi-canaux travaillant à 1 075° C. Les motoristes commençaient à concevoir les moteurs en y intégrant des dispositions favorables à l'environnement, et la soufflante, à taux de dilution, élevé réduisit le bruit du moteur d'autant plus que la SNECMA avait choisi l'espacement du redresseur en fonction de l'aubage mobile pour accentuer cette réduction. La chambre à prévaporisation assurait l'absence de fumée à l'éjection des gaz.

L'ensemble soufflante-BP, à l'échelle moteur et en arrangement double flux, donna toute satisfaction au banc d'essais de compresseurs de Villaroche en juillet 1968. Après des essais du compresseur HP, BSEL qui était devenue entre temps la division Bristol Engines de Rolls-Royce, débutait les essais du moteur complet au banc, en janvier 1969. Le programme comportait 6 moteurs de développement au sol et 15 moteurs de vol pour 3 avions.

Depuis 1962, la SNECMA avait entamé, avec la coopération sur le propulseur de Concorde, une nouvelle manière de travailler. La barrière de la langue dut être vaincue et les Français y contribuèrent de manière majeure. Les différences occasionnelles de culture technique devinrent un enrichissement pour les deux partenaires et le programme M 45 H avançait convenablement, il est vrai au prix de nombreuses réunions tenues chez l'un ou l'autre partenaire. Les essais de moteurs complets ayant lieu en Angleterre, un ingénieur de la marque M 45 SNECMA était détaché à Bristol. Un système de fax fut inauguré et facilitait grandement la communication entre les équipes au travail.

Des incertitudes de financement, le plus souvent d'origine allemandes, vinrent toutefois freiner le dynamisme du programme, et la prise de contrôle de VFW par Fokker en 1973 n'améliorait pas les perspectives de vente du nouvel avion, la tendance du marché favorisant plutôt les avions de capacité double ou plus. Ces circonstances conduisirent à un déroulement du programme assez lent.

Sur le plan technique, le programme souffrait d'une difficulté persistante du corps HP à atteindre ses performances nominales, ce qui n'eut cependant pas de répercussion sensible sur le programme des essais en vol. Le premier vol du VFW 614 01 eut lieu le 14 juillet 1971 et la mise au point de l'avion se déroula normalement jusqu'à ce que la perte en vol du prototype vint l'interrompre pendant 6 mois, le 1<sup>er</sup> février 1972. Après la modification de la gouverne de profondeur, dont le blocage avait conduit à l'accident, le programme fut poursuivi avec deux avions seulement et aboutit à la certification FAA début décembre 1975.

La direction générale de la SNECMA avait estimé, dès 1973, que le VFW 614 ne bénéficierait pas du succès commercial attendu. En conséquence, elle s'en tint à ses strictes obligations contractuelles vis-à-vis de son partenaire et de Fokker-VFW. Celles-ci n'étaient pas minces puisqu'il s'agissait d'obtenir la certification du moteur dans les délais les plus courts. Les difficiles épreuves d'ingestion d'oiseaux moyen et lourd sur la soufflante d'un moteur de petite taille furent réussies de même que les autres démonstrations d'intégrité du moteur. Le M 45 H obtint le certificat de navigabilité FAA le 9 mai 1975.

L'avion entra en service commercial en décembre, mais une quinzaine d'avions seulement furent vendus à des compagnies aériennes. Une soixantaine de moteurs furent construits. La SNECMA négocia la reprise du programme par Rolls-Royce en mai 1976 et assura le soutien industriel des pièces de l'ensemble BP sur demande

jusqu'en 1978. Le gouvernement allemand avait acquis cinq avions VFW 614 qui servirent jusque dans les années 1990 pour les liaisons ministérielles. Leurs moteurs dépassèrent les 5 000 heures de fonctionnement.

Ce programme, pour lequel la SNECMA bénéficia d'une participation aux dépenses sous forme d'avances remboursables de l'État, représentait pour ses bureaux d'études et ses usines un parcours selon les méthodes de travail applicables à un moteur civil. Dans ce cadre furent pratiquées les démonstrations, par les essais partiels de fatigue des pièces critiques, des longues durées d'exploitation en service des moteurs. La production du tambour de compresseur BP monobloc, avec les alvéoles des 5 étages brochés en une fois, et la coulée des aubes de turbine par le procédé à la cire perdue, formèrent autant de tremplins utiles pour les productions ultérieures, de séries heureusement plus longues.

Le moteur M 45 H donna lieu aussi à des turbomachines dérivées. Dès 1968, la filiale TURBOMA (incorporée en 1969 à Hispano-Suiza devenue filiale de la SNECMA) proposa la turbine industrielle THS 2000 sur la base des deux corps du moteur. Cette machine de 7 000 ch (8 000 ch en pointe) fut longuement évaluée par la SNCF pour ses trains futurs à grande vitesse, avant que la faisabilité de la traction par de puissantes locomotives électriques pût être démontrée. Son rendement thermique global frôlait celui du moteur Diesel. Elle fut aussi offerte à Boeing pour un projet d'hélicoptère-grue en 1971 et fit l'objet d'études de propulsion de navires.

Le générateur de gaz double corps THS 2000 fut mis au banc d'essai à Villaroche, en avril 1975. Il fut aussi utilisé sur le démonstrateur M 45 SD à soufflante carénée à grand taux de dilution et pas variable mis en essais sur le site acoustique d'Istres.

Malheureusement, ces applications ne trouvèrent pas de débouchés commerciaux.

## LES TURBOREACTEURS M 53

### *Le contexte du programme*

Après avoir fait admettre, à partir de 1955, sa crédibilité comme motoriste majeur, la SNECMA eut la chance de trouver, pour les divers développements des ATAR qu'elle poussait avec beaucoup de dynamisme, des programmes d'avions eux-mêmes menés dans une continuité stimulante (si l'on excepte la courte période d'incertitude de l'été 1959, où les difficultés budgétaires de l'État retardèrent la commande de série des Mirage III).

L'attitude du gouvernement britannique qui déclarait à l'occasion du salon de Farnborough, en septembre 1957, que l'ère des avions de combat pilotés était terminée, et que les engins les remplaceraient désormais, n'avait heureusement pas fait tache d'huile. Mais le progrès technique obligeait les états-majors des principaux pays à imaginer de nouvelles stratégies, parmi lesquelles, à moyen terme, celle des avions Mach 3 retint de nouveau l'attention aux États-Unis et en France. Lorsque les travaux sur le civil supersonique furent intensifiés dans les années 1960, l'armée de l'Air prévoyait la nécessité d'une police du ciel contre des intrus volant à plus de Mach 2. Aux États-Unis aussi, les hautes vitesses étaient expérimentées, et le Lockheed SR 71, biréacteur Mach 3, vola en 1964. En France, il n'y avait pas de turboréacteur capable de ces vitesses, car la trop faible autonomie avait conduit

naguère à renoncer aux combinés turboréacteurs-fusées ou turbo-statos. De surcroît, on s'était engagé dans le développement prioritaire de turboréacteurs à consommation réduite pour la pénétration à basse altitude, qui permettait d'échapper aux radars. A la SNECMA, les turboréacteurs double corps double flux, dérivés du PWA JTF 10, avaient la part belle, pendant que d'autres équipes mettaient au point la part française des propulseurs de Concorde.

La Marque avant-projets, dont le rôle est de trouver des formules innovantes répondant à toutes les potentialités d'emploi, proposa, en 1966, un turboréacteur à grande poussée frontale, plus puissant que l'ATAR, aussi simple et rustique que lui et capable de Mach 3. Il devait aussi pouvoir, dans un autre emploi, prendre la place d'un ATAR 9 tout en consommant moins grâce à un double flux à faible taux de dilution et à forte température devant turbine. Le moteur double flux simple corps M 53 ainsi conçu, fut une formule qui n'avait jamais été menée au-delà du stade expérimental auparavant dans le monde.

L'idée chemina lentement, car elle était censée aboutir à moyen terme. Pour le court terme, la SNECMA et Dassault, prévoyant l'inaccessibilité pour le budget de la nation de formules coûteuses à décollage vertical, à flèche variable et à turboréacteur TF 306 de plus de 10 t de poussée, travaillèrent déjà pour préparer l'ATAR 9K 50 et le Mirage F1, très manœuvrant pour esquiver les engins sol-air et air-air.

#### *M 53-2 et M 53-5*

Tout ce contexte explique que l'intérêt suscité par le projet M 53 fut réel mais modéré. La perspective de motorisation de Mirage F, qui prendraient peut-être, un jour, la succession des Mirage III, était lointaine. L'étude du moteur fut cependant lancée en juillet 1967 et appuyée par les services officiels en décembre. Le ton était donné lorsque fut lancé un programme de démonstration de trois moteurs qui allaient tourner au banc en février 1970, août 1970 et février 1971, sans qu'un programme spécifique d'avion n'eusse vu le jour.

Le M 53 était pourtant attractif: avec un encombrement diamétral égal à celui de l'ATAR 9 K50, il était plus court et plus léger, et fournirait une poussée maximale de 8 500 kgp, supérieure de 20 % et une consommation spécifique en sec inférieure de 10 à 15 %. Il incorporait les technologies les plus récentes de :

- compresseur transsonique à haut débit spécifique de 3 étages et rapport de pression 2,6 ;
- compresseur HP à 5 étages.

L'ensemble compresseur était basé sur le compresseur expérimental TS 16 et procédait d'une synthèse de plusieurs compresseurs de recherche. Il était prévu pour travailler à un rapport de pression global de 8,5, soit près de 40 % plus élevé que l'ATAR pour 8 étages seulement :

- chambre de combustion annulaire à prévaporisation et refroidissement par films d'air ;
- turbine à 2 étages dont le premier travaillait à 1 165° C, soit 230° C au-dessus de l'ATAR grâce à des aubes refroidies à canaux ;

- la réchauffe à 2 flux qui était le fruit de l'expérience acquise avec celles des TF 106 et 306, dont le taux de dilution plus fort avait posé des problèmes ardu ;
- la régulation disposant d'un calculateur électronique analogique de technologie à circuits intégrés hybrides à couches minces, à la pointe du progrès, développé par la division ELECMA.

La conception mécanique restait, avec 3 paliers seulement (le TF 306 en avait 7), dans la ligne générale de celle de l'ATAR, mais les solutions adoptées étaient, bien sûr, plus avancées. Les alliages de titane étaient alors largement utilisés (TA6V pour le rotor BP, IMI 685 pour le rotor HP). Toutes les aubes, à l'exception des stators HP, étaient en alliages de titane adaptés aux températures de fonctionnement (TA6V, TA4E), ainsi que les carters intermédiaire et central et le carter de flux froid. Grâce à la température relativement basse du flux secondaire, la réchauffe fut conçue en vue de maintenir l'enveloppe de chambre aussi en alliage de titane avec des chemises de protection thermique intérieures en alliage réfractaire, refroidies par films. Les disques/tambour de compresseurs BP et HP étaient monoblocs, donc rigides et légers, obtenus par soudage au faisceau d'électrons (5 disques, 4 entretoises et le cône aval, sur le rotor HP). D'autres technologies nouvelles furent introduites, telles que les revêtements abrasables fixes en face d'éléments tournants, pour pouvoir réduire les jeux en fonctionnement, et les joints carbone pour isoler les enceintes de roulements de paliers de la ligne d'arbre. L'accent fut mis sur un coût de maintenance réduit grâce à une construction modulaire (11 modules) et un nombre de pièces inférieur à celui de l'ATAR. Des orifices de surveillance par endoscope furent ménagés, en vue d'une maintenance selon l'état.

Le développement progressait prudemment et recherchait à la fois la vérification des performances et du comportement mécanique. La poussée nominale sec de 5 000 kgp fut atteinte (stade démonstrateur) et la réchauffe sur les 2 flux fonctionna la première fois en novembre 1970. La poussée contractuelle de 5 600 kgp en sec fut démontrée en mai 1971, et la pleine poussée avec réchauffe de 8 500 kgp fut réalisée en septembre.

Conformément au contrat passé avec le STAé, les essais de la régulation électronique furent conduits très progressivement. Travaillant d'abord avec des systèmes provisoires dits « ours de banc » (de même d'ailleurs pour les supports d'accessoires), la régulation tachymétrique électronique fut essayée la première fois en septembre 1971, et, en avril 1972, la régulation complète sec et réchauffe, fut éprouvée durant 50 heures. La mise au point de la régulation fut faite d'abord sur maquette et banc de simulation ELECMA, puis sur simulateur du département régulation en vraie grandeur, et enfin sur moteur. Ce nouveau système amenait naturellement son lot de dysfonctionnements liés, au début, à une fiabilité insuffisante des connexions consécutive à des modifications fréquentes de lois de calcul, qui n'étaient, à ce stade de la technologie hybride, pas si simples à introduire que l'on se l'était imaginé. Des MTBF<sup>34</sup> de 3 heures durent être constatés ce qui rendit très soucieux les responsables du développement.

Malgré l'absence d'un programme d'avion, le STAé accepta, dès 1970, le lancement du programme de développement comprenant 10 moteurs M 53-2 de

---

<sup>34</sup> *Mean time between failure* : durée de fonctionnement sans panne

standard dit « de vol », évolué de tout ce qu'avaient apporté les essais des 3 démonstrateurs 201, 202 et 203. Le moteur était maintenant capable de Mach 2,5, et il était prévu, par des changements de matériaux appropriés et par le refroidissement augmenté des paliers, des aubes de turbine et du calculateur de régulation, de qualifier le moteur pour Mach 3 si un programme d'avion Mach 3 était lancé.

En attendant, on explorait les conditions de Mach et d'altitude au caisson R3 du CEPr, dès décembre 1971. Auparavant on avait mis la chambre de combustion principale et les systèmes de réchauffe aux bancs d'altitude du CEPr pour caractériser la stabilité de combustion et les conditions d'allumage en vol. Le moteur fut qualifié pour le vol en février 1973. Les essais en vol étaient nécessaires car il était impossible d'observer les conditions de fonctionnement transitoires dans les caissons. C'est une Caravelle 3 qui fut retenue pour sa transformation en banc volant, le moteur Avon droit étant remplacé par le M 53 en essai. Le nouveau banc porteur vola en juillet 1973, ce qui permit d'ouvrir un domaine d'essai de 15 250 m et Mach 0,8. Le début des essais de mise au point en vol sous la responsabilité de la SNECMA, eut lieu en septembre 1973.

Au printemps de cette année-là, l'EMAA avait arrêté un plan à long terme, sans beaucoup de détails connus, autres que le besoin d'un avion polyvalent, bi-moteur de préférence. Précision importante : c'est le moteur M 53 qui était retenu pour cet avion qu'on appelait prosaïquement Avion de Combat Futur (ACF). Allait-il être à géométrie variable ? Certains le croyaient encore et pour bien faire connaître qu'il était prêt à construire toutes les formules d'avions, Dassault exposait, au Salon 1973, une maquette grandeur de l'ACF alias G 8A bi-M 53, Mach 2,5+. Mais la complexité et son coût firent peur et les financiers de l'État veillaient. Malgré le lancement du prototype en septembre, ce programme n'aboutit pas.

Un nouvel espoir apparut lorsque les divers pays de l'OTAN exprimèrent en 1973 le besoin de s'équiper d'avions de combat modernes. Dassault lança, avec le soutien de l'État, un Mirage F 1E (E = Europe), motorisé par un M 53. L'avion vola en décembre 1974. Pendant la campagne d'évaluation, le F 1E français était en concurrence avec les F 16 et F 17 américains. La confrontation fut âpre, mais les pays intéressés se prononcèrent, non sans hésitation, en faveur du F 16 de General Dynamics. Le « marché du siècle » comme l'avaient baptisé les journalistes, fut perdu et il n'y avait pas de suite non plus en France, car on allait avoir mieux...

Le rêve de l'état-major, commencé début 1973 avec l'ACF bi-M 53, se termina en décembre 1975, lorsqu'un Conseil de Défense décida l'abandon de l'ambitieux programme. La société DASSAULT, qui avait l'habitude de tenir toujours plusieurs fers au feu, proposa un monoréacteur M 53 à aile delta, aux caractéristiques très évoluées, à peine plus grand que le Mirage III. Avec le M 53-5 offert par la SNECMA en 1976, le taux de motorisation avec la poussée de 9 000 kgp était très important et pouvait conférer au Mirage 2000, doté d'une stabilité artificielle et de commandes de vol électriques, une efficacité rare pour un avion de combat supersonique.

Les 4 prototypes Mirage 2000 furent lancés fin 1975 officiellement. Enfin, après huit années de travail et de développement, le turboréacteur M 53 trouvait-il une application sérieuse !

La nouvelle version M 53-5 (5 500/9 000 kgp), dotée d'une aube de turbine travaillant à 1 235° C, et d'un régime augmenté en vol supersonique avec réchauffe, était mise au point en même temps qu'elle était industrialisée. La poussée frontale fit un bond en avant et le rapport poussée/masse atteignit la valeur de 6, remarquable pour un moteur capable de Mach 2,5.

S'agissant d'un avion monomoteur, il convenait de fiabiliser le propulseur en lui adjoignant des dispositifs de secours. A une prise de mouvement séparée pour les équipements de l'avion, étaient ajoutés des dispositifs de secours de régulation et de panne de carburant avec pompe électrique.

Une tuyère d'éjection peu encombrante, multivolets, à volets froids allongés pour réduire la traînée de culot de l'avion, fut développée. De nouveaux moteurs de développement et d'avionnage furent fabriqués et le premier M 53-5 tourna au banc en janvier 1977, après que le nouveau niveau de performances ait été démontré sur un M 53-2, spécialement préparé, en décembre 1976.

Comme on pouvait s'y attendre, les essais en vol sur Caravelle, puis sur Mirage F1 M 53 affecté à la SNECMA d'une part et les essais d'endurance systématiques d'autre part, firent découvrir une quantité de problèmes aéro-thermodynamiques et mécaniques qu'il fallait résoudre au plus vite. Le problème mécanique le plus ardu provenait de vibrations du rotor HP monobloc léger selon un mode axial et des modes diamétraux des disques arrière, et il est resté dans les mémoires car on a frôlé la rupture d'un rotor en vol. En attendant l'analyse et l'application des remèdes au rotor trop susceptible, on intensifia la surveillance des pièces pour la poursuite du développement, accéléré par la proximité de la production de série. On découvrit avec horreur que presque tous les rotors HP étaient fissurés et on entreprit, dans un premier temps, de les réparer en coupant les disques fatigués, et en en ressoudant des neufs au faisceau d'électrons. Sans avoir pu isoler la source d'excitation, une modification judicieuse de la forme des disques supprima tout risque de coïncidence fréquentielle sur le rotor et déblaya le chemin de la mise au point finale au banc et en vol.

Les prototypes de Mirage 2000 volèrent à partir de 1978, alors que les M 53 cumulaient, depuis le début, 8 000 heures d'essais. Il est clair que l'incertitude d'un vrai programme avion dans les premières années n'a pas incité à qualifier méthodiquement les moteurs pour une production en série problématique et une utilisation non définie. Ceci explique en partie la découverte tardive de certains problèmes. Mais en dépit d'une activité intense de la société, pour la certification du CFM 56-2 et le développement du CF6 32<sup>35</sup> avec le partenaire GE, des efforts particuliers furent déployés, et la SNECMA respecta les dates promises pour les moteurs spécifiés.

En juin 1979, le M 53-5 réussit son essai de type de 150 heures, dont près de 40 h à Mach élevé simulé en caisson d'altitude. Une première tranche de moteurs de série était commandée, pour livraison à partir de 1982.

Les Avions Dassault lancèrent en *private venture* (seuls les moteurs étaient prêts par l'État et préparés par la SNECMA) le biréacteur Mirage 4000 pour clients étrangers fortunés, désirant autonomie et capacité d'emport d'armement accrues. Les vols eurent lieu de mars 1979 à 1981, mais malheureusement aucun client n'acheta le bel avion...

---

<sup>35</sup> Moteur développé pour équiper les avions monocouloirs Boing 757, de 150 à 180 kN de poussée. Le développement en fut abandonné par GE, en 1979, car le marché était insuffisant pour 3 types de moteurs offerts (PNA2036 et RR RB 211-522).

## M 53 P2

Afin d'accroître la motorisation du Mirage 2000, en s'approchant d'une poussée égale au poids de l'avion, la SNECMA lança à partir de mi-1979, l'étude de la version M 53 P2 de poussée augmentée, en moyenne de 10 % dans le domaine de vol. Après des essais de compresseur au banc partiel, le premier prototype du moteur tourna au banc en juin 1981, et vérifia rapidement les poussées sec et réchauffe maxi de 6 800/9 700 kgp. Ce résultat fut obtenu avec un nouveau compresseur BP de 3 étages débitant 94 kg/sec, et avec une nouvelle aube de turbine HP à cavités, travaillant à 1 270° C à un régime augmenté de 10 600 tr/mn. Afin d'optimiser mieux la tendance naturelle d'accroissement du taux de dilution avec le Mach de vol, un détendeur variable fut introduit sur le flux secondaire, en remplacement du *spreader* fixe du M 53-5. Le calculateur de régulation fut conçu dans la technologie numérique et son autorité sur le fonctionnement devint complète. Les secours monomoteur furent conservés.

Au printemps 1983, alors que le M 53-5 reçut son bon de vol par le CEV, le M 53 P2 fut qualifié pour le vol qui eut lieu en juillet, sur Mirage 2000-01 affecté à la mise au point des moteurs en vol. Deux années y seront consacrées, tant la parfaite harmonisation du propulseur avec une cellule capable des évolutions les plus pointues, dans un domaine de vol élargi jusqu'à 20 000 m d'altitude, devait être complète.

Le M 53 P2 réussit, avec le Mirage 2000, la prouesse d'être commandé pour l'exportation avant de l'être pour l'armée de l'air française. Il est vrai que celle-ci reçut le premier avion avec M 53-5 en novembre 1982 et forma le premier escadron opérationnel mi-1984.

Les commandes arrivaient lentement, les temps étaient devenus plus difficiles, car la pression commerciale américaine devenait de plus en plus forte. Des marchés autrefois gagnés avec les Mirage III-ATAR, étaient perdus en Suisse et en Australie, mais d'autres furent gagnés. Signe des temps: 15 ans après la première commande de série, on n'avait pas atteint la barre des 1 000 moteurs vendus. La part des moteurs civils prenait progressivement une place prépondérante à la SNECMA, alors qu'elle entamait le développement du dernier moteur militaire, le M 88.

### Références bibliographiques:

- P. André, *Origine et développements des turboréacteurs ATAR*, Université technique Munich, octobre 1986.
- (Ouvrage collectif) *A propos de l'ATAR*, Burovit, octobre 1996.
- A. Bodemer, R. Laugier, *Les moteurs à pistons aéronautiques français*, Editions Larivière, 1987.
- A. Bodemer, R. Laugier, *L'ATAR et tous les autres moteurs à réaction français*, Editions J.D. Reber, 1996.



## APPENDICE 2

### LE MOTEUR LARZAC

par Jean-Bernard Cochetoux  
ancien directeur de programme au STA<sup>36</sup>.

Les sociétés SNECMA et Turboméca ont lancé à partir de 1965 des études pour réaliser un réacteur pouvant équiper un avion d'affaires, alors envisagé par la société DASSAULT (avion qui sera réalisé sous la désignation Mystere /Falcon 10 mais qui n'utilisera pas le moteur Larzac).

Il s'agissait d'un réacteur double corps, double flux d'une poussée de 10 kN dans sa version initiale -02. Turboméca était responsable des compresseurs et du relais d'accessoires, SNECMA de la chambre de combustion, des turbines et de la régulation.

La coopération a été officialisée en janvier 1969 sur une base paritaire et un groupement d'intérêt économique (GIE) : Groupement Turboméca-SNECMA (GRTS).

La première rotation du moteur Larzac-02 est intervenue en mai 1969 et le développement a progressé sans problème majeur. Un programme d'avion d'entraînement étant envisagé dans un cadre franco-allemand, le GRTS a proposé d'adapter le Larzac pour cette opération. L'avion Alphajet a été lancé en février 1972 ; l'avion était équipé de deux moteurs Larzac-04 C6 de 13 180N de poussée. Les motoristes allemands MTU et KHD ont été associés au programme de développement du moteur : en échange d'une participation financière forfaitaire limitée (50 MF) du gouvernement allemand, ils ont réalisé une faible partie des travaux de cette phase. Le GRTS, de son côté, recevait du gouvernement français un financement d'un montant forfaitaire jusqu'à la qualification (un financement en régie ayant repris la suite pour l'achèvement du développement).

L'homologation du moteur a été prononcée en mai 1974. La production de série a été réalisée sur la base d'un accord de coproduction entre les quatre industriels (SNECMA, Turboméca, MTU, KHD). Au total 1 250 moteurs ont été produits pour les besoins français (200 avions), allemands (175 avions) et de l'exportation.

Au cours de son utilisation, le moteur Larzac-04 s'est révélé endurant et fiable, apprécié par les utilisateurs (le cap du million d'heures de vol en utilisation a été atteint en 1995).

Sur la demande des services officiels allemands, une version développée a été lancée en 1982 : Larzac-04C20 de 14 200 N de poussée (réalisée à parité entre les deux pays). Elle a été homologuée en 1985. Seuls les Alphajet allemands ont été

---

<sup>36</sup> Il a été ultérieurement directeur général adjoint de SNECMA.

remotorisés avec la version –04C20 (cette remotorisation intervenant en même temps que leur retrait du service).

Ultérieurement, des tentatives ont été faites pour placer le moteur LARZAC sur d'autres avions :

- en 1992 auprès de l'avionneur MIKOYAN : avion MIG-AT avec essai d'un prototype. Cette opération n'a pas encore débouché sur une série ;
- en 2000, en Inde, auprès de l'avionneur HAL : avion d'entraînement HJT 30. La version Larzac H20 a été retenue.

## APPENDICE 3

### LE MOTEUR DE L'AVION DE COMBAT EUROPEEN

par l'ingénieur général de l'armement Jacques Bongrand  
ancien adjoint au chef du STPA/Mo et directeur d'études du M 88<sup>37</sup>

En juillet 1984, les ministres de la défense de cinq pays européens convenaient à Madrid d'étudier en commun un avion de combat d'une masse à vide ne dépassant pas 9,5 tonnes et répondant à un objectif d'état-major commun. Entre juillet 1984 et août 1985, un groupe de représentants des ministères de la défense allemand, anglais, espagnol, français et italien a tenté en vain de s'entendre sur les conditions de lancement du programme. Ces discussions se sont achevées avec la décision de l'Allemagne, de l'Italie et du Royaume-Uni, rejoints ensuite par l'Espagne, de lancer des travaux sur des bases que la France n'a pas acceptées.

Au cours des discussions, le principal désaccord affiché portait sur la priorité entre les différentes spécifications, les représentants français insistant sur le respect de la masse maximale, pour contenir les coûts et préserver la version embarquée, alors que les Britanniques privilégiaient les capacités opérationnelles. Bien entendu, la question du partage des responsabilités et des tâches était sous-jacente et l'on peut estimer que la coopération a échoué en particulier parce que chacun des principaux industriels britanniques et français concernés estimait (à juste raison comme l'a montré la suite des événements) que son gouvernement lancerait un programme si la coopération à cinq échouait.

Si l'essentiel des débats a porté sur le programme d'ensemble, le cas du moteur comportait des aspects particuliers qui peuvent être décrits séparément.

En premier lieu, SNECMA devait démontrer sa capacité à réaliser les parties les plus avancées d'un moteur d'architecture moderne, à plusieurs corps, afin de confirmer son statut de constructeur majeur de moteurs. Elle n'avait en effet jusque là assuré la réalisation complète que de moteurs à un seul arbre (ATAR des Mirage III, Mirage IV, Super Etendard, M 53 du Mirage 2000) et en tant que coopérant avec General Electric sur le programme CFM 56 elle était en charge des parties basse pression. Rolls-Royce avait en revanche une expérience plus étendue, ayant assuré la maîtrise d'œuvre du moteur RB 199 du *Tornado* et réalisant la famille de moteurs civils RB 211 à trois corps.

En second lieu, SNECMA et Rolls-Royce, qui avaient coopéré dans le passé (moteur Olympus de Concorde) étaient surtout en concurrence tant dans le domaine militaire, au même titre que Dassault et British Aerospace (le *Tornado* équipé de RB 199 s'opposant au Mirage 2000 avec son M 53) que dans le domaine civil, SNECMA étant alliée à General Electric, concurrent de Rolls-Royce dans le domaine des gros moteurs.

---

<sup>37</sup> à l'époque des pourparlers pour l'avion de combat européen.

Ces deux raisons expliquent que SNECMA et Rolls-Royce n'aient pu s'accorder malgré les efforts de conciliation qui ont été demandés du côté français à SNECMA au président Bénichou lorsque celui-ci a remplacé le président Ravaud.

Pour l'avion de combat européen, SNECMA présentait son programme de démonstration M 88 aboutissement d'un programme technologique de composants lancé en 1976 (opération « Dextre » d'expérimentation d'une turbine haute pression) tandis que Rolls-Royce, un peu moins avancé calendairement, proposait un moteur de conception voisine, légèrement plus ambitieuse, qui arriverait trop tard pour équiper les premiers avions prototypes.

Au cours des réunions préparatoires, la France s'est attachée à démontrer la crédibilité de son projet et les inconvénients d'une double motorisation des avions prototypes, tandis que le Royaume-Uni a fait valoir l'expérience éminente de Rolls-Royce et a cherché à tirer avantage de la coopération en cours avec l'Allemand MTU et l'Italien Fiat sur le moteur RB 199.

Le nœud du problème était que la maîtrise d'œuvre du corps haute pression, et en particulier des parties chaudes (chambre de compression et turbine), ne pouvait être partagée rationnellement en laissant une part technologiquement satisfaisante pour les deux principaux partenaires dont l'un voulait s'affirmer et l'autre cherchait sans doute à diminuer un rival.

En définitive, on peut estimer que la question du moteur, sans avoir été à elle seule la cause de l'échec de la coopération, restait non résolue lorsque les projets se sont séparés.

## APPENDICE 4

### LE MOTEUR M 88

par André Barbot  
ancien directeur du programme chez SNECMA  
actuellement directeur chez SNECMA

- Dès la fin des années 1970, services de la DGA, états-majors, industriels, lancèrent une réflexion et des pré-études afin de préparer l'après Mirage 2000 ainsi que le remplacement des avions existants de l'état-major de la marine : Étendard, Super étendard, Crusader, etc...

De leur côté, Britanniques, Allemands, Italiens et Espagnols se préparaient à l'après-*Tornado*...

- Les études françaises lancées par les industriels et en particulier SNECMA et Dassault-Aviation sous l'égide du Centre de prospective et d'évaluations ont permis de figer dès 1978 le portrait robot du futur moteur militaire. Les deux missions essentielles considérées dans le cadre de ces études, à savoir « pénétration » et « supériorité aérienne », avec leurs exigences différentes : faible consommation kilométrique pour la première et fortes poussées spécifiques pour la seconde sont là l'origine des compromis techniques réalisés. Dès cette époque les caractéristiques principales du M 88 étaient définies : moteur double corps/double flux, taux de compression élevé en restant compatible avec de bonnes performances à Mach élevé (environ 25, imposant de fait la formule double corps), températures d'entrée turbine aussi élevées que le permettent l'utilisation de nouveaux matériaux et de nouvelles techniques de refroidissement. La supériorité aérienne imposant un taux de dilution modéré et l'utilisation de la réchauffe.

Il s'agissait d'une grande première pour SNECMA dans le domaine militaire, à savoir un moteur double corps à taux de compression élevé conduisant à des architectures technologiques plus complexes que celles des séries ATAR et M 53.

- La réussite du programme ne pouvait donc être assurée que par le lancement préalable d'un important programme cohérent de recherches, de développements exploratoires, et par le lancement d'un programme de démonstration du moteur complet. Tous les composants du moteur ont fait l'objet de ce programme de démonstration technologique.

C'est ainsi que la turbine haute pression a vu sa technologie validée grâce à des machines expérimentales :

- MINOS : Montage Inter ONERA/SNECMA pour la validation aérodynamique. Validé dès le début des années 1970 ;
- DEXTRE : Développement EXploratoire Turbine REfroidie pour les validations thermiques et mécaniques. Quatre campagnes d'essais réalisées de 1979 à 1983.

Le compresseur HP (taux de compression 7 en 6 étages), a fait l'objet d'un important programme au banc partiel : le premier essai a eu lieu dès 1982.

La chambre de combustion, réalisant une augmentation de température des gaz de plus de 1 000°C sur une longueur d'environ 30 cm, a effectué son premier essai au banc en 1982.

Le compresseur basse pression (taux de compression 3.5 en 3 étages) a été validé dès 1983 au banc partiel.

Le corps HP, véhicule d'intégration des modules haute pression, dont la validation a été retenue en deux étapes :

- étape 1700°K : premier essai fin 1983 ;
- étape 1850°K : premier essai début 1987

La réchauffe, compacte à bras radiaux, a effectué son premier essai complet au banc en 1983.

La régulation numérique a été validée elle aussi en deux étapes :

- développement exploratoire SYREN (Système de régulation numérique) qui valida la technologie de microprocesseurs (1981) ;
- suivi par le développement exploratoire RENPAR (Régulation électronique numérique à pleine autorité redondante) qui a permis de valider pour la première fois à SNECMA l'architecture d'un système de régulation moderne, à autorité électronique complète sur un bloc hydromécanique lui-même réduit aux fonctions essentielles d'alimentation en carburant du turboréacteur (pompage, dosage, arrêt) (1987).

Et afin d'appréhender complètement et le plus tôt possible les problèmes d'intégration de tous ces modules devant fonctionner ensemble, il a été décidé de lancer en parallèle un démonstrateur complet du moteur M 88. Ce démonstrateur a fonctionné au banc début 1984 et depuis cette date jusqu'en 1988 plus de 10 campagnes d'essais ont été réalisées.

Ainsi dès 1985, SNECMA avait démontré sa maîtrise des technologies d'un moteur militaire moderne, dont les performances étaient supérieures à celles des moteurs existants dans la même gamme de poussée (F 404 et RB 199).

Il serait sans doute fastidieux de lister toutes les innovations fondamentales du M 88 validées dès cette époque et sur une période de temps limitée (entre 5 ans et 10 ans). On citera seulement :

- l'aérodynamique des compresseurs essentielle pour l'opérabilité du moteur ;
- la thermique et les performances d'une chambre de combustion compacte ;
- la thermique, l'aérodynamique, la mécanique d'une turbine haute-pression chargée et fonctionnant à température élevée (matériaux monocristaux (AM1) et systèmes de refroidissement complexes pour les aubages) ;
- les matériaux pour disques de compresseur (N 18) à hautes caractéristiques mécaniques et thermiques élaborés par métallurgie des poudres et assemblés par soudage friction ;
- la régulation numérique pleine autorité et la maîtrise de la sécurité de fonctionnement de logiciels critiques.

- Entre temps, la situation européenne concernant le futur avion de combat était en pleine évolution. Des discussions entre Royaume Uni, Allemagne, Espagne et Italie se déroulaient en vue d'aboutir à un éventuel programme d'avion commun au niveau Européen. Ces discussions ont échoué fin 1985, essentiellement en raison de divergences d'objectifs entre les états-majors sur les spécifications de l'appareil, la

France souhaitant un avion léger, la Grande-Bretagne un avion plus lourd. Au-delà de ces divergences fondamentales, on a reculé devant les difficultés liées à l'organisation industrielle complexe et à la difficulté de maîtriser les coûts de développement qu'un tel programme aurait présenté. D'autre part, il était essentiel pour SNECMA et Dassault-Aviation de conserver pour le futur un savoir-faire technique complet à la fois du moteur et de l'avion. Toutes ces raisons ont donc conduit à la rupture et au lancement en parallèle des deux programmes Rafale/M 88 d'un côté et EFA/EJ 200 de l'autre.

- Fin 1985, la volonté politique de lancer le programme Rafale/M 88 était présente et la technologie du M 88 était validée grâce aux acquis du programme de démonstration. En parallèle Dassault-Aviation était en cours d'acquiescer des résultats similaires grâce à son démonstrateur Rafale A équipé de F 404.

C'est donc tout naturellement que le programme de développement a été lancé par les services officiels dès 1986. Grâce à la confiance acquise au travers du programme de démonstration et pour la première fois, dans l'histoire des programmes de développement militaire, SNECMA a pu négocier sur une base financière forfaitaire avec participation aux coûts de l'ordre de 20 %.

Autre anecdote montrant le niveau de confiance acquis, le développement de l'avion Rafale a été lancé un peu plus tard et Dassault Aviation a accepté de monter des M 88 dès les premiers vols de ce nouveau prototype, alors qu'initialement des discussions avaient eu lieu pour envisager le démarrage du programme Rafale avec des F 404.

Le programme de développement s'est déroulé sans difficulté majeure. Les concepts, les architectures, les technologies étaient validés et bien validés. Tout s'est déroulé conformément aux plans initiaux et dans l'enveloppe budgétaire initialement estimée :

- premier essai au banc : février 1989 ;
- première épreuve de puissance : mars 1989 ;
- premier vol sur Rafale : février 1990 ;
- premier vol sur Rafale CO1 (bi-M 88) : mai 1991 ;
- homologation (épreuve T) : décembre 1995.

- Depuis, le M 88 poursuit son programme de mise en service. Quelques difficultés sont apparues liées pour la plupart à l'étalement de cette phase qui ne permet pas de disposer de matériels en nombre suffisant pour appliquer entre autres toute la rigueur des méthodes modernes de validation des procédés de fabrication.

D'autre part, des demandes d'amélioration de performances ont nécessité de revoir certains dimensionnements. Une version dite étape 4 est en cours d'homologation.

Enfin, afin de positionner l'avion Rafale/M 88 dans une bonne position sur le marché de l'exportation un ambitieux programme est en cours qui devrait permettre d'atteindre une poussée de l'ordre de neuf tonnes. Ce programme se révélant d'un coût limité grâce au concept de « famille » qui a présidé aux choix fondamentaux faits à l'origine du projet.





# APPENDICE 5

## SUR LA SOCIETE TURBOMECA

par Guy Decôme  
ancien cadre de Turboméca<sup>38</sup>

### TURBOMECA EN 2002 : PRESENTATION SUCCINCTE

Turboméca, vieille maison aéronautique française, connue depuis longtemps, est une entreprise atypique, pour beaucoup de raisons.

C'est de nos jours l'un des premiers fabricants de turbines de petites et moyennes puissances destinées à l'aviation, à l'industrie, aux transports. Et le numéro un mondial pour les turbines d'hélicoptères. Quelques chiffres : sur 46 000 moteurs Turboméca fabriqués, 18 000 sont en service chez 1 200 opérateurs, dans 120 pays. Cela représente, pratiquement, un quart du marché mondial, dans cette catégorie. (Valeurs de l'année 2000).

Signe particulier (peu courant dans l'industrie de haute technologie) : la modestie. Pas de placards publicitaires, pas, ou peu d'articles dans la presse. Le siège social se cache, loin de la capitale, au milieu des prairies de maïs, à Bordes, Pyrénées-Atlantiques, où se trouvent également les recherches et la principale unité de production. Bordes, petit village béarnais non loin de Pau, est donc une des capitales mondiales de la « turbine ».

Turboméca dispose, naturellement, d'autres centres de recherches et de production à Tarnos (Landes) et à Mézières-sur-Seine, près de Paris. Sans oublier la CGTM, à Pau-Uzein, chargée de l'adaptation des moteurs sur les cellules, et des essais en vol. Elle a su créer un réseau de filiales internationales (9, avec plus de 60 centres de maintenance et réparation en Europe, Asie, Amérique, Afrique)... et elle pratique, depuis plus de quarante ans, une politique de coopération européenne, principalement, avec le Royaume-Uni (Coopération avec Rolls-Royce) et l'Allemagne (KHD, MTU).

La société, créée en 1938, est restée longtemps indépendante, et non liée aux fluctuations boursières. Elle s'appelle toujours Turboméca aujourd'hui. Rares sont les entreprises pionnières de l'aéronautique – Dassault est l'exemple le plus fameux – qui ont pu conserver leur sigle, leur rang, leur prestige, après des décennies de restructurations, fusions, dissolutions, absorptions, intégrations et, parfois, désintégrations.

En 1989, après la mort de son patron fondateur, Joseph Szydlowski, Turboméca devint filiale du groupe Labinal, tandis que les héritiers du fondateur, à travers une holding, contrôlaient la société Labinal. L'intégration de Turboméca dans un groupe plus important était devenue indispensable, dans le contexte de crise, de concurrence acharnée et de réduction des crédits dans lequel se trouvait notre industrie. Labinal a respecté l'héritage du fondateur, en maintenant, et renforçant le pôle « petites et moyennes turbines » dans le Sud-Ouest (avec adjonction, en

---

<sup>38</sup> auteur de *Joseph Szydlowski et son temps* ou *L'aventure de Turboméca*.

particulier, de Microturbo, à Toulouse). Sonia Méton, dernière fille vivante de Joseph Szydowski est décédée en 1996.

Un dernier pas, attendu depuis longtemps, a été franchi récemment : en mai 2000, on apprenait que Turboméca allait quitter Labinal pour rejoindre le groupe public SNECMA... On retrouve ainsi appliquée la vieille idée d'une France-Moteur, en sommeil depuis deux bonnes décennies... Ainsi se trouve réalisée l'ambition du président de la SNECMA, Jean-Paul Béchat et de tous ses prédécesseurs : l'alliance des deux motoristes. Labinal n'aura pu conserver Turboméca qu'une décennie, malgré l'énergie de son patron, A. Halna du Fretoy. Il faut bien dire que, dans le contexte économique du début du troisième millénaire, l'alliance France-Moteur, sous l'égide de l'État, paraissait inéluctable.

Ces grandes manœuvres industrielles ont permis de prendre conscience de l'importance prise dans le monde aéronautique par la firme de Bordes, tant convoitée par de grands groupes étrangers, comme General-Electric et Rolls-Royce.

L'œuvre du père fondateur de Turboméca, Joseph Szydowski, est donc toujours bien vivante, dotée d'un potentiel technique et industriel de haut niveau. Elle administre la preuve que *big* n'est pas obligatoirement *beautiful* : à chacun sa taille optimum et sa taille critique. Cela dit, il n'est pas mauvais qu'un motoriste aéronautique, terrestre et maritime soit adossé à un grand groupe aéronautique national, responsable d'un capital économique, politique et technologique vital pour la France et l'Europe.

## TURBOMECA : LA GENESE. LES SEPT VIES DE JOSEPH SZYDLOWSKI

Il est impossible de parler de Turboméca et de ses grands succès d'après-guerre sans évoquer la mémoire de son patron-fondateur. Les deux sont indissociables, comme l'artiste et son œuvre. Joseph Szydowski, dont le nom fut beaucoup moins médiatisé que celui de Marcel Dassault, par exemple, a pourtant laissé un héritage considérable. Il est un des authentiques pionniers de l'aéronautique.

Joseph Szydowski, est né le 21 novembre 1896 à Chelm, en Pologne encore annexée par les Russes, dans une famille israélite peu fortunée. Sa formation est inconnue : il a un bagage technique (dessin, usinage, électricité) mais il n'est titulaire d'aucun diplôme d'études supérieures. Sans beaucoup de relations au départ, il n'avait vraiment que très peu de chances de devenir, un jour, patron d'une entreprise mondialement connue, fabriquant des turbines de très haute technicité. S'il y est arrivé, c'est moins par la chance que par la persévérance. Cet homme – petit, trapu – était un bloc de volonté. Telle était, physiquement, l'impression qu'il donnait. « Essayer, essayer toujours, disait-il, si vous échouez, changez de cap et recommencez. »

Sa carrière en est l'exemple : c'est une succession de chutes et de redémarrages.

### *Première vie*

Mobilisé dans l'armée russe en 1914-1918 et prisonnier des Allemands, il se trouva en Prusse Orientale à la Révolution russe. Il y resta et se maria avec une Allemande. Joseph Szydowski a commencé à travailler dans l'Allemagne de Weimar, en 1920. Doté d'un culot monstre il se fait appeler « l'ingénieur polonais Szydowski ». Mais il ne fait pas qu'inventer sa carte de visite : il invente des matériels, dépose des brevets dès 1920, en particulier, dans l'automobile :

carburateur polycarburant, benne pour camions, etc. Brevets qui sont utilisés sur des véhicules de série. Il a l'art et la manière de se faire des relations. Il devient ingénieur conseil dans plusieurs maisons, dont Krupp (département camions) et Junkers (département moteurs). D'où une nouvelle série de brevets concernant les moteurs d'avion (de 1925 à 1928).

Mais en 1930 l'Allemagne commence à se couvrir de bannières nazies. Joseph Szydowski comprend vite et anticipe. Il a aussi quelques relations en France, bien qu'il n'y soit pas très connu. De toute évidence, il y jouit d'un certain prestige dans les milieux spécialisés. Il lâche toutes ses affaires en Allemagne. Il part en France, avec, en poche, un marché du ministère de l'Air français, concernant un moteur d'aviation Diesel de son invention.

### *Deuxième vie*

Il repart à zéro, en 1930, dans un atelier de la SAMAC<sup>39</sup> à Courbevoie, puis dans un atelier Salmson, à Billancourt.... Le ministère lui « affecte » un collaborateur de valeur : André Planiol, directeur de la SAMAC, Sup-Aéro, docteur es sciences, théoricien et praticien. Les deux hommes, totalement dissemblables, ne s'entendront pas. Mais Joseph Szydowski apprendra beaucoup avec son collaborateur forcé.

Après plusieurs démonstrateurs, son moteur Diesel définitif (le S 18, de 18 cylindres) sort chez Salmson. Hélas ! le moteur casse aux essais de réception en novembre 1936. Du même coup, sont enterrés dix ans de travaux et de brevets (déposés de 1929 à 1933). Un coup très dur, mettant en cause le principe du moteur. Et surtout, c'est le concepteur qui est mis en question à travers son œuvre unique... Va-t-il déclarer forfait ?

### *Troisième vie*

Comme chacun le sait aujourd'hui, un moteur Diesel, solide percheron, peut devenir aigle grâce au compresseur de suralimentation en air. Cela n'avait pas échappé aux deux spécialistes qu'étaient Szydowski et Planiol. Ne trouvant pas de compresseur à son goût, ni en France, ni à l'étranger (il avait même consulté le « pape » du compresseur, Auguste Rateau), Szydowski avait décidé de fabriquer le sien propre pour son Diesel S 18.

Si le S 18 a cafouillé, ce ne fut pas le cas de son compresseur, qui se révéla excellent. Cela n'a pas échappé non plus aux ingénieurs du Service technique aéronautique. Cela s'est traduit par le marché 1015/7 pour un compresseur d'air, signé par le ministre de l'aviation Pierre Cot, le 30 septembre 1937. Il ne s'agissait plus de suralimenter des Diesel, mais des moteurs pour avions militaires rapides... De dieséliste, Joseph Szydowski devient spécialiste en compresseurs. Il avait plongé dans la trappe de l'échec : il en émerge, ressuscité. Il revient de loin, il en est conscient.

Un compresseur ! C'est peu de choses, direz-vous. Mais c'est sur ce peu de chose que sera bâti Turboméca.

Disons, pour simplifier, qu'en 1937, le ministre de l'Air avait pris conscience que la France, influencée par les thèses pacifistes développées après 1918, avait pris beaucoup de retard, entre autres, dans la course à la puissance pour les moteurs d'avions et les compresseurs de suralimentation. Le retard était net par rapport aux

---

<sup>39</sup> Société anonyme de mécanique automobile COZETTE

Anglais et aux Américains ; il était dramatique par rapport à l'Allemagne nazie, dont le réarmement à outrance battait son plein. Les avions français se faisaient ridiculiser dans les meetings et les courses, par les avions allemands et italiens. Dès lors, les ingénieurs de la Direction technique ont misé sur le compresseur miracle de Szydlowski-Planiol, qui allait permettre de doper rapidement les moteurs français, les remettre à niveau – et de le faire savoir aux voisins d'en face.

Le marché de 1937 sera suivi de deux autres en 1938. Ce qui rendra nécessaire la création, le 30 septembre 1938, d'une société sise chez Salmson, à Billancourt : Turboméca. C'est, comme par hasard, au moment de l'affaire de Munich, premier tocsin annonçant la guerre de 1939-1945. L'aventure de Turboméca démarre donc là, sous l'égide du gouvernement Daladier, avec, en bruit de fond, celui des bottes nazies.

Le prototype de 1937 aboutira au compresseur S 39 dit « à circulation variable » (appelé ainsi, car il avait un système de régulation automatique de l'air en fonction de l'altitude). Ces compresseurs, qui permettraient un gain de puissance de près de 10 % aux altitudes de combat, seront montés sur plusieurs types de moteurs. En particulier, le Gnome & Rhône 14 R, et surtout, l'Hispano-Suiza 12 Y de 910 ch, destiné au Morane 406 et au Dewoitine 520 – le meilleur appareil de chasse français de 1940. Le 12 Y connaîtra d'autres versions plus puissantes.

La guerre est déclarée en septembre 1939. Turboméca reçoit, mais un peu tard, une commande massive de 1 200 compresseurs, destinés aux 1200 D 520 et leurs moteurs HS12 Y 45. C'est à ce moment que l'usine de Mézières-sur-Seine sera créée<sup>40</sup>.

L'atelier de chez Salmson étant insuffisant pour assurer une production de série, le ministère de l'Air fait lancer parallèlement la fabrication du S 39 chez Ford-Poissy et chez Hispano-Suiza à Colombes. Joseph Szydlowski saura dire, bien plus tard, « qu'il avait cédé gratuitement la licence à Ford-Poissy et Hispano ». Et pour la première fois Hispano et Turboméca entraient dans une coopération industrielle<sup>41</sup>.

La mise au point du moteur 12 Y équipé du compresseur S 39 fut difficile. Elle fit entrer la France dans le domaine des moteurs surpuissants – domaine où le retard par rapport aux moteurs anglais, américains, italiens et allemands était toujours flagrant<sup>42</sup>.

Il y eut des problèmes du fait du gain de puissance obtenu avec le S 39, au niveau des hélices, du refroidissement, et surtout des carburants<sup>43</sup>.

Le résultat fut que, malgré le nombre important de D 520 produits avant la défaite de 1940 – 437 appareils et 600 compresseurs produits en 7 mois<sup>44</sup> – il y avait seulement une centaine de D 520 en ligne lors de la fatale offensive allemande de mai 1940, prélude à la débâcle française. Le désastre français a été total, écrasant, pour beaucoup de raisons qu'il serait trop long d'énumérer ici. Mais une des raisons

---

<sup>40</sup> Cette usine existe toujours. Elle produit principalement des petites pièces pour la maison-mère.

<sup>41</sup> La Suisse acheta la licence du moteur HS 12 Y avec celle du S 39 pour leurs chasseurs Morane 406 fabriqués sous licence également.

<sup>42</sup> Le fameux *Spitfire* dérive d'un appareil britannique vainqueur de la coupe Schneider, course de vitesse à laquelle la France avait cessé de participer.

<sup>43</sup> Anglais, Allemands, et surtout Américains utilisaient des carburants à haut indice d'octane (indice 100). Les Français en étaient restés à l'indice 70.

<sup>44</sup> Source Docavia et archives Joseph Szydlowski. Sur les 600 compresseurs produits, 336 sortaient des ateliers Turboméca, les autres, de chez Hispano et Ford.

était la faiblesse impardonnable de l'aviation française – première au monde en 1918.

Il n'était pas mauvais d'insister sur cette période. Les chercheurs qui se pencheront plus tard sur l'histoire de l'aéronautique française et de ses extraordinaires succès d'après guerre jusqu'à aujourd'hui, doivent être conscients de ceci : les techniciens et ingénieurs, les responsables politiques et militaires du ministère de l'air de Vichy, de la Libération, et des gouvernements suivants, étaient d'accord sur ce point : *plus jamais ça !*

A partir de cette devise, jamais écrite, mais gravée dans les cœurs, fut posé le fondement de l'aéronautique française future.

#### *Quatrième vie*

Le 16 juin 1940 : débâcle. Turboméca, son personnel, ses deux patrons, sont évacués sur Saint-Pé-de-Bigorre, avec une petite partie des machines-outils. L'armistice est signé le 22 juin. Le sort de l'aviation française paraît scellé. Turboméca est devenu sans objet.

Mais tant Szydlowski que Planiol n'ont pas l'intention de se saborder. Ils mettent en place un programme de reconversion civile (axé sur les turbo-compresseurs de gazogène). D'autre part, le gouvernement de Vichy ne tardera pas, en 1941, à passer à Turboméca une commande de plus de 1 000 S 39, destinés à l'entretien, et à la fabrication de D 520 neufs pour l'armée d'armistice autorisée par Hitler, et stationnée en France non occupée et en Afrique du Nord.

C'est en cette époque difficile et noire que le site de Bordes, vaste propriété près de Pau, est acheté par Joseph Szydlowski pour monter un premier atelier, et l'équiper en machines récupérées un peu partout. Il utilise un effectif de plus de 300 personnes.

Folie, pouvait-on dire. « Quels sont ces gens qui bâtissent une usine sur un bateau qui coule ? » Szydlowski a osé. Mais l'usine est restée. Elle sera la mère des grands succès d'après guerre. une des personnalités de la Direction technique aéronautique, Louis Bonte disait :

« Plus la situation était sombre et catastrophique, plus Joseph Szydlowski voyait loin, voyait grand... ».

Volonté prophétique ou obstination dangereuse ? Joseph Szydlowski était doté d'un solide bon sens bien terre à terre... que, parfois, on avait du mal à suivre... jusqu'au jour où il arrivait à son but.

Malgré les lois anti-juives de Vichy, il resta à son poste de patron de Turboméca, sous couvert d'un administrateur provisoire nommé par Vichy. Il ne fut pas persécuté comme le fut Marcel Bloch, futur Dassault – du moins, pour l'instant. Le ministère voulait envoyer Joseph Szydlowski en mission aux États-Unis (pour résoudre, surtout, le problème qu'il soulevait : celui d'être israélite). Il refusa tout net – malgré le risque qu'il prenait : celui de se retrouver dans un quelconque camp de la mort, comme Dassault ? C'est Planiol qui partit... Ce voyage fut d'ailleurs important pour Turboméca, nous le verrons.

L'invasion de la zone sud de la France par la Wehrmacht, le 11 novembre 1942, vint effacer la fiction du gouvernement de Vichy, qui était, en fait, prisonnier du pouvoir militaire nazi... L'armée d'armistice, dissoute, donna beaucoup de cadres à la résistance. Et l'armée d'Afrique se joignit aux troupes alliées et aux troupes gaullistes pour la reconquête des territoires occupés...

Szydowski manqua de peu l'arrestation par la Gestapo, grâce à un gendarme, Paul Escouboué, qui vint l'avertir. Avec un sauf-conduit de la préfecture de Tarbes, il parvint à s'enfuir en Suisse, où il était connu dans l'armée de l'Air fédérale qui utilisait les compresseurs Szydowski-Planiol... C'était sa troisième évasion devant les nazis... L'usine de Bordes fut dépouillée de ses machines par les Allemands et réquisitionnée pour réparer des camions de la Wehrmacht.

### *Cinquième vie*

Vient la Libération de la France, été 1944. Le pays – comme Turboméca – se trouve au niveau zéro de l'économie, des finances, de l'industrie. Les destructions sont immenses. Vouloir refaire une aéronautique, à cette époque, relève du domaine de l'utopie. La France, très affaiblie, est entourée de puissances industrielles – États-Unis, GB, URSS – dont l'aviation se trouve à des niveaux jamais atteints. La France, disent les gens raisonnables, ne pourra jamais, c'est sûr, rejoindre le peloton des grands. L'écart est trop immense.

Il se passe alors, quelque chose d'assez extraordinaire : Joseph Szydowski mise sur la France et le redressement de son aéronautique. Il pourrait refaire carrière en Suisse, et même aux États-Unis, où Planiol a monté une société, Stratos... Un Planiol qui, d'ailleurs, ne croit pas au redressement rapide du pays. Il compare le miracle américain au chaos français...

Non. Joseph Szydowski n'est pas d'accord. Dès septembre 1944, il est de retour sur le site sinistré et quasi-désert de Bordes. Sa devise est : « Je recommence. » Il rameute ses troupes, fait le tour des bureaux du ministère, récupère ses machines-outils, obtient des commandes. Le ministre de l'Air, Charles Tillon, sous l'impulsion du gouvernement provisoire de Gaulle, a d'ailleurs, passé les consignes à ses services : « Maintenez en activité les usines d'aviation. Passez des commandes. » Ce qui fut fait, non sans erreurs. Le gouvernement veut une aviation française. En fait, tout le monde parie sur l'avenir...

Mais il faut insister aussi sur un phénomène d'importance considérable : dès la capitulation du *Reich* (le 8 mai 1945), les Anglo-saxons et les Russes partent à la chasse aux cerveaux germaniques en fuite. C'est l'opération *Paperclip*. Les Français se lancent naturellement, dans ce « safari » nouveau genre et récupèrent de nombreux spécialistes aéronautiques allemands et leurs documents. Les ingénieurs allemands souhaitaient être pris par les Américains, mais, à défaut, ils préféraient les Français aux Soviétiques. C'est ainsi que le Groupe O, avec le Pr. Æstrich, sera constitué près du lac de Constance. Il sera l'origine du fameux turboréacteurs ATAR 101 de la SNECMA. Mais ce qui est moins connu, c'est que Turboméca se mit également sur les rangs des chasseurs de têtes, avec la bénédiction du ministère.

A l'origine de cette nouvelle « battue », était un choix stratégique entre deux points de vue cohérents mais contradictoires : d'une part, les idées prudentes de Planiol, qui, depuis les États-Unis, conseillait plutôt de se spécialiser dans les compresseurs pour le conditionnement d'air des grands avions de ligne nouveaux, et de ne pas se lancer dans les turboréacteurs, synonymes de puissance, et apanage des grands états industriels vainqueurs... D'autre part, il y avait les idées de Szydowski, qui était persuadé du contraire<sup>45</sup>. Quant aux responsables du ministère de l'Air, tout en étant conscients de l'avenir des petites turbines, ils avaient l'ambition, si peu raisonnable à

---

<sup>45</sup> André Planiol et Joseph Szydowski, dont les disputes étaient célèbres, finirent par se fâcher pour de bon et se séparèrent. Planiol, naturalisé américain, mourut aux États-Unis en 1955.

l'époque, de lancer l'aéronautique française dans la fabrication des gros turboréacteurs, ce qui correspondait parfaitement aux idées de Szydlowski. Il fut donc envoyé en mission officielle en Allemagne avec quelques fidèles, et l'un des patrons de la Direction technique, André Vialatte. La mission est de récupérer des spécialistes allemands en turboréacteurs – et leurs projets.

Une Turboméca-Allemagne fut ainsi créée avec un bureau d'études de 150 personnes, dont des sommités aéronautiques, situé à Bregenz, en Autriche, près de Lindau, au bord du lac de Constance.

La direction de cet établissement fut donné à Friedrich Nallinger, un des pères du moteur du Messerschmitt 109. Il fut mis sur un projet assez pharaonique d'origine Daimler-Benz. C'était le B 701, un réacteur de 7 tonnes de poussée, qui devait pouvoir être monté en barillet de 6 moteurs pour développer 42 tonnes ! Le ministère de l'Air, prudent, avait signé pour une étude sur le 7 tonnes, avec un prototype pour commencer. C'était déjà beaucoup.

Mais la décision commune de Szydlowski et de la Direction technique fut excellente. Car Bregenz eut pour Turboméca une importance capitale :

- pour la première fois, Joseph Szydlowski était à la tête d'un grand bureau d'études, constitué avec les éléments provenant de prestigieuses sociétés allemandes. Jusqu'à présent, il avait travaillé avec une PME et trois ou quatre ingénieurs, de talent certes, mais de peu d'expérience au départ – mis à part Planiol, authentique savant et spécialiste de la thermodynamique et de ses applications. Joseph Szydlowski revenait dans le monde des Krupp et autres Junkers, qu'il avait fréquentés autrefois en tant que conseil ;

- et surtout, ce bureau d'études amenait à Turboméca, spécialiste des compresseurs, la technologie des turbines à gaz et turboréacteurs. Incontestablement, l'arrivée des ingénieurs allemands à Turboméca fut une chance pour cette société.

Mais l'affaire du B 701 ne dura pas très longtemps : en 1946, l'équipe Nallinger est transférée dans la région de Turboméca (à Nay, près de Bordes)... Fin 1947, le projet du 7 tonnes de poussée est abandonné, ainsi, hélas, qu'un projet plus réaliste de turbopropulseur de 2 500 ch. Cela, au profit du projet militaire ATAR du groupe allemand Œstrich de la SNECMA. Nallinger démissionne ; la plupart des Allemands s'en vont, sauf une douzaine qui s'intégreront parfaitement et feront carrière à Turboméca. Parmi eux : Willy Syring, futur patron des études – en 2<sup>e</sup> rang après Joseph Szydlowski.

Encore une fois, après ces amputations lourdes, Szydlowski va devoir repartir de presque rien. C'était, décidément, son destin...

### *Sixième vie : les intuitions créatrices*

Car il ne reste pas grand chose au fond de la marmite : essentiellement, les fameux compresseurs de 1940, encore utilisés pour les moteurs à pistons presque périmés des avions de 1946 : les Gnome & Rhône 14 R qui équiperont pas mal d'avions français après la Libération, ainsi que les Hispano 12 Z, utilisés sur des prototypes français et souvent pour remotoriser les Messerschmitt 109 d'origine allemande<sup>46</sup>. De l'énorme B 701, ne subsiste qu'une minuscule turbine, la B 781, qui devait servir de démarreur au monstre. Avec cela, ce sera dur de faire bouillir la

---

<sup>46</sup> En Espagne et en Yougoslavie, par exemple.

marmite pour nourrir l'équipe. Et il faut savoir, en sus, que Szydlowski a horreur de se séparer de son personnel...

C'est l'époque où Turboméca, dédiée à la monoculture avec les affaires du S 18, puis du compresseur S 39, puis du B 701, va enfin se tourner vers la polyculture.

C'est la pression des événements qui sera déterminante... On se lancera dans la sous-traitance pour l'agriculture et l'automobile, dans les ventilateurs de mines, les compresseurs de hauts-fourneaux, les centrifugeuses, les pompes à chaleur, les compresseurs de pressurisation (chers à Planiol), et surtout les compresseurs de 1 500 kW et 9 000 kW pour les bancs d'essais de la SNECMA<sup>47</sup>. Tout cela, en attendant, au delà de 1960, les centrales à énergie totale, les groupes auxiliaires de puissance, les pompes à incendie, les pompes pour méthaniers, les turbo-pompes pétrolières, etc...

Grâce à cette politique, fortement encouragée par le ministère, Turboméca fut dotée de nombreuses et précieuses mamelles de secours. Il faut dire aussi que la taille de Turboméca, sa souplesse, le calibre de ses produits, permettent plus facilement la diversification... Il est certain que c'est une des raisons pour lesquelles Turboméca est toujours aujourd'hui parmi nous. Il y en a d'autres...

Mais revenons aux turbines aéronautiques.

Lorsque Szydlowski apprit l'abandon du B 701, sa réaction fut laconique et dans son style : « Puisqu'ils ne veulent pas de mon gros moteur, j'en ferai des petits... »

André Vialatte, à la DTI, avait eu la même idée, avant même l'abandon du B.701. Il pensait que la petite turbine de démarrage B 781 pouvait servir à propulser des avions léger, tels que le Norécrin, et à fournir de l'énergie de bord aux gros appareils. Il demanda à Turboméca d'étudier la question.

Il faut saluer ces réactions. A cette époque, la turbine à gaz aéronautique était surtout considérée comme moyen pour dépasser la limite de puissance des gros moteurs d'avions à piston (au delà de 3 500 ch, on obtenait des monstres). Mais Vialatte et Szydlowski, avec quelques autres, avaient compris que la turbine pouvait être utile, également, dans les gammes de puissance faibles ou moyennes. D'ailleurs, en 1947, Boeing sortait une petite turbine, la 500, pesant 39 kg et développant 68 kg de poussée, avec une version 502 turbopropulseur de 203 ch. Cette machine, pourtant intéressante, n'eut pas d'applications significatives... Les Américains, en fait, ne croyaient pas trop en cette formule. Ils avaient d'excellents moteurs à pistons, plus puissants, moins chers. A quoi bon un produit nouveau ?

De la double décision de Vialatte et Szydlowski, va naître la turbomachine à partir de laquelle se développera l'arbre généalogique des machines qui permettront à Turboméca de connaître le succès dans le monde entier.

#### ◦ *L'Orédon*

Dès la décision prise, chez Turboméca, c'est l'allemand Georg Oberländer qui fut chargé de dessiner un turbomoteur évolué du B.781, aidé d'autres spécialistes, tels que le français Castan (compresseurs), le Dr Otto Schmidt (roue d'entrée du compresseur), le Dr Kühl (thermodynamique), Hamola (résistance des matériaux), Uebelacker (palier arrière à 3 bras articulés). Le travail était suivi de très près, sur la planche, par Joseph Szydlowski (dit « Jojo », « Pépito », ou « papa »). Oberländer raconte que celui-ci discuta beaucoup sur le dessin... Quand il le jugea correct, il le roula sans rien dire, partit le soir même pour Paris, le montra à Vialatte, qui donna son accord. C'était en 1947.

---

<sup>47</sup> Nous ne savons pas s'ils furent réalisés.



Cette turbine, nommée « 60 chevaux », puis TT 782, puis, en 1950, Orédon, développait 140 chevaux. Elle ne connut pas un très grand succès. Mais c'est l'ancêtre des turbines de Turboméca.

L'architecture de l'Orédon (compresseur et injection centrifuges) sera celle de tous les moteurs Turboméca, jusqu'aux turbomoteurs Arriel et Makila, toujours en fabrication. Bien sûr, des améliorations constantes furent apportées aux modèles de base. En particulier, par l'adjonction de roues axiales au compresseur centrifuge. Il est à remarquer aussi que le Turmo, son dérivé, le Makila, ainsi que l'Arriel sont à turbine de travail libre, comme l'ancêtre sacrifié B.781<sup>48</sup>. mais l'Orédon est bien la base des grands succès de Turboméca, malgré les débuts pénibles au banc de sa première version nommé « 60 ch » Si pénibles que les Allemands de Turboméca l'avaient surnommée (avec de gros rires) « la turbine moins 60 ch » car, au banc, elle délivrait moins de puissance qu'elle n'en consommait... Il en fallait plus pour émouvoir Joseph Szydlowski, qui suivait toujours l'affaire de très près, et qui en avait vu d'autres... Le succès vint couronner son indéniable flair, et sa formidable persévérance.

Vialatte, comme promis, utilisa l'Orédon comme groupe générateur en l'accouplant à un alternateur Alsthom, pour fournir de l'électricité à bord du gros quadrimoteur civil de 73 t. Armagnac, sorti en 1949<sup>49</sup>... Soit dit en passant, cet appareil, fabriqué en 8 exemplaires seulement, fut mis en service sur les liaisons militaires France-Indochine et ne posa pas de problèmes particuliers, semble-t-il.

#### ◦ *Le Piméné*

Mais pour suivre la montée vers le succès, il faut parler maintenant d'un micro-réacteur qui, pourtant n'eut guère de retombées commerciales, le Piméné, de 80, puis 110 kg de poussée, dérivé directement du turbomoteur Orédon.

La légende dit que le Piméné est né sur une intuition de Szydlowski, qui, devant un essai difficile de l'Orédon au banc, aurait dit, dans son langage :

« Enlevez-en moi une roue de turbine. on verra ce que ça n'en donne... »

Cela donnait tout simplement un turboréacteur. En supprimant la 2<sup>e</sup> roue de turbine, on supprimait aussi la prise de mouvement, et on ne récupérait plus un mouvement mais une poussée par éjection des gaz à l'arrière. Le TR 011 était né. C'était le futur réacteur Piméné.

Mais que faire de ce nain mis fortuitement au monde à l'époque des puissants turboréacteurs militaires ?

Or, non loin de Pau, à Aire-sur-Adour, se trouvait un original genre Szydlowski, Pierre Mauboussin. Il était directeur, chez Fouga – un autre original qui avait transformé son atelier de menuiserie en usine d'aviation. Évidemment, il fabriquait de avions légers, de préférence en bois. Ce n'était pas mal vu, le ministère relançant l'aviation légère.

Il semble que ce soit Mauboussin qui soit venu voir Szydlowski. Ou le contraire. Peu importe. Mauboussin – et son ingénieur Robert Castello – cherchent un petit moteur pour affranchir leurs planeurs de la servitude du remorquage (c'est, en fait, l'idée du moto-planeur). Ils rencontrent Szydlowski, qui leur propose, tout naturellement, son turbomoteur TT 782 (à hélice, donc) pour un avion léger à définir. Mauboussin insiste sur son idée de planeur motorisé. Il pense que la solution, c'est le réacteur léger. Joseph Szydlowski, contrairement à son habitude, se laisse

---

<sup>48</sup> L'Arriel, de 860 ch est le moteur de l'hélicoptère Ecureuil, le Makila, de 1870 ch, celui du Super-Puma.

<sup>49</sup> L'Armagnac était pressurisé par un compresseur PC 13 Turboméca.

convaincre, d'autant plus facilement que le réacteur, il l'a : c'est le TR 011, de 80 kg de poussée, futur réacteur Piméné. L'affaire est conclue.

Ce réacteur sera monté sur le planeur d'acrobatie CM 8-13, commandé par l'Aviation légère et sportive. Son empennage en V deviendra célèbre : il fera le tour du monde.

Son superbe *design* sera très remarqué au salon aéronautique de 1949, sis au Grand Palais. Le premier vol eut lieu le 14 juillet 1949, avec, comme moteur, le Piméné, de 110 kg de poussée. Ce fut le premier réacteur français à prendre l'air.

Pour la petite histoire : ce jour là, la turbine fut mise en route avec, comme démarreur, une chignole électrique...

Le planeur, appelé Cyclone, puis Sylphe, à cause des Américains, qui craignaient, sans doute, la concurrence avec le moteur *Cyclone* (!) fut présenté dans de nombreux meetings aériens de par le monde, y compris aux États-Unis, au meeting de Miami, avec des pilotes prestigieux, comme Marcel Doret et Fred Nicole. C'était en janvier 1950. Le succès du *whistling glider* fut immense.

En fait, le Sylphe, échec commercial, fut un extraordinaire démonstrateur, une remarquable maquette publicitaire... Il démontrait l'existence d'un immense domaine potentiel pour les petites turbines à gaz d'aviation. Joseph Szydlowski prit, en cette occasion, des contacts avec le monde américain, en particulier, avec Continental, qui devint, plus tard, l'un des plus grands licenciés de Turboméca. On peut remarquer que la percée de Turboméca aux États-Unis n'est pas venue d'André Planiol, vice-président de la société Stratos, division de Fairchild Engine Co USA, spécialisée dans les compresseurs. Non : il est venu d'un planeur fabriqué dans une ex-entreprise de menuiserie d'Aire-Adour, propulsé par un turboréacteur démarré à la chignole, fabriqué à Bordes (PA), commune dédiée, à l'époque, aux cultures maraîchères et aux vaches laitières.

*Septième vie : doublé magique. La grande allée vers le succès*

◦ *Le Marboré.*

Le vrai succès vint peu après. En 1949, Vialatte, toujours lui, commande à Turboméca un turboréacteur d'appoint évolué du Piméné pour la fameuse tuyère thermopropulsive Leduc, afin de lui éviter d'atterrir en vol plané et de se « crasher » dans le Crau, la tuyère ne marchant qu'à grande vitesse. Ce sera le Marboré II de 400 kg de poussée, un moteur rustique et solide, d'une puissance confortable par rapport au Piméné.

En mai 1950, éclate la guerre de Corée : événement capital, d'une gravité extrême. La guerre froide entre le monde communiste et les alliés occidentaux devient chaude. C'est l'heure du réarmement occidental, sous l'égide de l'OTAN. Il faut des avions de chasse. Donc, il faut des pilotes. Donc, il faut des avions d'entraînement. Le Sylphe n'est plus à l'ordre du jour. Mauboussin a dans ses cartons, un joli bi-Piméné d'entraînement. Il va en faire, avec le feu vert de l'état-major, le CM 170 R Magister, muni des deux Marboré primitivement prévus pour le Leduc. Muni, aussi, du célèbre empennage en V, le Magister, sorti en 1952, sera choisi par l'OTAN et utilisé dans de nombreux pays. Il sera construit en RFA. En tout, plus de 5 400 Marboré seront fabriqués, plus 12 000 chez Continental, aux États-Unis, pour des engins cible<sup>50</sup> Cela n'est qu'un court résumé de l'histoire du succès du tandem Magister-Marboré...

---

<sup>50</sup> J. Szydlowski n'hésitait pas à vendre ses licences à l'étranger. On peut y voir trois raisons :

Ajoutons que le Marboré sera également utilisé sur de nombreux autres appareils, de toutes marques et de toutes nationalités... et sur engins cible CT.20<sup>51</sup>.

Tel fut le résultat d'une certaine rencontre, par un beau matin béarnais, entre un certain Mauboussin et un certain Szydowski...

◦ *L'Artouste.*

Le Marboré fut donc le prestigieux petit-fils de l'Orédon. Mais il ne faut pas oublier que l'Orédon eut aussi un glorieux fils : l'Artouste. Sorti en même temps que le Marboré, en 1950, l'Artouste est un turbomoteur à turbine liée. C'est un gros Orédon de puissance double (280 ch, en version I).

Il formera avec le Marboré, le « doublé magique ». Pour raconter l'histoire de l'Artouste, il faut remonter à 1946.

Au salon de 1946, non loin du stand Turboméca, la SNCASO présente un très joli hélicoptère. C'est le SO 1110 Ariel II équipé d'un moteur Mathis de 170 ch, entraînant lui-même un compresseur Turboméca, pour alimenter en air des petites chambres de combustion au bout des pales du rotor afin de l'animer. Efficace mais bruyant. Les Ariel II et III suivront. Ce dernier, équipé d'une turbo-soufflante Arrius II à la place du Mathis, sera le premier hélicoptère à turbine au monde à voler, en 1951. En janvier 1953, le SO 1220 Djinn suivra, équipé d'un générateur d'air Palouste de 240 ch<sup>52</sup>. Le soufflage d'air en bout de pales est maintenu... sans les petites chambres de combustion. C'est mieux. Moins bruyant. Plus économique.

Ce petit biplace, commandé en série pour l'armée, fit parler de lui. Son pilote d'essai, Jean Dabos, va battre le record du monde d'altitude pour hélicoptères toutes catégories en 1953, puis 1957. Il causa avec la Suisse un incident diplomatique de la plus haute importance et rapporté ci-après.

Le Djinn fut conçu, d'après la fiche-programme, comme plate-forme d'observation télécommandée avec émetteur télévision, il devint mono, puis biplace. Léger, très rustique, pas beau – il a un *look* style « tas de ferraille » - il se révéla comme un excellent appareil à tout faire : appareil de liaison, d'observation de sauvetage en montagne ou ailleurs... Il a « fait » l'Algérie.

Il fut le premier hélicoptère français ainsi que le premier hélicoptère à turbine (au monde) commandé en série<sup>53</sup>. Le premier vol eut lieu le 2 janvier 1953... et Jean Dabos, le 11 décembre 1953, battait le record mondial d'altitude de sa catégorie avec 4 789 m... Rappelons que le premier vol de l'Alouette eut lieu le 12 mars 1955, et que le Bell à turbine XH 40 *Iroquois*, ne vola qu'en octobre 1956... L'Alouette effaça le Djinn. C'est dommage. Car c'est le Djinn – petit génie farceur – qui fit le printemps.

Farceur, il était. D'abord, en battant les records du monde d'altitude avec un culot indécent. En novembre 1953, aux essais au Mont Genève, quelqu'un dit : « Le record du monde d'atterrissage en altitude est américain : 3 000 mètres dans les

---

1 : Les royalties. 2 : Un moyen d'éviter le piratage. 3 : Une ouverture sur le monde extérieur (sur une coopération internationale avant l'heure...). Cela dit, avec succès, il défendait bec et ongles l'identité de l'aéronautique française... et celle de Turboméca.

<sup>51</sup> En particulier, le Morane 760 Paris (1954), l'espagnol HA 200 R Saeta (1955), les américains Cessna XT39 (1954) et Beechcraft *Jet Mento* (1955), l'anglais Miles *Student* (1957), les italiens Ambrosini *Sagittario* et Procaer *Cobra* 400 (1960). En réacteurs d'appoint : Nord 2500, Curtis *Commando*.

<sup>52</sup> Dérivé de l'Artouste, et d'un réacteur dérivé du Piméné, le Palas. D'où le nom, Palouste. Il s'en est fabriqué 413 exemplaires.

<sup>53</sup> Présérie : 25..Série :150, pour l'ALAT. Le N°1 de série sortit le 05.07.56

Rocheuses ». Aussi sec, Jean Dabos va se poser sur le Chabreton (3 136 m)... Puis ce sera le record du monde de 1953, puis, en 1957, le record toutes catégories avec 8 492 m. Presque l'Everest. Record non homologué : revanche du sort contre le petit génie.

Mais l'histoire que je vais vous narrer dépasse toute imagination. Jugez vous-même : en mars 1955, un moine provoqua un *casus belli* entre la France et la Suisse... Dabos faisait une démonstration en Suisse, à la demande d'Herman Geiger, le pilote des glaciers, qui s'était sans doute passé du feu vert des officiels suisses – ces grands pilotes sont tous les mêmes : ils ne se mettent jamais à la place des officiels...

Dabos va donc se poser au sommet du Mönch, à plus de 4 000 m, près de la Jungfrau. Mais les contrôleurs suisses présents chipotèrent, émirent des doutes sur la matérialité de l'atterrissage. Furieux, Dabos repart muni d'un drapeau français (« il ne se déplace jamais sans son drapeau », insinuent les amis), et se re-pose au sommet. Tel le conquérant d'une colonie exotique, il plante la bannière tricolore en haut du mont helvétique !...

C'est l'incident grave. Les Suisses, outragés, envoient une escadrille de Vampire (d'origine britannique de surcroît) et mitraillent impitoyablement l'innocent drapeau, qui n'avait dû connaître, jusqu'à présent, que les réceptions bien arrosées, les pétards du 14 juillet et les Marseillaise des enfants des écoles. Les Français avaient quitté le Mönch, évidemment... Et ils durent évacuer le territoire suisse dès l'aube suivante...

... « Achetons-leur quand même trois Djinn », dirent les Suisses...

On ne connaît hélas pas le commentaire de Geiger. Quant à Dabos, farceur comme un Djinn, il eut le mot de la fin : « On m'avait promis une jeune fille (la *Jungfrau*) et je me suis tapé un moine (le *Mönch*)...<sup>54</sup> »

Tout cela pour dire que les Français travaillent sérieusement la question des hélicoptères à turbine. Les Américains, de leur côté, ne semblent pas très motivés par le sujet. Ils firent voler en 1951 deux Kaman équipés de ces fameuses turbines Boeing 502 (citées plus haut), sans plus.

Szydlowski, fidèle à son flair, s'intéresse de près à cette affaire (la monoculture, c'est bien fini !). Il a rencontré l'hélicoptériste américain Frank Piasecki à Bordes, en juin 1949, puis en 1951, lors de son voyage à Miami, où le Sylphe avait sifflé plusieurs fois. Piasecki accepta de diffuser les turbines Szydlowski aux États-Unis. Mollement. Il n'en sortit pas grand chose. peut être, pour J. Szydlowski, l'idée du Turmo, turbine libre de 750 ch. Car c'est ce que cherchait Piasecki.

(Cependant, le licencié américain choisi ne sera pas Piasecki, mais Continental, en 1951, pour le Marboré, Artouste et autres machines Turboméca).

Szydlowski rencontra aussi le fameux hélicoptériste russe devenu américain Igor Sikorsky. Immigrés venus de l'Est, ils se connaissent. Ils se virent en France et aux États-Unis. Le fils Sirkorsky, Sergueï, fera même un stage à Bordes, au bureau d'études...

En juillet 1953, Sikorsky décide d'équiper l'un de ses hélicoptères, le S 52-5, d'une turbine Artouste I, de 280 ch. Elle manque vraiment de puissance. Turboméca envoie un Artouste II de 400 ch. Elle est détruite par « pompage ». Une troisième turbine est envoyée, accompagnée par Szydlowski lui-même. Cette fois-ci, en 1954, l'hélicoptère, devenu S 59, bat le record du monde de vitesse (251 km/h) et d'altitude (7 400 m)...

---

<sup>54</sup> Extrait du "Turboméca-Information-Magazine" de juillet 2001

Peine perdue. Sikorsky renonce à l'Artouste. Il veut des moteurs plus puissants, à turbine libre... J. Szydlowski repart, dépité. D'autant plus que les Américains eux-mêmes, avec le record du S 59, lui ont administré la preuve que c'était lui qui avait raison. Mais sait-il que le Constellation d'Air France qui le ramène au pays l'emporte aussi vers la victoire ?

L'erreur du grand Sikorsky : trois raisons

- Les Américains n'avaient pas la « culture » des Anglais et des Allemands sur la technique des turbomachines. De surcroît, la première petite turbine fabriquée par eux, la 502 comparable à l'Orédon, était conçue par Boeing, spécialiste des avions plutôt que des moteurs. Les États-Unis avaient donc un *gap* technologique qui ne sera comblé qu'un peu plus tard. D'où la prudence, coupable en ce présent cas, de Sikorsky.

- Sikorsky pensait que le manque de puissance aggravait le risque de pompage des turbines (décrochage des filets d'air à certains régimes). Il pensait, avec raison, que la surpuissance du moteur était la solution, en permettant d'éviter les régimes dangereux. Mais il ne savait pas que, très vite, les turbines Turboméca allaient monter en puissance : en 1955, l'Artouste III atteignait 550 ch. Erreur de ne pas y avoir cru...

- Sikorsky ne jurait que par la « turbine libre » (turbine de travail non liée à l'arbre principal). Comme tous les spécialistes américains, il pensait que la « turbine liée » de l'Artouste favorisait le pompage par les difficultés de pilotage qu'elle engendrait. Il ne savait pas que l'évolution de la technique Turboméca – grande marge de puissance, régulation isodrome, bloc de démarrage automatique – allait diminuer considérablement les risques de déclenchement de ce phénomène.

Sirkorsky, en retardant tant soit peu son virage vers la turbine, a créé l'ouverture pour un concurrent que l'on attendait pas : la SNCASE, avec l'hélicoptère Alouette...

Cette société nationale avait tâté le domaine des hélicoptères, en 1948, avec le SE 3101, mû par un Mathis de 90 ch. Il avait fallu mettre un pilote plus léger (Jean Boulet) pour que l'appareil daigne voler. Le 3110 suivit en 1950, puis le 3120 en juillet 1951, avec un Salmson de 200 ch. Ce dernier appareil portait le joli nom d'Alouette... faute d'être un joli hélicoptère, comme l'Ariel de la SNCASO... Car, disons-le, l'Alouette I faisait particulièrement « rétro ». En juillet 1953, elle réussit, tout de même, à battre un record du monde en circuit fermé : 1 252 km à 108 km/h. Boulet, suivant ses dires, a beaucoup apprécié son lit le soir...

L'appareil ne supportait pas la comparaison avec le SO Djinn et son Palouste. Charles Marchetti, patron des études d'hélicoptères de la SNCASE, décide donc de relever le défi. Son idée est de prendre le créneau inoccupé des appareils de 5/6 places avec l'aval de la Direction technique qui passe un marché pour deux prototypes, en février 1954.

L'Alouette est complètement redessinée. Le moteur prévu par le marché est l'Artouste I de 260 ch. en dépit des difficultés connues sur le Sirkorsky S 59. Marchetti se rend donc chez Turboméca. J. Szydlowski lui montre ses réalisations, en particulier, l'Artouste II de 400 ch. Marchetti s'écrie : « Mais voilà le moteur qu'il me faut ! Hélas, ce n'est pas celui qui est prévu au marché... » Et J. Szydlowski de répondre : « Ça m'est égal, prenez-le... »

Cette conversation, surréaliste dans nos sociétés étroitement budgétisées, aura des conséquences énormes sur l'industrie des hélicoptères. La DTI va tiquer. Pas

longtemps. le formalisme n'était pas religion d'État. Surtout quand le succès était au bout du chemin.

Un an après, le 12 mars 1955, l'Alouette II volait. Les records d'altitude se succéderont : 8 209 m en juin 1955, 10 984 m en juin 1958, 12 442 m en juin 1972 (avec la version Lama). En juin 1955, le CEV de Brétigny constate l'énorme progrès réalisé, et tire ses conclusions : « Désormais, une page est tournée. » En 1979, plus de 3 000 Alouettes II, III, et Lama, auront été fabriqués par Sud-Aviation, et mis en service dans le monde entier. Près de 4 000 Artouste ont été produits, sans compter les fabrications sous licence.

L'Alouette et son moteur firent entrer la SNCASE et Turboméca dans une aventure qui n'est pas terminée, avec une lignée prestigieuse d'hélicoptères et de turbomoteurs qui, aujourd'hui font la réputation d'Eurocopter et de Turboméca. Laissons la parole à René Mouille, celui qui a dessiné l'Alouette II : « Oui, nous avons eu de la chance, car si nous avons raté l'Alouette II, il n'y aurait peut être pas eu d'industrie des hélicoptères en France... »

Turboméca a connu, depuis, beaucoup d'autres succès qu'il est impossible d'énumérer ici dans le détail. Mais il est certain que l'Orédon, suivi du doublé magique Marboré – Artouste, constituèrent le socle même de sa réussite.

## CONSEQUENCES DU SUCCES

La première conséquence fut le développement très rapide de la société. De 1950 à 1980 (les Trente Glorieuses) les surfaces couvertes ont été multipliées par 7, les machines-outils, par 4,6, le personnel par 6,6 (4 400 en 1980).

La deuxième conséquence, qu'on a tendance à oublier, fut, le 7 juin 1956, la création de la CGTM (Compagnie générale des turbomachines), sur une idée de Louis Bonte, un des patrons de la Direction technique et industrielle de l'aéronautique. En effet, devant l'ampleur que prenaient les affaires Magister et Alouette, et aussi, le projet Gabizo, un réacteur conçu à Bordes, il avait préconisé un rapprochement Hispano-Suiza et Turboméca par le biais d'une société d'études et d'essais à capitaux égaux des deux sociétés. L'objet de la CGTM était « l'étude, l'expérimentation, la mise au point, la réalisation de turbomachines. » C'était méconnaître le caractère ombrageux des patrons de Turboméca et d'Hispano (Heurteux). L'entente dura peu, pour des raisons toutes valables. Turboméca prit le contrôle de la CGTM. L'activité se concentra sur le plus important : l'adaptation des moteurs aux cellules, les essais en vol et la mise au point des moteurs nouveaux. Ces activités, d'abord exercées à Marignane puis Istres, furent transférées à Pau-Uzein en mai 1967, où elles jouent un rôle essentiel dans le dispositif Turboméca.

La troisième conséquence – énorme – fut la renommée acquise par Turboméca tant en France que dans le monde, grâce à la motorisation par elle de nombreux appareils français vendus à l'étranger, et aussi, à la motorisation directe par Turboméca d'appareils étrangers. Ce qui impliqua très vite : des relations commerciales avec des pays aussi divers que les États-Unis, l'Inde, le Japon, la Chine, la Yougoslavie, la Roumanie, Israël, où en 1969, une usine sera construite pour les matériels Turboméca ; et aussi, une coopération étroite avec des pays européens, comme l'Allemagne et le Royaume-Uni, coopération rendue nécessaire, au départ, par le réarmement occidental à partir de 1950.

... Bref, très vite, le Sylphe, le Piméné et sa chignole sont partis par la porte de la légende, et Turboméca est entrée dans la cour des grands.

### *Les enfants du succès*

Ils sont très difficiles à dénombrer : ils sont trop nombreux. On les trouve, ces enfants, éparpillés sous tous les cieux et dans toutes les cases de l'activité humaine. Prenons, par rubrique, en nous limitant aux réalisations les plus importantes.

Les turboréacteurs après le Marboré. En voici une liste succincte :

- 1950 : Palas (160 kgp), dérivé du Piméné. utilisé sur des multiples prototypes et aussi comme réacteurs d'appoint sur avions DC3 et similaires. 140 exemplaires ;
- 1954 : Gabizo (1 100 kgp), machine conçue comme réacteur d'appoint pour l'avion fusée SO Trident. L'avion ne fut pas retenu, le moteur non plus, évidemment ;
- 1951 : Aspin II (380 kgp), dérivé du Piméné, double-flux. Resta au stade prototype. L'Aspin I fut monté sur Fouga Gémeaux IV ;
- 1955 : Gourdon (640 kgp), 6 381 exemplaires. Produits par Continental pour engin Ryan ;
- 1956 : Arbizon (370 à 500 kgp suivant versions). Pour missiles italiens *Otomat*, fabriqués avec Matra. 910 exemplaires. Produits, jusqu'en 1970 ;
- 1962 : Aubisque (742 kgp). Double flux pour SAAB 105 suédois. 374 exemplaires vendus. Bien peu pour cet excellent moteur, encore en service en 1998.
- 1969 : Astafan (700/959 kgp suivant type). Version double flux du turbomoteur Astazou. Utilisé sur l'Aérocommander de TM. pas de suite commerciale ;
- 1967 : le Rolls-Royce Turboméca Adour, destiné au Jaguar. Un programme arrivé à pic pour regonfler le plan de charge après la fin de la chaîne des Magister.
- Le programme Adour mérite un « arrêt sur image ». Il a une importance capitale. En effet, il permit à Turboméca de prendre une nouvelle dimension, et d'aborder un domaine nouveau pour lui : celui des turboréacteurs de grande puissance. L'Adour, ce fut la troisième chance, après le doublé magique. C'était le programme de coopération franco-britannique d'avion école et d'appui tactique (ECAT) commandé pour la RAF et l'armée de l'Air (diffusé en 1964). C'était la grande époque de la coopération, avec des avions comme l'Atlantic, le Transall, et aussi Concorde. L'avion ECAT, un bimoteur, était une vieille connaissance : le Breguet Taon remanié, rebaptisé Jaguar, fabriqué par Breguet, Dassault, BAC. Pour le moteur, deux concurrents en lice : un tandem Rolls-Royce / Turboméca, et un autre SNECMA-Bristol. Mais le bon génie de la coopération (l'État) met une condition à Turboméca : « Vous construisez une usine près du Boucau, et vous reconvertissez dans l'aéronautique un maximum de personnes des Forges de l'Adour ». Autant dire que c'était un ordre . L'usine sera celle de Turboméca Tarnos. L'idée était excellente. Chose curieuse, J. Szydlowski le fonceur, se fait prier. Peut-être se voyait-il un peu dépassé par une entreprise qui n'était plus à la taille de l'homme-individu ? Craignait-il l'association avec Rolls-Royce ? De plus, n'a-t-il pas dit parfois, en fin de carrière, à des interlocuteurs américains aux offres alléchantes : « Moi, j'ai 4 000 employés. Je pourrai en faire travailler 40 000. Mais après, il faut pouvoir les faire vivre » montrant ainsi son bon sens naturel et son absence de mégalomanie. De toute façon, se faire prier en tant qu'acheteur, c'était de bonne guerre... avant de signer l'acte d'achat des terrains. Mais il avait le bon choix. Ainsi est née une usine qui fera travailler jusqu'à 1 600 personnes. Inauguration du bâtiment le 14 mai 1965. L'accord gouvernemental franco-britannique pour le projet Jaguar fut signé le 17 mai 1965,

trois jours après... L'appareil fit son premier vol le 8 septembre 1968. Le moteur franco-britannique s'appellera Adour. Une *joint company*, à parts égales entre Rolls-Royce et Turboméca, est créée pour gérer cette nouvelle coopération. Turboméca est chargée de la partie avant (compresseur axial 7 étages) et Rolls-Royce, de la partie arrière (chambre de combustion, turbine 2 étages). Puissance : 2 320 kgp sans PC, 3 315 kgp avec. C'est un double flux – denrée rare en 1968. Pour mettre en route ce programme de coopération, il a fallu résoudre d'énormes problèmes, pas toujours liés à la technique pure : problèmes des unités, de codification, d'organisation, de communication (en y incluant les questions douanières !) etc. Mais la coopération Rolls-Royce / Turboméca, malgré de sombres pronostics au début, fut exemplaire : nous nous devons de le souligner. Et les rapports de Joseph Szydlowski avec les dirigeants de Rolls-Royce (dont Sir Kenneth Keith, président de la firme) étaient empreints d'une réelle amitié. Mais toujours est-il que Szydlowski n'a jamais considéré l'Adour comme étant « son » moteur : il différait trop de la technique de ses turbines, bâties suivant le vieux schéma Orédon. De plus, à ce niveau de puissance, on passait dans une autre catégorie de machine. Plus de 2 000 moteurs ont été produits entre 1967 et 1994 (maximum : 20 mensuels lors de la fabrication des Jaguar) et la production continue, à plus petite cadence... L'Adour est parti pour un record de longévité, d'autant plus qu'il est utilisé sur d'autres avions toujours en production (*Hawk 200* anglais, Mac Donnell *T 45* américain, le Mitsubishi *T2*). D'autres versions d'Adour sortirent : en 1976, le MK 861 (2 500 kgp, 3 815 avec PC) et en 1985, le MK 871 (2 715 kgp). L'Inde et le Japon en prirent la licence de fabrication.

- 1972 : Le GRTS Larzac, destiné à l'Alphajet : autre programme très important.

En 1970, le véritable, quoique plus coûteux, successeur du Magister avait été déjà choisi : c'était le franco-allemand TA 501 Alphajet, bimoteur, un projet Breguet Dassault-Dornier, commandé en 1972. Le premier vol eut lieu en octobre 1973. Le moteur, le double flux Larzac, de 1 345 kgp, est un petit Adour, qui a fait l'objet d'une coopération très étroite, à tous les niveaux et dans tous les domaines, au sein d'un GIE, le GRTS (Groupement Turboméca SNECMA). Elle a été fructueuse et amicale aussi bien pour le développement que pour la phase série. J. Szydlowski entretenait d'excellents rapports, en particulier avec les présidents de la SNECMA, dont Jean Blancard et René Ravaut, ou le directeur général technique, Michel Garnier. Pour la production, entrèrent en jeu, avec les deux firmes françaises, les Allemands MTV et KHD. Les équipes techniques reprirent les chemins croisés de la coopération, et resteront en relation, même après l'achèvement du programme. Quelques 1264 Larzac furent produits de 1978 à 1987 (cadence maximale : 30 moteurs par mois). Il est bien dommage que la version civile de ce moteur, destinée au SN 600 Diplomate, ait été abandonnée pour raisons budgétaires. Le Larzac, sans faire le score du Marboré, ne reste pas moins un excellent moteur sans problème.

### *Turbomoteurs et turbopropulseurs après l'Artouste II*

- 1955 : *Artouste III* (570/750 ch suivant type) Version de l'Artouste II avec une roue de compresseur axial devant le compresseur centrifuge.

Sa puissance en fait le moteur rêvé pour le vol en montagne. Il équipe les hélicoptères Lama et l'Alouette III. On les verra sur le toit du monde ! L'Inde prendra la licence de l'Artouste et le fabriquera.



- 1951 : *Famille Turmo*. Elle démarre en 1951, avec le Turbomoteur Turmo 1 de 270 ch. Signe particulier : c'est une « turbine libre » (turbine de travail non liée à l'arbre principal chère aux Américains). Son histoire est une saga.

- 1953 : Turmo II (360 ch.) sur hélicoptère Frelon et avion Bréguet 940 décollage court, non retenu ,

- 1956 : Turmo I. sur voiture Renault Étoile Filante, record du monde et grand battage publicitaire ;

- 1960 : Turmo III D sur Bréguet 941 et aérotrain Bertin, non retenus ;

- 1960-63 : Turmo III C (1 300/1 400 ch.), sur hélico marine SA 321 Super-Frelon, trimoteur construit en série et encore en service ;

- 1965-66 : Turmo III C4 et IV C (1 400/1 580 ch.) sur SA 330 Puma, bimoteur, immense succès technique et commercial qui va perdurer avec son dérivé, le Makila tant en France qu'à l'étranger et tant pour les militaires que pour les civils (EDF, plate-forme pétrolières, montagne, etc.). Fin 1995, près de 2 600 Turmo avaient été produits, turbines terrestres et marines non comprises.

- 1976 : *Makila IA* (1 685 ch.), turbomoteur, suivi de deux autres versions : une de 1 835 cv. et la dernière en 1989, de 1 870 ch.

Ils équipent l'AS 332 Super-Puma, l'AS 532 Cougar, le Sud-Africain *Rooivalk*. Ces moteurs ont trois étages de compression axiaux supplémentaires au lieu de deux sur les Turmo III. Là aussi, le succès fut grand... Très nombreux sont les Super-Puma en utilisation au début du XXI<sup>e</sup> siècle ! Fin 1995, près de 1 200 Makila avaient été produits.

- 1957 : *Bastan I* (750 ch.), turbopropulseur, suivi des trois versions : en 1959, le Bastan III/IV de 900 ch. En 1963, le Bastan VI, de 1 000 ch. En 1966, le Bastan VII de 1 480 ch. (avec deux axiaux).

Ce moteur pose la question des turbopropulseurs chez Turboméca. En effet, Szydlowski a toujours affirmé que tous les moteurs à pistons de petite et moyenne puissance seraient détrônés par des turbopropulseurs, quand les turboréacteurs ne s'imposeraient pas. Or, malgré sa légendaire persévérance il n'a jamais réussi à faire une percée significative sur ce marché, malgré la qualité de ses productions. Alors qu'il avait raison, puisqu'on a vu, dans l'aéronautique, la disparition des moteurs à pistons de plus de 400 ch., au profit des turbines.

C'est en 1953 que Turboméca sortira son premier turbopropulseur, dérivé de l'Artouste, le Marcadau, de 400 ch. pour le Farfadet et qui fut essayé sur l'Épervier et sur le Cessna XL 19 de l'*US Army* en 1954. C'était plutôt un démonstrateur pour des modèles ultérieurs.

Puis le ministère a financé le Bastan, turbopropulseur de 750 ch. dérivé de l'Artouste III (turbine liée, donc), sorti en 1957. Ce moteur fut monté, fin 1958, par la SFERMA Mérignac sur un Beech PD militaire (Dassault Spirale, Communauté) pour remplacer le Dassault 315 vieillissant et ainsi, mettre le Bastan sur la rampe de lancement pour l'utilisation civile et l'exportation... Pas de chance : le programme fut annulé...

Une autre tentative fut celle de Nord-Aviation, avec le Nord 260 (dont Turboméca acheta un prototype) et le Nord 262, équipé de deux Bastan VI de 1 100 ch., présente comme futur remplaçant du Douglas DC 3. Le premier vol eut lieu fin 1962. Il y eut jusqu'à 19 utilisateurs, dont Lake Central Airlines avec 12 avions, Air-Inter avec 5 avions, et Japan Domestic Airlines avec 2 avions. Un certain nombre de ces avions vole encore aujourd'hui, en particulier dans les armées françaises, qui en ont reçu environ 40 exemplaires... Le nombre de Bastan produits s'élève à 550... On est

passé près du succès. D'autant plus que les Américains auraient commandé une trentaine d'avions supplémentaires, s'il avait été possible de relancer la série.

Ajoutons que le Bastan IV a été utilisé par les Argentins sur l'avion de transport *Guarani*.

Le Bastan n'a jamais été utilisé comme turbomoteur d'hélicoptère, sauf exception (Essai de motorisation du Sikorsky S 58 avec un double Bastan, en 1962).

- 1958 : *Famille Astazou* : « le moteur du patron », suivant une expression longtemps en cours à Turboméca.

Ce turbopropulseur, une réduction du Bastan, a été voulu et lancé en autofinancement par Szydlowski. Car il savait que pour progresser, il fallait encore diminuer le rapport poids-puissance des turbines. Il voulait aussi une consommation spécifique très faible : c'était sa marotte. Il a mis ses proches collaborateurs sur le coup, il a remué tout le monde avec sa volonté de fer, et a obtenu le résultat voulu : un turbopropulseur en forme de crayon, d'un diamètre dépassant à peine celui du cône de l'hélice, d'une puissance sur arbre de 560 ch. pour un poids de 123 kg. Il possède un arbre lié, et un étage axial devant le compresseur centrifuge. Les premiers essais eurent lieu en août 1958. Ce n'était qu'un début : la version Astazou XVI (1968) faisait 925 ch et pesait 205 kg seulement. La dernière version, l'Astazou XX (1969), avec trois axiaux, atteindra 1 400 ch. (comme le Bastan, plus gros !) pour une masse de 220 kg. Elle avait, en outre, la qualité essentielle d'avoir une consommation spécifique en dessous du seuil mythique des 200 g/ch.h (Garret, en 1972, était au-dessus de 240 g/ch.h).

Les débuts de l'Astazou furent commercialement difficiles. Pourtant ils ne manquèrent ni d'originalité ni de fougue. Pour les essais en vol, J. Szydlowski avait acheté un Max Holste 152, petit monomoteur d'observation, pour le faire équiper d'un Astazou par la SFERMA. Le premier vol eut lieu le 23 avril 1959. Le pilote était Jacques Lecarme (un des pilotes d'essais de l'Armagnac). Le mécanicien en vol était... Joseph Szydlowski. C'était, en effet, sur sa demande expresse et il fut enregistré comme tel sur le carnet de bord.

Puis, Turboméca acheta un Nord 1100, monomoteur plus adapté pour la vitesse. La SFERMA l'équipa du même moteur. L'avion vola le 15 octobre 1959, avec une hélice faite par Turboméca...

Ensuite, la SFERMA monta des Astazou II A de 530 cv. sur le bimoteur américain Beech Travelair *Baron*, qui deviendra ainsi le Marquis (premier vol : 12 juillet 1960). J. Szydlowski acheta, fin 1963, le Marquis n°10 et l'utilisa pour ses propres déplacements. Excellente publicité pour le moteur. Mais pour inaugurer cela, il fallait un coup d'éclat. Le 21 février 1964, le pilote du patron, Oppeneau bat le record de vitesse international sur 1 000 km (Istres-Cazaux-Istres) pour appareils de sa catégorie avec 502 km/h. Le 19 juin 1964, ce sera le record sur 2 000 km avec 447 km/h. Et le 13 mai 1965, ce seront les records des 100, 500, 1 000 et 2 000 km en circuit fermé parcourus à une vitesse de 522 à 503 km/h (cette fois-ci, l'appareil est équipé d'un Astazou X, et le pilote est Bonneau).

Parallèlement, le SIPA Antilope, avec un Astazou II, bat plusieurs records de vitesse de sa catégorie et un record d'altitude (10428m).

Malgré pareils résultats, le Marquis – précurseur trop pointu, peut être, et surmotorisé – ne se vendit pas. le prophète Szydlowski, pour une fois, s'était trompé.

L'Astazou a été installé sur de très nombreux prototypes français et étrangers, comme le japonais *MU 2* (1963), le quadrimoteur Potez 840 (1961) et l'Hirondelle, un

joli bimoteur de chez Dassault (1968) : les résultats furent maigres. Et le gouvernement avait d'autres priorités dans ses programmes.

Les seules « touches » intéressantes furent étrangères :

- L'avion suisse de montagne Pilatus *Porter* (1961), qui donnait d'excellents résultats avec l'Astazou. Turboméca en acheta deux pour ses liaisons inter-usines Bordes-Tarnos ;
- Le Handley Page *Jetstream* (1967), bimoteur de transport, qui fut utilisé en Angleterre par la RAF et aux États-Unis. Cette affaire fut passablement perturbée par la faillite de Handley Page en 1971 ;
- Le petit cargo Short *Skyvan* (1963), sorti en petite série (29 Astazou vendus en 1966) ;
- Le *Pucara* argentin, propulsé par deux Astazou XVI, choisi face au Garrett (1970). Il vint en France pour le Salon de 1977. Convoyé en vol sur 14 000 km, il eut un plan de vol digne de Mermoz : Cordoba-Pau, via Iguazu, Recife, île du Sel, Las Palmas, Séville. Cet avion d'attaque au sol fit la guerre des Malouines en 1982 dans de dures conditions, qui démontrèrent ses qualités et celles de ses moteurs. Soixante appareils participèrent au conflit. On eut préféré une démonstration plus pacifique.

Turboméca a produit, en tout, 821 Astazou turbopropulseurs jusqu'en 1988. Finalement, c'est la version turbomoteur (2 300 vendus) qui, sur hélicoptères, à prouvé aux utilisateurs que l'Astazou était un excellent moteur, puissant, fiable et économique. Citons les applications principales : SA 319 Alouette III , SA 360 Dauphin, SA 341 Gazelle. Plus les application principales industrielles, que nous verrons plus loin.

Ajoutons un détail très important : l'Astazou III et le Turmo III/IV, firent l'objet, en 1968 d'un accord de coopération avec Rolls-Royce, pour les Gazelle et les Puma britanniques. parallèlement, Turboméca participait à la fabrication du *Gem* destiné à l'hélicoptère britannique Westland *Lynx*.

Impossible de terminer ces paragraphes sur le Bastan et l'Astazou sans essayer de répondre à cette question : comment se fait-il que Turboméca n'ait pas acquis dans le domaine des turbopropulseurs la même place qu'elle a dans celui des turbomoteurs ? On a invoqué beaucoup de raisons :

- La préférence des Américains pour les moteurs à turbine libre, par rapport aux Astazou et Bastan à turbine liée, fermait le marché à Turboméca : cet argument ne tient pas. Les Américains connaissaient la qualité des moteurs Turboméca. Ils ont acheté du Bastan sur Nord 262. par contre, il est certain que le marché américain a toujours été très difficile à pénétrer (voir l'affaire Caravelle) ;
- On a dit que J. Szydlowski refusait de faire les frais d'un réseau de maintenance aux États-Unis pour ses turbopropulseurs Astazou : on peut répondre qu'il en aurait fait les frais, si le jeu en avait valu le chandelle. Il a bien fallu, plus tard, assurer la maintenance de tous les turbomoteurs vendus de par le monde par Turboméca ;
- On a dit que J. Szydlowski et Dassault ne s'entendaient pas, et que ce dernier ne voulait pas utiliser les moteurs Turboméca. Faux, encore. Ils ne s'entendaient pas au mieux certes. mais Dassault avait plusieurs prototypes équipés de Bastan et d'Astazou (Communauté, Spirale, Hirondelle) dont les marchés d'État, qui auraient pu déclencher des ventes à l'étranger, ont été supprimés ;

- En revanche, on peut dire que Turboméca a joué de malheur avec les cellules, françaises ou étrangères équipées de ses turbopropulseurs : aucune n'a débouché sur des séries conséquentes, bien que l'Astazou sur *Pilatus*, Marquis, et *Pucara*, ainsi que le Bastan aient fait la preuve de leurs qualités.

- 1974 : *Arriel* (650 ch.), turbomoteur. Plusieurs versions : en 1977, l'Arriel 1 C (670 ch). En 1985, l'Arriel 1S (710 ch). En 1993, l'Arriel 2 (860 ch).

L'Arriel - comme le Makila, d'ailleurs - est la dernière machine dessinée suivant le schéma primitif du vieil Orédon : compresseur centrifuge, injection centrifuge, arbre de prise de mouvement non traversant. Seules différences, la turbine de travail dite libre (arbre non lié), et la roue de compresseur axial devant le compresseur centrifuge (une seule). Il est sorti (à temps) il y a 28 ans, déjà, avec le Makila pour permettre à Turboméca de renouveler sa gamme, après l'Artouste, l'Astazou, le Turmo. Mais en aéronautique, « vieux » ne veut pas forcément dire « mauvais ». Car l'Ariel, puissant, léger, malgré son gros arbre de transmission extérieur, reste un turbomoteur très demandé, dont on vient de fêter le 5 000<sup>e</sup> exemplaire - sans compter les Arriel chinois fabriqué sous licence. Il équipe les hélicoptères AS 350 Ecureuil, AS 365 Dauphin, AS 565 *Panther*, AS 550 Fennec, Agusta A 109 K2, BK 117 et - lointaine revanche de l'Artouste - il motorise une partie des Sikorsky S 76... L'Arriel peut être considéré comme l'un des meilleurs moteurs qu'a produit Turboméca.

A noter : en 1991, record du monde de vitesse d'un Dauphin équipé de deux Arriel 1 X (371 km/h)

- 1981 : *TM 333* (850 ch./1 015 ch). Ce turbomoteur équipe l'hélicoptère AS 365 Dauphin, l'hélicoptère de combat AS 565 M *Panther*, et l'hélicoptère indien *ALH*, dont le programme démarre avec lenteur.

- 1983 : *TM 319 Arrius I* (450 ch.), turbomoteur. Suivi en 1993 de l'Arrius 2B/2C (680 ch.) et en 1995, de l'Arrius 1F (520 cv).

Il fait partie de la nouvelle gamme de moteurs à circuit d'air inversé. Ce n'est plus le dessin du vieil Orédon... Il équipe l'EC 120 Colibri, monomoteur, l'Ecureuil AS 355, bimoteur, ainsi que l'EC 135, l'AS 555 Fennec, l'Agusta A 109 Power, le MD 901 *Explorer*. Développement lié, en partie, à la demande plus forte d'hélicoptères bimoteurs.

- 1985 : *TP 319 Arrius I D* (450 ch). Avec ce moteur, Turboméca revient au turbopropulseur. Il a volé sur l'Oméga de la SOCAT. Pas de suite pour l'instant.

- 1984 : *RTM 322* (2 100 ch.), turbomoteur. La version 04 de 1997 développe 2 700 ch.

Il s'agit d'une coopération Rolls-Royce / Turboméca pour un moteur d'une technologie plus récente que celle du Makila et d'une puissance supérieure. Il équipe les hélicoptères EH 101 et NH 90 qui font l'objet, d'ores et déjà, de commandes de série sur des programmes européens. Il est également monté sur une version de l'Apache. Ce moteur est appelé à de grands développements.

- 1989 : *MTR 390* (1 300 ch), turbomoteur. Il s'agit d'une coopération MTU / Rolls-Royce / Turboméca, pour la réalisation du moteur de l'hélicoptère

franco-allemand d'attaque au sol Tigre - programme qui a déjà une longue histoire. Le programme a été longuement retardé pour des raisons non techniques.

Une réflexion pour terminer ce paragraphe : toutes les machines nouvelle génération - même Arriel - ont connu une gestation très lente, entre la planche à dessin et la percée sur le marché. La raison en est simple : les matériels aériens restent fiables et opérationnels longtemps. Et le progrès technique - c'est connu - a des paliers. C'est vrai en Europe, aux États-Unis, et ailleurs...

Autre réflexion, devant cette œuvre énorme accomplie en un demi-siècle, non pas seulement par Turboméca, mais par toute l'aéronautique nationale : rien de tout cela n'eût été possible sans une étroite et indispensable symbiose, un troisième partenaire, le donneur d'ordres, la DTI. C'est à dire, les pouvoirs publics, dont la volonté sans faille de recréer la défunte aéronautique nationale après la guerre, et de la développer ensuite ne se démentit jamais. La qualité des acteurs, en particulier des responsables, qui surent prendre les bonnes décisions à temps, fit le reste.

C'est un travail d'équipe extraordinaire qui a fait l'aéronautique nationale actuelle. Sans ce travail, et cette volonté, on pourrait se demander où en serait, à ce jour, l'industrie de l'Air et l'Espace en France et en Europe.

#### *Les turbines terrestres, ferroviaires, marines*

Les résumés des activités de Turboméca après la naissance de l'Orédon ne s'arrête pas là. Il reste un domaine qui, dès 1946, fut et demeure essentiel pour Turboméca, bien que nous quittions le domaine aérien : c'est toute la partie terrestre et maritime, comprenant les générateurs et groupes auxiliaires de puissance de toutes sortes, industriels, ferroviaires, (mais aussi aéronautiques). Une autre aventure dans l'aventure. Peu, ou pas de travail de série, mais de l'ouvrage à façon, réalisé, comme toujours à Turboméca, avec des équipes réduites. L'énumération - non exhaustive - en est édifiante :

- Les centrales à énergie totale, avec des turbines marchant au gaz ou au fuel, produisant électricité, chaleur, air comprimé. Ces centrales sont les héritières des groupes Orédon qui produisaient du courant à Bordes en 1949-1950... Elles se sont développées à partir de leur installation en 1965 à Tarnos (Astagaz) et en 1967 à Bordes (Bastangaz)... Turboméca a vendu des centrales Astazou, Bastan et Turmo en France et à l'étranger, pour des utilisations très diverses : usines, hôpitaux, administrations, banques, navires, etc.

- Des groupes turbopompes pour les plateformes pétrolières, avec le Turmogaz (Gabon, Cameroun), les *pipes-lines*, sans oublier les turbopompes à incendie (Artouste, Turmo I, Turmo II M).

- Citons, pour mémoire, le projet de l'énorme turbine industrielle à turbine libre de 6 000 kw pour EDF, en 1959, réalisée avec la coopération de Schneider, au Creusot, où eurent lieu les premiers essais avant l'abandon du projet par EDF.

- Les turbo trains (1967) : en 1978, il y avait 93 motrices et 124 Turmo III F à la SNCF ; 26 motrices et 41 moteurs chez AMTRAK aux États-unis ; 8 motrices et

15 moteurs en Iran. Il faut compter en plus deux groupes Astazou IV de servitude par rame. Le turbotrain fonctionnera aussi en Egypte.

En France, un prototype TGV avec un groupe bi-Turmo III G, entraînant un alternateur Alsthom, atteignit 318 km/h en 1972. On prévoyait 400 turbines pour la ligne Paris-Lyon. Projet non retenu, pour cause de crise pétrolière.

- L'aérotrain Bertin (1967) avec Turmo III E et Turmastazou sur une piste en béton (toujours visible entre Artenay et Orléans). Sans suite.

- Les applications maritimes : turbine de 3 500 ch. pour vedette de la Marine Nationale équipée d'un *Nene* (1954), Naviplane SEDAM avec Turmo III N (1967, sans suite véritable). Chasseurs de mines tripartites (France – Pays-Bas – Belgique) avec trois turbo-alternateurs Astazou IV M par navire (1977-1980).

- Les groupes auxiliaire de puissance, terrestres comme les GAP pour char (Orédon IV du programme Thomson-Shahine (1975-1984).

- Les turbocompresseurs TM 307 pour moteurs Diesel de 1 200 ch. (système Hyperbar de M. Melchior), destinés au char Leclerc (1985). Finalement, c'est un moteur MTU qui a été retenu pour la série.

- Et aussi, bien sûr, les groupes de puissance (APU) pour l'aéronautique : l'AST 600 pour le Breguet-Dassault Atlantic (1981), et l'AST 950 (1984) pour le Transall (programme Astarte), suivi du fameux APS 3000 fabriqué en coopération avec l'Américain Sundstrand, pour la gamme Airbus (1993)

- Citons enfin la réalisation du projet *Eurodyn* (1992) de 2 265 km pour un navire catamaran norvégien, en coopération avec les sociétés Ulstein et Volvo Aéro.

### *L'Étoile Filante*

Quelques mots pour terminer sur l'affaire de « l'Étoile Filante »... Elle commence en 1954, par une rencontre entre Pierre Lefaucheur, PDG de la Régie Renault, et Joseph Szydlowski. Ce dernier, qui a toujours le sens de l'image, dit à peu près ceci à son interlocuteur : « Vous avez les meilleures voitures du monde, j'ai les meilleures turbines du monde, nous pouvons être, à deux, champions du monde ».

C'est ainsi que fut créée en 1954, la voiture expérimentale Étoile Filante, équipée d'un turbomoteur Turmo I de 270 ch. C'est Henri Dabbadie qui supervisera cette réalisation, côté Turboméca. Le pilote Jean Hébert, sur la piste du lac Salé, va battre, le 4 septembre 1956, quatre records du monde à une vitesse atteignant, sur 5 km, la moyenne de 308,9 km/h. Certes, ce record n'eut pas de lendemain, mais cela fut un joli coup de « pub » Renault-Turboméca...

Rappelons que Joseph Szydlowski est mort le 16 juillet 1988, penché sur sa table de travail. Non Français d'origine, il fut d'une fidélité indéfectible pour son pays d'adoption : la France - et aussi le Sud-Ouest disent les gens de Bordes et de Tarnos... mais ce qui est important, surtout, c'est qu'il a su pérenniser son œuvre avant de s'en aller.

## APPENDICE 6

### LES MOTEURS DE MICROTURBO.

par Pierre Calmels, Louis Pech, Lucien Tixier<sup>55</sup>  
anciens cadres de Microturbo

Le présent document n'a pas l'intention de décrire la vie complète de la société depuis ses origines jusqu'en 1990, mais, à partir de quelques repères, d'en dégager les faits marquants qui ont conduit à son développement.

Le lecteur nous pardonnera d'avance si certains oublis ont été commis ou si certaines explications peuvent ne pas être partagées par tous ceux qui ont participé, de près ou de loin, à une telle aventure humaine toujours très riche en actions et intervenants.

Le fil directeur de cette histoire est principalement une question d'anticipation du besoin du client, utilisateur de produits n'existant pas a priori, soutenue par l'écoute et la surveillance de l'environnement technique souvent difficile à analyser.

Dans le cas de Microturbo, tout est centré sur l'utilisation de la turbine à gaz de petite puissance, système transformateur d'énergie, de faibles volume et masse, toujours en compétition avec d'autres moyens tels le moteur à piston et la charge pyrotechnique.

#### LES SYSTEMES DE DEMARRAGE

Avant et pendant la guerre 1939-1945, les ingénieurs allemands développèrent et la *Luftwaffe* utilisa les premiers réacteurs propulsant des avions de chasse tels le ME 262 ; le réacteur JUMO 04 équipant cet avion était démarré par un petit moteur à piston se trouvant dans sa pointe avant fixe.

Une partie de l'équipe des ingénieurs fut emmenée en URSS après l'Armistice et ils y développèrent aussitôt des réacteurs de plus forte poussée (4 à 6 000 daN). Ils durent remplacer le moteur à piston devenu insuffisant et choisirent la solution de la turbine à gaz équipée d'un convertisseur de couple : cette innovation était partiellement dévoilée au cours du Salon de l'Aéronautique de 1959 et portée à notre connaissance par un ingénieur de la SNECMA, M. Kalnin, originaire de l'Europe de l'Est.

En France, à partir de 1953, la SNECMA ayant augmenté les performances du réacteur ATAR 101 E, il devint évident que le démarrage autonome électrique ne correspondait plus aux impératifs opérationnels, en particulier à cause de la limitation de la puissance des batteries embarquées.

Une étude lancée par DTIA/STAé aboutit à la réalisation d'un démarreur à air fabriqué par la Société ateliers SEMCA dont James Bayard était président. Le démarreur était alimenté par un ensemble de bouteilles d'air comprimé à 200 bars équipé d'un détendeur ABT. Ceci résolvait bien le problème du démarrage dans

---

<sup>55</sup> L. Tixier est décédé en 2001 peu de temps après avoir participé à ce texte.

toutes les conditions opérationnelles mais pas celui de l'autonomie de l'avion qui devait être escorté d'un équipement au sol lourd et encombrant.

En 1958, suite au choix du Mirage III C, l'état-major de l'armée de l'Air, par l'intervention du colonel Pop, demanda que l'aspect autonomie fut pris en compte.

Début 1960, à la lumière des informations collectées au Salon de 1959, James Bayard et le responsable des études machines tournantes, toujours dans le cadre de la Société ateliers SEMCA, définirent les grandes lignes d'un système de démarrage basé sur une turbine à gaz à turbine de puissance, permettant de s'affranchir du convertisseur de couple, accessoire lourd et peu fiable. Le générateur de gaz utilisait en particulier le compresseur centrifuge qui allait équiper le système de conditionnement d'air de l'avion de patrouille Breguet Atlantique. Ils présentèrent ce projet à DTIA/STAé qui l'évalua suffisamment plausible pour s'y rallier ; mais comme Ateliers SEMCA ne paraissait pas maîtriser les aspects combustion et turbines en matériaux réfractaires, et pour ne pas laisser perdre une telle idée, un appel d'offres fut ouvert entre SNECMA, Turboméca et Ateliers SEMCA, sur la base du projet de cette dernière (!).

Turboméca se désista.

SNECMA pris quelque temps pour étudier un système dont les gaz d'échappement étaient éjectés vers l'avant (solution retenue par les Russes) afin de ne pas perturber la mise en route du réacteur.

Ateliers SEMCA ne répondit pas à l'appel d'offres mais lança l'étude et la réalisation d'un système de 60 ch. dont la première mise en route sur banc de simulation (frein et inertie) eut lieu le 24 décembre 1960 : de là vint son nom de baptême Noelle 60. Il s'avéra que l'ingestion des gaz brûlés par le réacteur n'avait que peu de conséquence pour celui-ci mais par contre rendait délicate la montée en régime du générateur de gaz du fait du recyclage de ses propres gaz pendant les premières secondes.

Fin 1961, les premiers essais sur réacteur eurent lieu à la SNECMA, dans des conditions parfois rocambolesques, pour se conclure par l'obtention de l'épreuve des 500 démarrages en février 1962 et, en avril 1962, par le premier vol d'un Mirage III R ainsi équipé, aux mains du pilote d'essai de la SNECMA.

Finalement, Ateliers SEMCA fut retenue pour les programmes d'équipement portant initialement sur 200 avions dont, en particulier les Mirage III O australiens équipés de l'ATAR 9C.

A noter que le temps s'écoulant entre l'appui sur le bouton de démarrage et l'obtention du ralenti stabilisé du réacteur n'est que de 22 secondes ce qui faisait du Mirage l'avion le plus rapidement mis en œuvre de la famille des intercepteurs soniques : ce record n'a pas été battu à ce jour.

Pour gérer cette nouvelle activité qui ne pouvait que se développer, James Bayard créa Microturbo en novembre 1961, autour d'une équipe initiale de 14 personnes.

La suite de l'histoire Noelle se décline avec les modèles Noelle 80 (ATAR 9 K et ATAR 9 K 50), Noelle 150 et 180 (M53). Au total, plus de 4 100 systèmes Noelle seront livrés.

En parallèle, un développement sous licence Microturbo permit à la société anglaise Plessey de fournir les systèmes *Solent* démarrant les réacteurs *Spey* équipant les *Phantom* de la RAF.

Une deuxième famille de systèmes de démarrage sera développée par Microturbo, dans laquelle l'énergie est transférée par de l'air comprimé prélevé en aval du compresseur alimentant un démarreur pneumatique situé sur le relais



d'accessoires du réacteur et résolvant à masse minimale le problème du couplage mécanique.

Dès 1962, le système Athos était conçu et réalisé en vue d'équiper l'avion F 104 allemand : cette étude ne débouchera pas industriellement.

Par contre, en 1965, un concours binational était lancé en vue d'assurer le démarrage de deux réacteurs Adour équipant le projet SEPECAT qui donnera naissance à l'avion franco-britannique Jaguar. Parmi sept concurrents, Microturbo fut le seul à présenter le concept de démarrage pneumatique à partir d'un générateur d'air comprimé alimentant successivement deux démarreurs. Cette idée fut suffisamment appréciée pour qu'un nouvel appel d'offres fut ouvert aux mêmes concurrents sur la base de l'étude Microturbo (!).

En association avec Plessey, Microturbo remporta le concours ce qui donna naissance aux familles Jaguar 007 (Jaguar) et 047 (*Hawk* et *Goshawk*). Par la suite, la filiale Microturbo UK pris la place de *Plessey* dans ces programmes.

Un développement ultérieur de ce même concept a donné naissance aux groupes Rubis assurant le démarrage des M 88 destinés aux avions Rafale.

A partir de 1964, un développement particulier a été lancé débouchant sur le turbomoteur Emeraude destiné aux fonctions auxiliaires et secours de l'avion Concorde.

Petit moteur de 200 ch pour une masse de 45 kg, il n'a pas connu de débouché industriel mais a été une source importante d'enseignements thermodynamique, environnemental et fonctionnel pour Microturbo.

Enfin, le groupe TGA 15 à compresseur de charge a équipé l'avion suédois *Gripen*.

Au total plus de 5 500 systèmes de démarrages ont été livrés.

## LES GROUPES AUXILIAIRES DE PUISSANCE AERONAUTIQUES ET TERRESTRES

C'est en 1962 que fut lancée l'étude d'une turbine à gaz assurant la fourniture simultanée d'air comprimé et d'énergie électrique, à la demande de GAMD en vue d'équiper l'avion d'affaire *Mystere 20* qui a initié la grande famille des *Falcon*. C'est d'ailleurs un dérivé de ce moteur qui a donné naissance au système *Jaguar* évoqué ci-dessus.

Cette activité a permis à Microturbo d'accéder au marché civil, expérience enrichissante mais difficile industriellement et commercialement. Stratégiquement, il eut été sage d'y consacrer plus de moyens de manière à créer une activité suffisante, ce qui a manqué à partir de la crise de l'armement qui a suivi la chute du mur de Berlin.

Cette activité a aussi imposé l'implantation de Microturbo Inc aux États-Unis pour assurer l'assistance et la maintenance de la flotte *Falcon* principalement basée sur le continent Nord-Américain.

Sur la même architecture mais sans prélèvement d'air fut développée la famille *Gevaudan* pour des applications aéronautiques et terrestres, dont la version *Olifant* à échangeurs de chaleur a équipé les châssis *AMX 30* des programmes *Pluton* et *Roland*.

Plus de 1 250 groupes auxiliaires ont été livrés.

## LES SYSTEMES DE PROPULSION

Dès 1966, le générateur de gaz de l'Emeraude avait été transformé en petit réacteur d'une poussée de 100 daN et avait équipé l'aide volante Fauvel.

Une version adaptée baptisée Cougar fut vendue en Australie et équipa l'engin-cible *Turana*.

En 1970, le TRS18 développé par l'équipe concurrente de la Société SERMEL équipait le motoplaneur Caproni A 21 J.

En 1972, à l'exposition internationale Transpo 72 de Washington, le constructeur américain d'avions en kits Jim Bede assistait à la démonstration du Caproni A21 J présenté par Microturbo qui venait de reprendre SERMEL. Son engouement fut tel qu'il passa une commande de plus de 2 000 réacteurs sous condition de sa certification par la FAA. En 1975, le TRS 18 était certifié... mais la société Bede n'existait plus.

Une retombée importante fut l'engin-cible Meteor *Mirach* 100 dont les applications se vendent encore sur les champs de tir européens.

Ces expériences ont apporté beaucoup de savoir-faire à Microturbo.

A partir de 1973, était lancé le développement d'un nouveau concept : le réacteur consommable pour engins-cibles et missiles, de plus de 250 daN de poussée, en configuration tout axial.

La première application visée était l'engin-cible Aérospatiale C 22 dont le projet était évoqué par la DTE n.

En compétition avec Turboméca dont l'Arbizon IV venait d'être lancé, le TRI 60 fut retenu après que beaucoup de temps fut passé à convaincre le client et ses donneurs d'ordre que le produit était à notre portée tant sur les plans technique qu'industriel.

En fait, le programme de lancement n'eut pas la réussite attendue, mais le fait que le TRI 60 ait été retenu sur un programme officiel nous ouvrit des portes inattendues : *Sea Eagle* de BAÉ, RBS 15 de SAAB, MQM 107 A de Beech, pour ne citer que les principaux.

Les arguments majeurs en sa faveur étaient ses performances surclassant celles de son unique rival, le Teledyne TCAE du *Harpoon*, sa capacité de démarrage en autorotation (tout axial) et son prix.

Ceci faisait du TRI 60 un succès technique et commercial.

Cependant, un aspect industriel n'était pas initialement apparu : qui dit consommable, implique maintenance et rechanges réduits à leur plus simple expression. On ne vend qu'une seule fois le produit, alors que dans les autres programmes, la vente de première monte induit un chiffre d'affaires ultérieur deux à trois fois supérieur. D'autre part, ce produit est d'application purement militaire, ce qui rendait Microturbo encore une fois dépendant d'un tel marché.

Du *Turana* au *Scalp*, plus de 2 750 réacteurs de toute conception ont été vendus.

## AUTRES ACTIVITES

Comme transition, on peut citer le développement, à partir du TRS 18, d'un générateur de fumée pour applications terrestres, qui connut un succès inattendu, en particulier aux États-Unis.

Toujours dans le domaine des propulseurs, Microturbo s'est lancé dans l'intégration verticale pour pallier le manque d'audace des constructeurs, ce qui nous empêchait de trouver de nouveaux débouchés pour nos produits.

Dans les engins non pilotés, le Mitsoubac ne put faire ses preuves (manque de moyens aériens, avance du concept sur son temps).

En ce qui concerne les avions, la tentative d'introduire en France le Microjet 90 (ex-Bede 5 J) fut un échec, les évaluations par l'armée de l'Air n'ayant pas été concluantes. Le projet Microjet 200 (biréacteur TRS 18) fut de même freiné car n'entrant pas dans les fiches-programmes françaises, malgré de très nombreuses marques d'intérêt à l'exportation.

Grâce au programme Olifant, Microturbo avait acquis une expérience originale et unique dans le brasage des échangeurs : un investissement complémentaire nous aurait assuré une position forte dans ce domaine indispensable pour beaucoup d'applications.

Au total, en comptant les matériels réalisés sous licence, plus de 10 000 turbomachines ont été réalisées à l'initiative de Microturbo.



## APPENDICE 7

### SNECMA ET LA FAMILLE CF 6

par Edouard Bassinot  
ancien responsable des programmes CF 6 et LM 6000 chez SNECMA

Au début des années 1960, le département « avant-projets » de SNECMA s'était déjà penché sur l'étude de la motorisation des avions civils de grande capacité, la société pouvant se prévaloir dès cette époque de sérieux atouts technologiques. Or, l'arrivée des moteurs à fort taux de dilution allait permettre des avancées spectaculaires (frugalité, silence, propreté,...), capables de révolutionner l'aviation commerciale. C'était une occasion pour SNECMA, dirigée à cette époque par le président Lamy, de continuer son ascension vers le marché civil, d'autant plus qu'en 1961, Français et Allemands avaient signé un accord intergouvernemental portant sur la réalisation d'un avion qui deviendra le premier né de la famille Airbus. Ainsi, la signature en 1969 de l'accord de coproduction du moteur CF 6 (CF signifie *Commercial Fan*) avec General Electric (GE) fut l'heureuse conclusion d'efforts tenaces déployés par SNECMA et vivement encouragés par les services officiels français, efforts d'autant plus méritoires qu'ils furent émaillés de multiples péripéties.

Pratt & Whitney (PWA) et SNECMA se connaissaient bien pour avoir travaillé ensemble sur des projets militaires. Il était donc naturel que le motoriste français soutienne le Pratt & Whitney JT 9D comme candidat à la motorisation du "Bi" européen en prenant la licence de ce moteur conjointement avec Bristol Siddeley (BSEL). Dès juillet 1967, une équipe mixte SNECMA/BSEL fut envoyée à East Hartford sous la direction de Jean Crépin<sup>56</sup> pour mettre au point cet accord de licence. C'est dans ce cadre que SNECMA fit un excellent compresseur haute pression (compresseur HP) pour le JT 9D. Mais, crispé sur les problèmes rencontrés dans la mise au point du moteur destiné avant tout au Boeing 747, le motoriste américain ne manifesta aucun zèle pour répondre aux besoins en poussée d'Airbus.

En septembre 1967, le protocole Airbus signé à Bonn par les trois gouvernements (France, Allemagne, Grande Bretagne) désigne comme maître d'œuvre Sud-Aviation pour la cellule et Rolls Royce (RR) pour le propulseur : en d'autres termes, un moteur européen, le RB 207, pour un avion européen, l'A 360. SNECMA s'engage donc dans une coopération avec RR (qui était en train d'absorber BSEL) et doit concevoir le compresseur HP.

A l'automne 1968, au cours d'une réunion à l'aéroport de Londres - Heathrow, Henri Ziegler, président de Sud-Aviation, explique pourquoi il faut réduire la taille de l'avion face à la concurrence des trimoteurs. Le président britannique de séance annonce que dans ce cas son gouvernement se voit dans l'obligation de se retirer du programme. Une telle décision sonnait apparemment le glas de l'Airbus et de la participation de SNECMA à son moteur. Rolls-Royce, quant à lui, faisait son entrée

---

<sup>56</sup> A cette époque directeur des contrats chez SNECMA et ultérieurement directeur général programmes et commercial moteurs civils.

sur le marché américain en motorisant le Lockheed *Tristar* pour lequel il abandonnait le RB 207 au profit du RB 211.

C'est à l'approche du salon du Bourget de 1969 que ressurgit un programme Airbus, franco-allemand cette fois et appelé A 300. Les contacts reprennent avec RR qui prévoit pour l'A 300 un dérivé du RB 211. Il apparaît malheureusement très vite que RR ne pouvant mener deux développements à la fois se concentre sur le *Tristar* (voulant à tout prix réussir son arrivée sur le marché américain). SNECMA se trouve donc dans l'obligation de tourner ses regards ailleurs, d'autant que le motoriste britannique est littéralement accaparé par les graves difficultés techniques et financières qu'il rencontre lors du développement du RB 211. Sans l'intervention du gouvernement britannique, Rolls-Royce n'aurait pas pu se sortir de la faillite.

SNECMA pousse donc en priorité la mise en œuvre de la licence du JT 9D acquise en 1967. Mais compte tenu du peu d'empressement de P&W, la mise à disposition de moteurs ayant la poussée voulue par l'avionneur devenait tout aussi aléatoire de ce côté que de celui de Rolls-Royce.

Un nouveau venu allait changer la donne. En effet, Roger Béteille, directeur général d'Airbus, signale qu'il a reçu des propositions intéressantes de General Electric.

SNECMA s'est alors tourné vers l'*outsider* GE pour lui demander comment il appréciait la situation. Dans son ouvrage intitulé « Herman the German », Gerhard Neumann, alors *Group Executive AE (Aircraft Engine Group)*, répond :

« *I felt that we had adequate manpower and company funds available to modify our military engine for the C-5A into the commercially suitable CF 6 powerplant for the the Douglas DC 10, the European (primarily French and German) Airbus A 300 and finally , a few years later, for BOEING's latest 747. »*

Ainsi naquirent le CF 6-6 d'abord, puis le CF 6-50, dérivés du moteur militaire TF 39. Le CF 6-50 était donc le seul moteur offrant désormais à Airbus la poussée voulue (230 kN) dans les délais voulus.

Dès lors les événements se précipitent : SNECMA saisit la balle au bond et signe un *risk sharing agreement* avec GE le 24 octobre 1969, rejoint rapidement par la firme de Munich MTU. Aussitôt le travail est lancé sur fonds propres et le premier moteur sort de Villaroche en juin 1973. Un total de 626 moteurs a été produit et livré par SNECMA entre 1973 et 1985. Ce fut une manne pour les unités de production qui étaient en sous-activité au début des années 1970. La "joint venture" s'est poursuivie avec le CF 6-80A (218 kN) pour l'A 310, mais les livraisons n'ont pas dépassé 92 unités. Dans les programmes CF 6-50 et -80A, la part de production de SNECMA atteignit 27 % des moteurs pour l'Airbus. Sous l'impulsion de son président, René Ravaut, SNECMA n'a pas hésité, quand elle était bien placée pour le faire, à apporter un soutien commercial efficace à GE. Par exemple SNECMA fut à l'origine du choix du CF 6 par Air France pour la motorisation de ses Boeing 747 "combi". L'aide de SNECMA dans la promotion du CF 6 s'est révélée utile à plusieurs reprises.

La participation du motoriste français au programme CF 6 s'est amplifiée avec le CF 6-80C, car la part de 10 % concerne toutes les applications de ce propulseur qui fut un véritable best seller. L'accord SNECMA / GE sur cette version (270 kN) a été signé en 1983. Les années 1988 et 1990 ont vu l'entrée de SNECMA dans le programme CF 6-80E (300 kN) destiné à l'A 330. Parmi les candidats à la

motorisation de cet appareil, le CF 6-80E fut le premier moteur disponible pour les essais en vol de l'A 330 qui purent ainsi commencer le 2 novembre 1992. D'abord fixée à 10 % en source unique, la participation de SNECMA dans le -80E est aujourd'hui de 20 %. La seule chaîne se trouve chez SNECMA - Villaroche et les aubes de soufflante produites par l'usine de SNECMA - Gennevilliers étaient en 1993 les plus grandes pales "forgées cotes finies" en occident. Malheureusement le -80E n'a pas eu le succès attendu. En revanche, la réussite commerciale de la turbine industrielle LM 6000 dérivée du 80C est tout à fait remarquable. C'est en 1990 que SNECMA voulut diversifier de cette manière sa co-production du CF 6.

Il n'y a rien de mieux pour conclure cette évocation de l'activité sur le CF 6 et de ses origines chez SNECMA, que de citer Jean Calmon qui fut un des principaux acteurs du lancement de la prise de risques de SNECMA dans la motorisation de l'A 300 et qui écrit dans un passionnant article intitulé "le choix du moteur de l'Airbus européen"<sup>57</sup> :

"Cette période 1965-1969 de choix du moteur de l'Airbus européen aura été à la fois étrange et riche. Ceux qui ont eu la chance d'y être associés ont vécu une expérience unique faite de travaux concrets conduits successivement avec BSEL, Pratt & Whitney, Rolls-Royce et General Electric. Nous avons pu observer et évaluer les méthodes de travail, les niveaux technologiques, les comportements humains et les mécanismes de prise de décision de ces grands du moteur d'aviation parmi lesquels nous aspirions à figurer".

L'estime réciproque créée par la coproduction du CF 6 entre SNECMA et GE a sans nul doute facilité la coopération sur le CFM 56 et ce n'est pas le moindre de ses mérites. De plus, l'expérience acquise par SNECMA dans le domaine des gros moteurs (la famille CF 6 couvre la gamme 200-300 kN de poussée) l'a préparé à une prise de responsabilité importante dans le développement et la fabrication du GE 90.

---

<sup>57</sup> « Le choix du moteur de l'Airbus européen, politique ou opportunisme ? », *Pégase* n° 78 de juillet 1995 par J. Calmon (membre de l'Académie nationale de l'air et de l'espace, ancien directeur délégué technique et production de SNECMA).





## APPENDICE 8

### ENSEMBLE PROPULSIF OLYMPUS 593 POUR CONCORDE

par Michel Lasserre  
ancien ingénieur de marque OL 593 au STAé<sup>58</sup>

- Dans le cadre des discussions entre Britanniques et Français pour la réalisation en commun d'un avion de transport supersonique, des contacts ont été pris entre SNECMA et *Bristol Siddeley Engines Limited* (BSEL) au tournant des années 1950 / 1960. Des liens antérieurs existaient entre les deux sociétés (comme la cession de licence par Gnome et Rhône du moteur rotatif au début du siècle, la prise de licence par SNECMA du moteur *Herculès* en 1951). Des accords ont été signés entre les sociétés en novembre 1961 ; ils ont été repris dans l'accord intergouvernemental du 29 novembre 1962 (qui lance effectivement le programme qui sera appelé Concorde). Le problème posé aux motoristes était difficile : taille importante du moteur, efficacité élevée des composants, distorsion très variable en sortie de la prise d'air supersonique, nécessité d'une sortie de jet de section variable, inverseur de jet, atténuation du bruit...

A l'époque, compte tenu de l'état de l'art, le « cycle » de moteur le mieux adapté était celui d'un simple flux double corps. BSEL avait développé une famille de moteurs Olympus de ce type, qui équipait divers avions militaires (dont le Vulcan) ; une autre version était en cours de mise au point pour l'avion de combat BAC TSR2 qui sera abandonné au stade du prototype (poussée de l'ordre de 130 kN). Le moteur de cette famille retenu pour Concorde sera désigné Olympus 593. C'est un simple flux, double corps (compresseur BP à 7 étages entraîné par un étage de turbine BP, compresseur HP à 7 étages entraîné par un étage de turbine HP, régulation électronique analogique, réchauffe...).

Initialement OL 593 D, on passera rapidement de la version initiale OL 513 D à la version OL 593 B (poussée augmentée pour satisfaire les besoins de l'avion). Le type ultime de série, incluant diverses modifications – OL 593 Mk 610 –, aura une poussée au décollage de 176,5 kN (avec réchauffe).

- Le développement (travail et coût) était partagé : deux tiers pour BSEL, un tiers pour SNECMA, ce qui a conduit aux responsabilités suivantes :
  - BSEL : le moteur de base (jusqu'à la sortie de la turbine BP) ;
  - SNECMA : la réchauffe, le canal et la tuyère primaire, la tuyère secondaire arrière assurant l'optimisation de la poussée en fonction des conditions d'utilisation (tuyère convergente divergente ventilée), et incluant les fonctions inversion de poussée et silencieux.

SNECMA fabriquait également un certain nombre de pièces du moteur de base (disques de compresseur et de turbine...).

Les essais – au sol et en vol sur banc volant Vulcan puis sur Concorde- ont été conduits par les deux motoristes.

---

<sup>58</sup> avec le support des éléments d'un article de Jean Calmon dans *Icare* n° 164.

- L'organisation était celle retenue pour le programme Concorde dans son ensemble : pas de leader, comités multiples de niveaux variables, très nombreux avec présidences tournantes...A son niveau, SNECMA a nommé en mai 1969 un directeur de programme doté de larges pouvoirs, une "première" dans le domaine aéronautique qui sera ensuite imitée par son partenaire puis par les avionneurs.

- Les acteurs ayant joué un rôle important dans l'opération OL 593 sont les suivants :
  - du côté BSEL : S. Hooker, P. Young, L. Haworth (pour la conception), P. Calder... ;
  - du côté SNECMA : M. Garnier, L. Jumelle, J. Sollier (le premier directeur de programme), J. Calmon...

Les relations entre les deux motoristes ont été excellentes dans leur ensemble.

La reprise de BSEL par Rolls-Royce en octobre 1966 n'a pas eu d'effet significatif, Rolls-Royce ayant laissé une très grande autonomie à l'équipe de Bristol sur ce programme. Cette autonomie n'a fait que croître à la suite des problèmes rencontrés par RR sur le RB 211 et de la nationalisation de la société qui en a résulté

- Le développement du moteur proprement dit s'est déroulé de manière satisfaisante (première rotation au banc en novembre 1965, premier vol sur Concorde en mars 1969) à l'aide d'importants moyens d'essais chez les industriels et dans les centres officiels, dont un banc volant Vulcan. Des améliorations continues ont été apportées dont une chambre de combustion annulaire sur la proposition de SNECMA, permettant de pallier en partie des dérives de masse de l'appareil.

Pour la partie de responsabilité de SNECMA, la mise au point de la réchauffe et de l'ensemble primaire s'est déroulée correctement (malgré un large accroissement de l'utilisation de la réchauffe : augmentation de la poussée au décollage et utilisation en transsonique). Pour l'ensemble secondaire, plusieurs définitions ont été utilisées (s'appuyant sur un énorme programme en soufflerie sur des maquettes) :

- ensemble type 10, réalisé en structure classique pour équiper les seuls avions prototypes (compte tenu des délais réduits de mise au point) ;
- ensemble type 11, réalisé selon les mêmes principes physiques que le précédent mais avec une structure "alvéolaire", nécessitant des outillages d'emboutissage de grande taille et très précis ;
- les avionneurs (principalement Aérospatiale), inquiets de la dégradation des masses de l'avion réduisant la charge marchande, ont proposé pour l'ensemble arrière un nouveau concept : ensemble double comprenant deux fois deux paupières en aval (assurant la variation de section de sortie, l'adjonction d'air de dilution et l'inversion de jet), réalisé en nid d'abeille d'acier soudé (*Stressskin* de la société américaine Tools Research and Engineering ). Cet ensemble désigné type 28, était supposé apporter un gain important de performances et un gain de masse. Des relations difficiles en ont résulté entre SNECMA et Aérospatiale. Finalement cette solution a été retenue en 1969 pour les avions de série et l'avion de présérie 02 (la tuyère type 11 n'équipant que l'avion 01). La réalisation et la mise au point ont été conduites de manière accélérée. Des résultats acceptables ont été finalement obtenus avec des gains de performance nettement moins importants que prévu (en revanche des gains de masse étaient obtenus) et au prix de renforts en tôle réfractaire sur les parties les plus sollicitées.

La réduction du bruit des moteurs au décollage – Concorde arrivant en service en même temps que la deuxième génération d'avions équipés de moteurs à double flux plus silencieux que la première - était recherchée. Un programme très important de théorie et d'essais (sur maquettes ou en vraie grandeur) a été conduit. La réduction de bruit n'a pas été à la hauteur des estimations théoriques ou des essais partiels et le dispositif atténuateur de bruit (dit "à pelles") a été abandonné pour la série. Ce domaine, très nouveau, s'est révélé particulièrement ardu.

Le certificat de navigabilité pour l'ensemble propulsif OL 593 Mk 610-ensemble 28 a été accordé par les autorités franco-britanniques en septembre 1975.

- Le programme de série de l'ensemble propulsif a été réduit à l'équipement des 14 avions produits (fabrications assurées par RR, SNECMA, Tools Research and Engineering).

Depuis la mise en service effective des avions en 1976 par Air France et British Airways, les ensembles propulsifs OL 593/28 ont accumulé une expérience unique au monde dans le domaine du vol à Mach 2. Tout au long de l'exploitation du Concorde, les moteurs ont rempli leur mission sans avoir été à l'origine d'incidents ayant eu des conséquences graves.



## APPENDICE 9

### LE PROGRAMME MOTEUR CFM56

Rédigé par Pierre Alesi  
premier ingénieur en chef du programme chez SNECMA  
puis directeur général des programmes civils

#### LA NAISSANCE

L'histoire commence en janvier 1968, lorsque SNECMA met en évidence, "découvre" un créneau disponible pour un moteur moderne de 10 tonnes de poussée capable de remplacer les "vieux" moteurs JT 8D et JT 3D... et d'équiper demain les avions court et moyen courrier plus silencieux et consommant moins de carburant.

Dans la gamme des gros moteurs, les trois grands constructeurs occidentaux ont lancé le développement de moteurs modernes, le JT 9D de Pratt & Whitney, le CF 6 (dérivé du moteur militaire TF 39) de General Electric et le RB 211 de Rolls Royce.

Dès janvier 1968, les équipes techniques et commerciales de SNECMA se mettent au travail : plusieurs avant-projets de moteurs M 56 sont définis et présentés aux avionneurs... Le premier rencontré, Dassault, intéressé par le moteur M 56 de 10 tonnes pour une deuxième version de l'avion Mercure à capacité et rayon d'action augmentés.

Les études de marché montrent "l'apparition du besoin dès la fin des années 1970 et un minimum de 5 000 moteurs...".

Dans le même temps, de nombreux contacts sont établis avec les services officiels français qui défendent avec SNECMA l'intérêt du moteur de 10 tonnes.

Dès l'origine des travaux relatifs au VI<sup>e</sup> Plan, le groupe de travail Moteurs du Comité de l'industrie aéronautique et spatiale indique dans son rapport du 18 décembre 1969 :

"Il est essentiel que l'industrie française entreprenne le développement du moteur de 9 à 11 000 daN (ou de la classe des 10 tonnes de poussée) qui devrait voir le jour au début du VI<sup>ème</sup> plan. Ce moteur à faible bruit et consommation réduite équiperait les avions court et moyen courriers de capacité moyenne et son marché paraît pouvoir rentabiliser convenablement le coût de son développement. Cette voie est certainement la plus sûre pour que notre industrie nationale débouche progressivement sur le marché des moteurs destinés à l'aviation commerciale".

Ce même rapport souligne l'importance du marché des États-Unis et la nécessité de rechercher pour les programmes de moteurs civils en général, des accords avec des partenaires apportant notamment le concours de réseaux commerciaux solidement implantés.

A partir de 1970, de nombreuses études sont menées par SNECMA sur l'intérêt d'une coopération avec l'un des trois grands motoristes étrangers.

Par lettre du 13 février 1971, le ministre des Transports et le ministre d'État chargé de la Défense Nationale, Michel Debré, demandent à SNECMA de compléter les informations déjà fournies verbalement en vue de soumettre un premier dossier à l'examen du gouvernement en mars 1971. En particulier :

- doivent "être explorées plus avant avec les sociétés General Electric, Pratt & Whitney, Rolls Royce, les formes, l'étendue et les caractéristiques générales que pourrait revêtir une collaboration sur ce réacteur entre l'une ou l'autre de ces sociétés et la vôtre" ;
- doit être précisée "par écrit votre propre évaluation des dépenses d'études, de réalisation et de mise au point du réacteur envisagé... Face aux montants financiers ainsi présentés, vous voudrez bien nous indiquer la nature des engagements que vous pourriez prendre pour en garantir le respect et les dispositions que vous mettriez en œuvre à cet effet".

De nombreuses réunions, certaines au plus haut niveau, sont organisées par SNECMA avec les trois grands :

- General Electric manifeste immédiatement un grand intérêt pour une coopération avec SNECMA sur un moteur de 10 tonnes... moteur absent de sa gamme. Bien que faiblement implanté sur le marché civil, GE a réalisé récemment une belle percée sur le marché des moteurs à forte puissance grâce au CF 6 dérivé du moteur militaire TF 39 ; de plus SNECMA et GE viennent de signer un accord de production du moteur CF 6-50, destiné à l'A 300B. La coopération entre SNECMA et GE est strictement paritaire 50/50. GE "apporte" le corps haute pression, le *core* du moteur militaire F 101 en cours de mise au point. Une société commune sera créée pour piloter le programme ;
- Pratt & Whitney, alors leader avec 80 % de la motorisation des avions civils, reconnaît l'existence d'un marché important mais rencontre des difficultés dans la mise en service (1970) des premiers JT 9D et évidemment n'est pas très pressé de remplacer les moteurs existants JT 8D et JT 3D ;
- Rolls Royce vient d'être placé sous administration provisoire. Son problème majeur est le sort du RB 211...

Un premier dossier est remis au gouvernement français en mars 1971. Un dossier définitif en octobre 1971 recommandant General Electric comme partenaire américain pour la réalisation du programme CF M56 : le nom est né en septembre 1971 !

En décembre 1971 et janvier 1972, officialisation de l'accord du gouvernement français sur les propositions SNECMA et lancement de la coopération 50/50 entre GE et SNECMA sur le programme CFM 56 :

- GE est responsable du corps haute pression (*core engine*) incluant le régulateur de carburant ;
- SNECMA est responsable de la partie basse pression, de la chaîne cinématique, du premier inverseur et de l'installation du moteur sur avion. SNECMA assume la responsabilité d'intégration du moteur complet ;
- La direction du programme et sa commercialisation seront assurées par une société commune.

Le président René Ravaud, nommé Président directeur général de SNECMA en janvier 1971 joue un rôle déterminant dans la conclusion de cet accord avec General Electric dont la Division moteurs est dirigée par Gérard Neumann. Les deux hommes seront les acteurs décisifs de la réussite de la coopération entre les deux sociétés et du succès du programme CFM 56.

## LES REGLES DE BASE DE LA COOPERATION SNECMA / GENERAL ELECTRIC SUR LE PROGRAMME CFM 56

La coopération 50/50 entre SNECMA et GE repose sur un partage physique des tâches de développement, de production et de vente. Les activités de développement et de vente doivent être également partagées entre les deux sociétés. Chacun produit sa part, deux lignes de montage sont prévues, l'une en France, l'autre aux États-Unis. Le partage des recettes de la vente des moteurs neufs doit rémunérer d'une part les activités de développement et de vente également réparties entre les deux sociétés, et d'autre part, celles de production (représentant 78 % du total) à partager suivant les coûts relatifs de chacune des deux parts. Le *PV split (Production Value)* ou partage du coût de production sera déterminé... après une année de négociations en 1976... Le coût de production évolue à chaque nouvelle version du moteur.

En ce qui concerne les pièces de rechange SNECMA et GE se partagent également le profit total réalisé lors de la vente des pièces.

Toutes les ventes moteurs neufs et pièces de rechange sont effectuées en dollars (US \$).

L'accord de coopération ne couvre pas l'activité de services.

### LE SOUTIEN DU GOUVERNEMENT FRANÇAIS

Pour mener à bien le programme, SNECMA bénéficiera de la part du gouvernement français d'avances remboursables sur la base d'un montant forfaitaire révisable seulement en fonction de l'évolution des conditions économiques : tout dépassement sera à la charge de SNECMA.

Le programme se déroulera en deux phases. La première de démonstration technique et commerciale permettra le lancement de la deuxième phase de développement jusqu'à la certification du moteur CFM 56.

Les deux phases ont chacune fait l'objet d'un protocole signé entre l'État et la société SNECMA : août 1974 pour la phase de démonstration et octobre 1975 pour le programme de certification.

Le montant total de l'avance remboursable accordée à SNECMA est de 1 200 MF (valeur 1971) dont 150 pour la première phase de démonstration.

SNECMA met en place avec les services officiels des ministères de la Défense (le STAé) et des Transports, (la DGAC), un système de suivi technique et financier du programme qui s'est avéré particulièrement performant pendant toute la durée du programme.

Michel Lasserre du STAé et Gérard Guibé de la DGAC ont joué un rôle déterminant.

Pour conduire le programme CFM 56, SNECMA a nommé Jean-Claude Malroux, responsable de programme et Pierre Alesi, ingénieur en chef.

### LA DEFINITION DU MOTEUR ET LE LANCEMENT DU PROGRAMME DE DEMONSTRATION

Dès la décision du gouvernement français, la coopération s'engage activement.

Sur le plan technique : la définition du premier moteur CFM 56-2 et le lancement d'un programme de démonstration qui doit démontrer les performances prévues et la validité des choix techniques essentiels.

Et au niveau commercial : susciter l'intérêt des futurs clients et recueillir auprès d'eux, toutes les informations utiles pour orienter la définition du moteur.

Les objectifs techniques du moteur CFM 56-2 à 24 000 lbs de poussée sont particulièrement ambitieux :

- en bruit : norme FAR36-10 EPNdB ;
- en masse : rapport poussée / masse ~ 6 ;
- consommation de carburant : 20 à 25 % de moins que le moteur JT8 D ;
- fiabilité et durée de vie supérieures à celles des moteurs existants.

Pour réaliser ces objectifs, le cycle du moteur est à taux de dilution, rapport global de compression et température entrée turbine particulièrement élevés. Tous les composants du moteur doivent avoir des rendements très élevés voisins de 90 %.

L'architecture du moteur est du type double corps : Le corps haute pression comprenant un compresseur à neuf étages et une turbine à un seul étage, le corps basse pression soufflante monoétage, compresseur à trois étages et turbine à quatre étages. Le moteur comprend seulement cinq paliers comme sur le moteur Snecma / Bristol M 45.

Grâce au corps HP d'une technologie très avancée, le moteur est particulièrement compact : la longueur totale n'est que de 2,43 m (95,7"), le diamètre de la soufflante de 1,735 m (68,3"). La chaîne cinématique et les équipements sont placés en partie basse à l'extérieur du carter de soufflante permettant une excellente accessibilité. La chaîne cinématique est dessinée et fabriquée par Hispano-Suiza.

En mars / avril 1972, les fabrications relatives aux deux moteurs de démonstration sont lancées. Deux motoristes européens participent au programme (le belge FN Motors, le suédois Volvo FlygMotor).

## LES DIFFICULTES ET LE ... REDEMARRAGE DU PROGRAMME

En septembre / octobre 1972, le ciel s'assombrit... après la décision du gouvernement américain de refuser à General Electric la licence d'exportation du *core* et de sa technologie. Le programme est mis au ralenti.

En accord avec les services officiels, SNECMA travaille sur un programme d'attente active dit "programme de consolidation" permettant, au moindre coût, la poursuite de certaines activités prioritaires.

GE et SNECMA restent optimistes et croient en une reprise prochaine... de nombreuses interventions ont lieu pour débloquer la situation. Celle du président Georges Pompidou auprès de Richard Nixon est déterminante : en septembre 1973, GE obtient l'accord d'exportation du *core* pour le premier essai du moteur qui aura lieu en France en octobre 1974... après un tout premier essai à Cincinnati en juin, le nouveau programme CFM 56 a redémarré !

SNECMA doit cependant mettre en place des mesures de sécurité particulières pour garantir la non divulgation de la technologie du *core* et accepter la responsabilité d'intégration du moteur complet désormais confiée à GE. La société CFM International, nouvellement créée, est présidée par Jean Sollier. Le directeur technique est d'origine GE. Ces nouvelles dispositions n'ont en rien modifié



l'essentiel de la coopération Snecma/GE qui est restée et est encore une coopération 50/50.

## **LE PROGRAMME CFM 56 DE 1973 A 1979 : LA LONGUE ATTENTE DE LA PREMIERE COMMANDE**

SNECMA et General Electric ont conduit pendant cette période un programme classique de développement du moteur tout en recherchant un ou plusieurs clients aviateurs pour le moteur CFM 56. Les signes reçus du marché ont été suffisamment encourageants pour que SNECMA, General Electric et les services officiels français continuent à avoir foi dans le programme.

Le trafic aérien et, en particulier, le trafic moyen courrier a continué à croître y compris après le premier choc pétrolier de 1973, la croissance a été de 7 % entre 1973 et 1974, qui a rendu encore plus attractif le moteur CFM 56 à faible consommation de carburant.

A la suite du programme de démonstration et des premiers essais très satisfaisants du moteur : le 20 juin à Cincinnati et le 15 novembre 1974 à Villaroche, un véritable programme de développement jusqu'à la certification a été lancé :

- en mars 1975, un programme de certification a été défini et autorisé par les plus hautes autorités françaises, M. Chirac, alors premier ministre, l'annonce au Salon Aéronautique du Bourget de 1975 ;
- en octobre 1975, le *board* de GE donnait son accord et autorisait l'Aircraft Engine Group à contracter un *third party commitment*, en clair, à commercialiser le moteur CFM 56 ;
- à la mi-1975, a lieu la première réunion formelle entre les services officiels français et américains afin d'établir les bases d'une certification conjointe du moteur CFM 56 par la FAA et la DGAC ;
- la date de certification du moteur est prévue fin 1977.

Quels ont été les faits marquants du développement du moteur... et les moyens utilisés ? Et d'abord, la certification conjointe...

### *Le programme de certification*

Dès le démarrage du programme en 1972, les services officiels français et SNECMA souhaitent une certification conjointe... franco-américaine du moteur CFM 56. Cela ne s'est jamais fait et donc tout est à construire : convaincre le partenaire GE et les autorités de la FAA, bâtir un programme de certification, synthèse des deux règlements. Tout est en ordre pour la première grande réunion à la mi-1975 entre les autorités FAA et DGAC et les industriels GE et SNECMA : "A l'issue d'un programme de certification unique satisfaisant les deux autorités, le moteur CFM 56 recevra simultanément les deux certificats FAA et DGAC".

Les essais de certification se sont déroulés de 1977 au 3 août 1979, date de la fin de l'essai de 150 heures à Villaroche... Au total, 70 essais ont été effectués, répartis équitablement entre la France et les États-Unis. Le 8 novembre 1979, CFM recevait de la FAA et de la DGAC les deux certificats de type !

L'ensemble des essais de développement et de certification ont été conduits dans des conditions particulièrement sévères... La philosophie est de démontrer la fiabilité

du moteur grâce à des essais d'*extra severity testing* de façon à garantir dès la mise en service un moteur sûr, "mature".

SNECMA et General Electric bénéficient dans la mise au point du moteur CFM 56 de l'expérience en service du moteur CF6-50, du développement du moteur F 101 et donc du *core* dans des conditions plus sévères que celles d'un moteur civil, et enfin de l'expérience SNECMA dans la mise au point des moteurs militaires et des moteurs civils OL 593 et M45H.

Les moyens d'essais utilisés sont ceux :

- de General Electric, disposant en particulier à Peebles de nombreux bancs à l'air libre dont un pour les essais du moteur par vent de travers ;
- de SNECMA à Villaroche et à Istres où seront effectués les mesures acoustiques ainsi que les radiographies "Super X" du moteur en fonctionnement permettant de mesurer l'évolution des jeux axiaux et radiaux en transitoire ;
- du Centre d'essais des propulseurs de Saclay, disposant de bancs d'essais spéciaux où seront réalisés les essais sur moteur d'ingestion d'oiseaux et l'essai de rétention d'aube de soufflante. Le CEPr disposera également d'un banc compresseur de forte puissance qui sera utilisé pour les versions ultérieures du moteur.

Les essais en vol du moteur CFM 56 seront effectués par SNECMA sur le banc volant Caravelle précédemment utilisé pour les essais en vol du moteur militaire M 53. Le premier essai en vol a eu lieu en mars 1977. Au même moment, avait lieu à Long Beach le premier vol de l'avion YC 15 équipé d'un moteur CFM 56.

Dans les faits marquants du programme de développement, le programme de démonstration en vol de l'avion 707 équipé de quatre moteurs CFM 56 et des inverseurs a été particulièrement important et décisif pour la suite du programme.

Ce programme, décidé en 1977, par les présidents de Boeing (T. Wilson), de SNECMA et de General Electric a permis à Boeing d'avoir confiance dans le moteur CFM 56 et dans les équipes GE et SNECMA qui ont beaucoup appris de la coopération avec Boeing !

Snecma a conçu et développé l'inverseur du moteur dont le fonctionnement sur l'avion 707 a été très satisfaisant. (Le premier vol du 707, équipé de CFM 56 aura lieu à Seattle en novembre 1979). Cet inverseur sera adapté pour équiper les 110 avions DC 8 remotorisés. Ce fut pour l'usine du Havre, aujourd'hui, Hurel Hispano, le démarrage de l'activité concernant les inverseurs.

Parallèlement, pendant cette période de 1973 à 1978, une intense prospection commerciale se développait en s'intensifiant :

- En 1973 / 1974,
  - Mercure/CFM 56 : poursuite des discussions autour d'un Super Mercure. L'avion de base équipé du moteur JT8 D et d'un arrière corps inverseur développé par Snecma est certifié en février 1974 ;
  - premières évocations de possibles *retrofits* des avions KC-135R et DC 8.

- En 1975 / 1976,

Boeing et CFMI (GE et SNECMA) évoquent l'installation du CFM 56 sur l'avion 707. L'idée d'un vol de démonstration est avancée.

Autres applications évoquées avec Boeing : l'avion AWACS équipé de CFM 56-2 et le 737 qui pourrait être équipé du CFM 56 "junior" qui devait devenir le CFM 56-3.

En juin 1975, a lieu l'audit du moteur CFM 56 effectué par les équipes techniques de Boeing.

Douglas et CFMI :

- première réunion technique sur le *retrofit* des DC 8 ;
- évocation du CFM 56 sur l'avion DC 9 ;

Le moteur CFM 56 est retenu par Douglas pour équiper l'avion militaire C 15. Un programme de démonstration en vol est décidé sur l'avion YC 15 avant la décision finale.

Démarrage d'une coopération entre Douglas et Dassault sur un avion dérivé du Mercure, baptisé *ASMR : Airplane Short Medium Range*.

- En 1977 / 1978,

Boeing :

- en février 1977, un programme de démonstration en vol d'un 707 équipé de CFM 56 avec inverseurs est décidé : premier vol prévu fin 1979 ;
- Boeing décide de proposer à l'USAF, le *retrofit* des KC-135R avec CFM 56... ce qui permet à l'avion d'emporter 50 % de plus de carburant ;
- les études du 737 avec CFM 56 "junior" se poursuivent.

Douglas :

- la société CAMMACORP (dirigée par l'ancien président de Douglas Aircraft) est retenue par CFM pour assurer la maîtrise d'œuvre et la vente de l'avion DC 8 remotorisé ;
- le programme C 15 est annulé ;
- la coopération avec Dassault autour de l'avion Mercure est... abandonnée. Douglas préfère lancer la remotorisation du DC 9, avec les moteurs JT8D-200... !

SNIAS/AIRBUS :

Premières discussions autour d'un avion A 200 de 130 à 160 passagers qui pourrait être mis en service en 1982 ! (L'A 300, premier avion gros porteur bimoteur équipé de moteurs CF6-50 est en service depuis 1973.) Au salon aéronautique de juin 1977, M. Barre, premier ministre, annonce la volonté de lancer un programme d'avion moyen courrier en coopération européenne. En mars 1978, les quatre avionneurs européens (SNIAS, Baé, MBB, UFW Fokker) confirment leur intention de coopérer et de commercialiser le *JET (Joint European Transport)* au sein d'Airbus Industries.

Début 1979, toujours pas de commande. Le moteur est fin prêt, tous les essais importants ont été réalisés au sol et en vol, montrant d'excellentes performances et un comportement remarquable. Il ne reste à effectuer que le dernier essai officiel de certification de 150 heures sur moteur !

Fin 1978, Snecma a commandé les approvisionnements long cycle pour 50 moteurs.

Certains perdent espoir... d'autres se préparent "à la curée" : "je sens le souffle des vautours tournoyant autour du siège" dira le président René Ravaud à Jacques Rossignol alors directeur du programme CFM 56.

Mais René Ravaud est de plus en plus convaincu du succès prochain ... très prochain !

## LA PREMIERE COMMANDE... LE 29 MARS 1979... ET LES AUTRES !

- La plus grande compagnie aérienne américaine, United Airlines, annonce une commande de 400 M\$ pour remotoriser 30 avions DC 8-71 avec le moteur CFM 56 construit par General Electric *"and SNECMA of France"* !

La raison essentielle du choix est une diminution importante du niveau de bruit permettant à l'avion DC 8/CFM 56 de respecter les futures normes de bruit. De plus, le CFM 56 apporte :

- une diminution de la consommation de carburant de 22 % ;
- une augmentation du rayon d'action de plus de 1 600 km.

Dès l'annonce, SNECMA et GE lancent :

- la dernière épreuve de certification du moteur : l'essai de 150 heures aura lieu à Villaroche en juillet / août 1979. Le 8 novembre 1979, la FAA et la DGAC délivrent conjointement à CFM les deux certificats de type du moteur CFM 56-2. A cette date, près de 7 000 heures d'essais ont été effectuées dont 360 heures en vol ;
- le programme d'essais en vol et de certification de l'avion DC 8/CFM 56 : le premier vol aura lieu en mai 1981. La certification de l'avion et les premiers vols commerciaux en avril 1982 !

Au total, 110 avions DC 8 seront remotorisés avec des CFM 56-2.C1 équipés d'inverseurs. A la fin 1985 : 525 moteurs et 470 inverseurs auront été livrés.

- En 1981, l'USAF et l'armée de l'Air française décident de remotoriser les avions KC-135R et C-135FR avec le moteur CF M56

Une version du moteur, le CFM 56-2B-1 est définie et essayée au sol et en vol. La certification a lieu en mai 1982 et le premier vol en février 1983.

La reprise des vols opérationnels des avions KC-135R et C-135FR a lieu en 1984.

- Enfin, la version CFM 56-2A certifiée en juin 1985 équipe entre autres les avions radars AWACS

- A la fin 2002 :

- 599 avions équipés du moteur CFM 56-2 sont en service dont 449 KC-135R/C-135-FR ;
- 2 605 moteurs ont été livrés et ont accumulé près de 24 millions d'heures de fonctionnement en vol ;
- 36 moteurs CFM 56-2 ont encore été livrés en 2003.

## L'AUTRE GRANDE AVENTURE CFM : LA MOTORISATION DE L'AVION BOEING 737

L'idée est "ancienne"... c'est SNECMA qui pour la première fois, dès 1975 / 1976 propose le CFM 56 "junior" dérivé du CFM 56-2. Nouvelle proposition en 1979 : SNECMA a réussi à convaincre GE qui jusque là... traînait les pieds ! Présentation de l'avion 737-300 par Boeing au salon de Farnborough de 1980 et en mars 1981, lancement du programme avion et du moteur CFM 56-3.

CFM propose un moteur très étroitement dérivé du CFM 56-2, le moteur CFM 56-3 qui conserve toutes les parties centrale et arrière du moteur, donc le *core* et la turbine base pression.

L'installation sous l'aile du 737 impose une soufflante à diamètre réduit à 1,52 m (60"). La soufflante est donc nouvelle avec des aubes à nageoires intermédiaires. Le support des équipements est nouveau et disposé, installation oblige, sur le côté du moteur.

Le premier essai du CFM 56-3 a lieu en avril 1982.

Les essais en vol sont effectués aux États-Unis sur un banc volant 707 appartenant à GE.

Le premier essai en vol a lieu en mai 1983.

La certification du CFM 56-3-B1 à 20 000 lbs de poussée (9,07 tonnes ou 8 900 daN) est obtenue en janvier 1984.

Plus tard, le moteur devait être certifié à :

- 22 000 lbs (9 790 daN) en juin 1984 : le CFM 56-3B-2 ;
- 23 500 lbs (10 460 daN) en décembre 1986 : le CFM 56-3C-1.

Le premier vol du 737 équipé du CFM 56-3 a lieu en mars 1984 et la certification et la mise en service en décembre 1984.

- Par rapport au 737-100/200 avion court courrier de 108 places, équipé de JT 8D (1 144 avions vendus) les nouveaux 737-300 puis -400 et -500 apportent :
  - une capacité augmentée ;
  - un plus grand rayon d'action ;
  - 20 % de réduction de consommation de carburant ;
  - et évidemment, une réduction importante du niveau de bruit.

- Malgré les efforts de la concurrence, tous les avions 737-300 /-400 /-500 seront équipés du CFM 56-3.

- La famille des nouveaux 737 remporte un très gros succès commercial grâce au concept de famille "un avion unique, un moteur unique", avec différentes capacités (108, 128 et 146 passagers), aux qualités de l'avion et du moteur bien sûr mais aussi à la "dérégulation" américaine qui a favorisé le développement du trafic intérieur par des avions de capacité moyenne.

De 1984 à 1999 près de 2 000 avions (1988) seront vendus... 200 dans la seule année 1991 !

4 500 moteurs CFM 56-3 ont été livrés (25 à 30 moteurs sont encore produits en 2000 et 2001).

Le nombre d'heures de fonctionnement en service du moteur CFM 56-3 est impressionnant, plus de 120 millions d'heures à fin 2002 et plus de 86 millions de cycles. La fiabilité du moteur CFM 56-3 a établi en 2003 un record mondial : un moteur CFM 56-3 est resté plus de 40 000 heures sous l'aile avant sa première dépose (40 729) !

La durée de vie moyenne de tenue sous l'aile est de 16 000 heures. Le taux d'arrêt en vol est de 0,002 pour 1 000 heures de fonctionnement moteur, soit deux événements par million d'heures.

## LE SUCCES DES PROGRAMMES CFM 56-2 ET -3 ENTRAINE UNE VERITABLE REVOLUTION DE L'OUTIL INDUSTRIEL DE SNECMA

Dès l'annonce de la première commande fin mars 1979, le président René Ravaut décide de moderniser l'outil industriel de SNECMA pour le rendre capable d'une cadence de 100 moteurs par mois ! Ce niveau sera effectivement atteint en 1999, 2000 et 2001.

Les principales et importantes décisions prises en 1979 ont été :

- la réhabilitation de l'usine de Gennevilliers et l'acquisition d'une presse pour forgeage côtes finies des aubes de soufflante ;
- la construction à Villaroche d'un atelier de montage et d'un banc d'essais capable du CFM 56 et des CF 6-50 et -80 ;
- de confier à Hispano-Suiza Bois-Colombes, la responsabilité des chaînes cinématiques des moteurs et à Hispano Le Havre, l'industrialisation des inverseurs de poussée ;
- et enfin, le renforcement de la sous-traitance en particulier internationale.

Grâce à ces décisions et aux efforts de tous les acteurs, de SNECMA et de nos partenaires, SNECMA a été capable de faire face à une extraordinaire montée en cadence du programme CFM 56 et à la gestion simultanée des versions de plus en plus nombreuses :

- début de la production en 1982 ;
- près de 300 moteurs (-2 et -3) livrés en 1984 ;
- environ 600 moteurs en 1986 ;
- près de 900 moteurs (-2, -3 et -5) en 1991 !
- et enfin, le record de 1 080 moteurs en 1999 (et encore 1 040 en 2001... !)

Dès le démarrage de cet important programme de production, SNECMA a entrepris des actions efficaces de réduction :

- des valeurs d'exploitation grâce à la réduction des cycles de production qui étaient de 104 semaines en début de programme, de 75 en 1991/1992 et en 2000/2001 de 20 semaines !
- des coûts de production de plus de 30 % sur les différents programmes ;
- de la non qualité de production inférieure aujourd'hui à 2 % sur l'ensemble de la chaîne de production jusqu'à la livraison du moteur.

## APRES LA "CONQUETE" DU MARCHE AMERICAIN, CFM S'ATTAQUE AU MARCHE EUROPEEN

L'avion Airbus de 150 places, enfin lancé, sera équipé du moteur CFM 56

### *L'avion Airbus de 150 places*

Les premiers contacts entre CFM et Airbus datent de 1978 sur un avion de 150/160 passagers "petit frère" de l'A 300. Une véritable coopération entre les équipes techniques de CFM et d'Airbus s'est développée sur la meilleure intégration du moteur à l'avion. Des idées originales comme celles du refroidissement de l'huile moteur par le carburant sont nées de cette coopération. Les avant-projets de l'avion

prennent comme base le CFM 56-2, mais Airbus, de plus en plus exigeant demande au moins 25 000 lbs de poussée et surtout une réduction importante du carburant consommé. En décembre 1982, CFM propose le CFM 56-4 qui devait devenir début 1984, le CFM 56-5 à 25 000 lbs de poussée et offrant 7 à 10 % de réduction de carburant consommé.

Pour atteindre ces objectifs, CFM choisit de conserver l'encombrement, l'architecture et sensiblement le cycle thermodynamique du moteur : la diminution de consommation spécifique est donc obtenue par de meilleurs rendements de tous les composants qui sont nouveaux :

- la soufflante, de même diamètre : 1,735 m (68,3"), dont l'aérodynamique est issue de l'expérience des compresseurs expérimentaux TS développés par SNECMA, avec 36 aubes à nageoires intermédiaires ;
- le compresseur basse pression reste à trois étages. L'aérodynamique est nouvelle et profite des résultats des recherches SNECMA et ONERA sur les écoulements tridimensionnels dans les compresseurs ;
- le *core*... compresseur et turbine haute pression d'une nouvelle aérodynamique plus performante ;
- la turbine basse pression reste à quatre étages. L'aérodynamique et la technologie sont nouvelles, garantissant un écoulement sain... "sans fuites" ni perturbations ;
- la régulation comporte pour la première fois sur les CFM, un régulateur électronique, le FADEC (*Full Authority Digital Electronic Control* = Régulation électronique numérique à pleine autorité), de conception mixte GE/ SNECMA-ELECMA. Le FADEC contribue également à la réduction de la consommation de carburant, en particulier, dans les phases transitoires.

Parallèlement, le programme avion est proche de la décision. Le lancement de l'avion européen de 150 places est annoncé par le premier ministre, Pierre Mauroy, au Salon du Bourget de juin 1983. Airbus est autorisé à proposer l'avion aux compagnies aériennes en décembre 1983.

En mai 1985, Airbus et CFM lancent simultanément le programme de certification de l'avion A 320 et du moteur CFM 56-5.

L'inverseur est confié à Hispano-Suiza qui conçoit et développe un inverseur à portes plus léger dans cette dimension qu'un inverseur à grilles.

Le programme de développement se déroule normalement. SNECMA commence à récolter les bénéfices des recherches aérodynamiques et technologiques effectuées en amont qui permettent, en développement, de gagner du temps et de "bien faire la première fois...".

La première rotation a lieu en janvier 1986, soit moins d'un an après le lancement du programme.

Les essais en vol sur 707, en juin 1986.

Le premier vol sur l'A 320, le 22 février 1987.

La certification du moteur à 25 000 lbs en août 1987.

L'entrée en service de l'avion A 320-210 équipé du CFM 56-5-A1 aura lieu en avril 1988.

Mais le moteur CFM 56-5-A1 n'est pas seul à motoriser l'A 320, son concurrent est le moteur V 2500 produit par *International Aero Engines* fruit d'une coopération

entre Pratt & Whitney (32,45 %), Rolls-Royce (32,45 %), MTU (12,1 %) et JAEC (23 %).

Le programme moteur démarré en 1983 / 1984 a rencontré de sévères problèmes en développement mais le V 2500 est finalement certifié à 25 000 lbs de poussée en juin 1988. En avril 1989, soit environ un an après l'A 320/CFM 56-5, l'avion A 320 équipé de V 2500 est certifié.

Depuis cette date, CFM et IAE se mènent sur tous les fronts techniques mais surtout sur celui des prix, une "guerre" commerciale sans merci.

Le moteur CFM 56-5, talonné par la concurrence, devra évoluer pour offrir plus de poussée : le CFM 56-5A3 à 26 500 lbs sera certifié en février 1990 pour application sur l'A 320. Plus tard, pour l'A 319, les versions -5A4 et -5A5 à consommation réduite de carburant seront certifiés en février 1996, pour une entrée en service de l'avion A 319 en juin 1996.

L'avion, lui aussi, évolue à la fois vers une plus grande capacité. Ce sera l'A 321 qu'Airbus évoque à partir de la mi-1989 et vers une capacité réduite, l'A 319 imaginé par Airbus en 1993/1994.

Pour l'Airbus A 321, dont la capacité est augmentée de 150 à 178 passagers et la masse maximum de 77 à 93 tonnes, il faut une poussée de ~30 000 lbs que le moteur -5A ne peut pas offrir. C'est donc un nouveau moteur, le CFM 56-5B qui est proposé par CFM à Airbus à la fin 1988.

Le nouveau moteur respecte intégralement les interfaces entre le moteur -5A et l'avion, de façon à être parfaitement interchangeable. La modification la plus importante touche le compresseur basse pression qui passe à quatre étages de façon à augmenter la compression globale et le débit primaire. La soufflante est également modifiée, débit et rapport de compression augmentés. Le *core* est "plus chaud". La turbine basse pression modifiée à cause de l'augmentation des températures et de la charge.

Le programme est lancé début 1990.

La première rotation a lieu en octobre 1991.

La certification est acquise en mai 1993 à 30 puis 31 000 lbs de poussée et enfin 33 000 lbs.

L'entrée en service de l'A 321/CFM 56-5B a lieu en février 1994.

En option, sur le moteur 5B (et sur le CFM 56-7B), une chambre de combustion anti-pollution *Dual Annular Combustor*, permet de réduire de plus de 40 % les émissions d'oxyde d'azote. Equipés de cette chambre, les CFM 56 sont de loin, aujourd'hui, les moteurs les moins polluants : en service depuis 1995, près de 40 % des moteurs -5B commandés en Europe en sont équipés.

Le moteur -5B équipe aujourd'hui les avions A 321 mais aussi A 320 et A 319. Sur ces deux derniers modèles, la compagnie aérienne a le choix entre les moteurs CFM56, -5A ou -5B.

Il équipe également l'A 318 depuis 2003.

A la fin 2002 :

- 1 106 avions A 320, A 321, A 319 équipés du moteur CFM 56 sont en service (près de 60 % de tous les avions A 320 livrés) ;
- 2 416 moteurs -5A et -5B ont été livrés ;
- plus de 32 millions d'heures de fonctionnement en vol (et plus de 20 millions de cycles).



## *L'avion Airbus gros porteur à grand rayon d'action*

L'avion de 150 places est à peine lancé (mai 1985) qu'Airbus, dès 1986, propose un avion gros porteur grand rayon d'action assez vite baptisé A 340. Un tel avion manque dans la gamme des avions Airbus et constitue un lourd handicap dans la compétition avec les avionneurs américains Boeing et Douglas.

Airbus imagine le concept A 330/A 340 :

- A 330, bimoteur moyen courrier (5 000 Nm) : 300 passagers ;
- et, A 340, quadrimoteur long courrier (7 000 Nm) : 260 passagers.

Les deux avions ont la même aile et le même fuselage.

En octobre 1986, CFM et Airbus signent un accord préalable (*Memorandum Of Understanding*) sur la motorisation de l'A 340 par un moteur CFM 56-5A développé à 28 600 lb. Mais en décembre, le concurrent IAE propose le "super fan" à 30 000 lb de poussée, solution miracle qui permettrait 15 à 17 % de réduction du carburant consommé grâce à un très grand taux de dilution ! Le "super fan" est conçu autour du *core* du V2500... la partie basse pression comprend une soufflante de très grand diamètre de 2,72 m (107") entraîné par un réducteur de très forte puissance ! La formule est loin d'être au point (elle ne l'est toujours pas en l'an 2001) et en avril 1987, IAE retire sa proposition. Airbus abandonne cette motorisation "exotique" et demande à CFM un moteur "classique" de plus de 30 000 lbs de poussée : c'est forcément un nouveau moteur CFM 56 !

En mai 1987, un conseil interministériel autorise le lancement du programme avion A 330 / A 340.

Fin 1987, le programme A 340 équipé du moteur CFM 56-5C est lancé !

Le CFM 56-5C, capable de 34 000 lbs de poussée, est le moteur le plus puissant de la famille CFM 56 :

- le diamètre de la soufflante est augmenté à ~1,84 m (72,3") ;
- le compresseur basse pression est à quatre étages ;
- le *core* est amélioré, en particulier, la turbine haute pression qui doit supporter des températures plus élevées ;
- la turbine basse pression comporte cinq étages assurant un développement ultérieur en poussée.

Le moteur est à flux mélangés avec mélangeur entre les deux flux permettant d'obtenir :

- en croisière, "l'effet mélange" de réduction de 1 à 2 % de la consommation de carburant consommé ;
- une réduction du niveau de bruit au décollage.

Le CFM 56-5C a évidemment une régulation électronique grâce au FADEC.

La nacelle est de responsabilité CFM International, l'inverseur est un inverseur à portes conçu et produit par Hispano-Suiza.

La première rotation du -5C a lieu en décembre 1989.

La certification du moteur est acquise en décembre 1991 pour les deux versions -5C2 et -5C3 à 31 200 et 32 500 lbs (13 884 et 14 463 daN) et en octobre 1994 pour la version la plus développée le -5C4 à 34 000 lbs (15 130 daN).

La première mise en service de l'A 340 a lieu en février 1993.

A la fin 2002 :

- 216 avions A 340 sont en service dans le monde (35 compagnies aériennes) ;
- 1 009 moteurs CFM 56-5C ont été livrés ;
- Près de 20 millions d'heures de fonctionnement en vol ( $\approx$  3 millions de cycles).

Les deux avions A 330 et A 340 permettent à Airbus de concurrencer Boeing sur cette gamme d'avions. En juin 2001, 645 avions A 330 et A 340 ont été commandés (395 livrés) avec, depuis 2 à 3 ans une certaine préférence pour l'avion A 330 (en particulier, l'A 330-200 à rayon d'action augmenté), dont le carnet de commandes est de 210 avions alors que celui de l'A 340 n'est que de 40 avions à cette même date.

Le concurrent Boeing, le 777 a été commandé à  $\sim$ 580 exemplaires, 350 avions ont été livrés et donc 230 restent à livrer.

L'avion A 340-500/-600, nouvel avion, développement de l'avion A 340-200/-300 à capacité et rayon d'action augmentés (295 passagers et 8 400 Nm ou 15 500 km au lieu de 275 passagers et 7 400 Nm ou 13 700 km) est équipé de moteurs Rolls-Royce, le Trent 500 à 55 000 lbs de poussée. La nacelle est de responsabilité Aircelle, société 50/50 entre Airbus et Hurel-Hispano.

La certification et la mise en service de l'avion a eu lieu en 2002.

### *La réponse de Boeing au succès d'Airbus sur l'A 320 et l'A 330 / A 340*

Au début des années 1990, l'A 320 "avion plus moderne" commence à concurrencer sérieusement les avions Boeing 737-300 d'une technologie plus ancienne. De même, sur le marché des avions gros porteurs, Boeing continue à régner grâce au 747, mais à partir de 1988 / 1989, il commence à craindre la percée d'Airbus sur ce marché face au programme A 330 / A 340.

Boeing réagit en 1989 par le 777, avion entièrement nouveau dont le programme sera lancé en 1990 avec trois moteurs (!) proposés : le GE 90, le PW 4000 et le TRENT 800/900 !

Sur l'avion de 150 places, Boeing, concurrencé par Airbus, doit choisir entre un avion entièrement nouveau ou un dérivé moderne du 737 "qui devra continuer à bien se vendre au-delà de l'an 2000". Après consultation des compagnies aériennes, Boeing lance le Boeing 737 Nouvelle Génération, plus silencieux, moins polluant et encore plus économique.

Dès le départ, Boeing lance une famille d'avions de 108 à 160 places : le 737-600 à 108, le -700 à 128 et le -800 à 160. Plus tard, Boeing lancera le 737-900, capable de 175 passagers.

L'avion répond aux demandes des clients :

- le rayon d'action est augmenté : l'avion est transcontinental US ;
- la vitesse de croisière est augmentée ( $M = 0,8$ ) ;
- les performances sont améliorées en consommation/ bruit et pollution ;
- le coût d'exploitation est diminué ;
- la maintenance de l'avion et du moteur est améliorée ;
- la communauté avec les 737 précédents est respectée ;
- et enfin, c'est le postulat de départ "avion unique, différentes capacités, et le même moteur".

Le moteur sera le résultat des réflexions conduites par CFM, Boeing et les compagnies aériennes.

Après une dure compétition avec IAE, c'est CFM qui l'emporte, à la mi-1993, avec le CFM 56-7, "un -3 de Nouvelle Génération", offrant moins de bruit, une pollution réduite, une maintenance aisée... et évidemment plus de poussée et une consommation réduite de carburant !

Pour atteindre ces objectifs, CFM définit le CFM 56-7B. L'avant du moteur est entièrement nouveau :

- le diamètre de la soufflante a été un peu augmenté de 1,524 m (60") à 1,548 m (61") ;
- pour la première fois, sur un CFM, les aubes de la soufflante sont à large corde pleine, assurant un excellent rendement, sans doute le record mondial, une grande résistance à l'impact et aux ingestions d'oiseaux. En service, un coût de possession particulièrement réduit ;
- le compresseur basse pression est nouveau ;
- le *core* et la turbine basse pression sont ceux du CFM 56-5B.

En intégrant dès le départ les équipes Boeing / CFM / compagnies aériennes, l'installation motrice et l'habillage moteur conduisent à une parfaite maintenabilité du moteur.

Comme sur tous les moteurs modernes, la régulation est électronique grâce au FADEC. La nacelle est quant à elle, de responsabilité Boeing.

Le programme de certification est lancé fin 1993.

La première rotation a lieu en mai 1995.

La certification du moteur de 18 500 lbs à 27 300 lbs est acquise en octobre 1996.

L'entrée en service des avions 737 Nouvelle Génération à partir de décembre 1997.

A fin 2002 :

- 2 125 avions 737-600 /-700 /-800 /-900 ont été commandés ;
- 1 247 sont en service ;
- 2 717 moteurs CFM 56-7B ont été livrés.

Sur l'ensemble des deux programmes, 737, 737NG, 3 217 avions sont aujourd'hui en service, 7 220 moteurs CFM 56-3 et -7B ont été livrés représentant 54 % des 13 384 moteurs CFM 56 livrés à fin 2002 !

## LE PROGRAMME CFM 56 EN 2002

Parti un jour de janvier 1968 avec le M 56 pour devenir en 1971, grâce à la coopération 50/50 avec General Electric, le CFM 56, le programme CFM 56 est vite devenu, après la première commande d'United Airlines du 29 mars 1979, un extraordinaire succès technique, industriel, et commercial.

## *Pourquoi un tel succès ?*

- Le marché : le CFM 56 répond depuis la première commande aux besoins du marché et s'est adapté grâce aux évolutions et améliorations successives aux demandes des avionneurs et des compagnies aériennes.

Contrairement à certaines prévisions, les avions d'environ 150 places sont toujours aussi appréciés par les clients qui demandent de plus en plus l'augmentation des fréquences et font le succès des "navettes".

Aujourd'hui, sur les 10 800 avions commerciaux en service de 100 à 500 passagers, les avions *standard body* représentent 75 % du total, soit 8 130 avions dont plus de la moitié (53 %) sont équipés de CFM 56 !

- Les différentes versions du CFM56

Pour répondre au marché, GE et SNECMA ont dû développer de nombreuses versions du moteur :

- le CFM 56-2, "le père" pour la remotorisation du DC 8, KC-135R, AWACS ;
- le CFM 56-3, pour le 737 ;
- le CFM 56-7B, pour le 737 Nouvelle Génération ;
- le CFM 56-5A et -5B pour les avions de la famille Airbus : A 320, A 321, A 319, A 318 ;
- le CFM 56-5C pour l'A 340.

Cette famille de moteurs a permis de répondre exactement au besoin du marché, aux exigences des avionneurs et de la concurrence.

Pour certains de ces programmes de développement, SNECMA a bénéficié d'avances remboursables. Aujourd'hui, pour les plus anciens d'entre eux, les avances ont été entièrement remboursées. Le soutien du gouvernement français au programme a été un facteur déterminant du succès du CFM 56.

- Les qualités du moteur, et d'abord les qualités techniques

La technologie du moteur CFM 56 est depuis l'origine à la pointe des innovations, économiquement justifiées.

Les améliorations dont le moteur bénéficie sont le résultat des recherches aérodynamiques, métallurgiques, mécaniques, etc, entreprises par SNECMA et General Electric.

SNECMA, pour sa part, avait lancé en même temps que le premier programme de développement du CFM 56-2 en 1971, un programme de "recherches associées" qui se sont avérées particulièrement productives et ont permis de diminuer le bruit, la consommation de carburant, la pollution, etc.

La fiabilité en service du CFM 56 établit le meilleur standard international :

- 0,002 arrêt en vol pour 1 000 heures de fonctionnement moteur en vol ;
- tenue sous l'aile moyenne : 18 000 heures avant dépose avec un record à 40 000 heures (40 729 heures en septembre 2003 !).

Ces performances conduisent à un coût de maintenance du moteur particulièrement réduit.

## *Comment un tel succès ?*

Une coopération 50 / 50 réussie entre SNECMA et General Electric.

Des règles simples :

- Un partage physique des tâches :
  - 50 / 50 en développement ;
  - 50+x / 50-x en production suivant le coût relatif de chacune des deux parts ;
  - seule, l'activité d'après-vente a "échappé" à l'accord 50 / 50 entre SNECMA et General Electric. C'est sans doute le seul point "oublié" du programme CFM 56.
- Un partage des revenus et non pas des coûts ou des bénéfices.

Une fois le partage des tâches (et leur valorisation) négocié, chaque société reçoit un pourcentage fixe des revenus : le profit de chaque partenaire résulte de la réduction de ses propres coûts... (chaque société conserve sa complète indépendance).

- L'accord SNECMA / General Electric, confirmé et prorogé une première fois, en octobre 1993 pour une durée de 10 ans, vient à nouveau d'être confirmé en octobre 2003 pour la même durée. La coopération 50 / 50 couvre, depuis, la gamme de moteurs de 18 à 50 000 livres de poussée (8 000 à 22 250 daN).

- Une coopération entre SNECMA et ses partenaires européens : tous les programmes CFM 56 font l'objet de "sous-coopération" de la part SNECMA en Europe (part SNECMA sous traitée entre 10 % et 37 % suivant les programmes). Les coopérants SNECMA sont :

- Hispano-Suiza : boîtiers d'engrenages ;
- Techspace Aero : équipements du circuit à huile, compresseur basse pression ;
- Volvo Aéro : carters et distributeur de turbine BP ;
- Fiat Avio : aubes de turbine BP ;
- Alstom : aubes de soufflant, carters ;
- Rolls-Royce Deutschland : pièces de turbine BP ;
- Safex : anneaux de turbine BP.

### *L'ampleur du succès*

A la fin de l'année 2002 :

- 13 368 moteurs CFM 56 ont été livrés... plus de 1 000 moteurs par an en 1999, 2000 et 2001 ;
- 5 137 avions équipés de CFM 56 sont en service chez plus de 360 opérateurs / clients & VIP ;
- les 4 322 avions commerciaux équipés de CFM 56 représentent plus de la moitié de la flotte commerciale mondiale des *standard Body* ;
- un avions équipé de CFM 56 décolle quelque part dans le monde toutes les 4 secondes ;
- 1 250 avions/CFM 56 et près de 2 600 moteurs restent à livrer ;
- C'est donc un total de plus de 16 000 moteurs commandés depuis la première commande historique du 29 mars 1979... !

Depuis l'origine, plus de 214 millions d'heures de fonctionnement moteur (près de 129 millions de cycles) sur avions et, en 2001, près de 2,5 millions d'heures effectuées chaque mois. Cette très forte activité génère, malgré la longue durée de vie du moteur sous l'aile un nombre élevé de réparations moteurs et donc (enfin) une consommation importante de pièces de rechange... En 2000, 1 800 moteurs ont été réparés pour une "deuxième vie" de 10 000 heures en moyenne.

Malgré une extrême pression sur les prix, le succès du programme CFM 56 est aussi un succès économique et financier : les efforts de SNECMA de réduction de l'ensemble de ses coûts, la réussite commerciale de toutes les versions de la famille CFM 56 font du programme CFM 56, un succès :

- technique ;
- industriel ;
- commercial ;
- et financier !

## ET DEMAIN ?

Avant les événements du 11 septembre 2001, le carnet de commandes comprenait 3 000 moteurs CFM 56 à livrer...il n'en comprend plus que 2 600 fin 2002.

La crise de l'aéronautique a des répercussions sensibles sur l'ensemble des activités des compagnies aériennes, des avionneurs et des motoristes.

En 2002, le trafic aérien est environ 10 % inférieur à celui de l'an 2000.

Pour le CFM 56, cela se traduit par une certaine baisse de l'activité en service, toujours supérieure à 2 millions d'heures de fonctionnement moteurs/mois, et par une nette diminution du nombre des moteurs livrés, 730 en 2002 au lieu de 1 040 en 2001.

Toutes les prévisions semblent indiquer aujourd'hui, juin 2003, une reprise du trafic aérien à partir de 2004 et 2005 et donc une amélioration de la situation financière des compagnies aériennes qui pourraient alors reprendre les commandes d'avions livrables à partir de 2006 / 2007.

Au delà de cette crise, particulièrement sévère, la pérennité du programme CFM 56 devrait se prolonger encore pendant de longues années : le dernier moteur de la famille n'est en service que depuis 4 ans ! CFM continuera à assurer le service de plus de 12 000 moteurs en exploitation commerciale, à améliorer le produit et à répondre aux demandes des avionneurs et des compagnies aériennes.

Le succès du CFM 56 n'a pas empêché GE et SNECMA de réfléchir depuis longtemps à ... "la succession du CFM 56"... vaste sujet !

Les premières idées datent des années 1980 où l'accent était mis sur la diminution de la consommation de carburant. CFM avait gagné 20 % par rapport aux moteurs de la génération précédente. GE, SNECMA et les autres motoristes Pratt & Whitney et Rolls-Royce, recherchent des formules innovantes pour gagner... encore 20 %.

C'est dans cette perspective que GE "invente" l'UDF™ ou Turboréacteur à hélices rapides de 25 à 30 000 lb de poussée. IAE (Rolls Royce et PWA) proposent le Super Fan à Airbus... et PWA lance l'ADP.

Tous ces projets n'ont pas dépassé la phase de démonstration, pour plusieurs raisons, l'essentielle étant une technologie complexe conduisant à un coût de production élevé... non compensé par la diminution de la consommation de carburant... d'autant que les prix du pétrole très élevés au début des années 1980 ont fortement chuté après le contre choc pétrolier de mi-1986.

C'est donc vers l'amélioration des solutions classiques de moteurs que GE et SNECMA concentrent leurs efforts de recherche dont bénéficient également le développement ou l'amélioration des moteurs CFM 56.

A la fin des années 1990, GE et SNECMA, sous la houlette de CFM, mettent en place un programme d'acquisitions technologiques baptisé TECH 56 destiné à préparer le futur et également à améliorer les versions les plus récentes du CFM 56.

Les objectifs de TECH 56 sont particulièrement ambitieux :

- diminution de 15 à 20 % du coût de possession ;
- diminution de : 4 à 7 % du carburant consommé ; 15 à 20 % du coût de maintenance ; du niveau acoustique avec comme objectif "étage 3 -20 dB cumulés" ;
- diminution des émissions pour atteindre 50 % de la limite CAEP2 de 1996 (norme de pollution).

Les programmes mis en place par GE et SNECMA comprennent en particulier l'étude, la réalisation et les essais :

- d'une soufflante à aubes creuses en flèche ;
- de structures à faible masse en alliage léger ;
- d'un compresseur haute pression à faible nombre d'étages ;
- d'une chambre de combustion anti-pollution ;
- des turbines hautes et basse pression à charge et rendements augmentés ;
- acoustiques (partiels et moteurs complets).

Le programme se déroule de façon très satisfaisante... de nombreux essais ont déjà été effectués sur la soufflante y compris un essai moteur.





## APPENDICE 10

### L'ARRIÈRE CORPS DE L'AVION MERCURE

par Michel David  
ancien ingénieur en chef du programme chez SNECMA.

L'avion civil Mercure, développé pour concurrencer les Boeing 727, fut équipé du *best seller civil*, le JT 8D, seul moteur disponible à l'époque dans les délais pour un avion de cette classe mais moteur de conception des années 1960 (mise en service en 1964) duquel il fallait tirer le maximum en tant que propulsion pour cet aéronef particulièrement fin.

L'arrière-corps proposé par la SNECMA se devait donc de répondre aux lignes aérodynamiques définies par l'avionneur pour le mariage propulsion-trainée tout en assurant l'inversion de poussée avec des conditions de sécurité draconiennes, le tout pour une masse acceptable.

Une solution à corps central fut proposée et remporta le marché sur la concurrence (ROHR USA). Elle s'avéra être le meilleur compromis pour le moteur JT 8D double flux dits mélangés.

Il faut rappeler que pour la première fois la SNECMA présentait un produit dans un cadre de concurrence et de risque commercial civils sur ses propres fonds. La "Marque" et le service estimation de la direction technique arrivèrent à une estimation de coût de développement quasiment équivalents.

La SNECMA pour la mise au point de ce produit dut se plier aux exigences sévères de performances et de délais de l'avionneur Marcel Dassault tout en restant dans l'enveloppe financière définie au départ et elle y parvint.

Les solutions technologiques retenues s'appuyèrent sur l'excellent savoir-faire de tous les secteurs de la direction technique tant du point de vue de la conception que de la réalisation des prototypes de mise au point et de vol.

Il faut noter au passage :

- Le dessin de la veine à corps central "définie à la main" (avec loi de section confirmée plus tard à l'ordinateur comme la meilleure compatible avec les lignes de l'avion et le mariage avec l'arrière du JT 8D), également parfaitement adaptée à la loi de section efficace pour l'inverseur en transit ;
- La suspension du corps central (type moteur à piston) dont les bras de retenu furent profilés pour des pertes quasiment non mesurables. Ce corps central, indépendant mécaniquement de l'arrière du moteur (PWA avait exigé qu'il n'y ait pas de reprises d'effort, le palier arrière du JT 8D étant trop sensible) s'avéra d'une grande stabilité dans le jet ;
- L'inverseur à volets commandé par des vérins à vis synchronisés mus par un moteur à air Garrett, solution du département avionnage et la plus légère dans ce contexte. Les grilles calculées par la méthode des aubes de turbine et réalisées scrupuleusement conformes permirent une contre poussée mesurée au banc de 75 % au premier essai ;
- Le caissonnage riveté de la cloison avant de liaison avec la bride arrière moteur, seule structure de reprise des efforts de contre-poussée, solution la

plus efficace et la plus légère, héritage du savoir-faire des maîtres chaudronniers.

Du point de vue réalisation, il faut souligner les performances de l'atelier expérimental de la direction technique tant pour le formage et le soudage du titane (finalement retenu pour la paroi extérieure de la tuyère sous la pression de Dassault – coût plus élevé mais gain significatif de masse) que pour la tenue des délais. L'utilisation du titane pour la paroi extérieure était possible en raison du non mélange avec le flux primaire à la sortie du moteur. A noter le pilotage de main de maître par les patrons du même atelier expérimental d'une sous-traitance à la SECAN (société choisie pour son dynamisme) pour soulager notamment les prix de revient. Cette sous-traitance s'avéra payante car elle permit par la suite en confiant la réalisation de la totalité des 20 unités de série à la SECAN, de ne pas perdre un centime (c'est-à-dire prix de revient = prix de vente) sur cette faible quantité.

#### *Quelques autres particularités.*

Les traitements acoustiques à la fois sur le corps central et sur la paroi extérieure, solution brasée Aeronca pour le corps central et Stresskin titane pour la paroi extérieure. Deux exemplaires furent réalisés et mis en essai d'endurance, pas un défaut ne se fit jour ni sur le corps central, ni sur la paroi extérieure – fabriqués bons du premier coup. Malheureusement, ces dispositifs ne furent pas reconduits en série, la certification acoustique FAA du Mercure n'ayant pas été obtenue. Curieusement, celle du Boeing 727, équipé de trois moteurs identiques, le fut !

#### *La saga du silencieux de jet à pelles.*

De nombreux essais furent conduits derrière moteur avec un silencieux à pelles rétractables avec succès sur le plan mécanique.

Toutefois, un essai en vol avec des pelles fixes, poussé par la SNECMA pour en avoir le cœur net, mit fin au mythe du silencieux de jet avec pour conséquence très peu de temps après l'abandon du dit système dans la tuyère du Concorde.

#### *La sécurité*

La sécurité fut au cœur de la conception de l'inverseur depuis la rétraction immédiate (vérifié par essai) sous l'effort des gaz lors de la première partie d'une sortie intempestive, en passant par un système de mise au ralenti revu sous toutes ses formes quant à l'analyse de pannes jusqu'à la conception de la chaîne de commande avion-moteur testée avant chaque vol pour éliminer les pannes dormantes. A l'époque la logique de commande, simple, était accessible au raisonnement disons papier.

Aucun essai réel ne fut épargné :

- test de mise en inversion intempestive commandée moteur au maxi de poussée au banc pour vérification de la chaîne de commande de mise au ralenti ;
- test de sortie intempestive sur un moteur en vol de croisière et test de sortie intempestive en approche.

Pour la petite histoire, pendant toute la première partie des essais en vol, les pilotes d'essai eurent une grande méfiance vis-à-vis de l'inverseur et n'osèrent pas s'en servir. Toutefois, une fois la glace brisée, ils l'utilisèrent même au roulage pour économiser leurs freins.

## ANNEXE 1

### SIGNIFICATION DES SIGLES UTILISES

AA	Atelier d'aviation de Cuers (réparation) dépendant de DCN (devenu AIA dépendant de DCAé en 1992)
AAF	Armée de l'air française
ABG/SECMA	Équipement français (conditionnement d'air, démarrage...)
ACE	Avion de combat européen
ACF	Avion de combat futur
AIA	Atelier industriel de l'aéronautique (réparation) appartenant à la DGA
ARB	<i>Air registration board</i> : organisme de certification britannique (devenu CAA en 1967)
ASMP	(missile) air-sol moyenne portée
ATAR	Atelier aéronautique de Rickenbach : dénomination d'une famille de turboréacteurs
ATR	Avion de transport régional
AWACS	<i>Advanced Warning Aircraft System</i> : système de guet aérien
B	pour Boeing, avionneur américain
BAC	<i>Bristol Aeronautical Company</i> , avionneur britannique
BAé	<i>British Aerospace</i> , avionneur britannique
BCAR	<i>British Civil Airworthiness Requirements</i> (normes de certification aéronautique de la CAA)
BMW	<i>Bayerische Motoren Werke</i> , motoriste allemand
BP	basse pression
BSEL	Bristol Siddeley engines limited : motoriste britannique (repris par RR)
CAA	<i>Civil aviation authority</i> : organisme britannique pour l'aviation civile (certification +...)
CAR	Circonscription aéronautique régionale (intégré ensuite dans le SIAR)
CEMH	Centre d'essais des moteurs et des hélices (devenu CEPr)
CEMO	Centre d'essais des moteurs (prédécesseur du CEMH)
CEPr	Centre d'essais des propulseurs appartenant à la DGA
CEV	Centre d'essais en vol appartenant à la DGA
CF	<i>commercial fan</i> : désignation des moteurs double flux de General Electric (cf. CF 6...)
CFM	désignation des moteurs communs General Electric / SNECMA (cf. CFM 56), ou abréviation de CFMI
CFMI	société commune GE-SNECMA pour le CFM 56 (I pour International)
CGTM	Compagnie générale de turbomachines (HS +Turboméca/ puis SNECMA+Turboméca,Turboméca seul ensuite)
CORE	terme américain pour "corps HP"
COMAERO	Comité pour l'histoire de l'aéronautique (DGA)

CPE	Centre de prospective et d'évaluation (ministère français de la défense)
CS ou Cs	Consommation spécifique (consommation horaire de carburant par unité de poussée)
DAI	Direction des affaires internationales (DGA)
DAV	Décollage et atterrissage vertical
DC	pour Douglas <i>Company</i> , avionneur américain
DCAé	Direction des constructions aéronautiques (DGA)
DCN	Direction des constructions navales (DGA)
DE	développement exploratoire
DGA	Délégation générale pour l'armement (ministère français de la Défense)
DGAC	Direction générale de l'aviation civile (ministère des Transports)
DMA	Délégation ministérielle pour l'armement (avant DGA)
DPAI	Direction des programmes et des affaires industrielles (DGA)
DRET	Direction des recherches, études et techniques (DGA)
DRME	Direction des recherches et moyens d'essais (DGA) prédécesseur de DRET
DTCA	Direction technique des constructions aéronautiques (DGA)
DTEN	Direction technique des engins (DGA)
DTAT	Direction des armements terrestres (DGA)
DTIA ou DTI	Direction technique et industrielle de l'aéronautique (devenu DTCA puis DCAé)
ECAT	avion école et d'appui tactique
EDF	Électricité de France
EFA	<i>European fighter aircraft</i>
EMAA	État-major de l'armée de l'air
F(suivi d'un numéro)	pour <i>fighter</i> (chasseur aux États-Unis)
F	France
FAA	<i>Federal aviation administration</i> : organisme américain pour l'aviation civile (certification +...)
FADEC	<i>Full Authority Digital Electronic Control System</i> = régulation électronique digitale à pleine autorité (pour un moteur)
FAR	<i>Federal Aviation Regulation</i> (norme de certification civile de la FAA)
FIAT	<i>Fabrica italiana automobile di Torino</i> , avionneur et motoriste italien
FN	Fabrique nationale (Herstal), motoriste belge
GAMD	Générale aéronautique Marcel Dassault
GAP	Groupe auxiliaire de puissance
G et R	Gnome et Rhône
GB	Grande Bretagne
GE	General Electric, motoriste américain
GEMHL	Groupe d'études des moteurs à huile lourde
GRTS	groupement Turboméca-SNECMA (maître d'œuvre du Larzac)
HD	Hurel-Dubois, industriel aéronautique français ayant réalisé des inverseurs de jets

He	Heinkel , avionneur allemand
HP	haute pression
HS	Hispano-Suiza
I	Italie
IAE	International aero engines (regroupant RR, P et W, MTU, et d'autres sociétés pour la réalisation du V 2500)
IG	Ingénieur général
IHI	<i>Ishihawajima Harima Industry</i> , motoriste japonais
J	pour <i>jet engine</i>
JT	pour <i>jet turbo</i> : désignation des moteurs civils de Pratt et Whitney (cf. JT 3D, JT 8 D, JT 9D...)
<i>KHD</i>	<i>Klöckner Humboldt Deutz</i> , motoriste allemand
M	codification de SNECMA pour les moteurs : M comme moteurs suivi du numéro d'ordre de démarrage des études d'avant projet
<i>MBB</i>	<i>Messerschmitt – Bölkow - Blohm</i> , avionneur allemand
MD	Mac Donnell Douglas, avionneur américain/ ou bien Marcel Dassault, avionneur français
<i>Me</i>	<i>Messerschmitt</i> , avionneur allemand
<i>MIG</i>	<i>Mikoyan...</i> , avionneur de l'ex URSS
MOD/PE	<i>Ministry of defence procurement executive</i> , organisme officiel britannique analogue à la DGA
MTM	préfixe d'un moteur de MTU+TM
MTR	préfixe d'un moteur de MTU+TM+RR
<i>MTU</i>	<i>Motoren und Turbinen Union</i> , motoriste allemand
<i>NGTE</i>	<i>National gas turbine establishment</i> (CEPr britannique)
OACI	Organisation de l'aviation civile internationale
ONERA	Office national d'études et de recherches aéronautiques
OTAN	Organisation du traité de l'Atlantique Nord
PC	Post combustion (ou réchauffe)
P et W	Pratt et Whitney : motoriste américain (ou PWA pour Pratt et <i>Whitney Pwa Aircraft</i> )
PPDE	plan pluriannuel des développements exploratoires (gestion des DE militaires français)
PPRE	plan pluriannuel de recherches et d'études (gestion des recherches militaires françaises)
<i>RAF</i>	<i>Royal air force</i> : armée de l'air britannique
RB	désignation des moteurs double flux de Rolls-Royce
RE	recherches-études
RFA	République fédérale d'Allemagne
RR	Rolls-Royce : motoriste britannique
RTM	préfixe d'un moteur de RR+TM
SA	Sud Aviation (prédécesseur de SNIAS)

SAAB	avionneur suédois
SAMAC	Société anonyme de mécanique automobile COZETTE
SCAI	Service central des affaires industrielles (DGA)
SECAN	Société d'études et constructions aéronavales
SEMCA	Équipementier aéronautique français
SEP	Société européenne de propulsion
SERMEL	Société créée par Bronzavia de manière éphémère (pour la réalisation de petits turbo -moteurs), rachetée par Microturbo
SFERMA	Société française d'entretien et de réparation de matériels aéronautiques
SGAC	Secrétariat général pour l'aviation civile (devenu DGAC)
SIAR	Service de la surveillance industrielle de l'armement (DGA)
SIPA	avionneur français de l'immédiat après guerre
SMGR	Société des moteurs Gnome et Rhône
SNCAC	Société nationale de constructions aéronautiques du centre
SNCASE	Société nationale de constructions aéronautiques du sud est
SNCASO	Société nationale de constructions aéronautiques du sud ouest
SNCAN	Société nationale de constructions aéronautiques du nord
SNCF	Société nationale des chemins de fer français
SNCM	Société nationale de construction de moteur (ex. société de moteur Lorraine)
SNIAS	Société nationale industrielle aérospatiale
SNECMA	Société nationale d'étude et de construction de moteurs d'aviation
SNPE	Société nationale des poudres et explosifs
SO	service(s) officiel(s)
SOCEMA	filiale de la Compagnie électromécanique
SOPARTECH	Société holding de Labinal (pour la reprise de Turboméca)
SPAé	Service de la production aéronautique (de DTCA/DCAé)
STAé	Service technique aéronautique (de DTCA/DCAé)
STPA	Service technique des programmes aéronautiques (STAé+SPAé)
T (suivi d'un numéro)	pour <i>trainer</i> (avion d'entraînement aux États Unis), mais aussi certains turbomoteurs de General Electric
TF	pour <i>Turbo Fan</i> , préfixe d'un moteur double flux de P&W ou P&W + SNECMA
TGV	Train à grande vitesse
TM	préfixe d'un moteur de Turboméca ou en abrégé la société Turboméca elle-même
TP	pour turbo propulseur
URSS	Union des républiques socialistes soviétiques
USA	<i>United states of America</i>
USAF ou <i>US Air Force</i>	armée de l'air américaine
VFW	<i>Vereinigte Flugtechnische Werke</i> , avionneur allemand

## ANNEXE 2

### PERSONNES CITÉES

*NOTA* : le choix des personnes citées a été extrêmement artificiel... et certainement très injuste. Beaucoup dont le nom ne figure pas dans ce document, ont joué, dans le succès des moteurs aéronautiques français, un rôle nettement plus grand que certains « élus ». Que ces « oubliés » veuillent bien se reconnaître sous le nom commun « ANONYME » !

ALESI Pierre, p. 5, 48, 147, 149

ANDRÉ Pierre, p. 5, 65, 102

ANONYME, *passim*

ANXIONNAZ René, p.11, 70-71

BARBOT André, p. 5, 107

BASSINOT Edouard, p. 5, 139

BAYARD James, p. 14, 38-39, 61,  
133-134

BÉCHAT Jean-Paul, p. 5, 14, 112

BEDE Jim, p. 57, 136

BÉNICHOU Jacques, p. 32, 106

BERTIN Jean, p. 55, 62, 74, 79, 127,  
132

BÉTEILLE Roger, p. :46, 140

BIDART, p. 70

BIRKIGT Marc, p. 13

BLANCARD Jean, p. :31, 126

BLOCH-DASSAULT Marcel, p. 58,  
115

BONGRAND Jacques, p. 5, 105

BONNEAU, p. 128

BONTE Louis, p. 61, 115, 124

BOULET Jean, p. 123

BRASSEUR Jean-Marie, p. 27

BRUNET, p. 11

CALDER Peter, p. 144

CALMELS Pierre, p. 5, 133

CALMON Jean, p. 5, 141, 143-144

CAPRONI, p. 12, 57

CASTAN Jean, p. 118

CASTELLO Robert, p. 119

COCHETEUX Jean-Bernard, p. 5, 103

COLLAS, p. 73

CONSTANT René, p. 71, 74

CRÉPIN Jean, p. 139

DABBADIE Henri, p. 132

DABOS Jean, p. 121-122

DARRIEUS Georges, p. 11-12, 70

DASSAULT : voir BLOCH-DASSAULT

DAUM Noël, p. 73

DAVID Michel, p. 5, 167

DECÔME Guy, p. 5, 111

DELBÈGUE, p. 73

DELOUVRIER dit de LOUVRIÉ, p. 11

DESBRUÈRES Henri, p. 22, 70, 78,  
83, 94

DESTIVAL, p. 12

DEVÔGE Bernard, p. 55

DEVRIESE Jean, p. 90

DORET Marcel, p. 120

FAURY Marc, p. 39

FRANZ (Dr) Anselm, p. 12

GARNIER Michel, p. 19, 22, 71, 78,  
81, 89, 126, 144

GUIBÉ Gérard, p. 48, 147

GUILLAUME, p. 11

GUNSTONE Gordon, p. 54

HABRARD Alain, p. 27

HAHN Max, p. 12

HALNA du FRÉTAY Amaury, p. 14,  
112

HAMOLA, p. 118

HAWORTH L., p. 144

HÉBERT Jean, p. 132

HEURTEUX, p. 124

HOOKER Stanley, p. 144

JUMELLE Louis, p. 144

KALNIN, p. 133  
 KEITH Kenneth (Sir), p. 126  
 KEMBER Harry, p. 54  
 KÜHL (Dr), p. 118  
 LACHAUME Pierre, p. 48  
 LAMBLIN, p. 73  
 LAMY Jacques, p. 48, 139  
 LATREILLE Bernard, p. 48  
 LECARME Jacques, p. 128  
 LEDUC René, p. :3, 7, 12, 33  
 LEFAUCHEUX Pierre, p. 132

MALROUX Jean-Claude, p. 48, 149  
 MARCHAL Raymond, p. 13, 66-68, 71, 78  
 MARTINOT-LAGARDE, p. 13  
 MARCHETTI Charles, p. 123  
 MAUBOUSSIN, p. 119-121  
 MELCHIOR Jean, p. 62, 132  
 MERLE Guy du, p. 73  
 MÉTON Sonia, p. 112  
 MOUILLE René, p. 124  
 MOURIER René, p. 55

NALLINGER Friedrich, p. 22, 33, 117  
 NEUMANN Gerhard, p. 49, 140, 148  
 NICOLE Fred, p. 120

OBERLÄNDER Georg, p. 118  
 OESTRICH Hermann, p. :12, 20, 22, 73-74, 78, 89, 117  
 OHAIN Hans von, p. 12

PECH Louis, p. 5, 133  
 PERTICA Gérard, p. 5, 35-36  
 PIASECKI Franck, p. 122  
 PLANIOL André, p. 11, 13, 113-118, 120

POINCARÉ, p. 74  
 POP (Colonel), p. 134

RATEAU Auguste, p. 11, 13, 20, 70-71, 113  
 RAVAUD René, p. 48-49, 106, 126, 140, 148, 153, 156  
 ROSSIGNOL Jacques, p. 153  
 ROY Maurice, p. :11

SCHMIDT Otto (Dr), p. 118  
 SEDILLE, p. 11  
 SENSAUD de LAVAUD, p. 11  
 SIKORSKY Igor, p. 122-123  
 SIKORSKY Serguei, p. 122  
 SLATFORD Jack, p. 54  
 SOLLIER Jean, p. 49, 144, 150  
 SYRING Willy, p. 22, 117  
 SZYDLOWSKI Joseph, p. 11-13, 20, 29, 32-37, 61, 111-123, 125-129, 132

TILLON Charles, p. 116  
 TIXIER Lucien, p. 5, 133  
 TURCAT André, p. 81

UEBELACKER, p. 118

VIALATTE André, p. 5, 20, 22, 33, 117-120

WHITTLE Frank (Sir), p. 12

YOUNG Pierre, p. 144

ZIEGLER Henri, p. 46, 139