

COMAERO
COMITE POUR L'HISTOIRE DE L'AERONAUTIQUE

UN DEMI-SIÈCLE D'AÉRONAUTIQUE EN FRANCE

ÉTUDES ET RECHERCHES

Ouvrage coordonné par Jean-Marc Weber

TOME II

Ouvrage édité par le Centre des hautes études de l'armement
Division Histoire de l'armement
2008

La mise en forme de cet ouvrage a été assurée à la Division Histoire de l'armement
par Françoise Perrot, Jean-Sébastien Dewallers et Patrice Bret.

TABLES DES MATIÈRES DU TOME II

PARTIE III ONERA	5
CHAPITRE 1	
AVIONS	7
Introduction.....	9
1 - Recherches duales.....	10
1.1 - Aérodynamique	10
1.2 - Structures. Aéroélasticité.....	16
1.3 - Matériaux (cellules)	24
1.4 - Mécanique du vol. Pilotage	28
1.5 - Trois autres objectifs généraux	33
2 - Recherches appliquées aux avions militaires.....	39
2.1 - Aérodynamique	39
2.2 - Structures. Aéroélasticité.....	45
2.3 - Mécanique du vol. Pilotage	45
2.4 - Discrétion radar	46
2.5 - Avions de transport militaire	49
2.6 - Participation aux développements.....	49
3 - Recherches appliquées aux aéronefs civils.....	50
3.1 - Aérodynamique	51
3.2 - Structures. Aéroélasticité. Vibroacoustique	64
3.3 - Mécanique du vol. Pilotage	70
3.4 - Transport supersonique.....	74
3.5 - Planeurs. Avions légers.....	81
3.6 - Dirigeables	82
3.7 - Participation aux développements.....	85
4 - Les moyens	86
4.1 - Moyens de calcul.....	86
4.2 - Moyens expérimentaux et méthodes.....	89
CHAPITRE 2	
HÉLICOPTÈRES	101
1 - Historique sur les hélicoptères et leurs technologies.....	101
1.1 - Historique des premiers hélicoptères réalisés en France après 1945.....	101
1.2 - Progrès technologique des rotors.....	107
2 - Recherches sur les hélicoptères menées par l'ONERA	108
2.1 - Aérodynamique des rotors	108
2.2 - Aérodynamique des fuselages	111
2.3 - Aérodynamique de l'hélicoptère complet.....	111
2.4 - Aéroacoustique des hélicoptères	112
2.5 - Aéroélasticité des rotors et vibrations des hélicoptères.....	117
2.6 - Problèmes électromagnétiques.....	118
2.7 - Tenue au crash des hélicoptères	118
2.8 - Givrage.....	119
2.9 - Furtivité des hélicoptères.....	119
2.10 - Nouvelles formules d'appareils à voilures tournantes.....	119
3 - Qualités de vol et pilotage des hélicoptères	120
3.1 - Études à l'Aérospatiale puis à Eurocopter.....	120

3.2 - Études menées à l'ONERA	124
CHAPITRE 3	
MISSILES ET SYSTÈMES MILITAIRES	129
1 - Études et recherches relatives aux missiles nucléaires.....	129
1.1 - Missiles balistiques.....	129
1.2 - Missiles aéroportés.....	135
2 - La saga des statos à l'ONERA.....	139
2.1 - De 1946 à 1972 : recherches tous azimuts	139
2.2 - De 1972 à 1995 : vers les applications industrielles.....	143
2.3 - Depuis 1990 : reprise des recherches vers les grandes vitesses.....	147
3 - Études et recherches relatives aux missiles tactiques	147
3.1 - Applications de la propulsion stato	147
3.2 - Propulsion fusée.....	148
3.3 - Pilotage par forces latérales.....	148
3.4 - Missiles de croisière	149
3.5 - Autodirecteurs bi-modes.....	150
4 - Études et recherches relatives aux systèmes de défense.....	150
4.1 - Furtivité radar	150
4.2 - Le radar à l'ONERA.....	151
4.3 - L'optronique.....	154
4.4 - La propulsion additionnelle des obus	157
CHAPITRE 4	
ESPACE.....	159
1 - Introduction.....	159
2 - Lanceurs.....	160
2.1 - Propulsion	165
2.2 - Aérodynamique et aéroacoustique	165
2.3 - Expérimentation	165
3 - Rentrée atmosphérique	166
4 - Satellites : technologies des plates-formes	169
4.1 - Astrodynamique	169
4.2 - Environnement spatial.....	170
4.3 - Autres technologies.....	170
5 - Charges utiles	173
5.1 - Expérience Spacelab.....	173
5.2 - Accélérométrie ultra-sensible	173
5.3 - Moyens aéroportés pour la définition des charges utiles spatiales - traitement d'images	175
5.4 - Alerte avancée	176
6 - Surveillance de l'espace.....	176
6.1 - Détection : système GRAVES.....	176
6.2 - Identification : Imagerie	181
BIOGRAPHIES DE PERSONNALITÉS ÉVOQUÉES DANS L'OUVRAGE.....	183
LES AUTEURS	191
PRINCIPAUX SIGLES UTILISÉS	197
INDEX DES NOMS CITÉS.....	205

PARTIE III

ONERA

CHAPITRE 1

AVIONS¹

RESUME DU CHAPITRE

Recherches duales

En *aérodynamique* externe, l'expérimentation dans les tunnels hydrodynamiques et les souffleries de recherche (notamment sur la couche limite, le décollement, l'interaction choc - couche limite, la turbulence et les écoulements tourbillonnaires) permet, dans la période considérée, de construire les modèles servant aux calculs (fonctions de variables complexes, puis cuve rhéoelectrique et réseaux électriques, enfin codes numériques transférés progressivement aux industriels). L'expérimentation sert également à valider les calculs.

Pour les *structures*, les recherches menées concernent l'aéroélasticité (prévention du risque de flottement), le calcul des structures métalliques et composites, le flambement, les lois de comportement, la fatigue, l'endommagement, le contrôle non destructif, les matériaux « intelligents », etc.

Dans le domaine des *matériaux* pour cellules, l'effort porte sur les alliages d'aluminium puis d'aluminium-lithium, sur les matériaux organiques (résines, fibres, composites), et plus tard sur les « matériaux systèmes ».

En *mécanique du vol*, il est largement fait appel aux moyens de l'IMFL (Institut de mécanique des fluides de Lille) : soufflerie verticale de vrille, éventuellement équipée de sa balance rotative « tournebroche », dispositif « PQR » de la soufflerie horizontale, bancs-catapultes. L'émergence du concept de CAG (Contrôle actif généralisé) donne lieu à l'étude d'un certain nombre de fonctions comme le vol à marge statique réduite ou négative, l'antiturbulence, l'antiflottement, l'antitremblement.

Outre l'amélioration des performances, trois autres *objectifs* généraux sont poursuivis : l'accroissement de la sécurité (thèmes : foudre, givrage, cisaillements de vent, tourbillons de sillage, endommagement des matériaux, prévention du risque de flottement, vrille, crash, amerrissage, diagnostic de panne, etc.), le respect de l'environnement (bang, bruit aérodynamique, etc.) et la réduction des coûts.

¹ Par Jean-Pierre Marec.

La rétrospective est, dans ce chapitre, limitée aux Avions, hors Turbomachines (voir Partie II, Chapitre 2) et Équipements (voir Partie II, Chapitre 5).

Recherches appliquées aux avions militaires

Très tôt, les difficultés liées au passage du « *mur du son* » suscitent des études en soufflerie.

Plus tard, l'ONERA contribue notamment au programme *Rafale* dans le cadre de grandes « opérations » (RAPACE, PERIGORD, MARCO, Synthèse Alphajet, CIEL, ASTRE), surtout orientées vers le vol à grande incidence ou en turbulence. Mises en place par les services officiels suffisamment en amont du programme, elles sont menées efficacement en étroite collaboration avec l'avionneur Dassault Aviation.

Les recherches sur la discrétion radar comportent trois volets : mesure, modélisation et réduction de la signature radar des cibles (modification locale des entrées d'air du Rafale, matériaux-systèmes absorbants, discrétion active).

Pour les *avions de transport militaires*, rappelons les recherches pour le prototype Breguet 941 et pour le Transall.

Recherches appliquées aux avions civils

Pour les avions de transport subsoniques, les recherches en *aérodynamique* portent notamment sur les profils d'ailes, l'hypersustentation, les ailes types (opération TOPAéro), le tremblement, l'ensemble aile-fuselage, les prises d'air, l'interaction nacelle – voilure, les gouvernes « rapides » dans le cadre du CAG, les hélices classiques et les hélices transsoniques (« *propfans* », opération CHARME), et la réduction de la traînée.

L'opération DYVAS permet l'étude des problèmes d'*aéroélasticité* particuliers posés par un quadriréacteur (type A340).

En *mécanique du vol et pilotage*, un programme d'identification est élaboré et utilisé pour l'exploitation des essais en vol des Airbus.

Pour le *transport supersonique*, rappelons l'importante contribution de l'ONERA au programme Concorde, notamment en aérodynamique (« aile gothique flamboyante », prises d'air, tuyères), et plus tard la participation active aux études sur l'ATSF (Avion de transport supersonique futur).

Les moyens

L'exécution de ces recherches nécessite des moyens importants (calculs, essais) qui sont sans cesse adaptés aux besoins. L'accent est mis, dans ce document, sur les souffleries de recherche. Les grandes souffleries sont évoquées dans le fascicule COMAERO sur les *Centres et moyens d'essais*.

INTRODUCTION

Cette rétrospective, qui concerne la période 1945-1995, est basée essentiellement sur les *Comptes rendus d'activité* annuels de l'ONERA pour cette période. Documents historiques fondamentaux, ils rendent compte de la réalisation des *Programmes* annuels, proposés par l'ONERA, discutés avec les services officiels et les industriels au cours des « Réunions programmes », et finalement approuvés par l'autorité de tutelle. Il est aussi largement fait appel aux textes rédigés à l'occasion des anniversaires décennaux de l'ONERA, aux différentes plaquettes décrivant l'Office, au livre *De l'aérostation à l'aérospatial* sur le Centre de Meudon, récemment paru, et à diverses publications à caractère historique, notamment celles de Marcel Pierre* sur les grandes souffleries de Modane, de Philippe Poisson-Quinton* et de l'Ingénieur Général Jean Carpentier².

Dans les premières années de l'histoire de l'ONERA, le *Programme* et le *Compte rendu d'activité* annuels sont présentés par disciplines, c'est à dire par directions scientifiques. Au début des années 1960 apparaît la nécessité croissante de mener des actions transversales, multidisciplinaires, d'où la création en 1964 de la Direction des études de synthèse (DES), des coordinations et des directions fonctionnelles. La présentation du Programme en est profondément modifiée. Grâce aux efforts de Georges Gorge, le document devient beaucoup plus complet. Les « finalités » (produits) sont introduites. Un fascicule général synthétique, présenté à la fois par disciplines et par finalités, est complété par un grand nombre de fiches détaillant chaque thème de recherche. Ainsi apparaît de façon plus claire le processus d'élaboration du programme par une approche à la fois « *top-down / market pull* » (finalités) et « *bottom-up / technology push* » (disciplines), à laquelle il faut ajouter bientôt la recherche de la réalisation d'objectifs particuliers (augmentation de la sécurité, respect de l'environnement, réduction des coûts), autres que celui - évident - de l'accroissement des performances. Certaines finalités sont regroupées en directions fonctionnelles qui dépendent de la DTG (Direction technique générale). Par exemple, l'ensemble des finalités aéronautiques (Avions, Hélicoptères, Turbomachines, Équipements aéronautiques) est dirigé de 1979 à 1982 par Jacques Bouttes (chargé également de l'Espace) et, de 1985 à 1996, par Jean-Pierre Marec, dans la Direction pour les applications aéronautiques (DAA), où il se consacre plus particulièrement aux Avions, aidé par des coordinateurs pour les autres finalités.

Pour les avions, comme pour l'ensemble des recherches de l'ONERA, il faut distinguer d'une part les recherches de base, duales, utiles aux avions militaires et aux avions civils (et souvent d'ailleurs à d'autres finalités du secteur aérospatial : Hélicoptères, Turbomachines, Missiles, Lanceurs, Véhicules de rentrée atmosphérique, etc., ou même hors du secteur aérospatial dans le cadre de la diversification) et, d'autre part, les recherches appliquées, l'assistance technique aux industriels et la participation aux développements, plus spécifiques des avions militaires ou des avions civils.

La *recherche de base*, objet d'une action permanente de caractère scientifique, est conduite en vue de fournir, le moment venu, aux constructeurs des bases sûres et des méthodes éprouvées pour l'élaboration de leurs projets. Elle est généralement financée par la subvention.

² Voir la bibliographie à la fin du chapitre. Il est rappelé que le signe * renvoie aux notices biographiques à la fin du tome.

La *recherche appliquée* a pour but essentiel de mettre à l'épreuve du calcul ou de l'expérience les connaissances de base nouvellement acquises, dans des conditions typiques relativement simples mais déjà assez voisines de celles qui sont rencontrées par le constructeur. Ces travaux permettent, d'une part, d'éviter au bureau d'études les difficultés ou les erreurs que comporte l'application d'une méthode nouvelle et, d'autre part, d'obtenir des résultats quantitatifs directement utilisables en première approximation dans l'élaboration d'un nouveau projet. Ces recherches sont généralement financées par contrats des services officiels ou des industriels.

Enfin, la mise en œuvre de méthodes nouvelles peut, au cours du développement des études, se heurter à des difficultés d'application directe par le constructeur, ou encore requérir l'usage d'installations dont le centre de recherche a la charge. Cette aide immédiate au constructeur, *assistance technique* ou *participation aux développements*, se révèle toujours enrichissante pour le chercheur, car elle lui rend évidentes des lacunes dans ses travaux ou des voies de recherche jusque-là insoupçonnées. Elle est généralement financée par contrats des industriels. Bien que cela ne relève pas, en principe, des « Études et recherches », nous donnerons dans ce fascicule quelques exemples de participations aux développements d'avions militaires et d'avions civils, compte tenu de leur importance pour l'ONERA. Ils sont extraits du fascicule COMAERO, *Centres et moyens d'essais*, qui ne se limite évidemment pas à l'aspect descriptif des installations mais couvre également l'exploitation.

Le plan de ce chapitre reprend donc cette classification : recherches duales, recherches appliquées aux avions militaires et aux avions civils. Dans une dernière section sont présentés certains moyens de l'ONERA utilisés pour effectuer ces recherches : moyens de calcul et moyens d'essais « de recherche » relatifs aux avions, les « grands » moyens d'essais de l'ONERA étant traités dans le fascicule *Centres et moyens d'essais*.

1 - RECHERCHES DUALES

Ces recherches de base relèvent des domaines classiques de l'aérodynamique, des structures, des matériaux et de la mécanique du vol. Sont rappelées ensuite des recherches visant à la poursuite d'objectifs particuliers (sécurité, environnement, coûts), autres que la seule amélioration des performances.

1.1 - Aérodynamique

Pendant la période envisagée ici, les recherches en aérodynamique de l'ONERA sont conduites à la Direction scientifique de l'aérodynamique (OA), dirigée successivement par Henri Girerd (1946), Pierre Carrière* (1956), Claude Capelier (1973) et Bernard Monnerie (1993), et également au CERT/DERAT (Centre d'études et de recherches de Toulouse / Département d'études et de recherches en aérothermodynamique) (Roger Michel, Jean Cousteix) et à l'IMFL (Institut de mécanique des fluides de Lille), notamment dans le Groupe de mécanique des fluides fondamentale (Arthur Dymont).

Les recherches de base en aérodynamique externe demandent à la fois une approche théorique et numérique, et une approche fondamentale et expérimentale (figure 1). L'expérience permet non seulement de construire les modèles servant aux calculs, mais également de valider les calculs.

L'utilisation de méthodes de calcul de plus en plus élaborées, permettant d'obtenir des résultats de plus en plus précis, va alors de pair avec le développement de techniques expérimentales de plus en plus fines. Au début des années 1980, l'utilisation du calcul parallèle puis d'un Cyber 170-750 et du Cray 1 de l'École Polytechnique permet des progrès importants dans les calculs numériques, qui sont accompagnés de progrès significatifs dans les méthodes d'essais : maquettes plus représentatives, vélocimétrie laser, etc.

La gamme des vitesses concernant les avions est étendue, depuis le subsonique incompressible et compressible, jusqu'au transsonique et au supersonique (avions de combat, transport supersonique). L'hypersonique est évoqué à propos des finalités Missiles³ et Espace⁴ (lanceurs et véhicules de rentrée).

Aérodynamique théorique et numérique

La figure 2 permet d'apprécier les progrès réalisés par l'ONERA, pendant la période étudiée, dans la mise en œuvre progressive des méthodes de calcul : des techniques de plus en plus élaborées permettent de calculer l'écoulement autour de configurations de plus en plus complexes. La frontière correspond à l'état d'avancement vers 1985. L'objectif ultime (calcul de l'écoulement turbulent autour d'un avion complet en instationnaire) est encore loin d'être atteint à cette époque. Il ne l'est toujours pas aujourd'hui : la « soufflerie numérique » ne permet pas de se passer de l'expérimentation, malgré les progrès réalisés⁵. Un meilleur couplage calculs numériques – expérimentation devrait notamment permettre une meilleure interprétation des résultats expérimentaux, en particulier en instationnaire.

Pour une grande partie de l'écoulement l'hypothèse du fluide parfait (sans viscosité) est acceptable car les gradients de vitesse y sont faibles. Si, de plus, l'écoulement peut être valablement considéré comme irrotationnel⁶, il peut être déterminé par la résolution de l'équation du potentiel (une seule inconnue cinématique : le potentiel de vitesse) qui, historiquement, fait d'abord appel, en incompressible bidimensionnel, à la théorie des fonctions de variables complexes « $f(z)$ » (Robert Legendre*). En 1949, Paul Germain* établit une théorie générale des écoulements « coniques » pour les corps élancés. En 1951, Robert Legendre élucide le problème de l'écoulement transsonique autour d'ailes à forte flèche. L'étude théorique des « tourbillons en cornet » sur les ailes delta (Maurice Roy*), mis en évidence expérimentalement en particulier au tunnel hydrodynamique en 1950⁷, débute en 1952 (Robert Legendre, René Hirsch). Le supplément de portance en configuration d'atterrissage et de décollage dû à ces tourbillons est expliqué.

Des essais sont faits sur une forme d'aile présentant les principales caractéristiques de ce qui sera, dix ans plus tard, l'aile de Concorde, montrant

³ Voir Chapitre 3.

⁴ Voir Chapitre 4.

⁵ Ces progrès sont cependant considérables : le Falcon 7X et le A380 ont fait l'objet d'une modélisation 3D Navier-Stokes avec plusieurs millions de noeuds sur avion complet en transsonique. La traînée a été évaluée par un code développé par l'ONERA.

⁶ Cela dépend notamment de l'état générateur. C'est souvent vrai en aérodynamique externe, mais rarement vérifié en aérodynamique interne.

⁷ Voir paragraphe 4.2, de ce chapitre.

notamment la disparition de ces tourbillons en vol de croisière supersonique. En 1954, des essais en soufflerie et en vol d'un petit avion expérimental Deltaviex permettent de contrôler de façon plus globale les résultats obtenus par la théorie ou l'expérimentation en soufflerie de recherche. En 1955, Lucien Malavard* et son équipe de l'ONERA déterminent à la cuve rhéoelectrique⁸, en incompressible, les caractéristiques aérodynamiques des ailes delta et en flèche : la cambrure conique du bord d'attaque proposée, appliquée aux avions Mirage III et Étendard IV, en améliore la finesse et les qualités de vol. A la suite de ces travaux, l'ONERA propose en 1956 une combinaison de la cambrure et du vrillage de la corde selon l'envergure. Ces résultats sont appliqués ultérieurement à l'avion Concorde⁹.

La méthode des caractéristiques (Pierre Carrière, Pierre Diringer) est largement utilisée pour définir les tuyères supersoniques pour souffleries et moteurs divers (fusées, tuyère double flux de type Concorde), ainsi que pour calculer les coefficients aérodynamiques des engins supersoniques (missiles, corps de rentrée, projectiles). Couplée à un calcul de couche limite, elle permet de déterminer les coefficients de frottement et de flux de chaleur. Elle est numériquement très efficace et d'un grand intérêt pédagogique comme moyen de compréhension physique des propriétés des écoulements supersoniques.

Plus tard, les méthodes numériques développées au sein de la Division d'aérodynamique théorique (Paul Bévière, Henri Viviand, Philippe Morice) sont utilisées pour résoudre l'équation du potentiel, d'abord dans le cas bidimensionnel linéarisé ou non (Maurice Fenain), puis en tridimensionnel dans le cadre des Petites perturbations transsoniques (PPT) (Jean-Jacques Chattot). Dans les années 1980, il est fait appel aux méthodes des singularités, dont la méthode des « tourbillons ponctuels » (Colmar Rebach), et, dans les années 1990, au code POT3D.

Si l'écoulement est rotationnel, il faut résoudre les *équations d'Euler* (trois inconnues cinématiques : les composantes u , v , w de la vitesse) (Jean-Pierre Veuillot), par exemple en utilisant les codes WAVES ou FLU3M élaborés au début des années 1990.

La prise en compte de la viscosité (notamment au voisinage des obstacles) fait d'abord appel aux méthodes de couplage visqueux - non visqueux et, plus tard, à la résolution des équations de Navier-Stokes.

Le *couplage faible* repose sur l'approximation de la *couche limite* au voisinage des obstacles, étudiée à Meudon puis au CERT/DERAT (Roger Michel, Jean Cousteix), où sont distingués les régimes laminaire et turbulent, et définis les critères de transition entre ces deux régimes. En particulier, les formules de frottement turbulent de Roger Michel sont utilisés pour le Concorde par Sud-aviation en 1959. L'approche analytique peut être poussée très loin grâce à l'utilisation de la théorie des *développements asymptotiques* raccordés (Jean-Pierre Guiraud, Claude François).

Les méthodes multi-composants, mises au point sous la direction de Pierre Carrière, permettent de prédire les écoulements légèrement décollés, dont les écoulements de culot. Elles sont alors utilisées par les concepteurs de missiles et de lanceurs, et les fabricants d'obus (Sud-Aviation, Nord-Aviation, Aérospatiale, GIAT Industrie, etc.). Ces méthodes couplent méthode des caractéristiques et modélisation simplifiée du proche sillage. Elles servent aussi à déterminer les performances des tuyères d'aviation à double flux.

⁸ Voir paragraphe 4.1 de ce chapitre.

⁹ Voir paragraphe 3.4 de ce chapitre.

Calcul **Dualité** **Expérimentation**
en aérodynamique avions
Les moyens de recherche

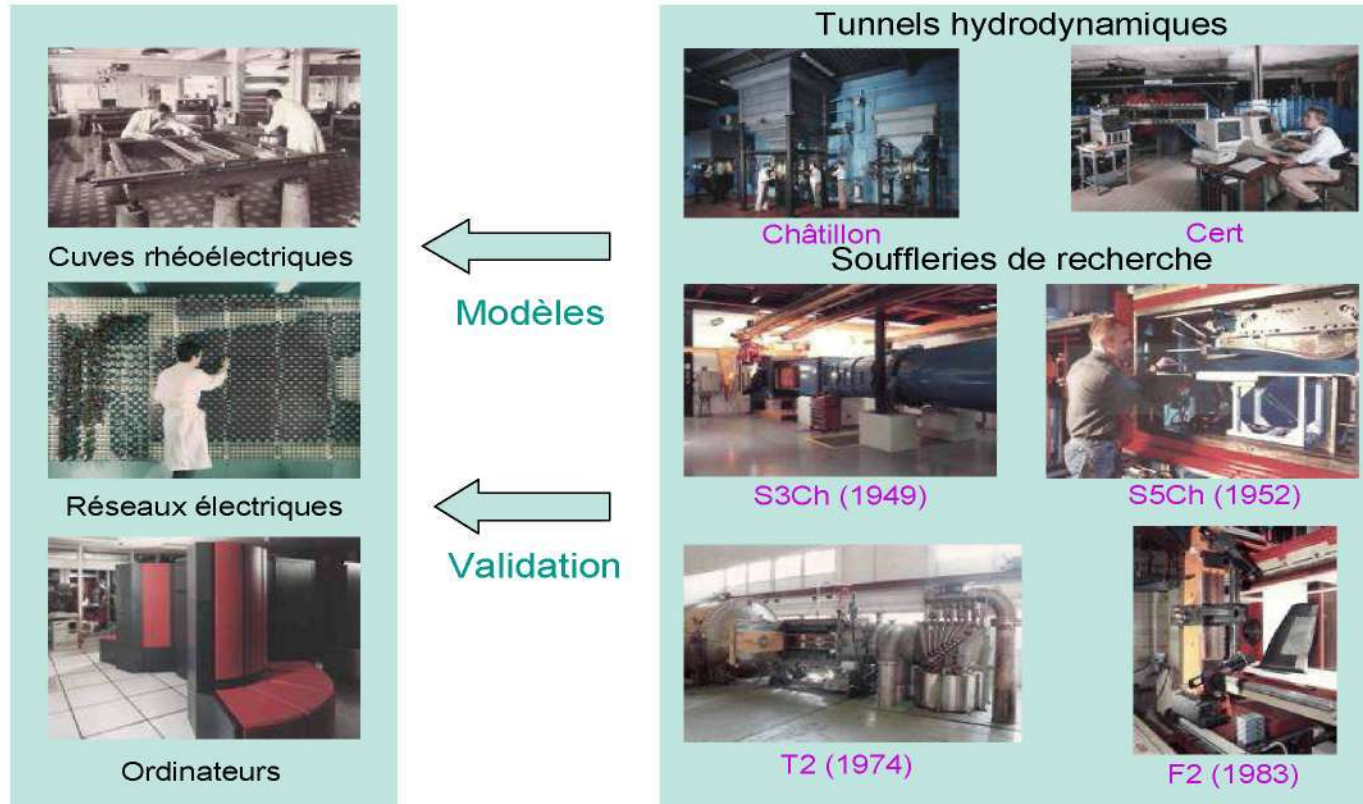


Fig. 1
 Dualité calcul – expérimentation

AERODYNAMIQUE : CALCULS



1- Cuve rhéoelectrique 2D



2- Cuve 3D



3- Singularités



4- Singularités



5- Potentiel (éléments finis)



6- Potentiel (différences finies)



7- Euler (volumes finis)



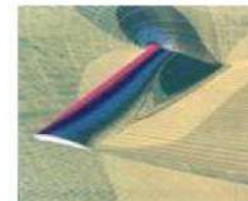
8- Euler(différences finies)



13- Simulation de la turbulence



12- Navier-Stokes



11- Couplage



10- Couplage (tremblement)



9- Euler

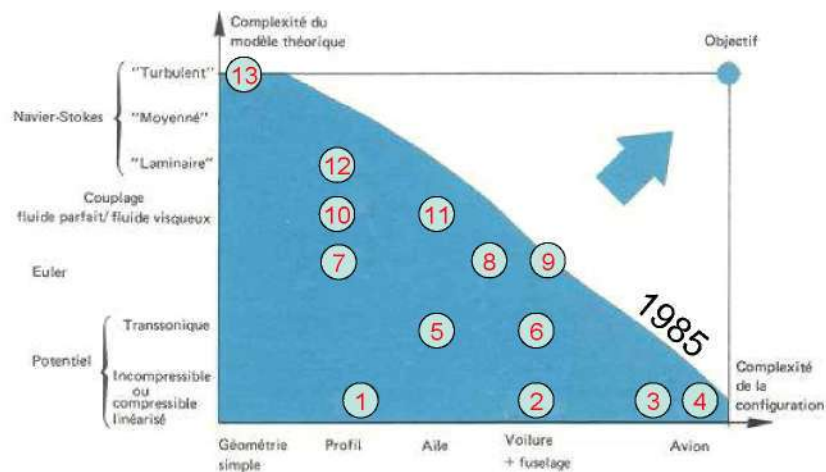


Fig. 2

Progression des méthodes de calcul, dans le plan : configuration – modèle théorique. État d'avancement vers 1985

Une approche moins empirique est fournie par le *couplage fort* (Jean-Claude Le Balleur) qui concerne les régimes de forte interaction visqueuse (décollement, etc.). Les méthodes de couplage sont surtout utilisées pour l'étude de l'hypersustentation, des ensembles voilure-fuselage, voilure-mât-nacelle de réacteur, ou des pointes arrière de fuselage. Des travaux de validation et de comparaison sont effectués en 1994 à l'occasion des programmes européens ECARP et EUROSHOCK.

La résolution des *équations de Navier-Stokes* est évidemment plus simple dans le cas stationnaire que dans le cas instationnaire (conditions aux limites variables, instationnarité naturelle et/ou turbulence). En présence de turbulence, une approximation consiste à résoudre des équations de Navier-Stokes « moyennées » et à utiliser un « modèle de turbulence » (par exemple le modèle dit « $k-\varepsilon$ », où k représente l'énergie cinétique spécifique de la turbulence et ε le taux de dissipation turbulente). Cette approche conduit, en particulier, aux équations de type RANS (*Reynolds Averaged Navier-Stokes*), ou URANS (*Unsteady RANS*) dans le cas de conditions aux limites variables ou d'écoulements « naturellement » instationnaires. D'autres méthodes sont basées sur la considération d'échelles multiples de turbulence : LES (*Large Eddy Simulation*) ou VLES (*Very LES*). Plus tard, la simulation numérique de la turbulence (DNS : *Direct Numerical Simulation*) par résolution des équations de Navier-Stokes complètes, instationnaires, permet notamment, pour des géométries très simples, de valider les modèles de turbulence, au même titre qu'en faisant appel à l'expérimentation.

La mise en œuvre de toutes ces méthodes de calcul numérique nécessite l'élaboration de méthodes de *maillage* (par exemple, le code MESH 3D) et des *développements logiciels* importants visant à l'interactivité, aux possibilités de *visualisation* des résultats, et à l'amélioration de l'ergonomie (par exemple, grâce aux codes VOIR 3D et MUSE), qualités importantes pour les industriels auxquels ces codes sont progressivement transférés.

Car il est important de noter que la frontière tracée sur la figure 2 correspond aux méthodes et aux codes « de recherche » utilisables en interne à l'ONERA à la date considérée (ici 1985). La frontière correspondant aux codes « exportables » vers l'industrie serait évidemment plus en retrait. Notons que la vision donnée par la figure 2 est très « stationnaire » : une évolution à partir de 1995 a été d'attacher une plus grande importance aux instationnarités de l'écoulement, en liaison avec l'aéroacoustique (mais pas uniquement).

Aérodynamique fondamentale et expérimentale

A ce domaines restent plus particulièrement attachés à Meudon les noms de Pierre Rebuffet¹⁰, Maurice Sirieux, Jean-Pierre Chevallier et Jean Détery.

Dans les premières années de l'ONERA, les difficultés liées au passage du « *mur du son*¹¹ » - « matérialisé » beaucoup plus tard (en 2000) sur une photo célèbre d'un F/18 (figure 3) - suscitent de nombreuses recherches en soufflerie (figure 4).

¹⁰ bien connu notamment des anciens élèves de SUPAERO pour son remarquable cours d'*Aérodynamique expérimentale*, Librairie Polytechnique Ch. Béranger, 1958.

¹¹ Cette expression tend à faire croire que les phénomènes observés, dont les ondes de choc et le fameux « bang sonique », se manifestent quand l'avion franchit Mach 1. En fait, ces phénomènes apparaissent dès que l'avion approche de Mach 1 et que des régions supersoniques se forment sur certaines de ses parties (cockpit, ailes comme dans le cas du F/18 de la figure 3).

Les recherches expérimentales sur la *couche limite* sont conduites dès les années 1950 au tunnel hydrodynamique et dans les souffleries de Meudon et de Cannes. Au début des années 1980, la soufflerie cryogénique T2¹² pressurisée et à parois adaptables du CERT/DERAT est utilisée pour étudier l'effet du nombre de Reynolds (qui conditionne en particulier la transition laminaire – turbulent) sur un certain nombre de profils (CAST 7, CAST 10). Au début des années 1990, le DERAT s'intéresse à la stabilité des couches limites laminaires (Daniel Arnal) et aux critères de transition dans le cadre des études sur la laminarité (ELFIN, TBM 700, GTH, DTP Laminarité), ainsi qu'au phénomène de contamination de bord d'attaque et à l'efficacité des « *Gaster bumps* » (bossette au voisinage de l'emplanture de l'aile).

Le *décollement* en compressible et les mélanges turbulents donnent lieu à d'importantes recherches (Jean-Louis Solignac). Vers 1986, le décollement 3D est étudié sur des maquettes de forme ellipsoïde aplati et ellipsoïde cylindre, dans les souffleries S2Ch de Meudon puis F2 du Fauga.

L'*interaction choc-couche limite* (figure 5) est également analysée notamment dans le cadre des recherches sur le « tremblement » (*buffeting*), sur divers profils (OAT15A, RA16SC1), et le contrôle passif de cette interaction est testé (programmes européens EUROSHOCK I et II).

L'étude expérimentale de la *turbulence* donne lieu à une coopération avec l'IMST (Institut de mécanique statistique de la turbulence) de Marseille, sur la couche limite, les jets et les sillages¹³ et, au début des années 1980, à une coopération avec l'ECL (École centrale de Lyon). Un axe de recherche « Turbulence » (Otto Leuchter) est créé en 1983. Diverses techniques de mesure sont utilisées (vélocimétrie laser fine, fils chauds, etc.). Les effets sur la turbulence de la rotation ou de la déformation de l'écoulement moyen et l'interaction onde de choc - turbulence sont particulièrement étudiés.

Les *écoulements tourbillonnaires* donnent lieu à de nombreuses recherches expérimentales. Comme il a été dit plus haut, les « tourbillons en cornet » sur l'extrados des ailes delta à grande incidence, favorables au vol à basse vitesse, sont mis en évidence par des essais en soufflerie en 1950, complétés par des études théoriques, avec application notamment au Mirage et au Concorde. En 1970 une étude détaillée est entreprise pour les AMD (Avions Marcel Dassault). En 1986, l'IMFL s'intéresse à l'étude des sillages par tomographie ultra-rapide. Le phénomène d'éclatement du tourbillon est analysé en détail, au tunnel hydrodynamique (figure 6) et en soufflerie.

Des recherches sur les *arrière-corps* sont menées à Meudon à partir des années 1960, et notamment en 1988 par l'IMFL pour la réduction de la traînée de culot et, en 1989, par la Direction de l'aérodynamique pour les avions de combat bituyères.

1.2 - Structures. Aéroélasticité

Les recherches sur les structures sont menées à la Direction scientifique des structures (OR), dirigée successivement par Robert Mazet (1947), Gabriel Coupry (1968), Roland Dat (1987) et Roger Labourdette (1989), et à l'IMFL (Jean Gobeltz) dans le Groupe structures (Francis Dupriez, Pascal Geoffroy).

¹² Voir paragraphe 4.2 de ce chapitre.

¹³ Voir Partie I, Chapitre 2, paragraphe 2.



Fig. 3
« Matérialisation » des poches supersoniques par condensation de la vapeur d'eau atmosphérique autour d'un F/A-18 Hornet à l'approche de Mach 1 (année 2000)

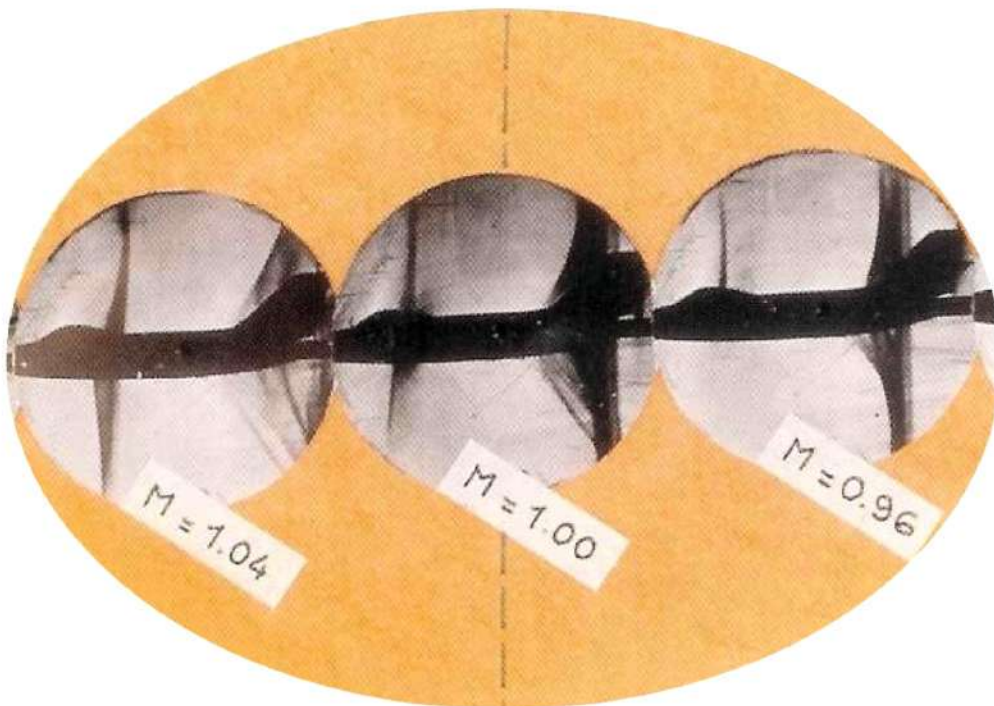


Fig. 4
Passage du « mur du son » en soufflerie

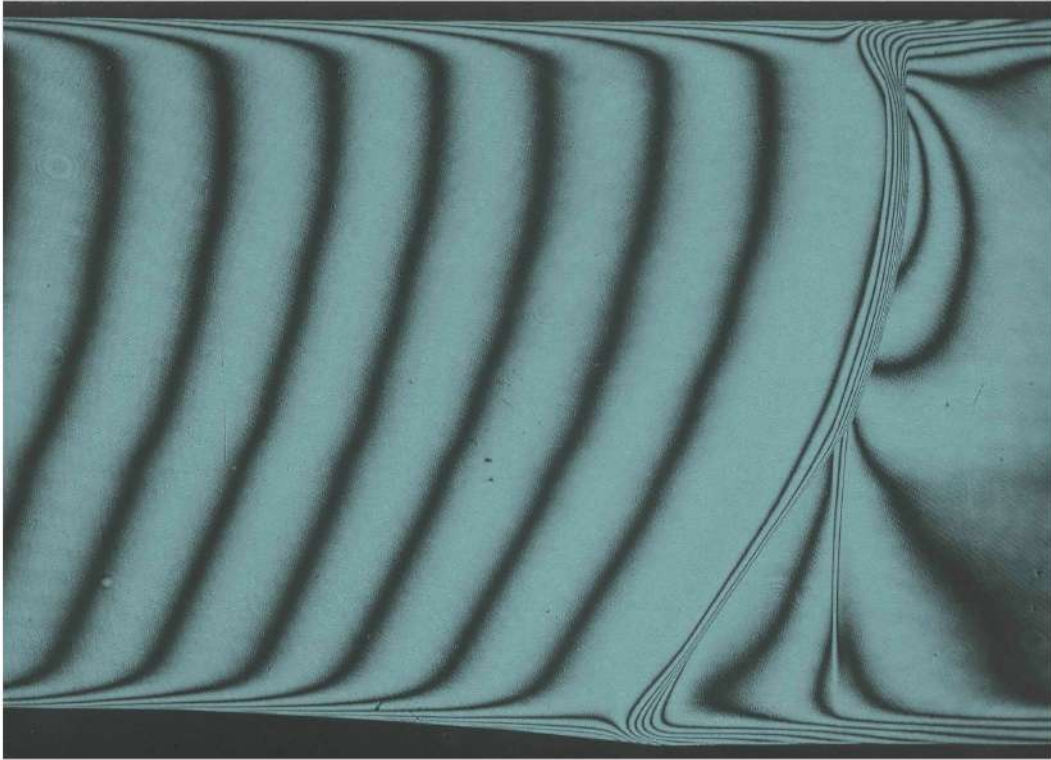


Fig. 5
Interaction choc-couche limite. Interférogramme holographique d'une structure de choc en lambda

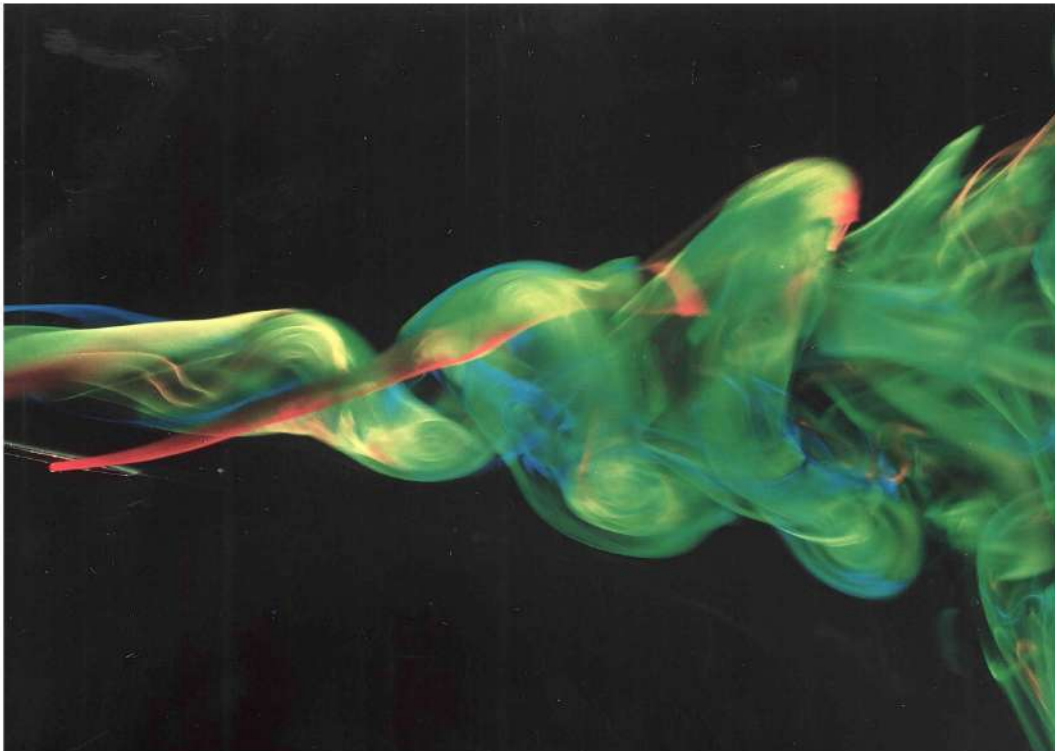


Fig. 6
Visualisation de l'éclatement d'un tourbillon au tunnel hydrodynamique

Les recherches en aéroélasticité sont présentées avant celles sur les structures (résistance statique, endommagement), non pas tant pour assurer une transition plus douce avec le chapitre précédent consacré à l'aérodynamique que pour des raisons historiques : l'ONERA a été confronté très tôt au difficile problème du flottement.

Aéroélasticité

Dès sa création en 1946, l'ONERA étudie les phénomènes aéroélastiques pour prévoir les risques de *flottement* des nouveaux avions. Le flottement résulte du couplage instable entre l'écoulement d'air instationnaire et les vibrations d'un avion. Il peut conduire à l'endommagement de l'appareil voire à sa destruction.

Ces études, indispensables à la certification, mêlent essais et simulation numérique. Des *essais de vibrations au sol*¹⁴ sur un prototype ou sur maquette, fournissent les caractéristiques vibratoires de l'avion (Christian Béatrix, Gérard Piazzoli, Pierre-Marie Hutin). Ces essais peuvent être complétés par des essais en soufflerie (Roger Destuynder) ou de maquettes en vol (Gérard Piazzoli). Dans les années d'après-guerre, l'instrumentation est simple : transcriptions, enregistrements et dépouillements se font manuellement. En particulier, au sol, le relevé des formes propres de vibrations se fait grâce à des capteurs de vitesse de déplacement fixes, complétés par des palpeurs tenus à la main !

Dans les années 1960, les avions sont de plus grandes dimensions et de masses plus importantes. La technologie des mesures évolue, le traitement des signaux graphiques est remplacé par un enregistrement de signal électrique. L'ensemble du matériel, capteurs et excitateurs, est conçu et fabriqué à l'ONERA (ou sous licence ONERA).

L'ONERA fait des essais en soufflerie, sur des avions de tourisme à échelle 1 et, pour les avions de plus grande taille, sur des maquettes à échelle réduite. Il y a deux étapes essentielles. La première est une identification du champ de pression instationnaire pour des mouvements imposés et connus de la structure. Il s'agit de caractériser les forces aérodynamiques instationnaires auxquelles sera soumis le nouvel avion en vol. La seconde étape consiste à étudier le mouvement de la structure sur une maquette souple dynamiquement semblable à l'avion (figure 7).

Après les essais en soufflerie et les essais de vibrations au sol vient la validation en vol. Il s'agit de créer des forces propices à exciter les vibrations. Sur Concorde, les ingénieurs utilisent une méthode qui consiste à installer en divers endroits de la structure des *impulseurs à propergol solide*¹⁵ développés par la Direction de l'énergétique (OE) de l'ONERA (Pierre Larue, Paul Kuentzmann). Le créneau de poussée (environ 10 ms) génère la force excitatrice. La technique est toujours utilisée par PRODERA, sous licence ONERA.

Au cours de ces années, l'ONERA exporte déjà son savoir-faire notamment en Allemagne. Par exemple, sur l'avion militaire F104, dont la version allemande s'est révélée particulièrement sensible au flottement, l'ONERA est sollicité pour faire des essais de vibrations (figure 8).

Au cours des années 1970, le DLR allemand conçoit un planeur pour mettre en évidence le déclenchement du flottement. Ce planeur est équipé de capteurs accélérométriques. Dans les essais de vibration au sol de l'ONERA, les capteurs de

¹⁴ Pour cette *analyse modale*, voir le fascicule *Centres et moyens d'essais*.

¹⁵ Voir figure 50.

vitesse (palpeurs) tenus manuellement sont alors également remplacés par des accéléromètres.

En France, des essais de vibrations au sol et de flottement en vol sont alors réalisés par l'équipe de Gérard Piazzoli sur tous les avions développés : planeurs, avions légers, avions militaires et gros porteurs.

Pour les essais de vibration au sol, le tracé automatique des formes propres permet d'augmenter la productivité des essais.

L'étude du flottement en soufflerie à fréon de la NASA Langley de la maquette Boeing SST (*Supersonic Transport*) est conduite dans le cadre d'une coopération NASA-ONERA visant à mettre en évidence l'influence de la perméabilité des parois de soufflerie sur les conditions d'apparition du flottement en transsonique.

Les techniques continuent à évoluer, et l'ONERA développe et met au point d'autres procédés. Une palette oscillante¹⁶ (Roger Destuynder) fixée au bout de chaque aile provoque une excitation de l'extrémité de la voilure et donc de l'ensemble de la structure de l'avion. Cette technique permet une meilleure maîtrise de l'excitation et améliore la productivité des essais en vol. Initialement conçue et utilisée sur les Airbus A300, A310 et A320, elle est acquise par d'autres constructeurs comme CASA. Un autre procédé utilise une palette tournante. L'ONERA/CERT/DERA contribue également à la création et la mise au point des méthodes et logiciels d'exploitation des essais en vol de flottement.

Les années passant, les configurations aérodynamiques deviennent plus complexes avec notamment des avions militaires équipés de charges.

Avec l'utilisation de maquettes dynamiquement semblables d'avions militaires ou civils sur suspension à très basse fréquence, un pas est franchi dans la représentativité des essais.

Les avant-projets du Rafale et de l'Eurofighter sont testés aux vitesses transsoniques et supersoniques.

Dans les années 1990, avec les essais de vibrations au sol de l'A320, l'évolution du matériel est significative. Le nombre d'accéléromètres est plus important. Notons qu'il va croître encore avec l'A330¹⁷ et l'A340 (pour atteindre 800 sur l'A380 en 2005).

C'est dans ces années 1990 que la coopération franco-allemande, amorcée dans les années 1970, prend véritablement forme. Des essais en soufflerie sont effectués sur une maquette d'avion quadriréacteur, préfigurant l'Airbus A340. On mesure le champ de pression dû à un mouvement de la voilure puis on étudie le déclenchement du flottement.

Les évolutions de la puissance de calcul permettent de modéliser de mieux en mieux la réalité grâce à la simulation numérique (figure 9). Des calculs de prévision de flottement sont réalisés (Jean-Jacques Angélini, Jean-Pierre Grisval) d'après les résultats de mesures d'essais en soufflerie et de vibrations au sol sur maquettes (figure 10). Ils doivent garantir avec une certaine marge de sécurité que le phénomène de flottement n'apparaîtra pas en vol, puis sont validés en conditions réelles par les essais de vibrations en vol.

¹⁶ Voir figure 33.

¹⁷ Voir figure 33.

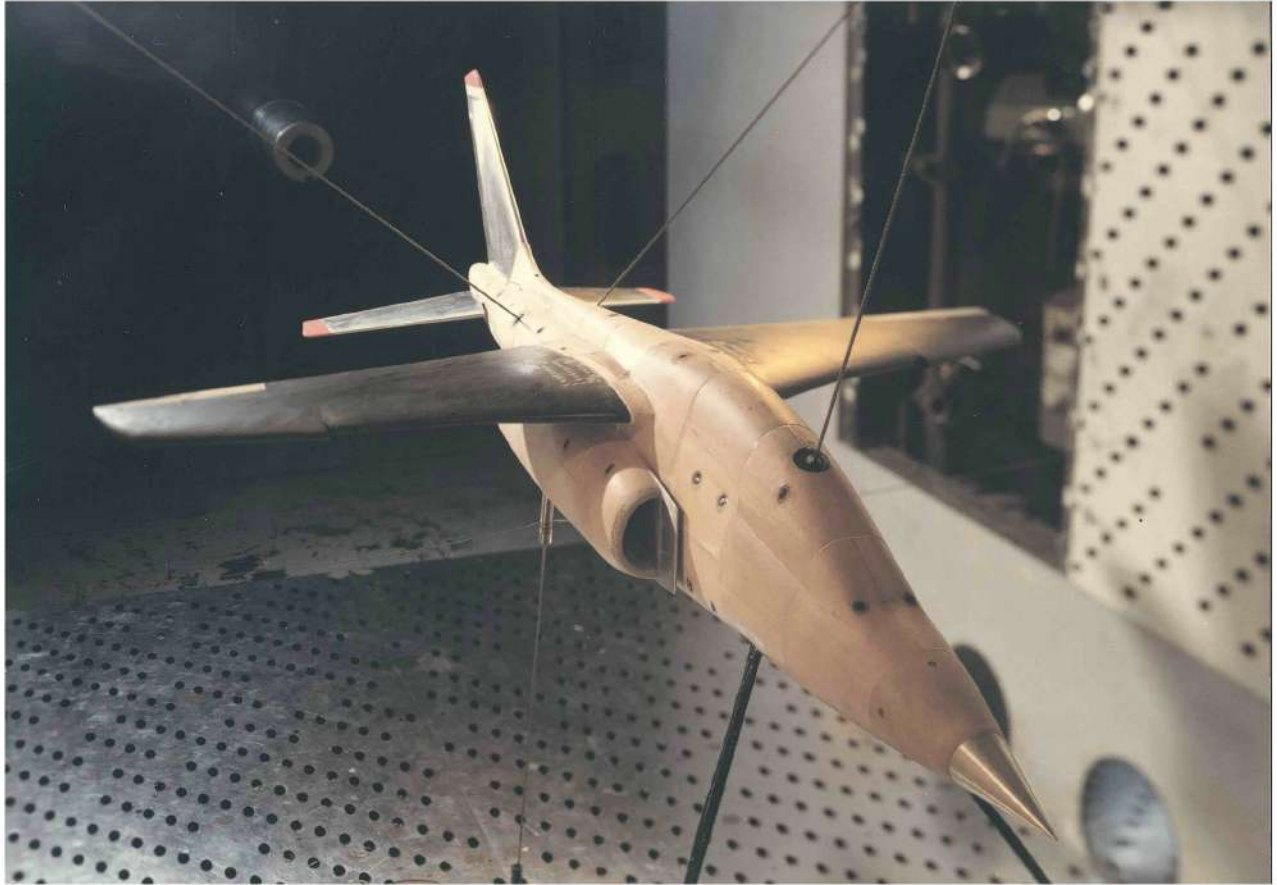


Fig. 7

Essai de flottement d'une maquette d'Alphajet dans la soufflerie S2MA de Modane



Fig. 8

Essai de vibration au sol d'un F104 dans le cadre d'un exercice OTAN (AGARD)

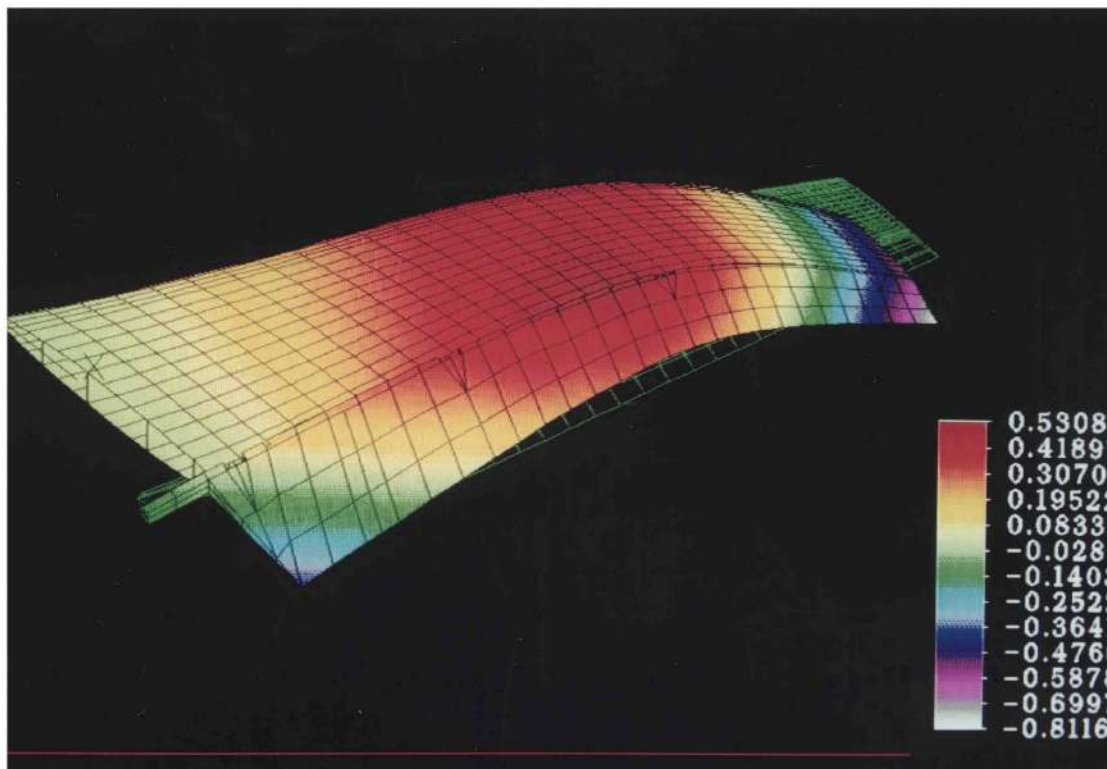


Fig. 9
Simulation numérique. Déformée calculée d'un mode de flexion d'une maquette d'aile avec gouverne

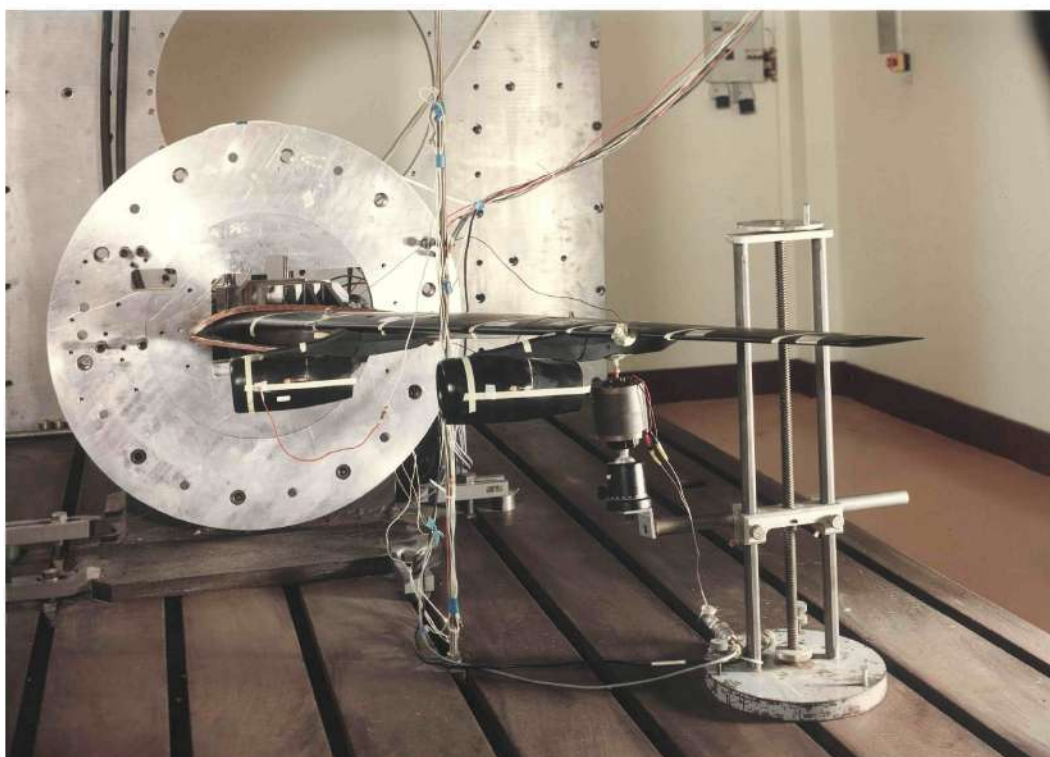


Fig. 10
Essai de vibration au sol d'une maquette d'aile d'Airbus A340

Progressivement, la coopération bilatérale ONERA-DLR devient une relation forte qui allie études théoriques et expérimentales. L'ONERA dispose à Meudon d'un avion test sur lequel les chercheurs français et allemands développent ensemble les méthodes et les moyens d'essais de vibrations au sol. Pour conduire ces essais nécessaires à la certification des gros porteurs, l'ONERA et le DLR mettent en commun (*pool*) à la fois leurs équipes et leurs moyens expérimentaux, et bénéficient de l'aide de la SOPEMEA. Fruit de cette coopération, une stratégie d'essais qui combine méthodes traditionnelles et novatrices est utilisée avec succès pour les essais de vibrations au sol de l'A340-600 en 2001, de l'A318 en 2002 et de l'A380 en 2005. Lors des essais en vol, les excitations sont désormais générées grâce aux commandes de vol électriques des gouvernes.

Fort de 60 ans d'expérience en prévention du risque de flottement, l'ONERA continue à présent d'améliorer et de garantir ainsi la sécurité du transport aérien.

Calcul des structures

Rappelons que l'ONERA est peu impliqué dans les essais statiques de structures, qui sont effectués d'abord au Centre d'essais d'Issy-les-Moulineaux du STAé, puis au CEAT (Toulouse).

Dans le domaine du calcul des structures, l'ONERA travaille quelque temps sur des approches mathématiques exactes qui ne débouchent que pour des chargements simples sur des cas canoniques. Les voilures et les fuselages sont toujours modélisés en « poutres longues » avec des correctifs empiriques.

À partir de 1960, tout comme pour l'aérodynamique, les méthodes de calcul par éléments finis sur ordinateur révolutionnent la conception des structures. En parallèle avec les efforts des industriels Dassault Aviation (code d'éléments finis ELFINI) et Aérospatiale, l'ONERA développe des approches en mécanique des structures en statique, en petits ou grands déplacements, intégrant les aspects non linéaires (Roger Valid, Roger Ohayon). On peut estimer que cet effort global a permis un allègement des structures de l'ordre de 15 %.

Entre 1985 et 1990, l'effort porte sur le calcul des structures en composites (coques, plaques) avec utilisation du concept de « macroéléments », et de celui de « couche limite » au voisinage des bords libres. Dans le cadre du GARTEUR, on s'intéresse au recalage des modèles numériques grâce aux résultats expérimentaux.

Mécanique de l'endommagement

Notamment dans l'équipe de Jean Lemaître puis de Roger Labourdette et Jean-Louis Chaboche, des méthodes et des moyens sont développés qui permettent la mise en œuvre du concept de « tolérance au dommage » qui supprime ses deux prédécesseurs (« durée de vie certaine », puis « structure redondante », respectivement « *no fail* » et « *fail safe* » en anglais) dont l'expérience en service a démontré les lacunes. Cela conduit à la formulation de méthodes numériques permettant le calcul de paramètres locaux caractéristiques de la fissuration (facteur d'intensité des contraintes, taux d'énergie libérée) aussi bien pour les structures minces que massives, et à la proposition et la validation de modèles prévisionnels de la cinétique d'évolution des fissures, dans le cadre général de la mécanique de la

rupture. Des méthodes spécifiques permettent de traiter les structures métalliques (alliages légers, aciers)¹⁸ ou composites (carbone-résine).

En particulier, pour les matériaux métalliques, l'ONERA entreprend l'analyse des phénomènes de fatigue et l'étude fine de la progression des fissures. Cela est rapidement étendu au cas des pièces épaisses.

En 1984 est lancée une recherche sur l'endommagement des composites par voie théorique et expérimentale, en particulier sur les effets de bord, l'endommagement des plaques trouées, et les dommages dus à une émission acoustique, en liaison avec les AMD, étude qui prend fin en 1988. En 1990, la méthode dite d'« homogénéisation » est appliquée avec succès et en 1991 on s'intéresse à l'endommagement par impact (chute involontaire d'outils sur des structures en composite).

À partir du milieu des années 1980 sont lancées des recherches sur le *Contrôle non destructif* (CND) pour les composites, par ultrasons ou radiométrie infrarouge (CERT/DERMO, Département d'études et de recherches en micro-ondes, figure 11). En 1991, la tomographie ultrasonore est utilisée. En 1993 est créé le Laboratoire L3C (capteurs, caractérisation, contrôle non destructif) (Daniel Balageas) où il est fait usage concourant de méthodes thermiques, optiques et ultrasonores. En 1994, des recherches sur les « matériaux intelligents » démarrent et sont appliquées en particulier à la « surveillance santé » des structures.

Recherches à l'IMFL

L'effort de l'IMFL porte surtout sur l'étude des lois de comportement (figure 12), le calcul des structures en composites (en particulier pour les pales d'hélices « rapides » ou « *propfans* »), le flambement des structures métalliques et composites, le freinage des pneumatiques (interaction pneu - piste) (figure 13) et la conception et fabrication de maquettes instrumentées pour souffleries cryogéniques (dont T2) (Marc Deschamps).

1.3 - Matériaux (cellules)

Les recherches sur les matériaux sont menées dans la Direction des matériaux (OM), dirigée successivement par Paul Dupont (1946), Marcel Mathieu (1947), Raimond Castaing (1963), Maurice El Gammal (1968), Paul Costa¹⁹ (1979). L'ONERA collabore notamment avec le Laboratoire central de Sud-Aviation, puis de l'Aérospatiale.

On se borne ici aux recherches sur les matériaux qui peuvent être utilisés jusqu'aux « températures moyennes » relatives aux cellules d'avions. Certains résultats sont également applicables aux cellules d'autres véhicules aérospatiaux (hélicoptères, missiles, lanceurs) et hors du domaine aérospatial.

Les recherches sur les matériaux « haute température » relèvent d'autres finalités (Turbomachines²⁰, Missiles, Espace).

Alliages légers

Dès sa création, l'ONERA conduit des recherches sur les *alliages d'aluminium*

¹⁸ et alliages réfractaires pour les turbomachines.

¹⁹ avec pour Directeur adjoint Tasadduq Khan (1989), qui deviendra en 1997 le Directeur scientifique de la Branche MAS (Matériaux et structures).

²⁰ Voir Partie II, Chapitre 4.

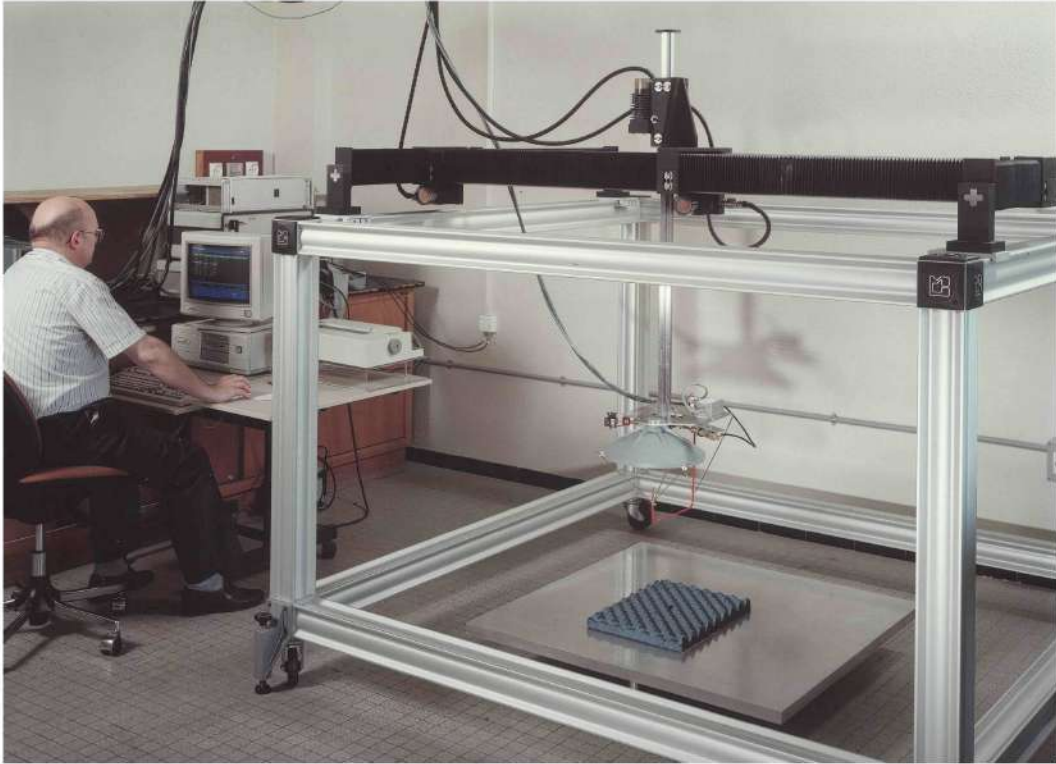


Fig. 11
Contrôle non destructif de matériaux par micro-ondes au DERMO

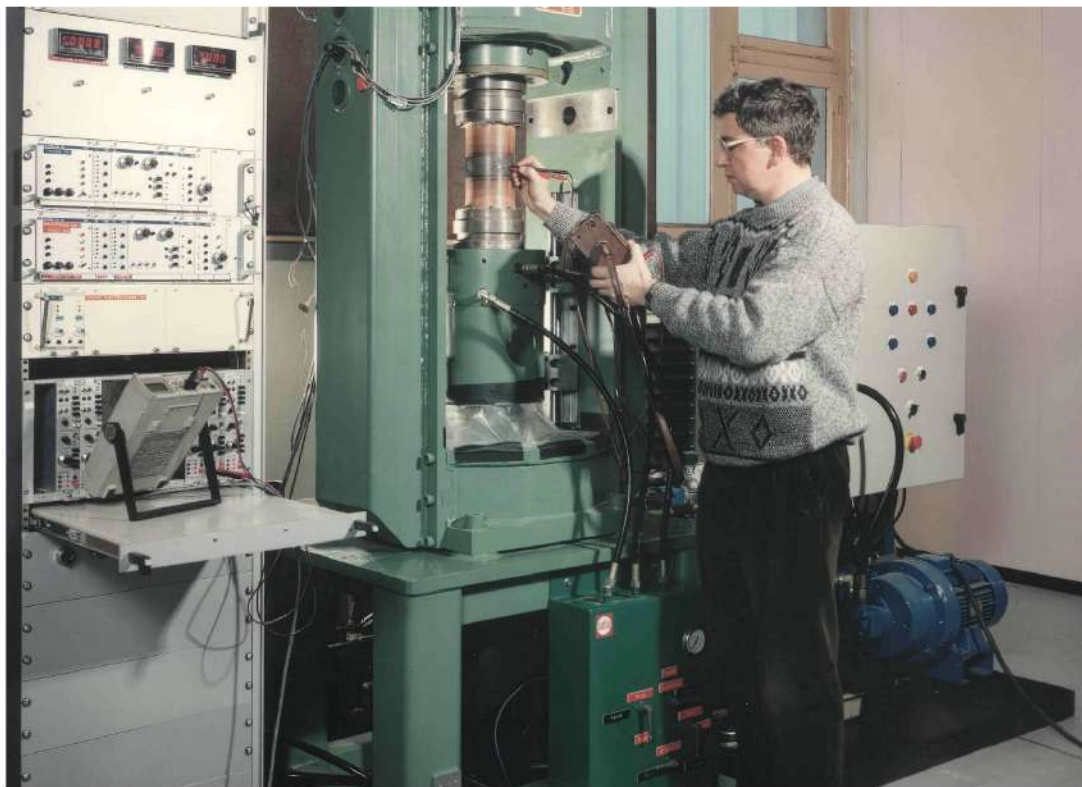


Fig. 12
Machine multiaxiale de traction-torsion-compression pour l'étude des lois de comportement des matériaux à l'IMFL



Fig. 13
IMFL - Banc de glissance de pneumatiques

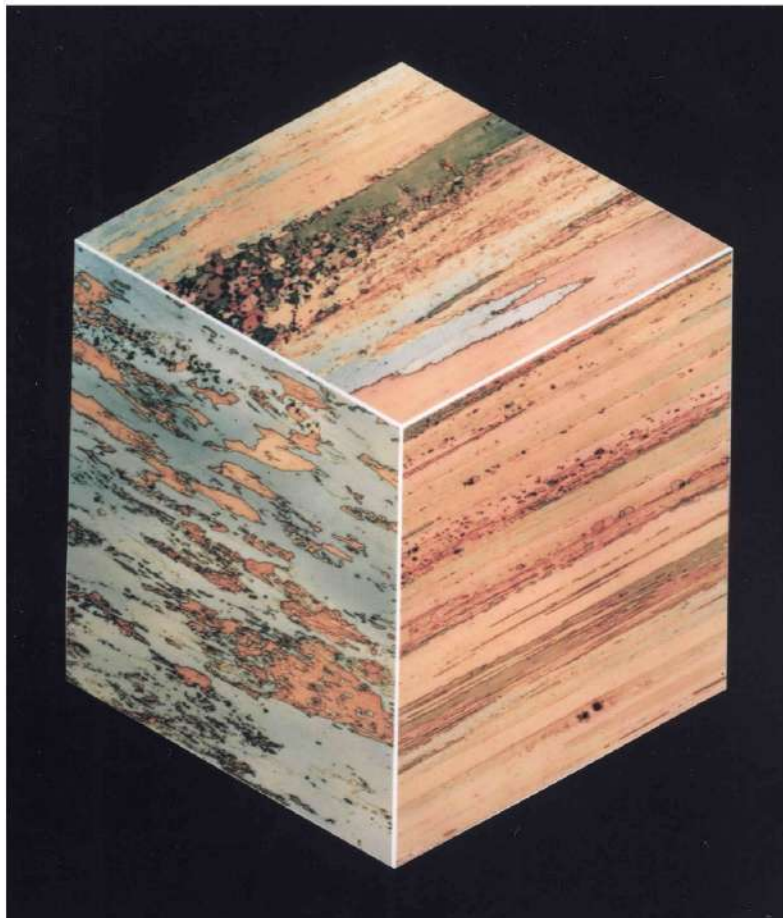


Fig. 14
Micrographie optique d'un alliage Aluminium-Lithium

De 1945 à 1960, on s'intéresse notamment à l'élévation de la température d'emploi, à l'effet des impuretés, à l'influence de l'érouissage pour le Duralumin et le Zical, et au traitement de surface pour accroître la résistance à la fatigue pour le compte d'Hispano-Suiza.

En 1964 démarre une collaboration avec Sud-Aviation au bénéfice du Concorde, pour des alliages utilisables jusqu'à environ 150°C. Au milieu des années 1970, les exigences de sécurité suscitent des recherches sur la corrosion sous tension du AZ5GU et d'un certain nombre de nuances (7075, 7475, 7050, 7010), et sur l'amorçage des fissures en fatigue pour l'alliage 2618A.

En 1984 sont lancées des recherches sur l'influence de la microstructure sur les propriétés mécaniques, l'augmentation de la ténacité par traitement à haute température, et la fatigue oligocyclique de la nuance 7010.

Vers 1990, la relance des études sur l'avion de transport supersonique suscite des recherches sur les alliages d'aluminium à moyenne température, obtenus par refroidissement rapide, utilisables pour les bords d'attaque de l'ATSF (Avion de transport supersonique futur). Ces recherches intéressent non seulement l'Aérospatiale mais également les AMD.

En 1994, le comportement en fluage de ces alliages est étudié pour donner la possibilité de prévoir la tenue à très longue durée (60 000 h). Dans le cadre européen BRITE-EURAM, des alliages obtenus par métallurgie du lingot, variantes des nuances 2650 et X2525, permettent une tenue jusqu'à 100-150°C.

C'est vers 1983 que sont lancées des recherches sur les alliages *aluminium-lithium* (figure 14), d'abord par une caractérisation des alliages développés à Voreppe (Péchiney), ce qui donne lieu à une étroite collaboration (Gilles Lapasset). Après une pause en 1984 pour non-fourniture d'alliages par Cegedur et Alcan, les recherches reprennent dès 1985 par l'étude de l'influence du traitement thermique (trempe, revenu) sur la nuance 8090, de l'érouissage, de la corrélation entre la microstructure et les propriétés mécaniques, et de l'influence de la teneur en magnésium sur l'alliage CP216 de Péchiney.

La recherche d'alliages pour pièces épaisses avec faible sensibilité à la trempe conduit aux nuances 8090 et 2091 (Péchiney, British Alcan). L'ONERA joue alors un rôle décisif dans la résolution du problème de ténacité, particulièrement important pour les pièces épaisses.

Au début des années 1990, d'autres nuances sont étudiées : 2091 (tolérance aux dommages, vieillissement à 70°C), 8090 (pour application à l'ATSF)²¹.

Matériaux organiques

Dès le milieu des années 1960, des recherches sont lancées au bénéfice des fabricants de résines, fibres et composites.

En 1978, l'ONERA se livre à une analyse des *résines* visant à assurer une bonne reproductibilité et la mise en place d'une production nationale.

En 1983, la relation entre la structure macromoléculaire et les propriétés mécaniques est étudiée.

A partir de 1986 sont lancées des recherches sur les résines époxy, avec notamment l'analyse de la structure de réseau du TGMDA-DDS. Les différents

²¹ Rappelons que les alliages aluminium-lithium sont retenus pour une grande partie de l'A350.

produits présents dans la nouvelle résine 5245 de Narmco sont identifiés. Les AMD-BA envisagent alors d'utiliser cette résine pour le Rafale.

Vers 1988 l'augmentation de la ductilité et de la ténacité est recherchée et des essais spécifiques (compression, cisaillement, relaxation) sont effectués.

Enfin, en 1990 sont lancées des recherches sur les polymères conducteurs pour écrans absorbants et les résines cyanates, tenaces et résistantes au feu des jets de réacteurs, en liaison avec Brochier et l'Aérospatiale.

Composites

Dès le début des années 1980 les recherches sont orientées vers les cycles de polymérisation et surtout l'*endommagement*, notamment la résistance aux chocs. Elles s'avèrent très utiles au début des années 1990 dans le cadre de l'utilisation du concept de « tolérance aux dommages » (Jean-Paul Favre).

Au milieu des années 1990, l'ONERA commence à s'intéresser aux *matériaux systèmes* (absorbants, aptes à réduire la SER ou SIR, « commandables », etc.) (Daniel Abbé).

Une mention spéciale doit être faite de l'effort de recherche sur l'*interface fibre-matrice*, notamment sur l'amélioration de l'adhésion par traitement de surface des fibres à l'aide de fonctions azotées et sur la modélisation du comportement mécanique de l'interface grâce à des essais de micromécanique, ce qui donne lieu à des coopérations internationales (BRITE-EURAM, NASA). En particulier le microflambage des fibres est étudié vers 1990 dans le cadre du GARTEUR, en liaison avec les AMD.

Moyens expérimentaux. Méthodes

Dès sa création l'ONERA est souvent mieux doté que l'industrie en moyens expérimentaux concernant les matériaux, tout particulièrement au laboratoire LEM (Laboratoire d'études des microstructures), mixte CNRS-ONERA, particulièrement bien pourvu en moyens de microscopie électronique et d'analyse (Patrick Veysseyre, Denis Gratias). Par exemple, dans les premières années, ces équipements permettent d'effectuer des recherches sur les propriétés mécaniques : essais de fatigue d'alliages forgés pour trains d'atterrissage de Caravelle pour Hispano-Suiza, étude pour Sud-Aviation de la fatigue des tôles en Vedal pour l'Armagnac ou de la fatigue des rivets. D'autres moyens permettent l'analyse (sonde électronique de Raimond Castaing, améliorée par Jean-Louis Pouchou ; sonde Georges Slodzian), les mesures thermiques (échauffement cinétique), et celles de microdureté, de péiosité, etc. Les figures 15, 16 et 17 présentent certains de ces moyens.

1.4 - Mécanique du vol. Pilotage

Dans la période considérée, les recherches dans ce domaine sont effectuées à l'IMFL dans le Groupe de mécanique du vol (Robert Verbrugge) ; à la Direction des études de synthèse (DES) (Marcel Bismut, Jean Fave), y compris dans le détachement de Salon-de-Provence, créé en 1992 dans les locaux de l'École de l'air (Huynh Huu Than, Dang Vu Binh) ; au CERT (Marc Pélegrin) dans son Département d'études et de recherches en automatique (DERA) (André Fossard, Jacques Richalet, Marc Labarrère, Jean-Pierre Jung) ; à la Direction de l'aérodynamique (OA) et à la Direction des structures (OR). Une coordination de ces recherches est mise en place (Jean-Pierre Marec).

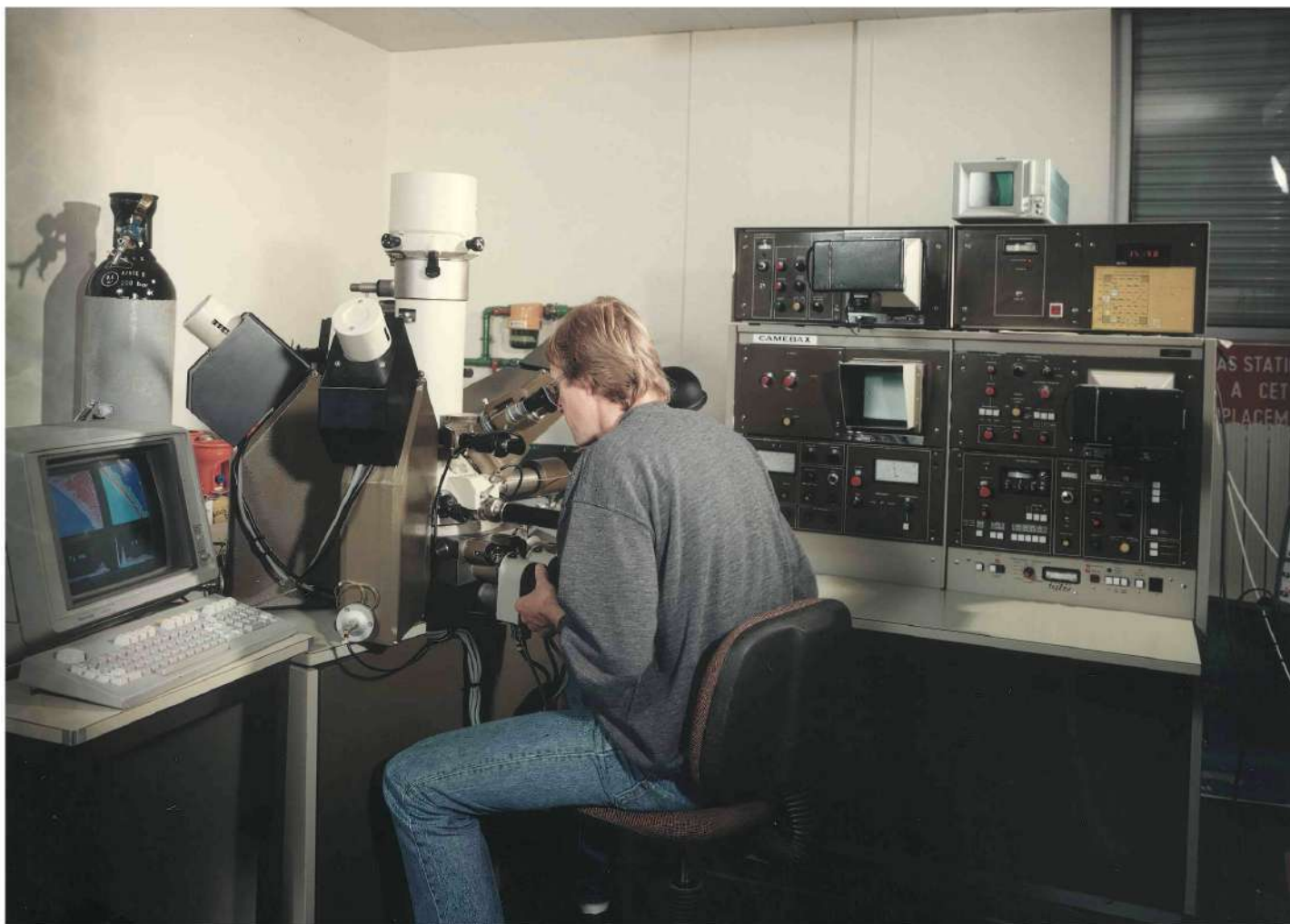


Fig. 15
Méthodes d'analyse des matériaux



Fig. 16
Laboratoire de microscopie CNRS-ONERA à Châtillon

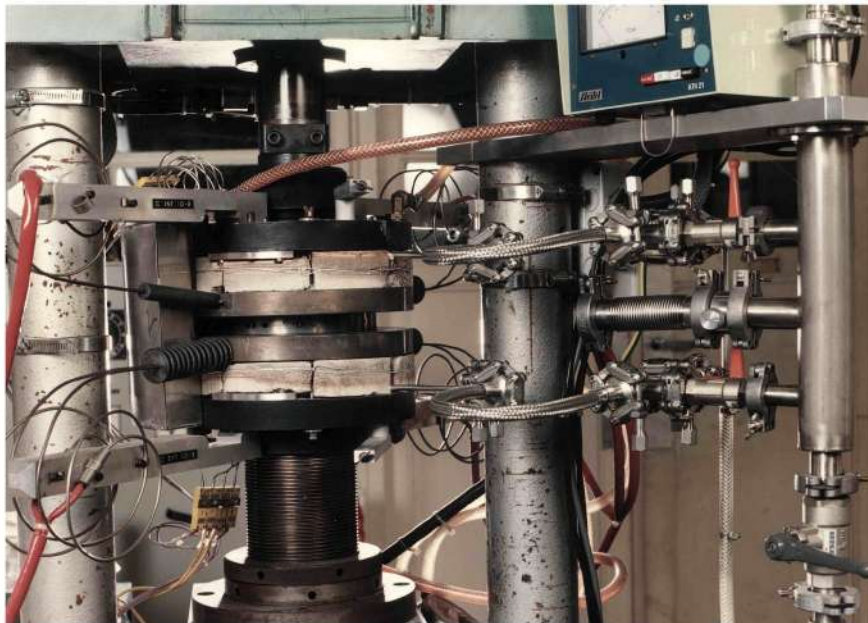


Fig. 17
Presse pour matériaux composites

Performances

Le domaine des performances des avions est plutôt du ressort des industriels. Cependant, en 1979, le STAE demande à l'ONERA de prendre en charge les codes de calcul dits de « masses-performances » qui permettent l'évaluation rapide d'une formule d'avion. La Direction des études de synthèse (DES) est chargée de les améliorer (Daniel Cavalli) et de les utiliser notamment pour évaluer l'impact des nouvelles technologies (matériaux composites, CAG, laminarité, etc.) sur les performances (Christiane Michaut, Huynh Huu Than). L'ONERA fait d'abord porter son effort sur l'optimisation de la phase de décollage d'un avion de transport et l'évaluation des performances d'avions de combat. En 1982 prend fin le soutien du STPA, mais l'ONERA conserve les codes pour ses besoins internes.

En 1984 la Direction des études de synthèse développe un programme d'optimisation fonctionnelle avec contraintes (gradient projeté avec adjoints multiples) et applique à la mécanique du vol le concept des « échelles multiples de temps ». Ces outils sont largement utilisés par la suite dans les applications.

Qualités de vol

Dès sa création, l'ONERA conduit des recherches en aérodynamique instationnaire pour les besoins de la mécanique du vol (en plus de celles déjà citées à propos de l'aéroélasticité et de la prévention du risque de flottement) (Michel Scherrer) et développe des méthodes d'identification permettant d'appréhender les « dérivées aérodynamiques » (coefficients aérodynamiques) qui figurent dans les équations linéaires de la dynamique du vol.

Cette identification est effectuée à l'aide d'essais en soufflerie (Alger, Cannes) sur des maquettes (Super Sabre, Mirage, Gerfaut, maquette AGARD D, etc.), quelquefois semi-libres, avec une suspension funiculaire, comme dans la soufflerie S1Ch de Meudon (Planeur SFECMAS 1301, Deltaviex, Cargo Breguet 940, etc.). Le vol libre de maquettes en soufflerie est rapidement abandonné. Les souffleries trans- et supersoniques sont également utilisées (Super Mystère, Gerfaut, ailes delta, etc.). L'identification en vol, avec sollicitations sinusoïdales du pilote est aussi pratiquée (MS572).

Vers le milieu des années 1980, l'IMFL s'attache à développer des « modèles de représentation » simplifiés pour les besoins de la mécanique du vol par rapport aux « modèles de connaissance » plus complets, et entreprend des recherches sur l'identification paramétrique. Le modèle dit à « trois éléments » permet de tenir compte de la progression longitudinale des perturbations aérodynamiques (rafales). La méthode du filtrage de Kalman est appliquée à la restitution précise des mouvements à la catapulte²² et dans la soufflerie verticale de vrille SV4²³. En 1991, un montage dynamique dit « PQR »²⁴ équipe la soufflerie horizontale et la planification d'expériences est optimisée de façon à obtenir les coefficients aérodynamiques avec la meilleure précision et dans les meilleurs délais.

Pilotage

Les recherches sur l'aérodynamique et l'efficacité des gouvernes donnent lieu à un effort continu. Par exemple, l'aérodynamique instationnaire relative aux spoilers est étudiée dès 1950 et reprise au milieu des années 1980.

²² Voir les figures 22, 33 et 48, et le fascicule *Centres et moyens d'essais*.

²³ Voir la figure 22 et le fascicule *Centres et moyens d'essais*.

²⁴ Voir la figure 23 et le fascicule *Centres et moyens d'essais*.

L'*Interaction homme-machine (IHM)* est étudiée d'abord à la Direction des études de synthèse (DES) dans le cadre de la modélisation du pilote humain (Dominique Soulatges, Daniel Cavalli) (figure 18), puis au CERT/DERA (comportement des équipages, scénarios de pannes, ergonomie cognitive).

En 1979 la Direction des études de synthèse avance le concept de « pilotage par objectif » rendu possible par l'introduction des commandes de vol électriques et des calculateurs embarqués. En 1990 un petit laboratoire de simulation pilotée permet entre autres de valider ce concept.

Le CERT/DERA conduit des recherches théoriques sur l'identification et la commande. Les résultats obtenus en commande modale sont transférés à SIMULOG et permettent la synthèse des pilotes automatiques. Ceux relatifs à la commande non linéaire, étudiée au sein du groupe AFCET-DRET, conduisent à l'édition d'un document important. Un effort notable est fait également dans les domaines de la robustesse et de la commande floue et neuro-floue. En 1990, le DERA aborde le thème de l'utilisation de l'Intelligence artificielle (IA) en automatique dans le cadre du GIA (Groupement d'intelligence artificielle) (François-Régis Valette).

Vers le milieu des années 1970, l'introduction des commandes de vol électriques et les progrès relatifs aux ordinateurs embarqués conduisent à l'émergence aux États-Unis du concept de CCV (*Control Configured Vehicle*), rapidement traduit en France par CAG (Contrôle actif généralisé). Dans ce concept, il s'agit non seulement d'apporter une aide au pilotage (comme dans le « pilotage par objectif » cité plus haut) mais aussi de réaliser le « contrôle actif » de l'avion, à l'insu du pilote, au moyen de gouvernes rapides. Seraient ainsi remplies automatiquement un certain nombre de fonctions comme la possibilité du vol à marge statique de stabilité réduite ou négative, les limitations automatiques de domaines (par exemple, la protection contre le décrochage), la réduction des charges « à la manœuvre » ou « à la rafale », l'« antiturbulence », l'« antiflottement », l'« antitremblement » (transsonique), etc.

Sous l'impulsion de Jean-Claude Wanner et de Philippe Poisson-Quinton et avec le soutien du CPE (Centre de prospective et d'évaluation), les premières actions de recherche sont lancées à l'ONERA : contrôle actif de flottement sur voilure dans la soufflerie S2Ch de Meudon, utilisation de gouvernes de forces directes sur le Navion de l'Université de Princeton, en collaboration avec le CEV. Il est montré que ces gouvernes présentent de l'intérêt notamment pour l'approche vent travers et le tir air-sol. D'autres exemples d'utilisation du concept de CAG sont présentés plus loin dans les applications. Le CAG est progressivement introduit sur le Concorde, les avions militaires (Mirage 2000, Rafale) et les avions civils (Airbus, Falcon 7X). Il est en particulier largement utilisé sur l'A320 qui, équipé de commandes de vol électriques numériques, d'un minimanche et d'une visualisation interactive constitue une véritable révolution en matière de transport aérien.

Phases particulières de vol

Dès les premières années, l'ONERA doit effectuer des recherches pour comprendre, et si possible maîtriser, le phénomène de la *vrille*. Cela se fait d'abord par des lancers de maquettes du haut d'une terrasse (48 m) ou de largage depuis un hélicoptère ou un ballon sonde (300 m), ce qui s'avère lourd et onéreux. La soufflerie verticale SV2 (1938) de l'IMFL, de deux mètres de diamètre, est également utilisée.

Elle est remplacée en 1966 par la soufflerie SV4 de quatre mètres de diamètre²⁵. Des maquettes d'avions instrumentées et télécommandées peuvent y effectuer des vols libres. Cette soufflerie est équipée d'une balance rotative « tournebroche » pour mesurer les efforts sur des maquettes en rotation dans des attitudes extrêmes de vol. Avec sa veine de quatre mètres de diamètre, elle est la seule de ce type à être opérationnelle en Europe.

Dans les années 1950 bien d'autres problèmes sont rencontrés et reçoivent des solutions : auto-tonneaux expliqués par couplage inertiel, auto-cabrage (SO 4050), difficultés d'approche au second régime de vol (Mirage III), etc. Le vol en turbulence est étudié à l'aide d'une catapulte à sandows et d'une soufflerie à rafales, et les résultats sont appliqués au SE 210 Caravelle ; plus tard, d'importantes recherches appliquées concernant les avions de combat et les avions civils utilisent les bancs-catapultes B5 (1964-2004) et B10 (1975-2003)²⁶ ; elles sont citées plus loin.

1.5 - Trois autres objectifs généraux

Outre l'amélioration des performances à laquelle concourent les recherches présentées plus haut, trois autres objectifs généraux sont apparus particulièrement importants : la sécurité, le respect de l'environnement et la réduction des coûts.

Sécurité

L'objectif de sécurité a toujours été présent dans les recherches menées par l'ONERA. Certains exemples sont donnés dans d'autres parties du texte (prévention du risque de flottement, fatigue des matériaux, vrille, tourbillons de sillage, cisaillements de vent, etc.). D'autres exemples sont donnés ci-dessous.

- Électrisation. Foudre

L'introduction des commandes de vol électriques et des calculateurs embarqués, et la généralisation de l'utilisation des composites pour les cellules, créant ainsi des « ouvertures » dans la « cage de Faraday » constituée par l'enveloppe qui était auparavant entièrement métallique, donnent lieu à des recherches importantes sur la protection contre l'électrisation et la foudre²⁷. A l'ONERA, ces recherches sont menées dans la Direction de la physique (OP) (Joseph Taillet), dans la Division environnement électromagnétique (Jean-Louis Boulay).

Dès 1978, l'ONERA met au point, en liaison avec les AMD-BA, plusieurs méthodes de diagnostic de défauts pouvant entraîner des perturbations radioélectriques et fournit des moyens de protection qui sont validés et qualifiés.

En 1979, l'Office participe, sous l'égide du STTE et en collaboration avec le CEV et la SNIAS, à une campagne d'essais en vol visant à qualifier les méthodes de protection des avions contre les perturbations d'origine électrostatique (programme METEOR NF 11-02). Par ailleurs, en parallèle avec le programme français de caractérisation de la foudre, qui compte des expériences de foudroiements déclenchés (LANDES 79), l'ONERA est invité par les organisateurs du programme TRIP (*Thunderstorm International Research Program*) américain à procéder à des déclenchements d'éclairs au Nouveau Mexique.

²⁵ Voir les figures 22, 56 et 57, et le fascicule *Centres et moyens d'essais*.

²⁶ Plus tard, un nouveau banc B20 sera inauguré en 2002.

²⁷ Voir Partie II, Chapitre 6, paragraphe 1.

En 1981, l'expérience COPT 81, menée sous l'égide de la DRET (IGA Hervé Bongrain), se déroule avec succès en Côte d'Ivoire. Par ailleurs, l'ONERA et le CEA participent à ce même type d'expériences de caractérisation des foudroiements naturels en coopération avec l'USAF et les Universités d'Albany et du Nouveau Mexique (opération TRIP 81), dans le cadre d'un MWDDEA (*Mutual Weapon Development Data Exchange Agreement*).

En 1984, au cours d'une campagne de grande envergure LANDES-FRONT, organisée sous l'égide de la DRET et du STTE, un nombre important de foudroiements sont analysés de façon simultanée à partir du sol et d'un avion en vol. Les mesures sol permettent de qualifier des techniques originales comme l'interférométrie UHF qui permet de localiser au sein des nuages les précurseurs de la foudre à dix mètres près, microseconde par microseconde : une telle technique s'avère très intéressante dans le domaine de la détection des orages²⁸.

En 1986, l'exploitation des mesures effectuées sur l'avion C580, en coopération avec l'USAF, apporte une validation des résultats enregistrés sur un Transall, notamment en ce qui concerne les phénomènes d'attachement lors du foudroiement de l'avion.

En 1988, la préparation et l'exécution d'une autre campagne de mesure sur Transall, menée avec l'aide du CEAT et du CEV, se caractérise par un nombre élevé de moyens de mesure équipant l'avion, qui permettent une analyse des phénomènes plus fine que lors des campagnes précédentes. Au cours de la campagne, l'avion subit douze foudroiements ! (figure 19).

A partir de 1988, l'ONERA entreprend une action de modélisation des *couplages électromagnétiques*, en validant en laboratoire le code 3D ALICE de résolution des équations de Maxwell, sur une maquette d'avion Transall. L'utilisation de matériaux composites est prise en compte par des essais globaux de foudroiements. On compare en particulier les champs électromagnétiques induits à l'intérieur d'une structure métallique et d'une structure en composite. En 1989, plusieurs expérimentations sont réalisées avec les moyens d'essais du CEAT. Une expérience est effectuée avec l'Aérospatiale et les AMD-BA en vue de déterminer le comportement d'une voilure totalement réalisée en matériau composite carbone.

En 1990, les travaux théoriques sur la résolution des opérations de couplage dans les systèmes complexes portent sur la mise en œuvre de la topologie électromagnétique, ce qui conduit en 1992 à la réalisation du code CRIPE.

D'autres essais sont effectués dans le cadre du programme européen FULMEN²⁹.

- Givrage

Les recherches sur le givrage³⁰ intéressent non seulement les avions mais également les hélicoptères (pales, entrées d'air).

Au début, les recherches sont uniquement expérimentales. En 1969, Sud-Aviation décide de construire une maquette d'une demi-aile de Concorde à l'échelle 1/16ème pour étudier le givrage dans des conditions de similitude raisonnable dans la soufflerie S1MA31 de Modane en profitant de périodes hivernales où la température

²⁸ Elle conduira au développement de l'important système SAPHIR (Pierre Laroche) (voir Partie III, Chapitre 4, paragraphe 2).

²⁹ Voir la figure 33 et le fascicule *Centres et moyens d'essais*.

³⁰ Voir aussi Partie II, Chapitre 6, paragraphe 2.

³¹ Voir figure 50.

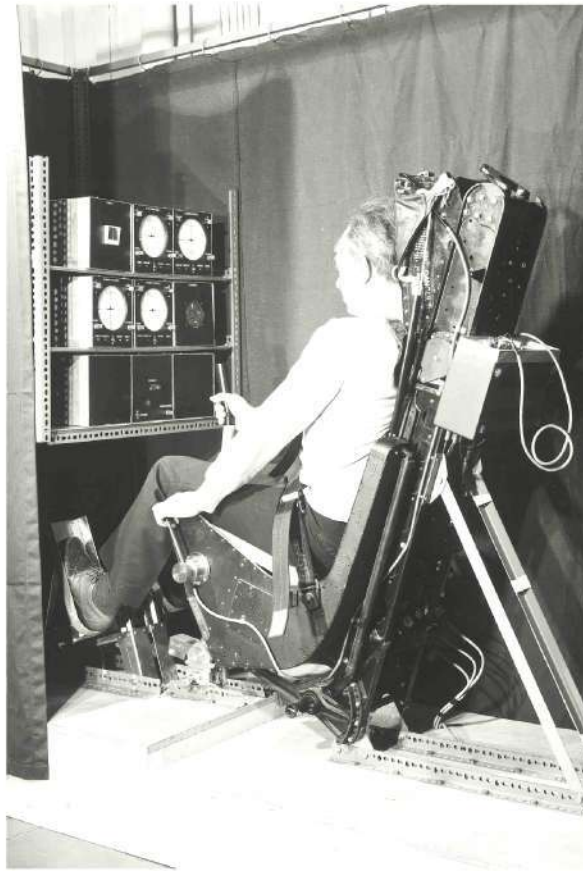


Fig. 18
Modélisation du pilote humain sur poste de pilotage simplifié (1974).
Aux commandes : Jean Balança

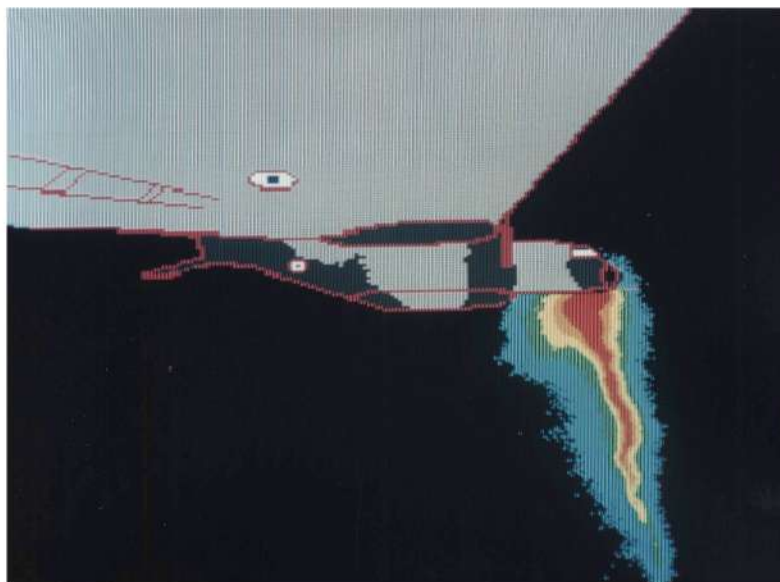


Fig. 19
Caractérisation en vol du phénomène de foudroisement. Attachement d'un arc électrique sur
une structure d'avion, filmé à 200 images/seconde par une caméra vidéo en bout d'aile



Fig. 20
Essai sur une maquette d'Airbus A321 à CEPRA 19, dans le cadre du projet européen
RAIN 4.2 (*Reduction of Airframe and Installation effect of Noise*)



Fig. 21
Survol à faible altitude d'un Airbus A340, pour la localisation des sources acoustiques.
Essais effectués avec l'Aérospatiale à Tarbes en 1997

extérieure est suffisamment basse.

En 1979, l'activité est reprise à la Direction des études de synthèse (DES) (Daniel Balageas, Didier Guffond) principalement en vue d'aboutir à une méthode de qualification des hélicoptères pour le vol en conditions givrantes. Les travaux, soutenus par le STPA, consistent, pour commencer, à établir un modèle mathématique de captation du givre, confronté dès 1980 à des essais dans la soufflerie givrante du CEPr. En 1985, les codes de calcul, validés expérimentalement, permettent soit de calculer la croissance du givre au bord d'attaque d'une aile (ou d'une pale d'hélicoptère), soit de simuler le fonctionnement d'un dégivreur. L'action, menée en liaison avec l'Aérospatiale, contribue notamment à la certification de l'ATR42 pour le vol en conditions givrantes. Les codes sont transférés aux industriels intéressés. En outre, un détecteur de givre à ultrasons, proposé et essayé au sol, est soumis à une expérimentation en vol sur A320.

En 1985, des comparaisons de formes de givre calculées sont réalisées dans le cadre d'échanges avec la NASA et le RAE.

En 1988, le code donnant la captation du givre sur une entrée d'air motorisée est livré à l'Aérospatiale et le code donnant la surconcentration au voisinage d'une paroi est validé par comparaison avec des essais en soufflerie à Modane.

En 1989, le code 3D donnant le coefficient de captation sur une aile ou sur un nez d'aéronef est validé. Le code de dégivrage est amélioré afin de modéliser la fusion de la glace. En 1990, le code est capable de prendre en compte la rugosité de la glace.

Enfin, à partir de 1993, les recherches sur le givrage sont transférées dans le laboratoire L3C (capteurs, caractérisation, contrôle non destructif) (Daniel Balageas) de la Direction de la physique.

- *Diagnostic de pannes*

La détection et le diagnostic de pannes sont des thèmes de recherche dans lesquels le CERT/DERA s'avère un précurseur par l'utilisation de techniques de redondance analytique.

Dès 1989, plusieurs applications sont initialisées avec le soutien de la DGAC, l'objectif étant d'intégrer aux approches algorithmiques un raisonnement et des connaissances expertes.

Les résultats obtenus dans le domaine du traitement de l'information et notamment les approches fondées sur des systèmes à base de connaissance font du département un expert reconnu. Il participe activement à l'organisation du congrès international TOOLDIAG'93 (avril 1993) sur le diagnostic de pannes et la sûreté de fonctionnement.

Les besoins en « perception » identifiés dans différents projets conduisent l'ONERA et le CREA (Centre de robotique, d'électronique et d'automatique) à lancer un programme de recherche commun PERCEPTION dans lequel le DERA s'implique tout particulièrement.

Environnement

Le respect de l'environnement est une préoccupation croissante. Les aspects bruit et pollution des moteurs (émissions, impact sur l'atmosphère) relèvent de la finalité Turbomachines³². Deux autres aspects sont évoqués ci-après.

³² Voir Partie II, Chapitre 2, et aussi Chapitre 7, paragraphe 4.

- *Bang sonique*³³

Les services de la DMA/DGA, ainsi que l'ISL et l'ONERA, (Jean-Claude Wanner, André Auriol, Christian Théry, Claude Lecomte) étudient le bang sonique produit par les avions de combat et ses effets sur la population, les animaux et les bâtiments, ainsi que sur les couches neigeuses instables susceptibles de déclencher des avalanches. Des consignes très strictes sont alors données aux pilotes de l'armée de l'Air pour éviter la génération de bangs, notamment de « super-bangs » qui résultent de la focalisation des ondes de choc, lors des accélérations et des virages.

Pour l'aviation de transport commercial, le survol en supersonique des régions habitées est prohibé par le règlement FAR 91-95, édicté en 1973. Cette réglementation est très pénalisante pour Concorde dont le survol des États-Unis, « *coast-to-coast* » est interdit.

- *Bruit aérodynamique*

Les progrès réalisés dans la réduction du bruit des gros turbo-fans conduisent Airbus Industrie à se préoccuper du bruit d'origine aérodynamique pouvant être maintenant prépondérant à l'atterrissage, car lié à la sortie du train d'atterrissage et des volets. L'ONERA effectue alors dans la soufflerie anéchoïque CEPRA 19 de Saclay³⁴ (figure 20) des mesures de bruit autour d'une maquette d'Airbus A321 permettant de localiser et de quantifier ces sources de bruit, qui sont malheureusement difficiles à éliminer. D'autres mesures (au sol) sont également effectuées pour un avion en vol (figure 21).

Coûts

Depuis la création de l'ONERA, de nombreuses recherches de l'Office concourent, directement ou indirectement, à la réduction des coûts attachés aux différentes phases de la vie d'un avion (recherche, développement, production, exploitation), au profit des constructeurs, des exploitants et - en bout de chaîne, pour les avions de transport civils - des utilisateurs. Au début des années 1990, la réduction des coûts devient un enjeu majeur, à la fois par le durcissement de la compétition internationale et par la baisse des budgets consacrés à l'effort d'armement après la « chute du mur », avec la volonté de maintenir cependant une capacité de défense suffisante. Ainsi, une enquête menée en 1996 – donc environ à la fin de la période considérée ici – montre que le quart de l'effort de recherche de l'ONERA est alors lié à l'objectif de réduction des coûts : environ 4 % de l'effort vise en priorité à réduire les coûts (impact direct) et 22 % concourt à la réduction des coûts, mais ce n'est pas l'objectif principal (impact indirect).

Des exemples sont donnés dans d'autres parties du chapitre (amélioration des codes de conception, réduction de la traînée, etc.). Deux autres exemples sont présentés ci-dessous.

- *Amélioration de la productivité des essais dans les grandes souffleries*

Un seul exemple sera donné. Pour les essais industriels dans la soufflerie F1 du Fauga, entre les essais de l'A310 en 1981 et les essais de l'A3XX en 1998, dix fois plus d'informations sont obtenues, pour une durée réduite de 20 %.

³³ Voir Partie II, Chapitre 7, paragraphe 3.

³⁴ Voir le fascicule sur les *Centres et moyens d'essais*.

Pour l'A310, 250 prises de pression (scanivalves) sont utilisées, la durée d'acquisition est de une minute pour une valeur d'incidence. Seul l'empennage horizontal est motorisé. Les visualisations se font par fils de laine et bouillies.

Pour l'A3XX, une intégration forte existe avec le calcul numérique. Une seule maquette est utilisée et toutes les gouvernes sont motorisées. Il y a plus de mille prises de pression et les acquisitions sont non intrusives. Les visualisations sont permanentes par minifils sous UV. La PIV (*Particle Image Velocimetry*, vélocimétrie par imagerie de particules) est utilisée.

- *Productique*

Les recherches menées par le CERT/DERA au début des années 1990 sur la productique et la robotique concourent à la réduction des coûts de production.

L'effort en *productique* est mené dans le cadre de contrats européens du programme ESPRIT et de contrats nationaux du Ministère de la recherche et de la technologie (MRT). L'effort porte sur l'étude des potentialités et de l'intérêt de nouvelles techniques de modélisation utilisables pour les systèmes de production (modèles multiagents, etc.) et l'étude de nouveaux problèmes d'ordonnancement pour des systèmes multisites de production. Par ailleurs, une étude prospective soutenue par la DGAC permet de cerner les besoins du secteur aéronautique dans le domaine de la production et de développer une assistance technique en analyse et simulation d'ateliers. Enfin, des études d'ordonnancement sont initialisées avec Dassault Aviation (atelier de tôlerie) et la Société Cellier.

En 1993, le DERA organise avec succès le premier congrès TOOLDIAG et le département est présenté comme centre de compétence « productique » auprès de la DGA, ce qui est confirmé par un contrat en 1994 avec l'AIA de Cuers pour l'organisation d'ateliers de maintenance d'avions.

L'atelier CEROFLEX de *robotique* met en œuvre de nouvelles cinématiques parallèles et des commandes hybrides position-force appliquées à la télé-opération. En 1991, est développé un nouveau type de robots, le robot parallèle SPEED-R-MAN.

Le support SECAFLEX de robotique souple sert à développer un outil automatique pour la mise en œuvre de lois de commande d'ordre élevé.

En 1994, l'atelier de télé-opération et de robotique permet d'approfondir et de valider l'apport de la commande hybride duale, concept qui offre de nouvelles perspectives en télé-opération.

2 - RECHERCHES APPLIQUEES AUX AVIONS MILITAIRES

Ces recherches concernent surtout les avions de combat. Le transport militaire est cependant évoqué à la fin, au paragraphe 2.5.

2.1 - *Aérodynamique*

Les recherches en aérodynamique appliquée aux avions sont menées dans les divisions d'aérodynamique appliquée (Philippe Poisson-Quinton, puis Gérard Dorey, Jacky Leynaert, Bernard Monnerie, Jean-Jacques Thibert, Gérard Laruelle) de la

Direction de l'aérodynamique, au CERT/DERAT et à l'IMFL. Gérard Laruelle et Dominique Regard s'intéressent plus particulièrement aux avions de combat.

Au cours des premières années 1950-1960, l'ONERA mène déjà de nombreuses recherches sur les avions de combat au profit des constructeurs français.

Pour Dassault, l'ONERA s'applique à remédier aux troubles transsoniques du Mystère II. L'une des solutions étudiées (épaississement de l'aileron) est adoptée pour toute la fabrication de série. Pour le Mystère IV, les recherches portent sur l'efficacité de l'empennage horizontal et l'autocabrage. La réduction de la traînée du Super-Mystère par augmentation de la flèche, diminution de l'épaisseur relative et utilisation du concept d'épaisseur évolutive en envergure, permet à cet avion d'être le premier avion français à atteindre Mach 1,4. Pour le Mirage III, les études concernent la stabilité de route, la cambrure conique, les prises d'air et les pièges à couche limite. La traînée du Mirage IV biréacteur est notablement réduite. Pour l'Étendard IV Marine, les études portent sur le soufflage au bord d'attaque et le concept de bord d'attaque cambré débordant.

D'autres recherches sont conduites au profit de la SNCASO (pour le SO 4050, biréacteur bombardier et les SO 9000 et 9050), la SNCASE (pour l'intercepteur delta Durandal X212 et le biréacteur embarqué X114), la SNCAN (Geffaut I et II, Griffon N 1500) et les sociétés Breguet (avion d'attaque au sol Breguet 1001), Leduc (Leduc 022) et Morane (Projet MS 1000).

La contribution de l'ONERA au programme *Rafale* (figure 22) fait appel à une méthodologie d'anticipation assez originale à l'époque. Outre les classiques essais industriels en soufflerie et les recherches au bénéfice du moteur M88, l'ONERA effectue plusieurs actions de recherche appliquée dans le cadre de grandes « opérations » mises en place par les services officiels suffisamment en amont du programme et menées en étroite collaboration avec l'avionneur Dassault Aviation. Cette procédure s'avère très efficace, évitant bien des remises en cause ultérieures.

L'*opération RAPACE* (Recherches aérodynamiques pour avion de combat évolué) (Richard Grenon) permet d'étudier de façon détaillée l'écoulement autour de la *configuration delta-canard*, par des essais en soufflerie à S2Ch (Meudon), puis à S1 Modane et F1 Fauga sur une grande maquette (1/5^{ème}) très instrumentée, avec des visualisations et un sondage précis de l'écoulement aval. D'autres essais sont conduits dans la soufflerie S3 de Modane sur une maquette au 1/45^{ème} avec utilisation de la vélocimétrie laser 3D. Lorsque la forme du Rafale se précise, l'étude de l'aérodynamique aux grands angles est poursuivie dans la soufflerie F1 du Fauga, et à l'IMFL sur le « tournebroche » de la soufflerie verticale SV4 et sur le bras PQR de la soufflerie horizontale (figure 23) pour les applications en mécanique du vol.

L'*opération PERIGORD* (Gérard Laruelle, Dominique Regard) permet, elle, de caractériser les dissymétries de l'écoulement à l'intérieur d'une *prise d'air* semi-ventrale, grâce à des essais en soufflerie (S1 et S2 Modane, F1 Fauga) avec vélocimétrie laser par fibres optiques, tomoscopie ultrarapide et sondages par fils chauds. Les méthodes d'optimisation automatique des formes développées chez Dassault Aviation permettent un bon fonctionnement des entrées d'air du Rafale jusqu'à Mach 1,8 sans dispositif mobile de recompression.

Plus tard, l'*opération MARCO* consiste en l'étude fine dans la soufflerie S3Ch de Meudon de l'écoulement d'*arrière-corps* (figure 24), notamment du mélange des jets pour un arrière-corps bituyère.

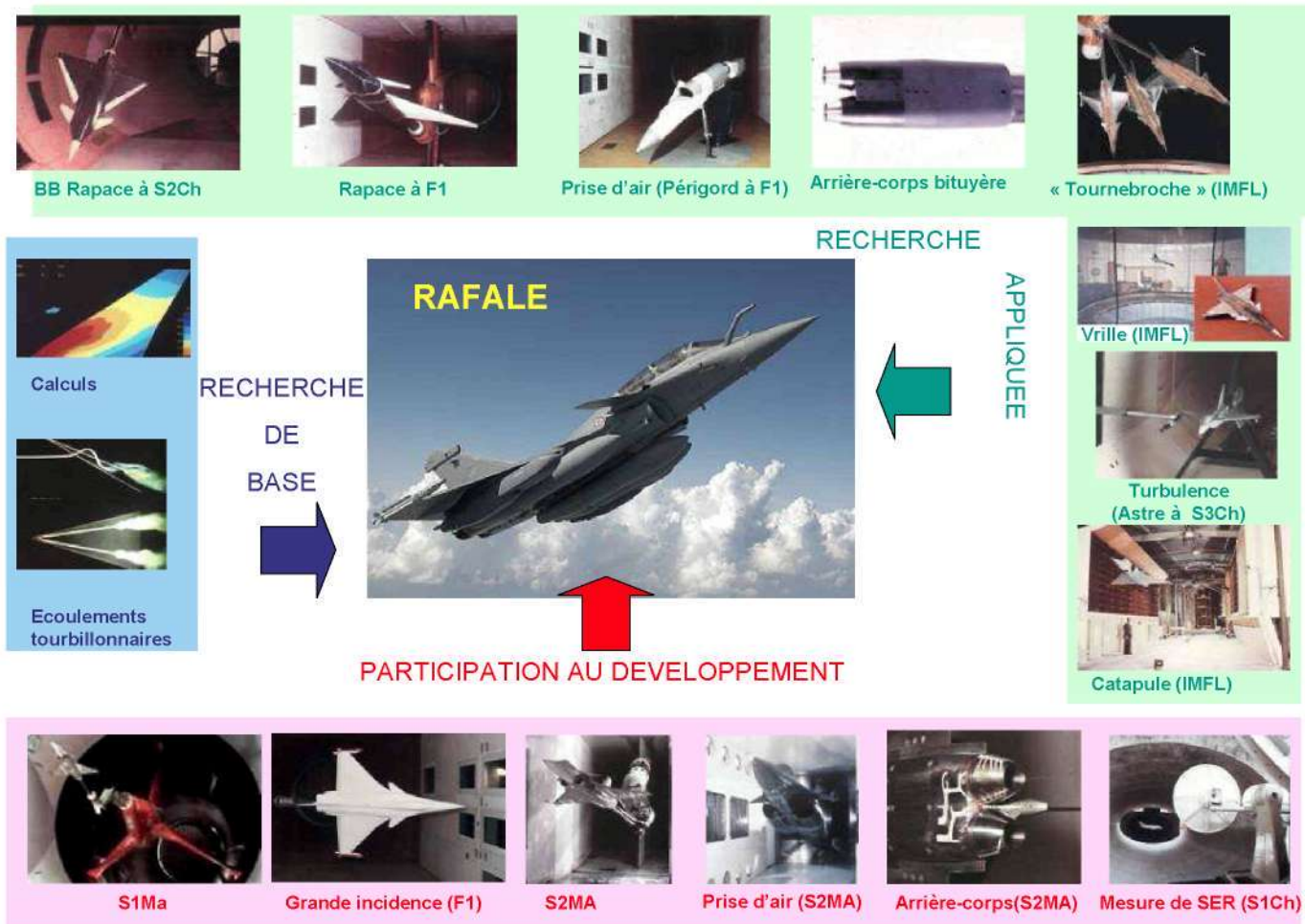


Fig. 22
Apport de l'ONERA au programme Rafale

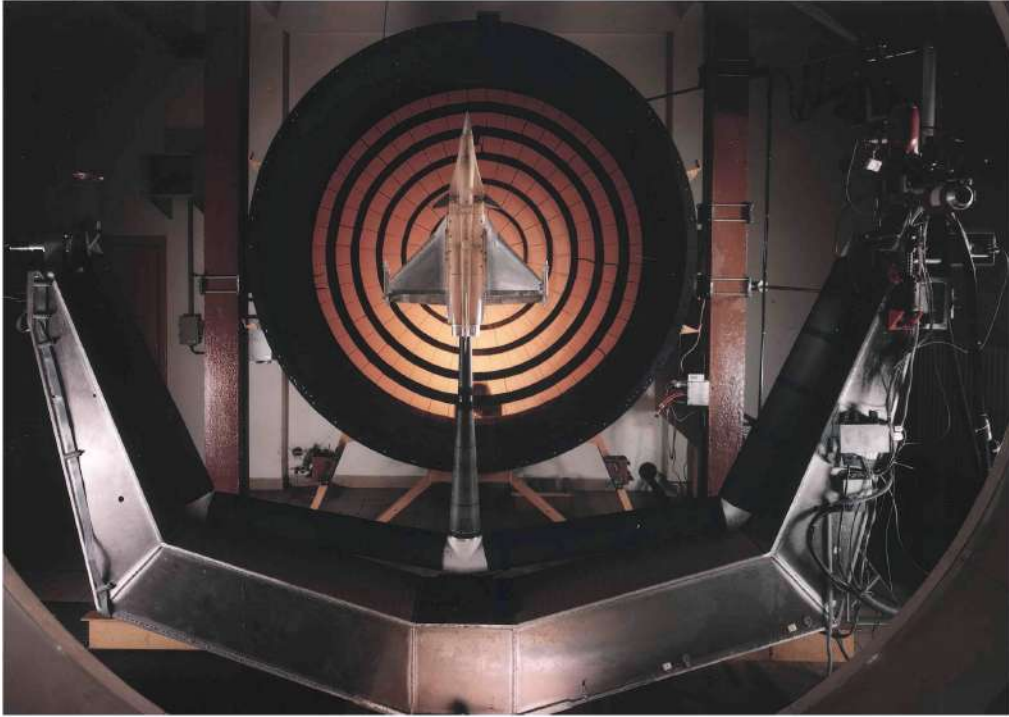


Fig. 23
Maquette du Rafale sur le bras PQR de la soufflerie horizontale de l'IMFL



Fig. 24
Essai MARCO d'arrière-corps dans la soufflerie S3Ch de Meudon (cas monotuyère)

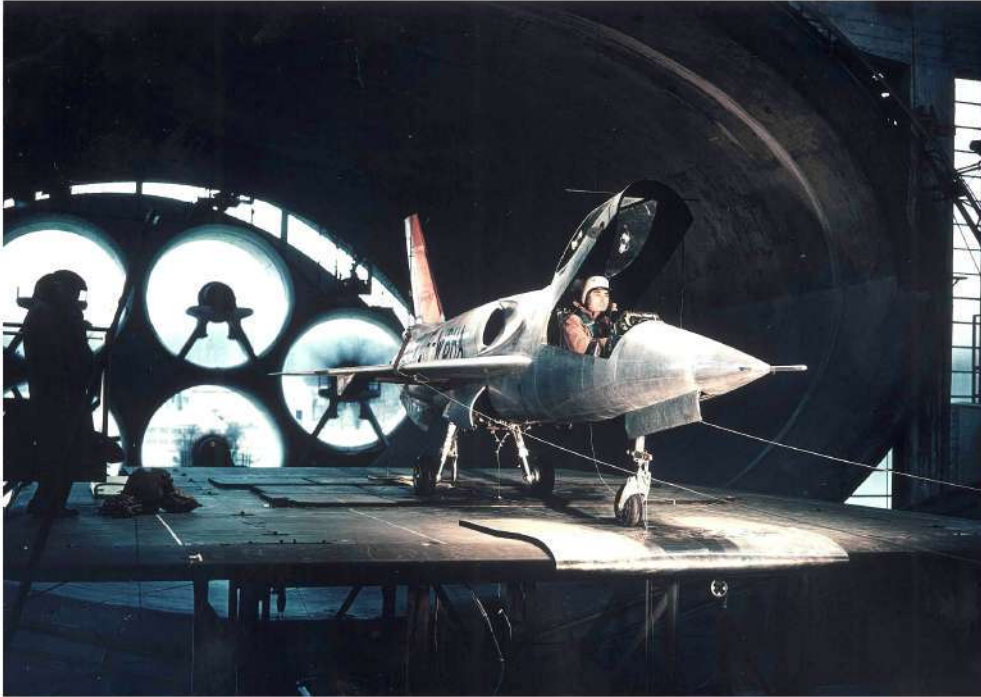


Fig. 25

Avion expérimental Deltaviex sur plateau dans la soufflerie S1Ch de Meudon en 1954



Fig. 26

Étude, dans la soufflerie S1MA de Modane, des régimes de décrochage à basse vitesse sur un avion très manoeuvrant typique, dans le cadre d'une coopération technique MBB-ONERA

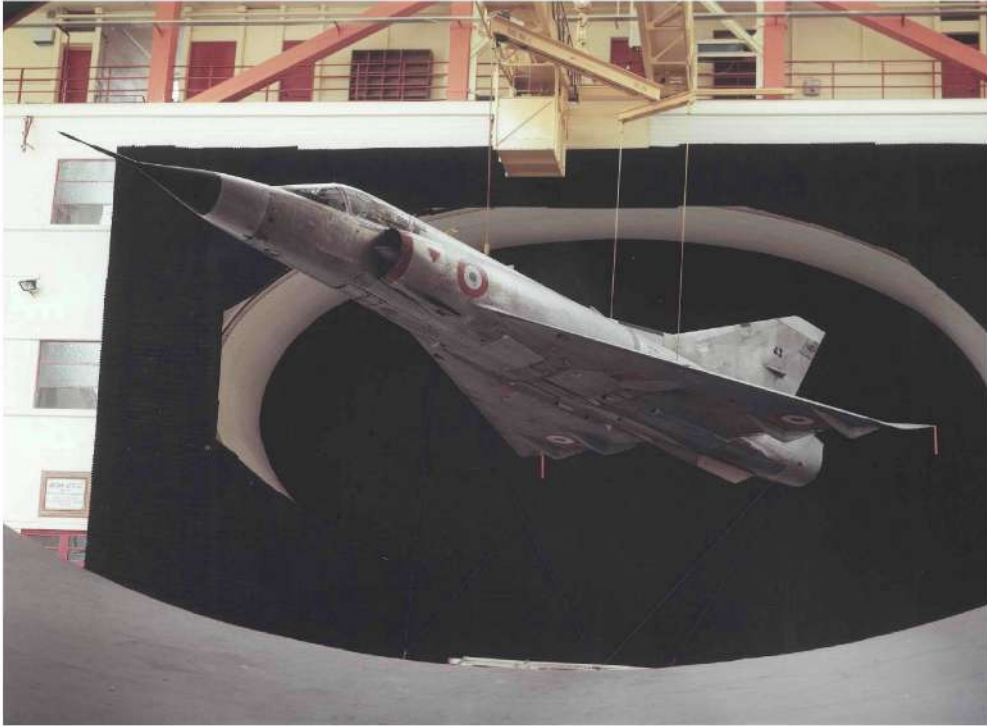


Fig. 27
Avion Mirage III dans la soufflerie S1Ch de Meudon désaffectée, pour étude de discrétion radar en 1984

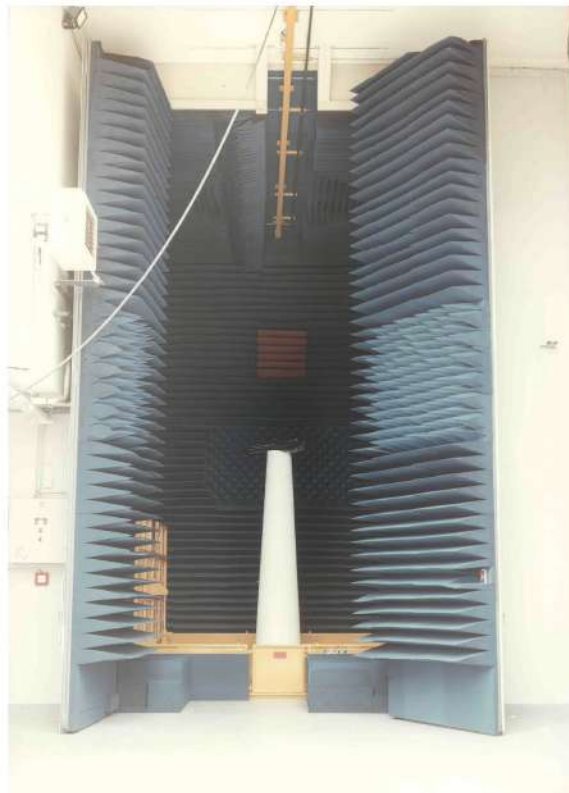


Fig. 28
Chambre anéchoïque CAMERA en 1992, après transfert de Châtillon à Palaiseau

En parallèle avec ces grandes opérations, d'autres recherches à caractère plus prospectif sont conduites sur de nouvelles configurations : aile à flèche inverse (concept X29 américain), aile à flèche variable, poussée vectorielle, avant-corps avec aspiration, etc.

Des simulations numériques de largages d'armement sont effectuées, en parallèle avec les essais en soufflerie.

L'effet d'interaction d'un tir canon sur le fonctionnement d'une entrée d'air est étudié en détail à l'IMFL.

2.2 - Structures. Aéroélasticité

Les recherches sur le *flottement* portent à la fin des années 1960 sur l'avion à géométrie variable. En 1977, des calculs de couplage fluide-structure sont effectués pour étudier l'effet des réservoirs en bout d'aile, avec validation en soufflerie.

Vers 1983, le contrôle actif du flottement est abordé dans le cadre d'une coopération GARTEUR et se poursuit en 1985 par l'étude sur le contrôle par spoilers.

L'IMFL mène de son côté, entre 1985 et 1990, une étude importante sur la *vulnérabilité des réservoirs* à un tir d'arme légère, comportant des calculs et des essais au CEAT, et la comparaison entre la tenue de structures en métal et en composites.

2.3 - Mécanique du vol. Pilotage

Comme il a été vu plus haut, une étude de base des années 1950 sur les ailes supersoniques se développe autour de l'opération « Deltaviex », petit avion de recherche conçu par l'Office, pour lequel des essais complets en soufflerie sur maquettes, puis sur l'avion lui-même (figure 25), sont effectués avant d'aborder de difficiles conditions de vol au CRV (Centre de recherches en vol) que possède alors l'ONERA à Brétigny, ce qui amène l'étude d'un système original de contrôle actif du roulis utilisant des jets pulsés au bord de fuite de l'aile³⁵.

Dès 1975, un important effort de recherche concerne le *vol à grande incidence* pour l'avantage qu'il est susceptible d'apporter en combat aérien.

L'ONERA a déjà acquis une grande compétence dans le domaine du vol aux grands angles par les recherches de l'IMFL sur la vrille à la soufflerie verticale SV4 (vrille « libre », ou utilisation de la balance rotative « tournebroche »).

En 1976, une étude commune avec MBB porte sur le post-décrochage et le pilotage à très grande incidence avec soufflage transversal (figure 26).

L'*opération Synthèse Alpha-Jet* donne lieu à des essais à l'IMFL, des essais en vol en collaboration avec le CEV, et des travaux de modélisation faisant appel à la théorie des bifurcations (Philippe Guicheteau). Plus tard, l'*opération CIEL* (Contrôle à incidence élevée) porte sur le contrôle des tourbillons de fuselage, avec des essais dans la soufflerie S2Ch de Meudon.

³⁵ Notons qu'un tel contrôle par utilisation combinée de gouvernes aérodynamiques et de jets trouvera plus tard son application pour la navette spatiale américaine.

L'étude du *vol en turbulence* à basse altitude donne lieu à des essais en vol sur Mirage III B³⁶ pour évaluer l'intérêt de dispositifs d'antiturbulence pour l'attaque au sol. L'*opération ASTRE* permet de poursuivre ces études pour une configuration delta-canard avec des essais d'une maquette Rapace dans la soufflerie S3Ch de Meudon munie d'un générateur de rafales, et des essais au CEV. Des lois de commande sont embarquées sur le Mirage 2000 CAG et des essais à la catapulte de l'IMFL permettent d'apprécier les effets d'une turbulence verticale ou transversale et l'influence de l'effet de sol.

D'autres recherches portent sur l'application du concept de CAG (Contrôle actif généralisé) à l'*apportage* et au *tir canon* air-sol, y compris en évolution (DE IMPACT avec Thomson), et sur l'intérêt du vol à grande incidence en *combat aérien*, avec utilisation éventuelle de la poussée orientable (concept de « supermanoeuvrabilité »). Des recherches sur l'optimisation du combat aérien font appel à la théorie des jeux (Jean-Pierre Marec, Nguyễn Van Nhân, Claude Aumasson).

2.4 - Discrétion radar

Par suite des progrès des radars et des autodirecteurs en infrarouge des missiles, la furtivité (en ondes radar et en infrarouge) devient indispensable pour les avions de combat modernes. Seule la discrétion radar est considérée ici. La discrétion infrarouge est évoquée à propos des finalités Turbomachines³⁷ et Défense³⁸.

Les recherches de l'ONERA dans le domaine de la discrétion radar des avions de combat (Gérard Bobillot) bénéficient largement au début de l'expérience acquise pour les missiles.

Pour la mesure des *signatures radar* des cibles, l'ONERA développe une véritable méthode d'analyse de ces signatures, dérivée des méthodes de l'holographie optique, plus précise que celle qui les caractérise par la seule surface équivalente radar (SER). Il s'agit de déterminer, par holographie en ondes décimétriques, centimétriques ou millimétriques, une image quantitative des « points brillants » de maquettes d'avions en laboratoire ou d'avions réels en vol. L'analyse des cibles est conduite depuis 1977 à l'aide de stations de mesure BRAHMS (Banc radar d'analyse holographique et de mesure de signature)³⁹ et la méthode est largement diffusée, notamment au CELAR (Centre d'électronique de l'Armement).

La base holographique (en bande Ku) installée dans la soufflerie désaffectée S1Ch de Meudon permet ainsi l'analyse des signatures du Mirage III (échelle 1) (figure 27), de la pointe avant du Mirage 2000 équipée du radar ANTILOPE et d'une maquette de l'ACX, également essayée en bande W au CERT. Les moyens de mesure CAMERA (Châtillon) (figure 28) et BABI (Meudon, en bistatique) (figure 29) de la Direction des études de synthèse (DES), sont également utilisés. Ils sont ensuite transférés à Palaiseau.

³⁶ Il s'agit du DE 78504, lancé en 1979 par le STAé, qui a pour objet la mise au point du contrôle actif d'un avion. Le Mirage IIIB 225 du CEV d'Istres permet la mise au point des grands principes du CAG qui sont ensuite appliqués au Mirage 2000 et au Rafale.

³⁷ Voir Partie II, Chapitre 2.

³⁸ Voir cette Partie III, Chapitre 3, paragraphe 4.3.

³⁹ Voir cette Partie III, Chapitre 3, figure 99.



Fig. 29
Chambre anéchoïque bistatique BABI



Fig. 30
Banc CARMEL pour l'analyse radar de la SER de matériaux au CERT

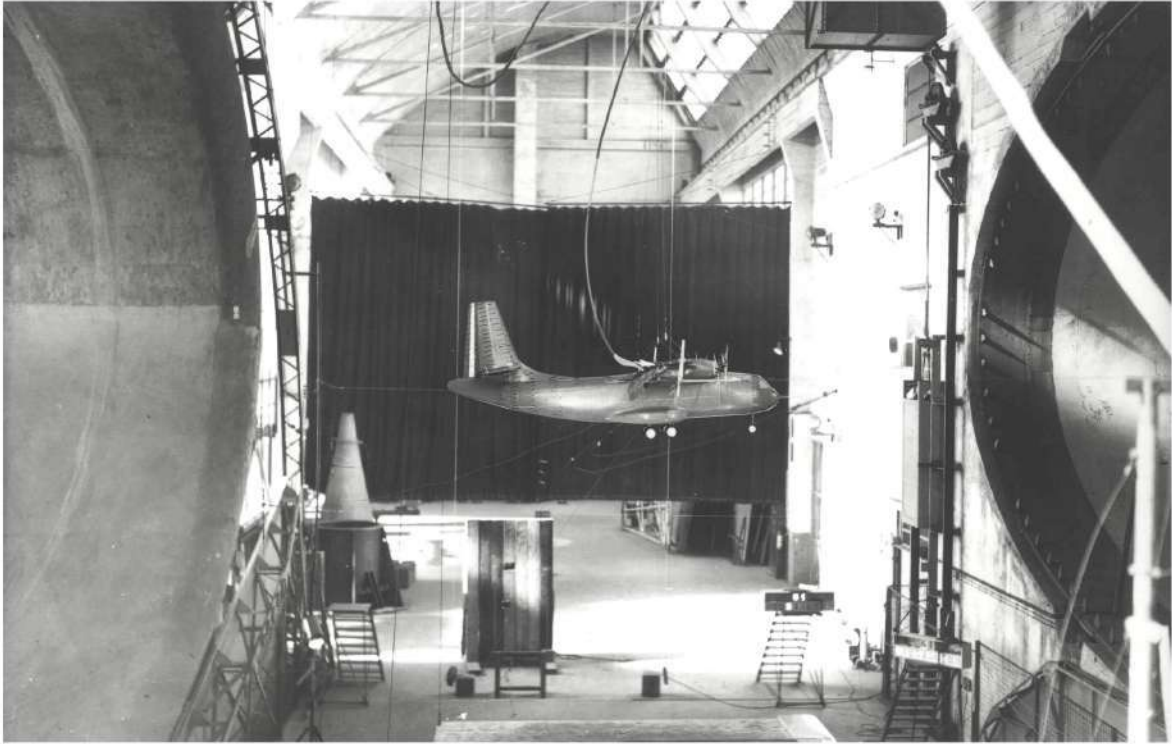


Fig. 31
Simulation de vol « libre » sur une maquette de Breguet 941 dans la soufflerie S1Ch de Meudon



Fig. 32
Essai en vol du Breguet 941

Pour la *modélisation des signatures radar*, des codes de calcul (HEM3D, Guide, Polabym) sont développés pour résoudre les équations de Maxwell, puis les deux premiers sont parallélisés sur Paragon. Le CERT/DERI (Département d'études et de recherches en informatique) s'intéresse à la résolution des équations de Maxwell en instationnaire. L'ONERA devient ainsi un expert reconnu du Centre étatique de simulation (CESAME) dans le cadre du PAD (Plan d'action discrétion).

Les codes sont appliqués notamment à la modélisation de la SER des conduits d'air, des structures diélectriques absorbantes et des emports placés sous les ailes.

Enfin, pour la *réduction des signatures radar*, un effort de recherche important concerne les matériaux-systèmes absorbants (figure 30). La caractérisation radioélectrique des matériaux et assemblages utilise la chambre anéchoïque de Châtillon et le banc SIGMA de caractérisation des matériaux en guides d'onde. La thermographie infrarouge est appliquée de façon originale à la caractérisation des courants de surface, des champs électromagnétiques et des propriétés d'absorption des matériaux antiradars. La discrétion active est également étudiée pour les entrées d'air.

Mais la réduction des signatures radar demande une approche multidisciplinaire, car il faut à la fois agir sur les formes en tenant compte de l'aérodynamique, sur les structures et sur les matériaux. Elle gagne à être prise en compte dès le stade de la conception, ce qui est alors le cas pour le F117A et le bombardier B2 américains.

Aussi, après avoir contribué activement à la réduction de la signature radar du Rafale notamment par des modifications locales des entrées d'air, l'ONERA oriente-t-il ses études vers la recherche du meilleur *compromis performances-discrétion* dans le cadre de l'*opération ACTIF* (Avion de combat tactique intégrant la furtivité).

2.5 - Avions de transport militaire

Pendant la période envisagée, les recherches ont surtout porté sur le prototype Breguet 941 (soufflage de l'aile, René Hirsch) (figures 31 et 32) et le Transall.

2.6 - Participation aux développements⁴⁰

Essais dans les grandes souffleries

Des exemples sont donnés pour les souffleries de Modane, sans chercher à être exhaustif. D'autres essais concernent également la soufflerie S1Ch de Meudon et la soufflerie F1 du Fauga.

- Soufflerie S1MA

Les essais concernent notamment le Mystère IV A équipé de réservoirs (1954), la maquette volante Deltaviex (1958), l'approche finale et l'appontage du Breguet Alizé (1960), le fuselage du cargo Transall (1960), le Mirage IV pour la visibilité à travers le pare brise par temps de pluie (1963), l'adaptation des moteurs de sustentation Rolls-Royce RB162 au Mirage III V à décollage vertical (1964), l'hypersustentation du Breguet Jaguar (1967) et du Mirage G (1968), le Super Mirage (1975), l'Alphajet (1975), le Mirage 2000 à grande incidence (45°) sur le nouveau montage en dard (1977).

⁴⁰ Voir également le fascicule *Centres et moyens d'essais*.

Des essais concernent plus particulièrement les *entrées d'air* : Mirage III F2 (1966), Alphajet (1972), Mirage 2000 (1974).

D'autres sont relatifs à des *largages de charges* (Mirage F1, 1977), de parachutes (1960) ou de verrières (Mystère 452, en 1955 ; Fouga CM170 ; Aquilon ; Vautour ; Trident ; Alizé ; Étendard IV ; Mirage IV), ou encore à la tenue des casques des pilotes après largage (1966).

Des *essais aéroélastiques* sont effectués sur des maquettes aéroélastiquement semblables, comme par exemple pour rechercher les causes de l'accident de l'avion Arsenal VG 90 dû à un flottement d'empennage (1954), ou prévenir le flottement pour l'aile du Fouga CM 170 (1957).

Les conditions climatiques à Modane favorisent la réalisation d'*essais de givrage*, effectués par temps froid à l'aide d'une grille de pulvérisation. Ces essais concernent notamment le radôme réel du Transall de Nord-Aviation (1967).

Parmi les essais effectués pour l'*étranger*, citons ceux concernant la demi-aile en flèche du RAE (1973) et la maquette Messerschmitt-Bölkow-Blohm pour étude à grande incidence, etc.

- Soufflerie S2MA

Les essais concernent successivement le Mirage III V à décollage vertical (1963, 1964), le Jaguar (1966-1974), le Mirage F1 (1968-1976), le Mirage G4 à flèche variable, les entrées d'air dites MNJ du Mirage G8 (1969-1974), l'Alphajet (1974), les aérofreins du Transall (1974), le Super-Mirage (1975), le Mirage 2000 (1976-1978), le Mirage 4000 (1978) et l'ACX-Rafale (1984-1987). Nombreux sont les *essais avec charges* (missiles, réservoirs), très souvent alors *aéroélastiques*. En 1975 est effectuée une importante comparaison vol-soufflerie des résultats pour le Mirage III (Jean-Jacques Thibert, Jean-Michel Duc, Jacques Lerat).

- Soufflerie S3MA

Parmi les essais, citons ceux effectués sur maquettes du Mirage IVA, du Mirage IV (1961), du Mirage III G à géométrie variable (1967), et sur la maquette BB Rapace (1982) dans le cadre des recherches sur le Rafale.

Quelques *essais aéroélastiques* ont également lieu pour prévenir le flottement : Mirage IV (1959), avion à géométrie variable G8.01 (1973), Alphajet (1974).

D'autres concernent le *largage de charges* ou de missiles autopropulsés : containers sous Mirage IV (1959), engins Matra 511 et 530 (1960) ou réservoirs sous Mirage III C (1968), engin AS30 sous Jaguar (1969), missile Matra Super 530 sous Mirage 2000 (1977).

Des *essais d'érosion à la pluie* sont effectués pour les radômes de l'Étendard (1965), du Mirage IV (1970) et divers radômes de Thomson-CSF (1978).

Essais à l'IMFL

Rappelons notamment les essais du Rafale à la soufflerie verticale SV4 (vrille, tournebroche) et la fabrication de maquettes classiques ou fortement instrumentées.

3 - RECHERCHES APPLIQUEES AUX AERONEFS CIVILS

Les recherches concernent surtout les avions de transport subsoniques (avions de transport de la famille Airbus, transport régional, avions d'affaires), en mettant l'accent sur les avions de la famille Airbus (figure 33). Les recherches sur le transport

supersonique (Concorde, ATSF : Avion de transport supersonique futur) et l'aviation légère sont rappelées à la fin. Dans ce chapitre consacré en principe aux seuls avions, un paragraphe est cependant réservé aux aéronefs particuliers que sont les dirigeables, qui autrement auraient été passés sous silence car non traités à propos des autres finalités. A partir de 1994, les recherches en coopération européenne sont coordonnées par Christiane Michaut.

3.1 - Aérodynamique

Le *Compte rendu d'activité* synthétique de l'ONERA pour la période 1950-1958 signale des études de l'Office pour la SNCASE concernant l'avion de transport SE 210 *Caravelle* : essais en soufflerie (Cornell, Modane, S3Ch), amélioration de la loi des aires en vue de reculer le nombre de Mach limite, analyse de l'influence de la position de l'empennage sur la stabilité, etc.

L'important effort de recherche des années 1960 concernant le *Concorde* est rappelé plus loin au paragraphe 3.4.

C'est dans le *Compte rendu d'activité* de 1965 qu'il est fait mention pour la première fois d'études pour les avions *Airbus*, ou plutôt alors pour l'« *Aérobis* »⁴¹. Il y est dit :

«L'année 1965 fut essentiellement consacrée à l'exploitation de l'avance prise dans la connaissance théorique ou expérimentale des phénomènes liés aux grandes vitesses de vol, mais il a paru indispensable d'amorcer en fin d'année, et sans attendre des demandes des constructeurs qui ne viendront d'ailleurs que si l'Office leur démontre ses possibilités, une étude de l'avion subsonique gros porteur dit *Aérobis*. Le choix effectué a, en effet, laissé à la Grande-Bretagne, qui a approfondi pendant de très nombreuses années les études de vol subsonique, un avantage inévitable. Il y a cependant un bon espoir pour que l'Office apporte de nombreuses idées directrices de la conception de l'*Aérobis*, malgré les moyens très limités qu'il peut consacrer à l'étude, car son important concours à la conception de l'avion à géométrie variable l'a déjà préparé à l'étude d'un compromis entre le vol subsonique et le vol supersonique, impliquant une connaissance suffisante du premier ».

Fort heureusement, les « moyens » que l'ONERA consacre par la suite aux études concernant les avions de la famille *Airbus* ne restent pas aussi « limités » que

⁴¹ Dans leur article « Contribution de l'ONERA au développement de la famille *Airbus* (1967-1997) », les auteurs (Marcel Pierre, Philippe Poisson-Quinton, Michel Scheller) rappellent que : « Au début de l'avant-projet d'un *Airbus* de grande capacité, au milieu des années 60, les laboratoires de l'ONERA sont mobilisés depuis cinq ans déjà sur le programme *Concorde* [...] Ainsi, l'ONERA était donc bien préparé à une assistance technique de bon niveau international aux constructeurs européens. De plus, dès le début du programme *Concorde*, l'Office avait initié une collaboration fructueuse avec les laboratoires anglais du RAE (*Royal Aircraft Establishment*), qui va être étendue pour l'*Airbus* aux laboratoires allemands du DVL (*Deutsche Versuchsanstalt für Luft und Raumfahrt*), et hollandais du NLR (*National Lucht-en Ruimtevaart Laboratorium*) pour certains essais. Dès janvier 1968, l'ONERA participe à la première réunion tripartite réunissant les constructeurs potentiels (Sud-Aviation, *Deutsche Airbus* et *Hawker-Siddeley*), les services officiels des trois pays et les trois instituts de recherche. On y précise les caractéristiques souhaitées d'un *Airbus* biréacteur de grande capacité et la contribution souhaitée des différents laboratoires. L'ONERA y présente ses premières recherches de base initiées dès 1966, avec le soutien du Service technique de l'aéronautique (STAé), combinant l'approche théorique et l'expérimentation dans de modestes souffleries de recherche sur profils d'aile en 2D et sur avion complet en 3D aux basses vitesses et en croisière à Mach 0,8 ».

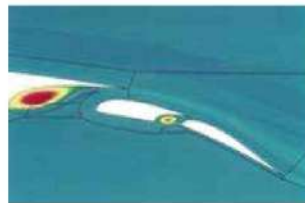
le dit l'auteur du rapport, ce qui permet à l'Office de jouer un rôle de premier plan dans les phases de recherche et développement des produits successifs, jusqu'à l'A330/340 et, plus tard, l'A380. Certaines des actions de recherches en aérodynamique détaillées ci-dessous, avec une tentative de classification, intéressent également les avions de transport régional ATR et les avions d'affaires Falcon.

Dès 1968, les études de *profils d'ailes* (Michel Vincent de Paul, Louis Cabot), abordées antérieurement par des méthodes analogiques, font appel à des méthodes hybrides ou numériques, plus précises et utilisables également pour l'étude des profils pour hélicoptères. En 1976, l'intérêt des *profils supercritiques* est mis en évidence dans le cas d'un profil supercritique avec volet de bord d'attaque, dans le cadre d'une coopération avec la société Dornier sur un Alphajet expérimental. En 1977, des essais en soufflerie et en vol (Jacques Lerat), effectués en liaison avec l'Aérospatiale sur un avion T33 du CEV spécialement équipé⁴², confirment pleinement l'intérêt d'un profil supercritique épais (épaisseur relative de 17 %). Au milieu des années 1980, des méthodes d'optimisation numérique de profils sont développées et appliquées aux avions de transport et aux planeurs. A la fin des années 1980, les codes de calcul Navier-Stokes avec modèle de turbulence et Euler avec couplage sont utilisés et leurs performances comparées dans le cadre du GARTEUR.

En 1969, l'importance des essais aux grands nombres de Reynolds pour les études d'*hypersustentation* conduit les industriels à s'intéresser à un nouveau moyen d'étude locale de l'écoulement près des bords d'attaques des ailes, imaginé et éprouvé par l'ONERA. Au début des années 1970, l'ONERA effectue des calculs d'*hypersustentation* à grand Reynolds (Jean-Claude Le Balleur, Michel Néron). Vers 1983 il est possible d'effectuer des calculs en fluide visqueux. En 1986 est lancée une importante étude dans le cadre du GARTEUR (Jean-Jacques Thibert, dans le Groupe AD/AG08), avec des essais dans la soufflerie F1 du Fauga et en vol, et un rapport de synthèse est publié en 1990. L'optimisation numérique des dispositifs hypersustentateurs commence au début des années 1990, où l'ONERA s'intéresse également aux calculs couplés et aux becs Krüger (1994, soufflerie F1 du Fauga).

Des recherches sur les *ailes types* sont conduites en 1976 (Volker Schmitt, Francis Manie) afin de disposer d'éléments de référence pour la vérification et l'adaptation des méthodes de calcul. Ainsi sont traités les cas d'une extrémité d'aile de forte flèche et d'une aile de flèche variable à basse vitesse et en transsonique. Dans le cadre d'une importante *opération TOPAéro* lancée en 1981 en collaboration avec la Division avions de l'Aérospatiale, des comparaisons entre des résultats d'essais en soufflerie à S1MA et des résultats de calcul par code potentiel, puis par code de couplage visqueux - non visqueux pour tenir compte de la viscosité, sont menées sur la voilure type V28 définie par l'Aérospatiale, avec application ultérieure à l'A330-340. Les essais montrent en particulier l'effet important de la position de la transition laminaire - turbulent sur l'apparition du tremblement. Des études sur le *tremblement* sont alors effectuées en particulier sur l'aile RA16SC1 (1985). A partir de 1987 des méthodes d'optimisation (Jean-Jacques Thibert, Joël Reneaux) permettent d'améliorer les performances (traînée, C_{zmax}). Au début des années 1990, il est possible d'utiliser un module d'*optimisation numérique* et divers modules

⁴² Voir aussi Partie II, Chapitre 1, paragraphe 1.1, DE 76505 « Voilure épaisse supercritique ».



Profils - Hypersustentation



A340 à F1

Essais industriels



A320 à S1MA



CAG. Avionique modulaire



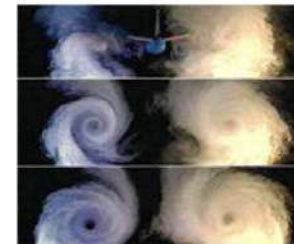
Intégration motrice



Foudroiement (CEAT)



Trainée induite



Tourbillons de sillage (IMFL)



Laminarité (S1MA)



Riblets (S1MA)



Analyse modale



Flottement en vol



Crash (IMFL)

Fig. 33 Apport de l'ONERA aux avions Airbus

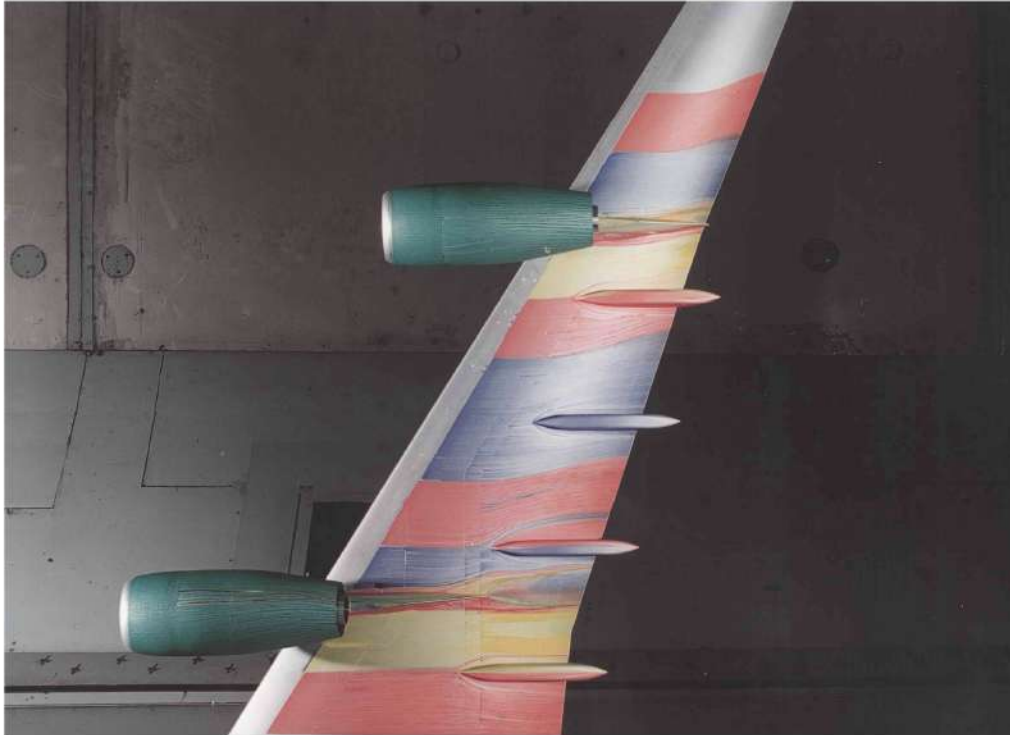


Fig. 34

Visualisation d'écoulements pariétaux à l'aide de fluides visqueux colorés. Demi-voilure et nacelles d'Airbus A340 dans la soufflerie S1MA de Modane

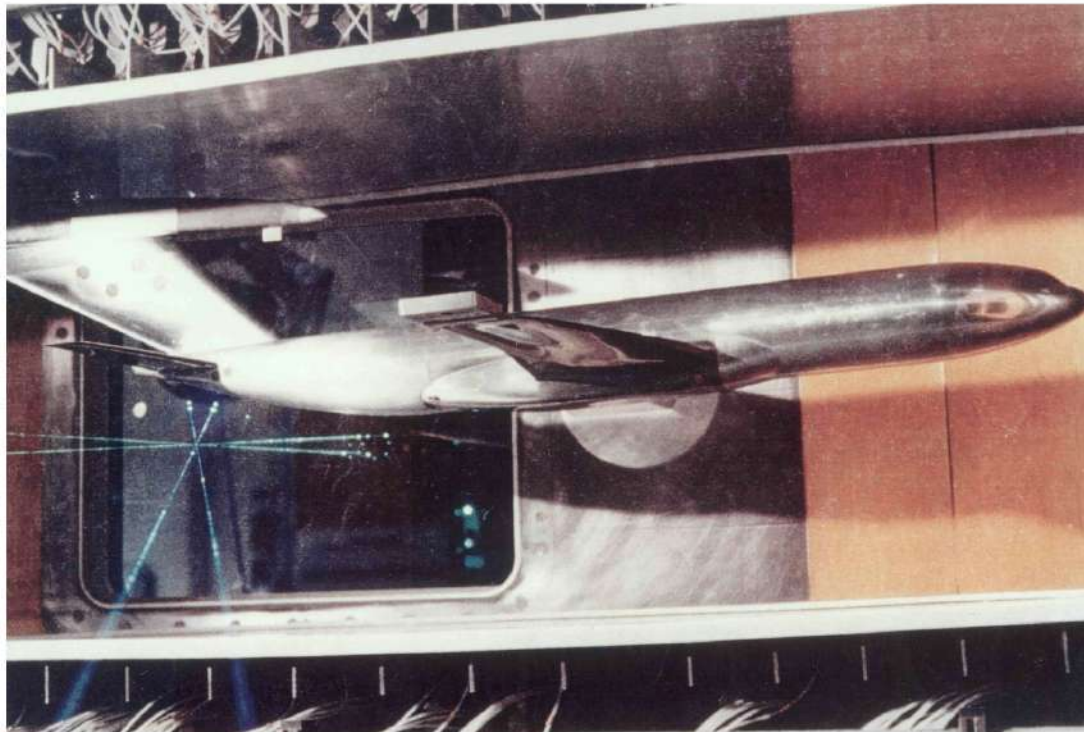


Fig. 35

Étude de l'écoulement autour de la pointe arrière de fuselage d'un avion de type Airbus dans la soufflerie cryogénique T2 du DERAT

aérodynamiques comme une méthode Euler couplée 2D pour la définition des profils, une méthode potentielle 3D pour la définition des voilures en transsonique et une méthode de singularités pour la définition des mâts supports de réacteurs.

L'ensemble *aile-fuselage* donne lieu dès 1983 à des calculs par couplage fluide parfait - fluide visqueux. En 1984, la résolution de l'équation complète du potentiel par une technique aux différences finies est menée à terme sur la configuration DFVLR-F4.

Pour les *prises d'air*, des études sont menées par exemple en 1969 sur l'effet du vent latéral, avec des essais dans la soufflerie S1Ch de Meudon, dont les résultats sont directement utilisables pour l'avion Mercure de Dassault.

Des recherches importantes concernent également l'*interaction nacelle-voilure* avec, au début des années 1980, des essais dans la soufflerie S3Ch de Meudon sur une maquette générique et dans la soufflerie S1MA de Modane sur la maquette allemande ZKP (figure 34), et des calculs soit par code potentiel (1985) soit par code de singularités (ECOPAN, 1987). Des visualisations au tunnel hydrodynamique de l'écoulement autour d'une voilure équipée d'une nacelle sont réalisées en 1985. Une balance double est développée en 1987 et, à partir de 1989, l'ONERA s'intéresse à l'optimisation de l'ensemble nacelle-voilure, avec calculs et essais à S3Ch, S2MA (sur la maquette F4/1), etc. L'effet des jets des réacteurs est pris en compte en utilisant des TPS (*Turbo Powered Simulators*)⁴³ ou SDR (Simulateurs de réacteurs) alimentés en air comprimé, dans les souffleries S2MA, puis S1MA, F1 et CEPRA 19.

L'étude de l'écoulement autour de la *pointe arrière de fuselage* d'avions de type Airbus est menée dans la soufflerie cryogénique T2 du CERT/DERAT (1992) (figure 35) et dans la soufflerie S2MA de Modane (figure 36).

Dès le milieu des années 1970, l'introduction du concept de CAG (Contrôle actif généralisé) suscite des études sur les *gouvernes* dites « rapides » : gouvernes oscillantes sur profil supercritique (1976), spoilers en 2D (1984), etc.

Pour l'*avion complet*, des comparaisons entre les résultats d'essais en soufflerie (ONERA/S2MA, NLR) effectués en 1980 sur une même maquette, dans le cadre du GARTEUR, font apparaître une bonne concordance. En 1988, un effort particulier est fait dans le domaine de la précision de la prévision des performances (trainée, Czmax), aspect très important pour les industriels, en comparant différentes méthodes de calcul.

Les recherches sur les *hélices classiques* concernent par exemple l'évaluation par le calcul de l'effet de souffle sur l'aile, en liaison avec Bertin en 1981. Entre 1988 et 1992, diverses validations ou comparaisons de méthodes de calcul sont menées dans le cadre du GARTEUR au sein du groupe AD/AG10. Dans le domaine acoustique, la comparaison des méthodes ONERA et SNECMA est faite sur l'hélice du Transall. Il sera vu plus loin, au paragraphe 3.5 de ce chapitre, que le bruit des hélices d'avions légers est également étudié.

Comme conséquence du choc pétrolier et de l'augmentation du prix du pétrole, d'importantes recherches sur les *hélices transsoniques* (en fait, « pour le vol en transsonique ») sont lancées en 1979, en liaison avec la SNIAS (Toulouse et Marignane), et Ratier Figeac. L'*opération CHARME* (Jean-Marc Bousquet) met alors en jeu plusieurs maquettes HT1, 2, 3 d'hélices fortement chargées, utilisables pour un avion volant à Mach 0,75, qui donnent lieu à des calculs aérodynamiques (OA,

⁴³ Voir le fascicule *Centres et moyens d'essais*.

Euler 3D), vibratoires (OR, 1983 ; IMFL, code ASTRONEF, 1984), acoustiques (OP, 1983) et des essais à S1MA (1985 et 1987) (figure 37). En 1985, des études préliminaires d'hélices contrarotatives sont effectuées. En 1988, le code LPC2 est amélioré et des essais ont lieu au tunnel hydrodynamique TH2 du CERT. En 1989, le code CAPRI (résolution des équations d'Euler 3D) de la Direction de l'énergétique (OE) est adapté au calcul des hélices et permet d'obtenir un premier calcul d'hélice rapide contrarotative. En parallèle, la version hélice du code CESAME (résolution des équations d'Euler) de la Direction de l'aérodynamique (OA) est utilisée pour le calcul d'hélices simple rotation. Dans le cadre du DTP « Intégration hélice rapide », l'hélice contrarotative HTC5 est définie et la géométrie transmise à l'Aérospatiale et à Ratier. Les essais correspondants de cette hélice ont lieu dans la soufflerie S3Ch de Meudon et des modifications sont apportées à la balance de pesée. Après un arrêt de l'étude des hélices rapides en 1991, elle reprend bientôt dans le cadre européen (Programme GEMINI II)⁴⁴.

Le coût direct d'exploitation (DOC : *Direct Operational Cost*) est de la plus grande importance pour les compagnies aériennes. Pour les avions de transport civil de type Airbus, la consommation de carburant compte pour environ 20 % dans le devis, ce pourcentage étant évidemment lié au prix du pétrole. D'où le grand intérêt de réduire cette consommation, non seulement par l'amélioration des moteurs mais aussi par la *réduction de la traînée* de l'avion (Volker Schmitt, Joël Reneaux). Cependant il faut soigneusement vérifier que la mise en œuvre technologique des concepts de réduction n'a pas d'effet indésirable sur la masse de l'avion, sur son prix à cause de l'augmentation de la complexité et sur le coût de maintenance à cause de nouvelles contraintes opérationnelles.

D'autre part, l'analyse du prix de vente de l'avion montre que le coût de la recherche et de la conception n'intervient que pour environ 5 % dans le prix total et donc que pour environ 2 % dans le DOC (dans lequel la partie liée au prix de l'avion représente 40 %). Ainsi, pour obtenir 10 % d'économie de carburant, c'est-à-dire 2 % de réduction du DOC (voir plus haut), il serait justifié de doubler l'effort total de recherche et conception, en consacrant tout l'effort supplémentaire à la réduction de traînée. Cela n'est qu'une hypothèse mais peut expliquer l'important effort de recherche sur la réduction de traînée mené à partir du milieu des années 1980 aux États-unis et par les industriels et les organismes de recherche européens, bien soutenus par les crédits consacrés par l'Union européenne à l'amélioration de l'efficacité globale du vol des gros avions de transport civils à travers les programmes de recherche communautaires successifs.

La réduction de la traînée apparaît alors comme un grand défi, mais avec de notables possibilités d'amélioration. En effet, le devis de traînée d'un gros avion de transport civil montre que la traînée de frottement et la traînée induite par la portance représentent ensemble plus de 80 % de la traînée totale et offrent le plus grand potentiel de réduction. Les autres composantes (traînée d'onde, d'interaction, d'arrière-corps) ne représentent qu'environ 20 %, mais ne peuvent cependant pas être négligées.

⁴⁴ Ces recherches redeviennent aujourd'hui d'actualité à cause de l'augmentation du prix du pétrole. On reparle de l'*open-rotor*, mais c'est un doublet contrarotatif. D'où l'intérêt de pouvoir effectuer des mesures de bruit dans la soufflerie S1MA.



Fig. 36

Essai d'une maquette d'avion de transport avec le montage de pesée de pointe arrière, dans la soufflerie S2MA de Modane

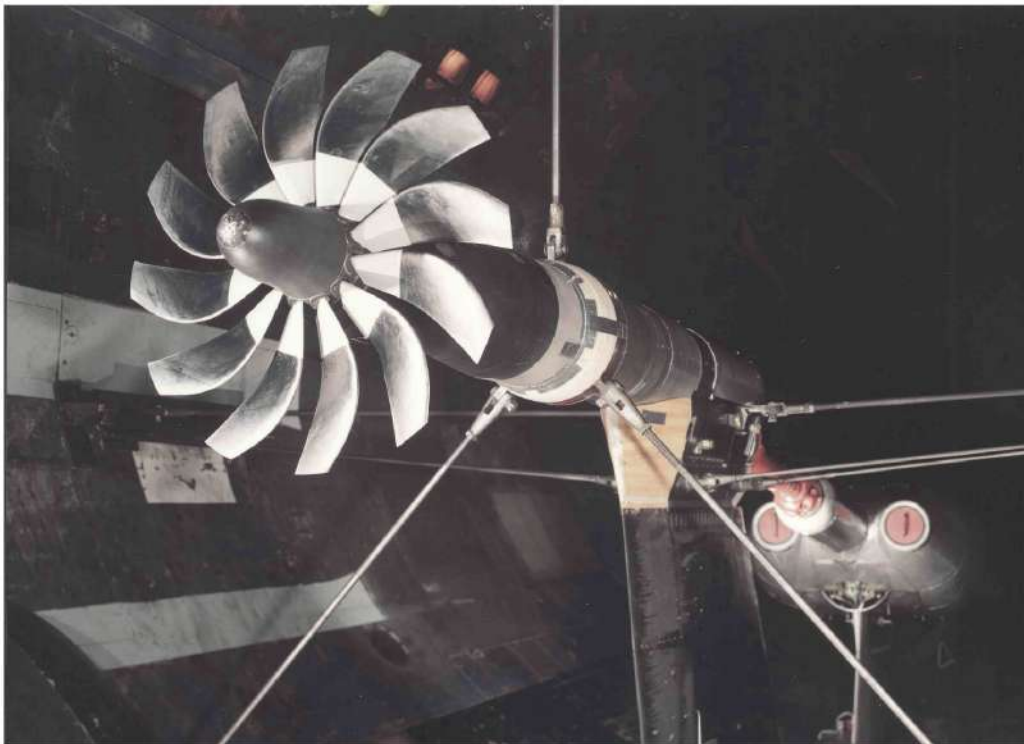
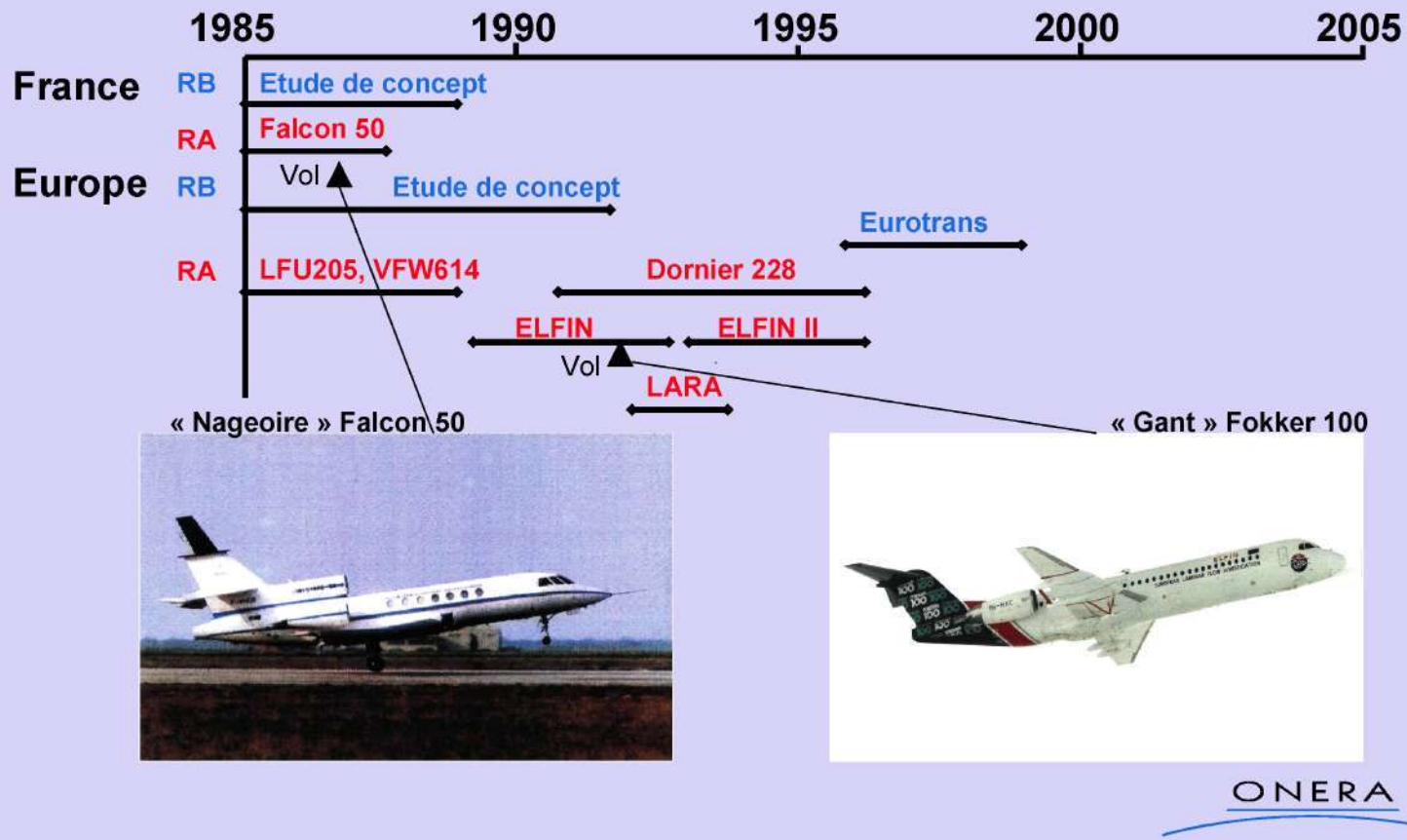


Fig. 37

Essai de synthèse de la maquette HT3 ($\varnothing = 1$ m) d'hélice rapide dans la soufflerie S1MA de Modane (Opération CHARME) (1985, 1987). Un rendement de 0,8 à Mach 0,75 est obtenu, conformément aux prévisions. Des mesures de bruit sont également effectuées

Réduction de traînée de frottement par laminarité naturelle (NLF)



FMA012

Fig. 38

Laminarité naturelle. RB : Recherche de base. RA : Recherche appliquée

La *traînée de frottement* représente environ 50 %⁴⁵ de la traînée totale et offre ainsi un fort potentiel d'amélioration. Comme la turbulence augmente fortement le coefficient de frottement pariétal, il est très intéressant de reculer la zone de transition laminaire – turbulent de la couche limite, sur les ailes, l'empennage, la dérive et les nacelles des moteurs, donc de chercher d'abord à étendre la zone laminaire. C'est le concept de *laminarité naturelle* NLF (*Natural Laminar Flow*) (figure 38) qui est cependant surtout applicable à des aéronefs de taille réduite, comme les planeurs, les avions de transport régional et les avions d'affaires.

L'étude de ce concept conduit, à partir du milieu des années 1980, à des efforts importants de recherche de base en France, à l'ONERA, et en Europe, principalement au DLR, sur la stabilité de la couche limite laminaire et la transition. Des codes numériques sont alors utilisés pour optimiser la forme des profils et des ailes complètes. Cela sera complété plus tard, après 1995, dans le cadre du projet EUROTRANS de l'Union Européenne.

Plus précisément, à l'ONERA, la recherche d'une laminarité naturelle étendue conduit, dès 1985 et dans le cadre du DTP (Développement technologique probatoire) « Laminarité » de la DGAC, en liaison avec les AMD-BA et l'Aérospatiale, à la définition d'un empennage pour avion d'affaires et à des essais d'empennage laminaire dans S2MA (1987) puis S1MA (1989), de profil pour AS100 (avant-projet d'avion court-courrier de l'Aérospatiale) dans la soufflerie T2 (1987), d'aile laminaire AS409 et de partie avant de fuselage laminaire dans T2 (1989), de profil LV2 du DLR à T2 (1990-91). L'étude de la contamination de la couche limite et de la relaminatisation donne lieu à des essais dans la soufflerie F1 du Fauga.

En recherche appliquée, rappelons :

- en France, l'expérimentation en vol à Istres d'une portion d'aile ou « nageoire » (*flipper*) montée sur la dérive d'un Falcon 50, recherche conduite par Dassault Aviation avec la participation de l'ONERA, avec détection de la transition par thermographie infrarouge ;
- les expérimentations en vol du DLR sur plusieurs avions (LFU 205, VFW 614 et Dornier 228) ;
- et, bien sûr, la partie laminarité naturelle des projets ELFIN (*European Laminar Flow Investigation*) et LARA (*Laminar flow Research Action*) de l'Union européenne sur la réduction de la traînée respectivement de l'aile et de la nacelle. Signalons, en particulier, l'expérimentation en vol d'un manchon laminaire (*glove*) sur un Fokker 100 dans le cadre du projet ELFIN et l'essai d'une nacelle laminaire dans la soufflerie F1 du Fauga dans le cadre du projet LARA.

Pour les avions de transport civil de type Airbus, les nombres de Reynolds et les flèches sont tels que le concept de laminarité naturelle ne permet pas de retarder suffisamment la transition. Il faut alors se tourner vers d'autres concepts comme la *laminarité hybride* HLF (*Hybrid Laminar Flow*) avec *aspiration* (figure 39). Cette aspiration n'est pas destinée à éliminer totalement la couche limite mais à retarder la transition. Des techniques telles que le bombardement électronique ou le laser permettent de percer dans la paroi des trous d'aspiration, de quelques dizaines de microns, espacés de quelques dixièmes de millimètre. Des recherches de base sur le concept sont conduites dès 1985, à l'ONERA et au DLR, sur la stabilité de la couche

⁴⁵ pour un avion de type Airbus. Pour Concorde : environ 30 %. Pour un avion de type Falcon : environ 70 à 80 %.

limite, la transition, la contamination de bord d'attaque⁴⁶ et l'aspiration. En 1985, l'ONERA définit un profil pour avion long courrier.

En 1987, il est montré qu'une aspiration sur la dérive permet de réduire la traînée totale d'environ 1,5 % pour un A300 ou un A320. En 1988, démonstration est faite que l'utilisation du concept sur la voilure permet de réduire la traînée de l'avion complet de 10 %, ce qui est porté à 14 % si le concept est également utilisé pour la dérive et l'empennage horizontal. Des essais sont effectués sur le profil OALT25 dans les souffleries T2 (1991) et F1 (1992), puis en 1994 à la préparation des essais ELFIN II dans S1MA.

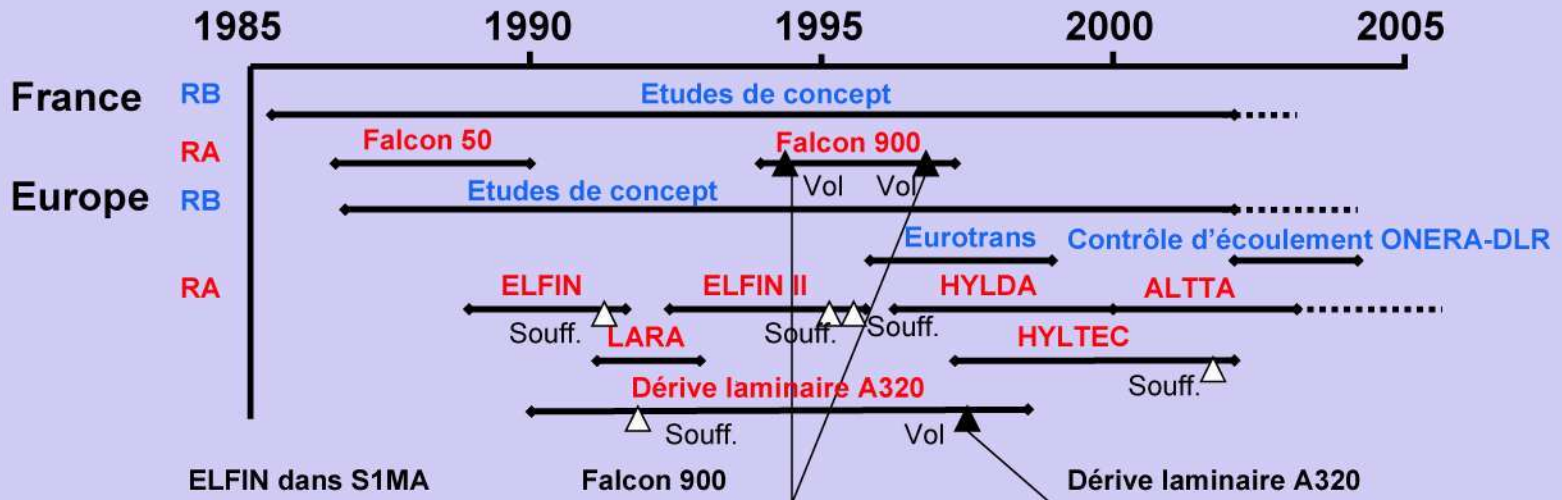
En France, des recherches appliquées sont effectuées en vol sur un Falcon 50 puis sur un Falcon 900, dans le cadre du DTP FLAM (Falcon laminaire), après des calculs préliminaires (figure 40). Ces essais permettent d'acquérir, en conditions réelles de vol, les connaissances nécessaires à l'utilisation opérationnelle d'un futur avion d'affaires à couche limite laminaire étendue. En Europe, rappelons la partie laminarité hybride des projets ELFIN et LARA (figure 41) de l'Union européenne (déjà cités à propos de la laminarité naturelle), qui seront complétés plus tard, après 1995, par les projets HYLDA (*Hybrid Laminar flow Demonstration on Aircraft*), HYLTEC (*Hybrid Laminar flow Technology on transport aircraft*) et ALTTA (*Application of hybrid Laminar flow Technology on Transport Aircraft*). La figure 39 montre le premier essai ELFIN dans la soufflerie S1MA de Modane. Il est important de mentionner également l'expérimentation menée par Airbus Industrie sur une dérive d'A320, en coopération avec l'ONERA et le DLR. À cette occasion, des recherches de base préalables menées par l'ONERA montrent un potentiel de réduction de 38 % sur la traînée de frottement de la dérive (proche de la traînée totale de la dérive) et de 1,3 % sur la consommation. Des essais en soufflerie ont lieu à S1MA en 1993 et 1994 sur une maquette à l'échelle 1/2 de la dérive (figure 42). Ils seront complétés plus tard, en 1998, par une démonstration en vol par *Daimler-Chrysler Aerospace Airbus*, avec tous les partenaires Airbus, en association avec l'ONERA et le DLR.

Ainsi, le concept de laminarité hybride paraît à l'époque très efficace, du moins du point de vue de l'aérodynamique. Mais l'intérêt global restait à démontrer ce qui a suscité des recherches pour simplifier le dispositif d'aspiration et faire appel à d'autres concepts comme le contrôle actif.

Une fois que la couche limite turbulente s'est développée, il faut chercher à réduire la *traînée de frottement turbulent* (figure 43). Cela paraît pouvoir être réalisé à l'aide de manipulateurs de couche limite. Des recherches de base sur les « LEBUs » (manipulateurs de couche limite) et les « riblets » (parois rainurées dans le sens de l'écoulement, concept inventé à la NASA) sont alors conduites à l'ONERA. Les riblets sont également étudiés au DLR. Au CERT/DERAT, des calculs par résolution des équations de Navier-Stokes avec modèle de turbulence sont réalisés aussi bien pour les LEBUs que pour les riblets. La simulation numérique montre que pour les riblets, les rainures agissent sur les structures turbulentes très proches de la paroi ; elles interviennent donc directement sur le mécanisme de production de la turbulence. Ceci est confirmé par l'expérience qui montre que la hauteur optimale des riblets est voisine de l'épaisseur de la sous-couche visqueuse. Des essais de riblets sont

⁴⁶ A l'emplanture de l'aile, la turbulence sur la paroi du fuselage peut se propager sur la voilure. Pour « bloquer » la turbulence en provenance du fuselage, il est possible d'utiliser une « bossette » (*Gaster bump*) sur le bord d'attaque de l'aile au voisinage de l'emplanture.

Réduction de la traînée de frottement par laminarité hybride (HLF)



ELFIN dans S1MA



Falcon 900



Dérive laminaire A320



ONERA

FMA012

Fig. 39

Laminarité hybride (avec aspiration). RB : Recherche de base. RA : Recherche appliquée



Fig. 40

Calcul Euler (code CESAME) de l'écoulement autour du triréacteur Falcon 900. Étude du concept de laminarité hybride



Fig. 41

Essai de prise d'air dans la soufflerie F1 du Fauga. Programme LARA de recherche sur la laminarité, en coopération France (ONERA) - Allemagne (DLR) - Suède (FFA) - Espagne (INTA)

effectués dans la soufflerie cryogénique T2 du CERT, en bidimensionnel et sur une forme cylindrique générique. En 1987, une réduction de la traînée de frottement turbulent de 3,5 % est obtenue grâce à l'utilisation de riblets sur une maquette de fuselage d'A300 dans la soufflerie F2 du Fauga. En recherche appliquée, un essai en soufflerie encore plus réaliste a lieu dans la soufflerie S1MA de Modane sur une maquette d'A320 à l'échelle 1/11^{ème}, revêtue sur 70 % de ses surfaces d'un film plastique strié. Une réduction de traînée de 1,5 % en croisière à Mach 0,78 est obtenue.

En Europe, un essai en vol est effectué en 1988 par *Daimler Chrysler Aerospace Airbus*, avec les partenaires Airbus, 3M France et l'ONERA, dans lequel 700 m² de la surface d'un A320 sont couverts de feuilles plastiques autocollantes rainurées constituant des riblets sur leur face externe. La surface « mouillée » de l'avion est ainsi, à 75 %, couverte de riblets. Un gain d'environ 1,5 % sur la consommation est obtenu, ce qui correspond à une réduction d'environ 5 % de la traînée de frottement. Plus tard, après 1995, les aspects opérationnels seront plus particulièrement étudiés sur un A340 de la compagnie aérienne *Cathay Pacific*. Il fallait, en effet, étudier *in situ* le vieillissement du film et les problèmes de maintenance.

La *traînée induite* (figure 44) est l'un des contributeurs majeurs (environ 35 %). Cependant, pour des ailes à allongement optimisé, le potentiel de réduction est assez faible. L'effort de recherche appliquée est concentré sur les dispositifs de bout d'aile, pour accroître artificiellement l'allongement de l'ailes. Airbus effectue des essais des « *winglets*⁴⁷ » en vol sur A320, avec une réduction de la traînée totale de 1 %. Ce concept est mis en œuvre sur le produit. D'autres essais concernent les turbines de bout d'aile, qui ont trois fonctions : non seulement la réduction de la traînée, mais encore la récupération de l'énergie du tourbillon et enfin la réduction de l'intensité du tourbillon, ce qui permet de diminuer la distance de séparation des avions. Les deux derniers aspects ne concernent pas la réduction de la traînée, mais ne doivent pas être négligés dans une approche globale du concept. Ce concept est étudié en détail à l'ONERA (Daniel Destarac, Hervé Bezard) avec l'aide d'Airbus Industrie. Des essais sont effectués en 1989 au CEAT sur une demi-maquette d'A320. Une réduction de la traînée induite de 5 % est obtenue dans le cas d'une turbine fixe. Pour une turbine libre, il est possible de récupérer une puissance de 35 kW. D'autres essais ont lieu à Modane, dans les souffleries S2MA (sur demi-maquette d'A320, pour des sondages du tourbillon marginal à l'aide d'une sonde à cinq trous, en 1989), et S1MA (sur maquette d'A321, en 1992). Certains essais ont lieu à F1 (1993). Des réductions de 5 % sur la traînée induite de l'aile et de 1,5 % sur la traînée totale sont obtenues. Une maquette de turbine de bout d'aile pour A320 est développée en coopération avec les partenaires Airbus, Sundstrand et l'ONERA (pour la conception aérodynamique). Plus tard, après 1995, l'ONERA étudiera le concept de winglet « intégré », avec évolution continue de la forme du bout d'aile, ainsi que de nouveaux concepts comme les « spiroïdes » (Richard Grenon), sur crédits DGAC / « Études libres ».

La *traînée d'onde* (figure 45) ne représente que 3 % de la traînée totale⁴⁸, mais ne doit pas être négligée.

⁴⁷ Petites dérives verticales disposées aux extrémités des ailes. Elles diminuent l'intensité des tourbillons d'extrémité.

⁴⁸ pour les avions de type Airbus. La traînée d'onde résultant de la formation d'ondes de choc, elle est beaucoup plus importante en supersonique (de l'ordre de 40 % de la traînée totale de Concorde).

Des recherches de base sont menées à l'ONERA sur le contrôle passif de la position du choc d'extrados. Des essais ont lieu en 1987, en collaboration avec MBB, dans la soufflerie S8 de Meudon (Bruno Chanetz, Thierry Pot) et en 1988 sur le profil OA S100 dans la soufflerie T2 du CERT/DERAT. D'autres essais concernent l'optimisation du bord de fuite (1991-92) et le concept de « bosse pariétale » (*bump*). En Europe, les projets EUROSHOCK I et II sont soutenus par l'Union européenne.

Des recherches appliquées sur l'optimisation du bord de fuite⁴⁹ sont soutenues par Airbus Industrie, avec des contributions de l'ONERA, du DLR et de la DRA, en bi et tridimensionnel, conduisant à la réduction de 2 % sur la traînée totale. Plus tard, après 1995, le concept de « bosse pariétale » pour gros avion de transport conduira à des essais dans la soufflerie S2MA de Modane, en coopération avec la DASA et le DLR.

3.2 - Structures. Aéroélasticité. Vibroacoustique

En *aérodynamique instationnaire* pour l'aéroélasticité, des codes de calcul de petites perturbations en fluides parfaits sont développés en 1977 (Jean-Jacques Angélini, Michel Couston). Les calculs PPT 3D (Petites perturbations transsoniques tridimensionnelles) effectués en 1982 et 1987 sont complétés, en 1987, par des essais de maquette d'A310 dans la soufflerie S2MA de Modane. En 1990 est lancée une importante *opération DYVAS* (Dynamique vibratoire de l'avion souple) applicable à l'A340 dans le cadre plus large de l'aéro-servo-élasticité. Cette opération donne lieu à une coopération européenne regroupant MBB, l'Aérospatiale, le DLR et l'ONERA. Elle est destinée à l'étude des problèmes d'aéroélasticité posés par un quadriréacteur, par des équipes habituées jusqu'alors à des avions biréacteurs. Les essais en soufflerie, menés dans la soufflerie S2MA de Modane, utilisent une maquette rigide « pressions » pour la constitution d'une banque de données de pressions et de forces instationnaires, et une maquette souple « flottement » conçue pour favoriser l'apparition du phénomène de flottement dans les conditions d'essai en soufflerie et plus particulièrement en régime transsonique.

La prévention du risque de *flottement* est, en effet, un souci constant. En 1981, il faut noter le développement, la réalisation et la mise en œuvre d'un nouveau dispositif d'essais aéroélastiques en vol destiné à l'A310, déjà cité au paragraphe 1.2 de ce chapitre. Il se compose de deux palettes oscillantes⁵⁰, implantées aux extrémités des ailes et commandées par des vérins électrohydrauliques spécialement conçus pour engendrer un mouvement de rotation.

En 1984, des essais de flottement sur aile supercritique sont effectués. Vers 1985, l'effet des jets de réacteurs est étudié dans la soufflerie S2MA de Modane sur une maquette du DLR. Signalons aussi les recherches, déjà citées au paragraphe 1.2 de ce chapitre, menées en 1986 par le CERT/DERA, en collaboration étroite avec la Direction des essais en vol de l'Aérospatiale/Toulouse, sur l'exploitation automatique

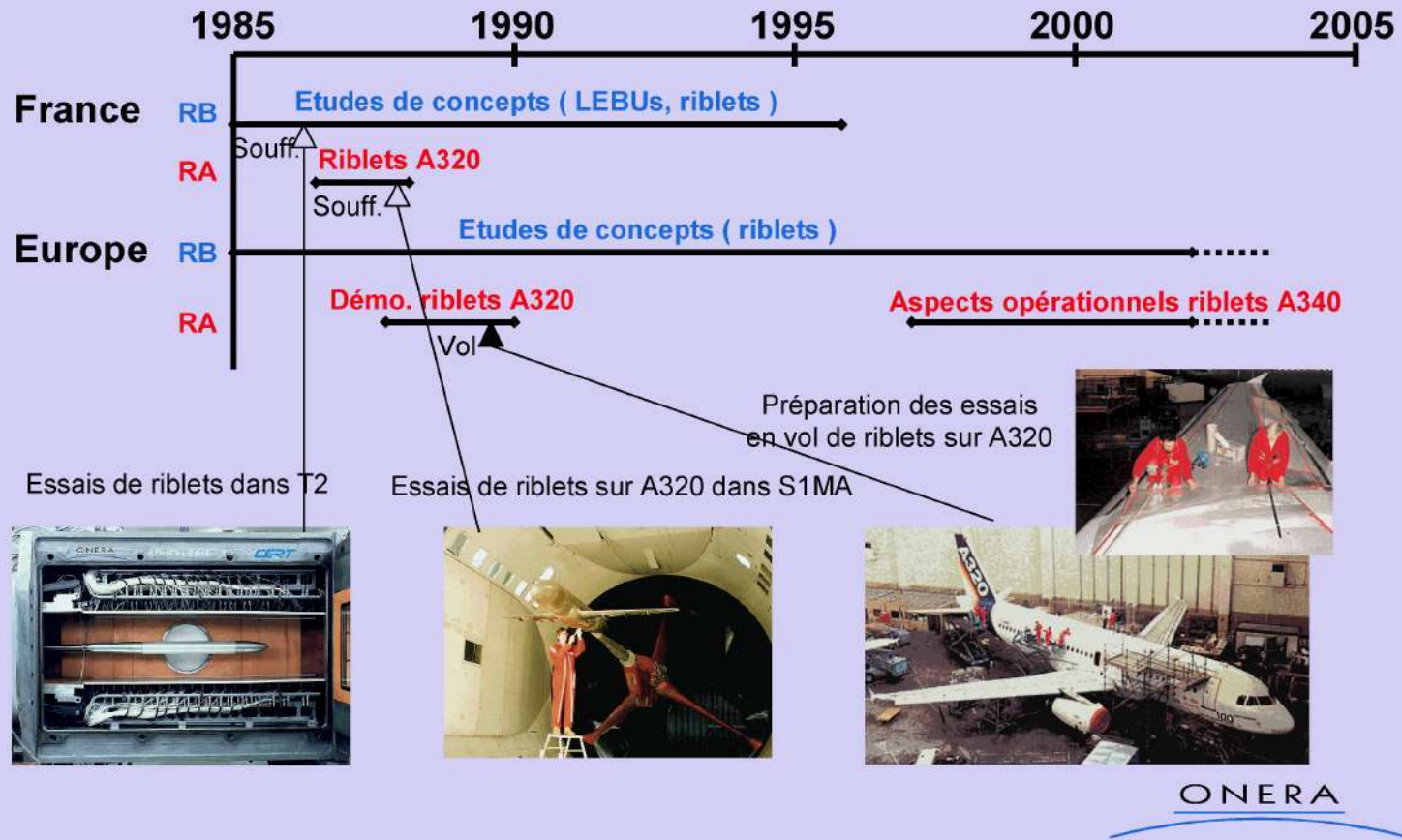
⁴⁹ Pour un avion de transport subsonique, l'onde de choc qui apparaît à l'extrados peut voir son intensité réduite si on augmente la charge aérodynamique sur la partie arrière de la voilure. Les essais en soufflerie montrent l'intérêt d'un profil à bord de fuite épais cambré. Cependant, ce type de bord de fuite crée une traînée de culot non négligeable. En outre, la modification de la répartition des pressions aérodynamiques le long du profil d'aile entraîne une modification de l'équilibrage, et donc de la traînée correspondante qui doit être prise en compte.

⁵⁰ Voir figure 33.



Fig. 42
Essai de laminarité sur une dérive d'A320 dans la soufflerie S1MA de Modane en coopération ONERA-DLR

Réduction de traînée de frottement turbulent

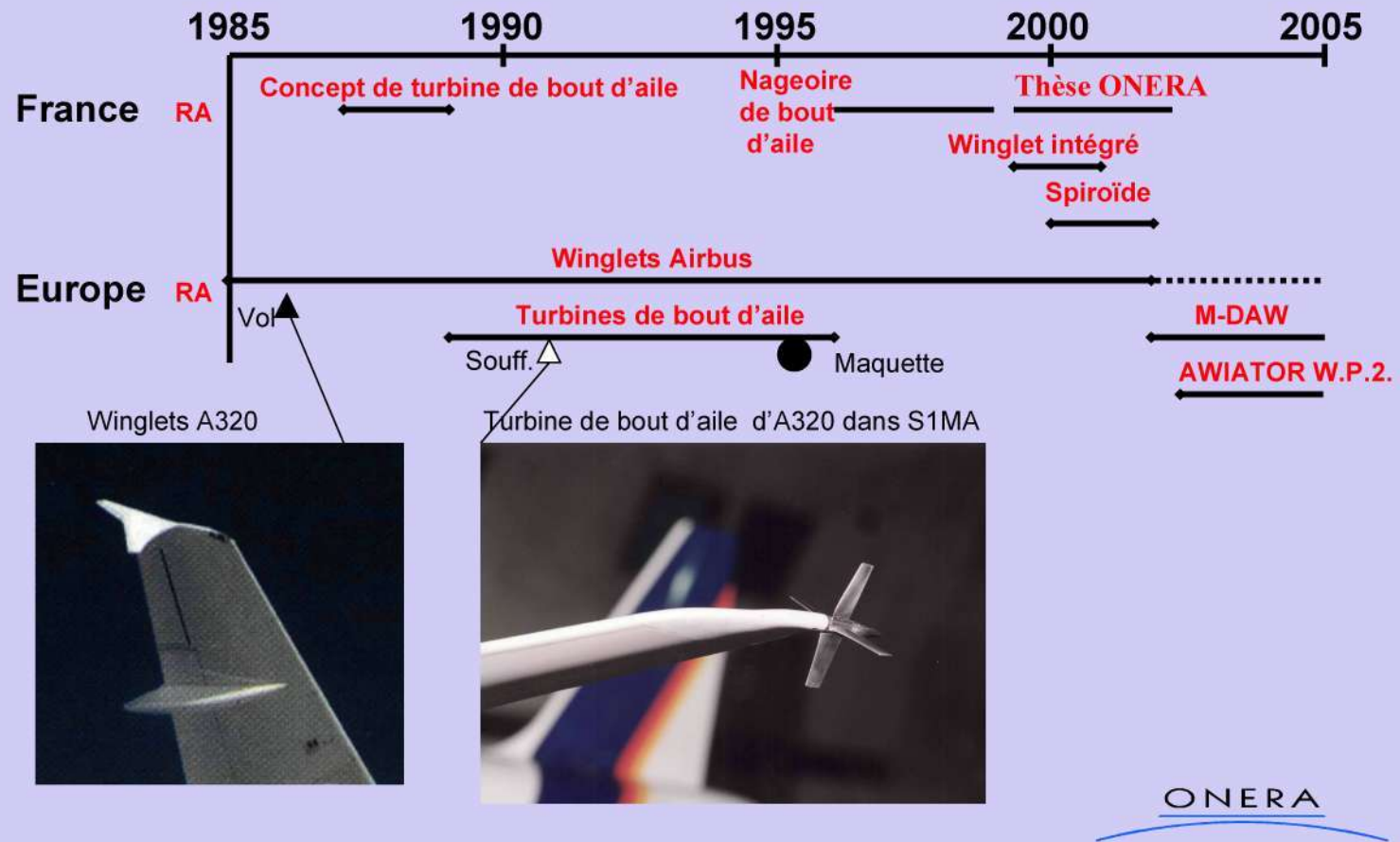


FMA012

Fig. 43

Frottement turbulent. RB : Recherche de base. RA : Recherche appliquée

Réduction de la traînée induite



FMA012

Fig. 44
Traînée induite. RA : Recherche appliquée

Réduction de traînée d'onde

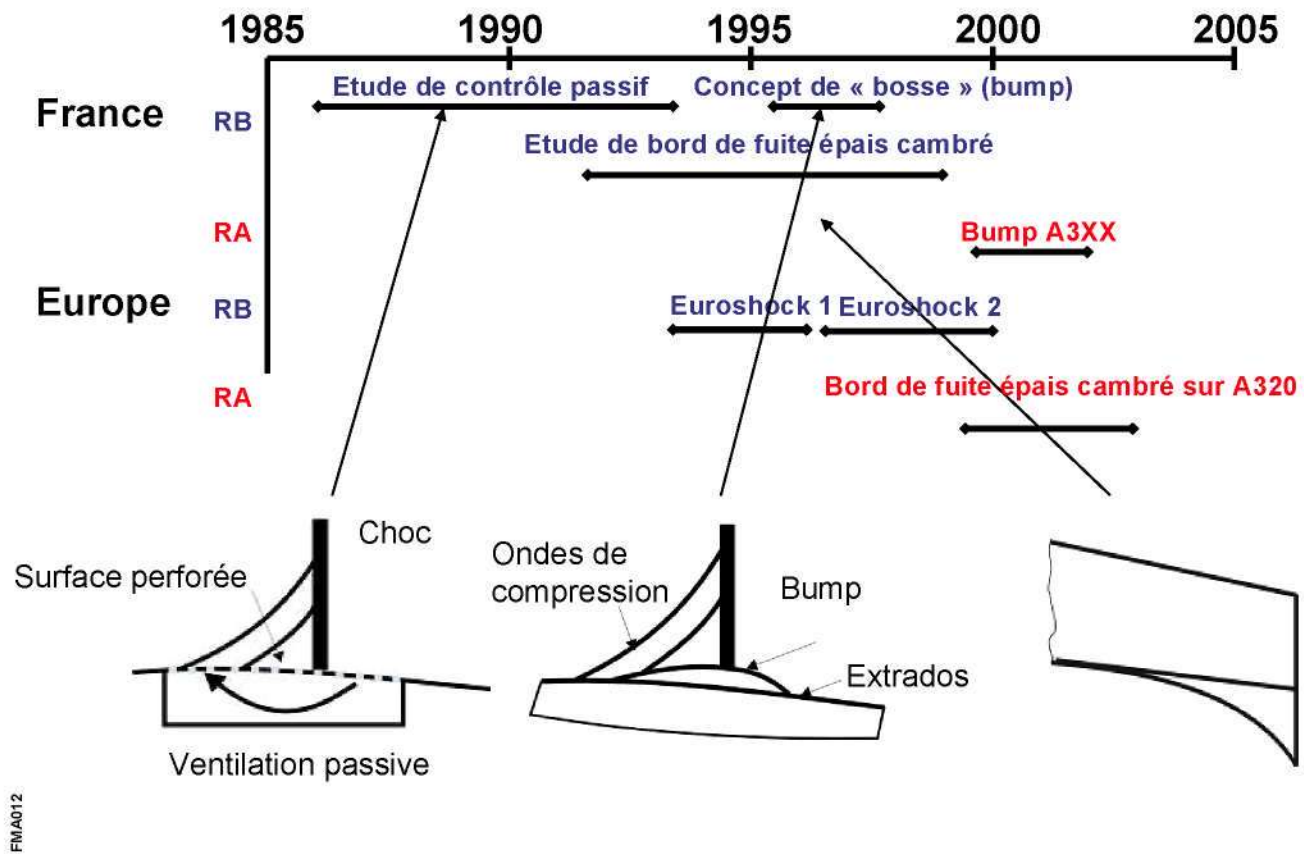


Fig. 45
Traînée d'onde. RB : Recherche de base. RA : Recherche appliquée

des essais de flottement, qui permet de réduire notablement la durée des essais. La méthode est opérationnelle pour la certification de l'A320. La fréquence des vols d'essais passe de deux vols par semaine à deux vols par jour.

En complément à ces recherches en aéroélasticité concernant le flottement, signalons également celles sur le *tremblement* (« *buffeting* »), phénomène qui limite l'incidence de croisière, donc l'altitude, des avions de transport civil et accroît la consommation. Par exemple, des essais en soufflerie de profils à grande incidence sont effectués en 1976 pour analyser l'influence de l'incidence moyenne. D'autres essais ont lieu dans la soufflerie cryogénique T2 du DERAT (figure 46).

Les recherches en *vibroacoustique* visent à réduire le bruit interne dans les avions et à augmenter le confort des passagers. Des essais acoustiques pour l'A330 et l'A340 sont effectués en 1984. En 1988, l'excitation par des haut-parleurs est utilisée. A partir de 1992, on tente de contrôler le bruit à l'aide d'un pavage de films piézoélectriques (Christian Soize). En 1994, l'ONERA participe au programme européen BRAIN (*Basic Research on Aircraft Interior Noise*) et, à partir de 1995, des prévisions de bruit interne par méthodes numériques ou méthodes énergétiques sont effectuées sur des fuselages ou cockpits d'avions.

Dans le domaine du *contrôle actif*, des lois de contrôle du flottement sont étudiées en 1977, faisant appel au concept de couplage dissipatif, avec application sur maquette en soufflerie. Dans les années 1980, plusieurs recherches utiles pour le CAG (Contrôle actif généralisé) sont lancées : *opération ZKP-AS200*, en coopération franco-allemande (Aérospatiale-ONERA/MBB-VFW) sur l'effet des flapperons et des spoilers. Des essais en soufflerie ont lieu en 1982, dans la soufflerie S2MA de Modane, sur les maquettes ZKP et AS200, avec comparaison avec les résultats de calcul. En 1983, l'étude du contrôle actif du tremblement donne lieu à des essais sur maquette A200 dans la soufflerie S1MA. En 1984, des essais en vol sur A310 permettent de tester l'efficacité d'ailerons et de spoilers. Des gouvernes oscillantes font également l'objet d'essais à l'IMFL.

Les recherches de l'IMFL sur le *crash* (figure 47)⁵¹ donnent lieu, en 1983, à une coopération avec la FAA (*Federal Aviation Administration*), avec le développement d'un code d'éléments finis. En 1990, une « étude libre » DGAC est lancée sur le thème, en liaison étroite avec l'Aérospatiale. A partir de 1992, l'ONERA participe à des actions communautaires dans le cadre du programme européen *crashworthiness for commercial aircraft*, notamment sur la modélisation numérique appropriée des assemblages rivetés et d'éléments de structure de fuselage arrière d'A320. Plus tard, après 1995, l'ONERA participera au programme européen CRAHVI (*Crashworthiness of Aircraft for High Velocity Impact*) qui lui permettra de réussir une première mondiale dans le domaine récent de la sécurité passive, en réalisant la simulation numérique complète du crash et de l'amerrissage d'un A321 métallique. L'ONERA s'est également penché sur la modélisation, plus complexe, du crash d'un avion à structure composite⁵².

⁵¹ Voir aussi la figure 33.

⁵² Signalons également qu'une *tour de crash* sera, plus tard (2002), inaugurée à l'IMFL.

3.3 - Mécanique du vol. Pilotage

Dans le domaine des *performances*, le code général dit « masses-performances », développé au début des années 1980 par la Direction des études de synthèse (DES) (Daniel Cavalli) avec le soutien du STPA et cité au paragraphe 1.4 de ce chapitre, est appliqué à partir de 1985 à l'évaluation de l'impact de nouvelles technologies (matériaux composites, laminarité, etc.) sur les performances de divers avions de transport civils, moyen-courriers et court-courriers (1988) et de l'ATSF (Avion de transport supersonique futur) (1992) (Christiane Michaut, Huynh Huu Than).

En dynamique du vol, d'importantes recherches appliquées relatives aux avions civils concernent le développement de méthodes plus spécifiques de ce type d'avions.

Dans le domaine de la *modélisation* et de l'*identification*, le CERT/DERA élabore dans les années 1980 un programme d'identification qui est utilisé pour l'exploitation des essais en vol de l'A310 et plus tard, au début des années 1990, des A320 et A330. Les logiciels correspondants IDLAT (Identification des coefficients aérodynamiques latéraux) et IDLON (Identification des coefficients aérodynamiques longitudinaux) sont transférés à l'Aérospatiale/Toulouse, respectivement en 1992 et 1993.

Le modèle dit à « trois éléments » développé à l'IMFL (voir paragraphe 1.4 de ce chapitre) sert, à partir de 1986, à l'étude de la mécanique du vol d'une maquette d'avion d'affaires TGA (Très grand allongement) catapultée au banc B10 (voir plus loin). Des essais d'identification sont également effectués dans les souffleries S4 (1986) et S5 (1988) du CEAT.

Au début des années 1980, le CERT/DERA et la Direction des études de synthèse collaborent, dans le cadre de l'Axe « *Commande et Régulation* ». En 1984, le DERA et l'IMFL développent des régulateurs en boucle ouverte.

L'étude du *vol en turbulence* est essentielle pour la sécurité (charges structurales, fatigue) et le confort des passagers. Aussi l'ONERA a-t-il mené de nombreuses recherches visant à la fois à mieux connaître la turbulence atmosphérique et ses effets sur l'avion, et à réduire ces effets par des dispositifs antiturbulents, dans le cadre du CAG (Contrôle actif généralisé).

En ce qui concerne la connaissance des effets de la turbulence, l'étude de la réponse aéroélastique de l'avion est améliorée, dès 1969, par la prise en compte des déphasages de l'excitation le long de l'envergure. La correction est significative pour des avions à grand allongement comme le Mercure et l'Airbus. En 1982, la Direction des structures (OR) collabore avec la CAA (*Civil Aviation Authority*) et *British Airways* pour établir une banque de données des charges rencontrées en vol.

Dans le domaine de l'*antiturbulence*, des études sont menées par OR en liaison avec l'Aérospatiale et/ou Airbus Industrie : ailerons actifs (1980), contrôle de charges de voilure (1981), essais en vol sur A310 avec mesure des réponses à la turbulence atmosphérique et à des mouvements des ailerons et des spoilers (1984).

D'autres études sont effectuées (1982-1989) par l'IMFL et le DERA, en liaison avec Dassault Aviation, sur le thème de l'avion d'affaires TGA (Très grand allongement) déjà mentionné, avec largages d'une maquette instrumentée et

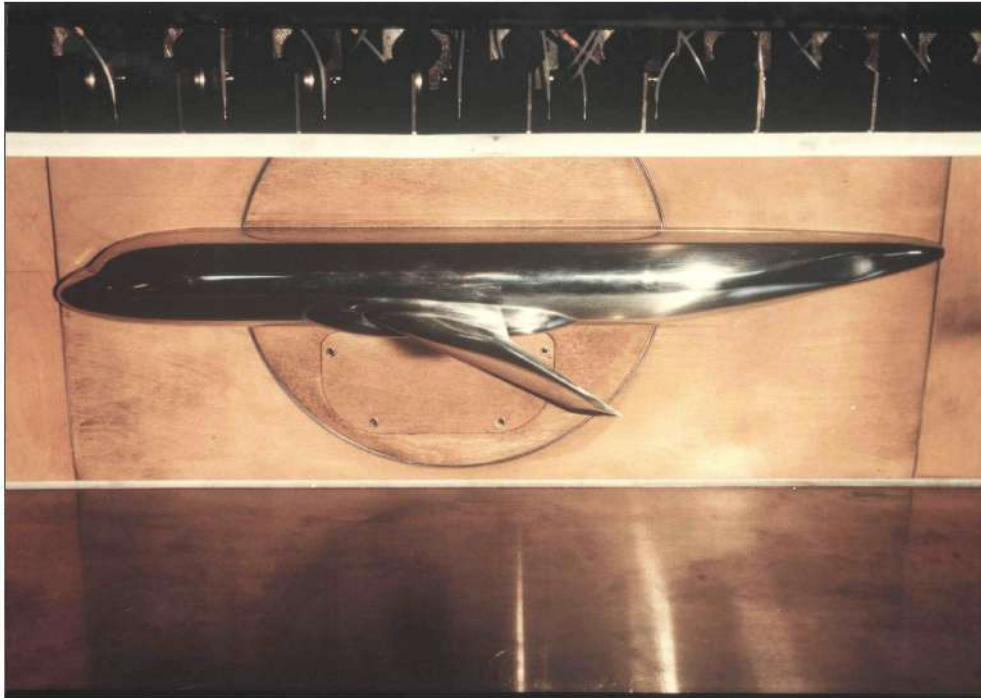


Fig. 46

Recherches sur le tremblement sur une demi-maquette d'avion de type Airbus, dans la soufflerie cryogénique T2 du DERAT

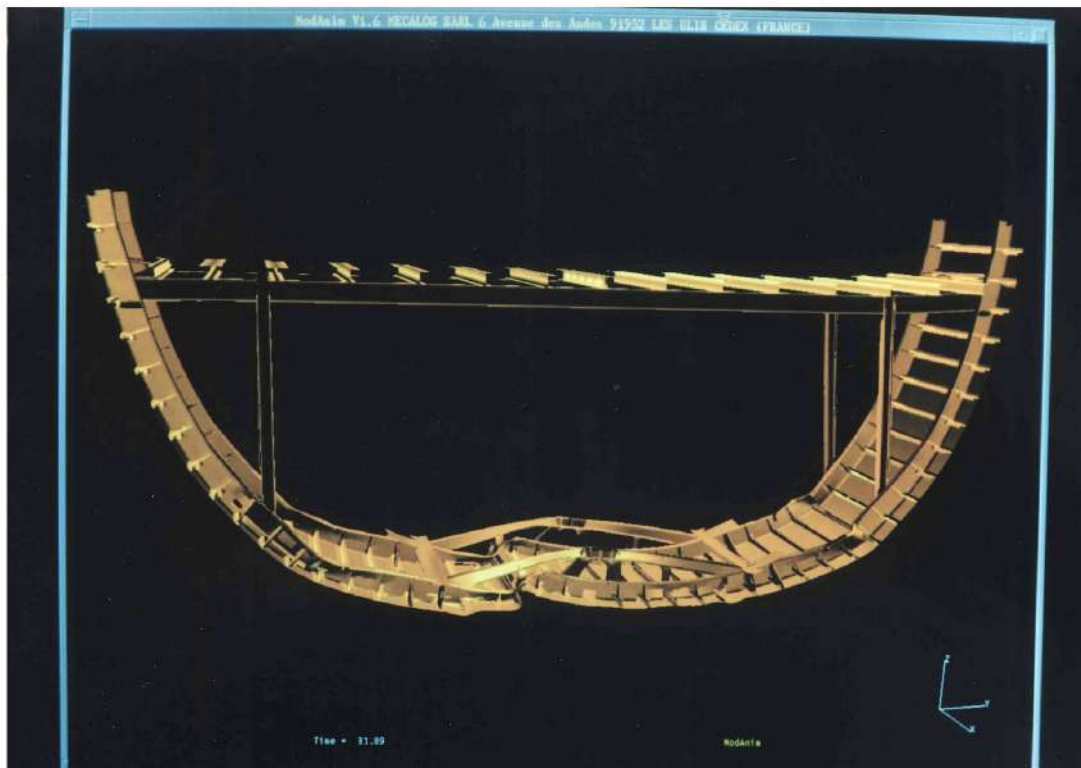


Fig. 47

Calcul numérique de la déformation d'une structure Airbus après un crash. Maillage PATRAN

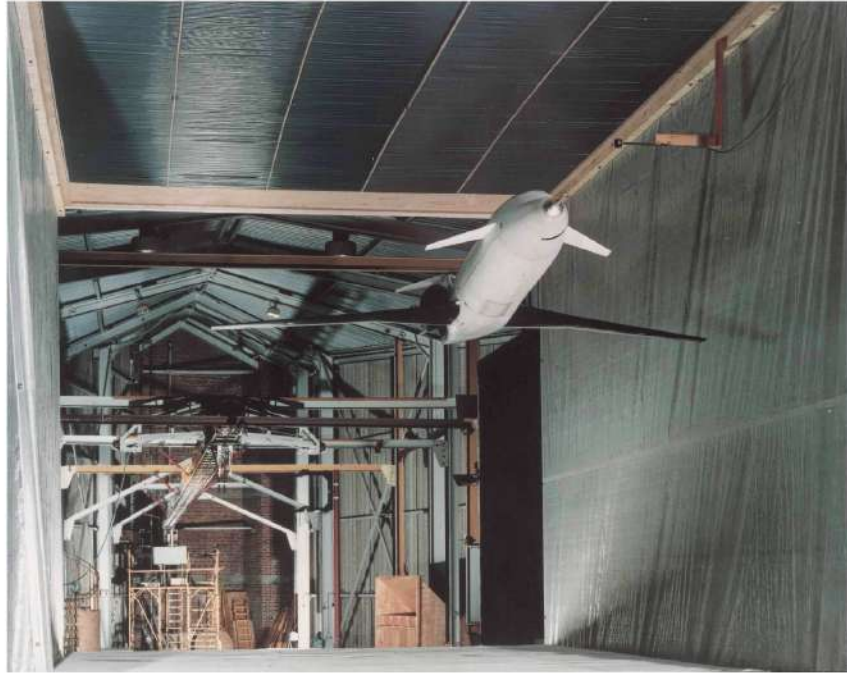


Fig. 48

Essai d'une maquette d'avion d'affaires TGA (Très grand allongement) à la catapulte de l'IMFL (banc B10), avec rafales verticales

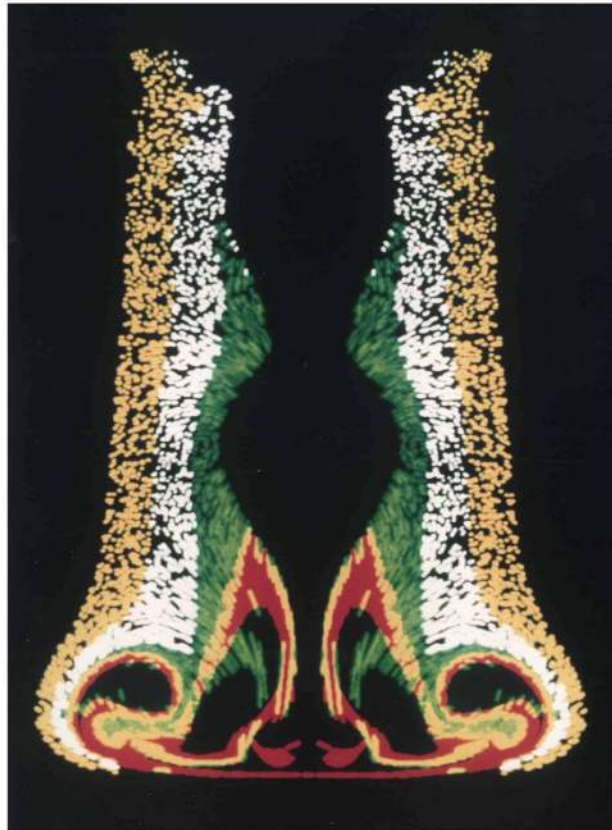


Fig. 49

Simulation numérique d'un cisaillement de vent par calcul Navier-Stokes et visualisation par écoulement de particules

télécommandée à la catapulte B10 de l'IMFL, en présence de rafales verticales simulées (figure 48).

Dans le domaine du *pilotage*, il a été vu, au paragraphe 1.4 de ce chapitre, que les études menées par la Direction des études de synthèse (DES) sur l'IHM (Interaction homme - machine), et notamment la modélisation du pilote humain, sont poursuivies au début des années 1980 par le CERT/DERA. Le code d'apprentissage de DES est transféré au DERA en 1982. Le DERA oriente ses recherches vers le comportement des équipages et les scénarios d'incidents. En 1982, le système expert MESSAGE d'aide à l'évaluation de la charge de travail des équipages est validé lors des essais de certification de l'A310.

La Direction des études de synthèse s'oriente de son côté vers l'étude des modes de pilotage avancés (commande à deux niveaux, 1984 ; pilotage « par objectifs », 1991), dans le cadre du GARTEUR, avec utilisation du simulateur de pilotage du NLR par de pilotes des différents pays coopérants. Le pilotage en approche est particulièrement étudié.

Certaines phases de vol sont analysées en détail, par exemple le décollage et l'atterrissage en présence d'*effet de sol* à la catapulte de l'IMFL et en soufflerie (CEAT), en liaison avec le DERA.

D'autres recherches concernent la *sécurité*, comme la reprise en 1986 des études pour l'Aérospatiale sur l'*amerrissage* au bassin de l'IMFL.

A partir de 1989, les recherches de la Direction des études de synthèse sur les *cisaillements de vent*⁵³, soutenues par le STPA et menées en partie dans le cadre du GARTEUR, couvrent à la fois les aspects modélisation (figure 49), détection par lidar et mécanique du vol, avec simulations pilotées au NLR en 1994.

Au début des années 1990, l'étude des *tourbillons de sillage* par la Direction des études de synthèse et l'IMFL (catapulte⁵⁴) est soutenue par le STNA et menée dans le cadre d'actions communautaires européennes (Yves Aurenche). Les sillages tourbillonnaires issus des bouts d'ailes et des volets sortis d'un gros avion sont, en effet, fort dangereux pour l'avion qui le suit (surtout s'il est petit) lors du décollage ou à l'atterrissage. Il a été vu plus haut (paragraphe 3.1 de ce chapitre) comment essayer de réduire ces tourbillons pour diminuer la traînée induite, par exemple en utilisant des « winglets » ou des turbines de bout d'aile. Il s'agit plutôt ici (dans cette section consacrée à la mécanique du vol) de bien caractériser les tourbillons, leur évolution (en particulier en présence du sol) et leur effet sur l'avion suiveur. Mis en œuvre pour répondre aux enjeux soulevés par l'augmentation simultanée des cadences du trafic aérien (poussant à la réduction des séparations entre avions) et du gabarit des appareils, ce champ de recherche pluridisciplinaire a été soutenu, en deçà puis au-delà de 1995, par les grands projets européens EUROWAKE, WAVENC, C-WAKE, S-WAKE et AWIATOR (Eric Coustols), par la DGAC et par un PRF (Projet de recherche fédérateur) de l'ONERA (Dynamique des sillages tourbillonnaires ; Eric Coustols, Laurent Jacquin). La performance du tandem franco-allemand ONERA-DLR, la transversalité de l'ONERA et les grands moyens mis en

⁵³ L'importance de ce risque a été très tôt portée à la connaissance de l'ONERA par Marc Pélegrin.

⁵⁴ Voir figure 33.

œuvre ont permis des avancées significatives dans la prédiction des sillages tourbillonnaires.

Enfin, l'optimisation de la gestion du *trafic aérien* donne lieu, à partir de 1992, à des recherches au CERT/DERA (Nicole Imbert), en concertation avec le CENA (DGAC) de Toulouse. Les deux thèmes retenus en 1994 sont l'utilisation de techniques de recherche opérationnelle pour l'optimisation de l'espace aérien et la poursuite en niveau. L'anticollision est étudiée par Karim Zeghal. De son côté, la Direction des études de synthèse (DES) lance à la même époque une étude sur la navigation par satellites, avec le soutien de la DGAC. L'accent est mis, au début, sur l'intégrité des systèmes.

Avant de clore cette section rappelons que, au-delà de 1995, l'accent sera mis sur la conception des *lois de pilotage des « avions souples »*, applicables en particulier à l'A380. En effet, plus gros, plus longs et utilisant des matériaux plus légers, les avions de transport de grande capacité sont plus souples. Des interférences apparaissent entre la dynamique structurale et les systèmes de commandes de vol qui obligent à prendre en compte cette souplesse dans la conception. Pour accompagner Airbus dans l'élaboration de lois de commande robustes augmentant les qualités et les performances du vol, les équipes de l'ONERA développent alors des outils et des méthodes innovants via les projets COVAS (Contrôle du vol de l'avion souple), MOSAS (Modélisation et simulation de l'avion souple) et MEFAS (Méthode d'exploitation des essais de flottement d'un avion souple) (Alain Bucharles). Ainsi, l'ONERA acquiert une excellente expérience dans la conception des lois de pilotage des avions souples.

3.4 - Transport supersonique

Le transport supersonique mérite un développement particulier, non seulement pour les problèmes spécifiques qu'il pose, mais encore pour l'importance du rôle joué par l'ONERA dans le programme Concorde et, plus tard, à l'occasion du projet d'ATSF (Avion de transport supersonique futur).

Concorde

Le lecteur pourrait être surpris de voir que l'apport de l'ONERA au programme Concorde (figure 50) soit présenté si tardivement dans le texte, alors que les premières recherches de l'Office sur le transport supersonique remontent à 1959. Cela est évidemment dû au fait que, dans ce chapitre, l'exposé est thématique et non pas chronologique, la chronologie étant cependant respectée, dans la mesure du possible, pour chaque thème abordé.

C'est devenu un lieu commun de dire que le Concorde est, lors de son développement, un avion d'un type entièrement nouveau ; certains disent même « révolutionnaire ». A la vérité, pour cet avion, peut-être plus que pour tout autre, les constructeurs et les chercheurs mettent en commun, à l'époque, leurs talents et leurs efforts.

La voie du transport supersonique est explorée dès 1954 par le *Royal Aircraft Establishment* (RAE). En France, ce n'est qu'en 1959 que le STAÉ/EG (Pierre Lecomte) lance des avant-projets d'avions supersoniques et attribue à l'ONERA un contrat de recherches pour concevoir une « Super-Caravelle ».



Aile delta



ATSF



Flottement en vol



S3MA



Cuve rhéoelectrique



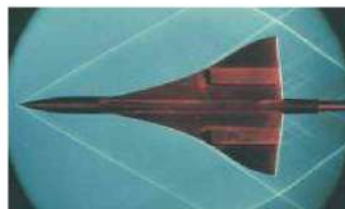
S2MA



« Aile gothique flamboyante »



Givrage (S1MA)



Strioscopie (R1Ch)



1960 - Entrée d'air (S5Ch)



1962 - Echauffement cinétique (D6 au CEM)



S1Ch

Fig. 50
Apport de l'ONERA au programme Concorde

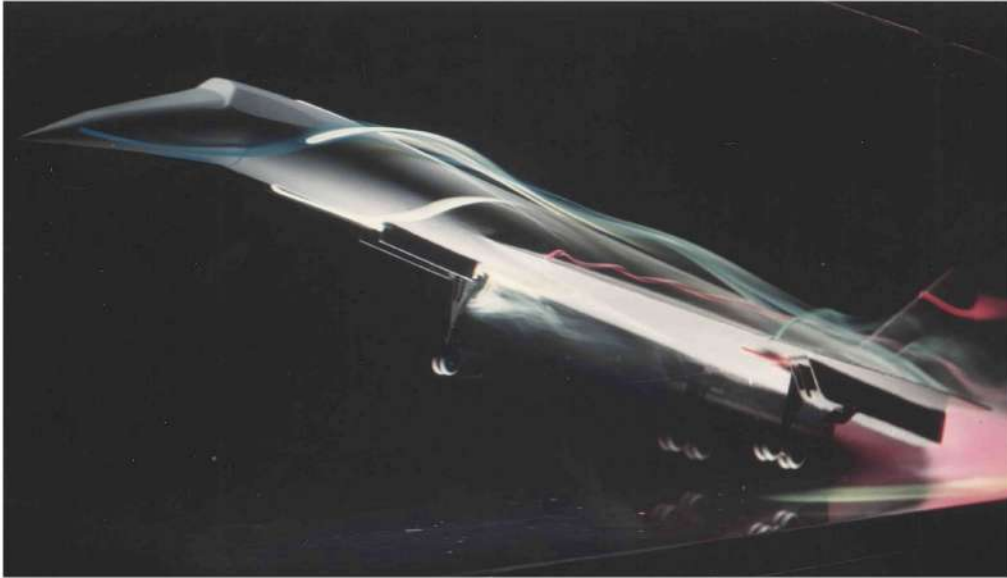


Fig. 51

Visualisation au tunnel hydrodynamique à l'aide de traceurs liquides colorés de l'écoulement autour d'une maquette du Concorde en configuration d'atterrissage



Fig. 52

Évaluation de la couche limite tridimensionnelle à l'aide du code 3C 3D sur une configuration d'ATSF. Épaisseurs de déplacement et lignes de courant pariétales

Cependant l'ONERA est bien placé pour relever ce défi, compte tenu des recherches conduites depuis plusieurs années pour acquérir une meilleure compréhension des mécanismes aérodynamiques de l'aile delta (voir plus haut, le paragraphe 1.1 de ce chapitre) : écoulements coniques (Paul Germain, 1949), « tourbillons en cornet » (1950, 1952), aile à forte flèche (Robert Legendre, 1951), expérimentation en soufflerie et en vol (1954) du Deltaviex, calculs à la cuve rhéoelectrique (Lucien Malavard, 1955) notamment pour la combinaison de la cambrure et du vrillage de la corde du profil selon l'envergure (1956), recherches théoriques sur le frottement turbulent (Roger Michel, 1959).

En 1959, est créé un Comité d'étude britannique sur l'Avion de transport supersonique (ATS). Le 21 mai 1959 a lieu la première réunion, à l'AFITAE, de représentants de l'ONERA et des constructeurs, en vue de la réalisation éventuelle, en France, d'un ATS. Le 27 novembre 1959, le Service technique aéronautique demande aux divers constructeurs français des avant-projets d'ATS et charge l'ONERA d'études plus approfondies sur la forme d'aile, les entrées d'air, les tuyères propulsives, le vol à basse vitesse, etc. L'adaptation de l'aile dans le domaine transsonique est réalisée par Robert Legendre en 1960. Le 23 février, des résultats d'études systématiques faites à l'ONERA sur la voilure et les prises d'air⁵⁵ (Jacky Leynaert, Pierre Carrière) sont remis au constructeur au cours d'une réunion ONERA et Sud-Aviation.

Le 18 mars a lieu la première réunion officielle franco-britannique, au RAE Farnborough, pour une confrontation des résultats d'études antérieures faites dans les deux pays. Le 13 octobre une deuxième réunion franco-britannique, à l'ONERA, est consacrée à l'exposé des résultats récents obtenus à l'Office. En octobre 1961, le STAé retient la proposition de Sud-Aviation basée sur les caractéristiques de « portance tourbillonnaire de l'aile gothique flamboyante » mises en évidence par l'ONERA.

L'adaptation de l'ensemble aile-fuselage du Concorde (Paul Bévière, Maurice Fenain, Philippe Poisson-Quinton) est réalisée en 1961 et des échanges de vues systématiques sont poursuivis entre services officiels, RAE et ONERA. Des accords entre BAC, Sud-Aviation, Bristol et SNECMA sont conclus sur un projet commun ; des essais en soufflerie sont effectués. L'effet de sol, responsable de l'augmentation sensible de la portance sur les ailes delta, est étudié, notamment au tunnel hydrodynamique (figure 51).

Le 29 novembre 1962 est signé l'accord entre les gouvernements français et britannique lançant le programme Concorde d'un transport de 100 passagers à Mach 2,2 sur l'Atlantique Nord.

En 1963, des essais en soufflerie sont repris sur une maquette de Concorde et les résultats très favorables obtenus à la soufflerie de Cannes sont confirmés par des essais de recherche en vol effectués par la NASA. La même année, le véhicule expérimental D6 permet l'étude de l'échauffement cinétique à Mach 2 (Roger Marguet) (voir figure 50).

André Turcat procède au premier vol en mars 1969, mais le Concorde n'entre en service qu'en 1976.

⁵⁵Jusqu'au début des années 1970, tous les aspects du fonctionnement des *prises d'air* sont examinés avec Sud-Aviation, notamment dans la soufflerie S5Ch de Meudon (figure 1). La partie *arrière-corps* de la nacelle propulsive est également étudiée avec soin (Bernard Masure), en liaison avec la SNECMA, et donne lieu à des centaines d'heures d'essais dans les souffleries S3Ch et S5Ch.

On sait que le succès technique de Concorde, incontestable, n'est pas suivi d'une réussite commerciale. Les prises de position défavorables des services officiels américains concernant les nuisances (bruit des réacteurs⁵⁶, bang sonique⁵⁷), qui donnent également lieu à d'importantes recherches à l'ONERA, retardent, on le voit, sa mise en service. Sur le plan économique, les chocs pétroliers ont lieu au plus mauvais moment : le prix du baril, qui était de deux dollars en 1960, atteint 14 dollars en 1974 et 38 dollars en 1979 !

Concorde transporte cependant plus de deux millions de passagers entre 1976 et 1994. Il relie Paris à New York en 3 h 45 min et New York à Paris en moins de temps encore en raison des vents favorables. Partie intégrante de la mémoire nationale, Concorde reste pendant plusieurs années, avant son retrait de service, un ambassadeur permanent outre-Atlantique de la technologie européenne et le témoignage de l'expérience acquise, garante du succès des projets d'avion supersonique futur.

La contribution de l'ONERA a été capitale pour l'étude aérodynamique⁵⁸, non seulement de l'aile mais encore des prises d'air et des tuyères dont l'adaptabilité et la compacité ont été remarquables. L'apport a également été important dans les domaines des structures (aéroélasticité), des matériaux (alliages légers, voir paragraphe 1.3 de ce chapitre) et des nuisances (bruit des réacteurs ; bang). Cette contribution qui s'étend de 1959 à 1975, a représenté en 1968 environ 9 % de l'activité totale de l'ONERA.

ATSF

Après une veille de plusieurs années de la part de l'Aérospatiale, le véritable démarrage des études sur l'ATSF (Avion de transport supersonique futur) s'effectue dans le cadre national sous l'impulsion de la DGAC (André Dubresson). Lancée en 1990, une action coordonnée entre l'Aérospatiale, la SNECMA et l'ONERA permet de lever les doutes sur les contraintes économiques et sur les contraintes liées à l'environnement, rendant le programme supersonique crédible. Néanmoins, le trafic aérien prévisible ne permettant l'existence que d'un seul avion, les coopérations se mettent en place sur le plan industriel. États-Unis, Europe, Russie et Japon avancent des projets visant des appareils transportant deux à trois fois plus de passagers que Concorde (c'est-à-dire 200 à 300 passagers), à des Mach compris entre 2 et 2,4, capables de vol transpacifique. En Europe, à l'axe Aérospatiale-BAe, est venu se joindre DASA en 1994, et c'est sur les bases d'un programme de recherche commun ESRP (*European Supersonic Research Program*) que sont orientés les efforts des industriels et des établissements de recherche des trois pays.

A l'ONERA, les recherches entreprises, coordonnées par Christiane Michaut, concernent l'aérodynamique (figures 52, 53 et 54), les matériaux, la propulsion* et l'environnement* (*cf. la finalité Turbomachines dans la Partie II).

L'optimisation simultanée des performances aérodynamiques en croisière subsonique (pour le survol des zones habitées) et en croisière supersonique doit, de plus, tenir compte des performances à basse vitesse lors des phases de décollage,

⁵⁶ Voir la finalité Turbomachines, Partie II, Chapitre 2 et Chapitre 7, paragraphe 2.

⁵⁷ Voir paragraphe 1.5 de ce chapitre et Partie II, Chapitre 7, paragraphe 3.

⁵⁸ Les recherches de l'ONERA ont permis aux constructeurs, et notamment à la brillante équipe de Sud-Aviation, dirigée par Lucien Servanty, d'aboutir à une réalisation absolument remarquable du point de vue de l'aérodynamique, aussi bien à basse vitesse qu'en croisière supersonique à Mach 2.



Fig. 53
Essai d'une maquette d'ATSF (Avion de transport supersonique futur) dans la soufflerie S2Ch de Meudon



Fig. 54
Essai d'une maquette d'ATSF (Avion de transport supersonique futur) dans la soufflerie S2MA de Modane



Fig. 55

Essai de planeur souple ultra-léger à pilotage inertiel (aile Rogallo), pour l'étude de la sécurité du vol, dans la soufflerie S1Ch de Meudon en 1977



Fig. 56

Essai de vrille libre d'avion léger dans la soufflerie verticale SV4 de l'IMFL. Le lancement de la maquette vient d'être effectué à la main

d'approche et d'atterrissage. La voilure flexible à grand allongement doit être étudiée par une approche multidisciplinaire d'aéro-servo-élasticité.

Pour les matériaux, la durée de vie des structures doit être de l'ordre de deux à trois fois supérieure à celle du Concorde pour une masse structurale minimale. La cellule du futur supersonique doit être constituée des matériaux déjà cités plus haut (voir paragraphe 1.3 de ce chapitre), résistant au fluage à chaud (120°C) pendant 60 000 heures (contre 14 000 heures pour Concorde) dans les conditions de vol supersonique.

Après quelques années d'une excellente coopération entre l'ONERA et les industriels (Aérospatiale et SNECMA), la mise en place de coopérations nationale (dans le cadre du COS, Comité d'orientation supersonique, lancé par Claude Allègre et présidé par Sébastien Candel) et européenne (projets EUROSUP puis EPISTLE), l'effort de recherche est ralenti à cause des impératifs liés au développement de l'A380⁵⁹.

3.5 - Planeurs. Avions légers

Les recherches effectuées par l'ONERA au profit des planeurs et avions légers, si elles sont sans doute moins prestigieuses que celles concernant les « gros avions » rappelées plus haut, n'en sont pas moins utiles pour les industriels de ce secteur. Donnons quelques exemples.

En 1977, la Direction des études de synthèse (DES) entreprend, à la demande du Secrétariat à la jeunesse et aux sports et de la DGAC, une étude sur les qualités de vol des planeurs delta souples (*ails Rogallo*), qui sont alors à l'origine de nombreux accidents. L'étude (Claudius La Burthe, Simone Walden) met en évidence l'influence de nombreux paramètres, liés en particulier à l'aéroélasticité, qui conditionnent la stabilité longitudinale. Une corrélation précise est établie entre les résultats de calcul de mécanique du vol et de structure, les résultats des essais dans la soufflerie à S1Ch de Meudon (figure 55) et les mesures en vol.

De son côté, la Direction de l'aérodynamique (OA) contribue à l'amélioration des qualités aérodynamiques des *planeurs* de compétition, comme par exemple le planeur Pégase (Jean-Jacques Thibert).

En 1990, quatre profils pour *avions légers* sont définis selon un cahier des charges fourni par la SOCATA. En 1991, les mesures de transition effectuées en vol sur la voilure du TBM 700 montrent que la technologie de l'époque est compatible avec les exigences d'état de surface des profils laminaires. De ce fait, la SOCATA retient le profil laminaire OASL01 comme support pour les études de définition de son avant-projet d'avion croisant à 360 Kts. L'hypersustentation de ce profil est définie. Les essais du profil lisse et hypersustenté (volets à fentes et bec Krüger) ont lieu en 1992. D'autres études concernent la voilure du CAP X (Mudry) et des profils pour ULM.

D'autre part, l'IMFL mène à partir de 1985 deux études au bénéfice des avions légers.

⁵⁹ Les recherches seront poursuivies, plus tard, dans le cadre du projet européen HISAC (*High Speed Aircraft*), coordonné par Dassault Aviation.

L'une, conduite en liaison avec la Direction de l'aérodynamique, est l'étude de la *vrille* (figures 56 et 57), à la soufflerie verticale SV4, et de la *perte de contrôle*, dans le nouveau laboratoire d'essais en vol de maquettes (banc catapulte B5, figure 58) dans le cadre du programme CARAPACE (Concepts d'avions résistant aux pertes accidentelles de contrôle effectif) (Frank Descatoire). Cette recherche est menée en coopération avec la Société des Avions Robin, dans une perspective réglementaire et en vue de contribuer à la certification des avions en FAR 23.

L'autre est relative au retournement des avions légers (*capotage*) au cours d'un atterrissage forcé sur terrain mou.

Enfin, le CERT/DERMES effectue à partir de 1992 une étude sur la réduction du *bruit* d'avions légers à hélices (Claude Le Tallec, DES), en coopération avec la SOCATA. En 1994, une hélice optimisée du point de vue aérodynamique et acoustique pour un vol en palier est définie. Les performances sont confirmées par des essais en vol.

3.6 - Dirigeables

Comme il est rappelé dans le fascicule *Centres et moyens d'essais*, ce qui est maintenant le Centre de Meudon de l'ONERA a joué, dès la fin du XVIII^{ème} siècle, un rôle essentiel dans le développement de l'aérostation, où se sont illustrés notamment, plus tard, Charles Renard à la fin du XIX^{ème} siècle et Albert Caquot* au début du XX^{ème}.

De 1972 à 1974, l'ONERA redonne une nouvelle jeunesse à l'aérostation (Pierre Contensou*, Jacques Bouttes), à l'occasion de recherches concernant deux projets qui, même s'ils n'ont pas abouti, font depuis de l'Office un expert reconnu dans le domaine (Philippe Guicheteau).

Les premiers travaux, exécutés en coopération avec le CNES, portent sur un projet de *véhicule PEGASE* capable de servir de relais de télécommunications à l'échelle de quelques centaines de kilomètres : maintenu vers 20 km d'altitude au-dessus d'un point fixe par ses moyens propres et automatiques de détection, de pilotage et de propulsion pendant au moins un an sans retour au sol, ce véhicule affecte la forme d'une lentille circulaire de 300 m de diamètre et de 80 m d'épaisseur maximum.

Dès 1972, des compléments aux travaux déjà effectués à l'INAG (Institut national d'astronomie et de géophysique) (Pierre Balaskovic) sont apportés dans les domaines des caractéristiques aérodynamiques de la carène (Louis Cabot) (figure 59), du pilotage et du dispositif de propulsion. Un tel aéronef semble, à cette époque, présenter un grand intérêt dans le domaine des télécommunications.

Cette expérience amène l'ONERA à proposer aux services publics, en liaison avec d'importants organismes officiels et privés, un projet de *ballon (OBELIX)* (figure 60) destiné principalement au transport et à la manutention de charges lourdes et indivisibles, d'une masse allant jusqu'à 500 tonnes. Il est alors espéré qu'un tel projet (André Schweisch, pour l'aérodynamique), qui ne met en œuvre que des techniques éprouvées – enveloppes souples, groupes moteurs d'hélicoptères, calculateurs embarqués –, puisse permettre à la France de disposer dans les cinq ans à venir de véhicules originaux dont l'utilisation intensive assure l'amortissement rapide des frais d'étude. Il est en effet attendu que ces véhicules seraient à même de supprimer les contraintes que l'absence ou l'insuffisance des moyens de transport font peser, à



Fig. 57
Essai d'une maquette d'avion léger de la SOCOTA montée sur la balance rotative (tournebroche) dans la soufflerie verticale SV4 de l'IMFL



Fig. 58
Préparation d'un essai de largage d'une maquette d'avion léger à la catapulte B5 de l'IMFL, pour l'étude de la perte de contrôle

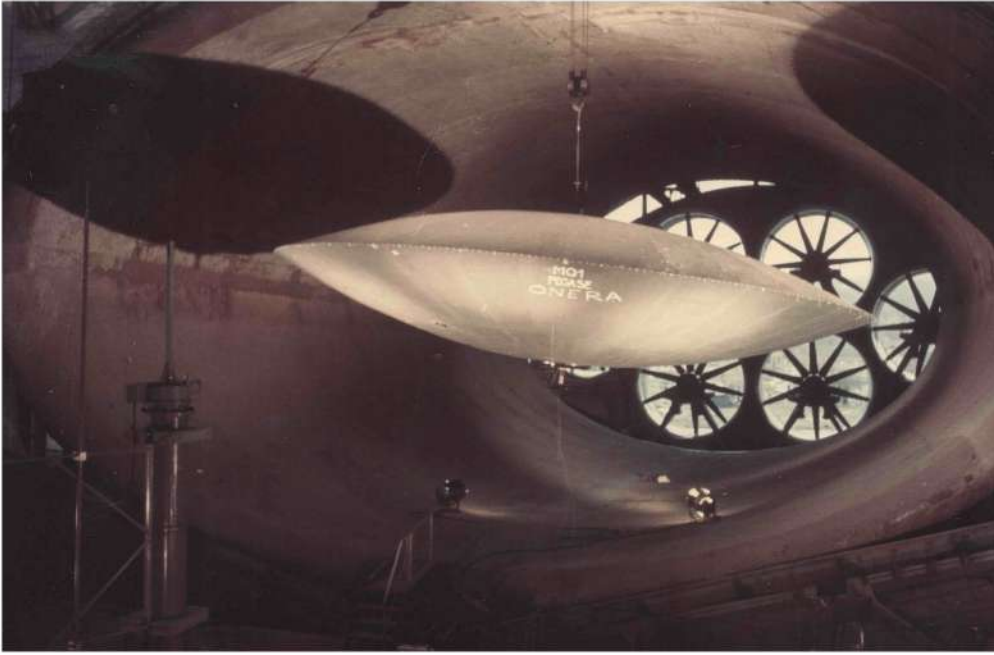


Fig. 59

Essai d'une maquette à l'échelle 1/40 du ballon PEGASE dans la soufflerie S1Ch de Meudon

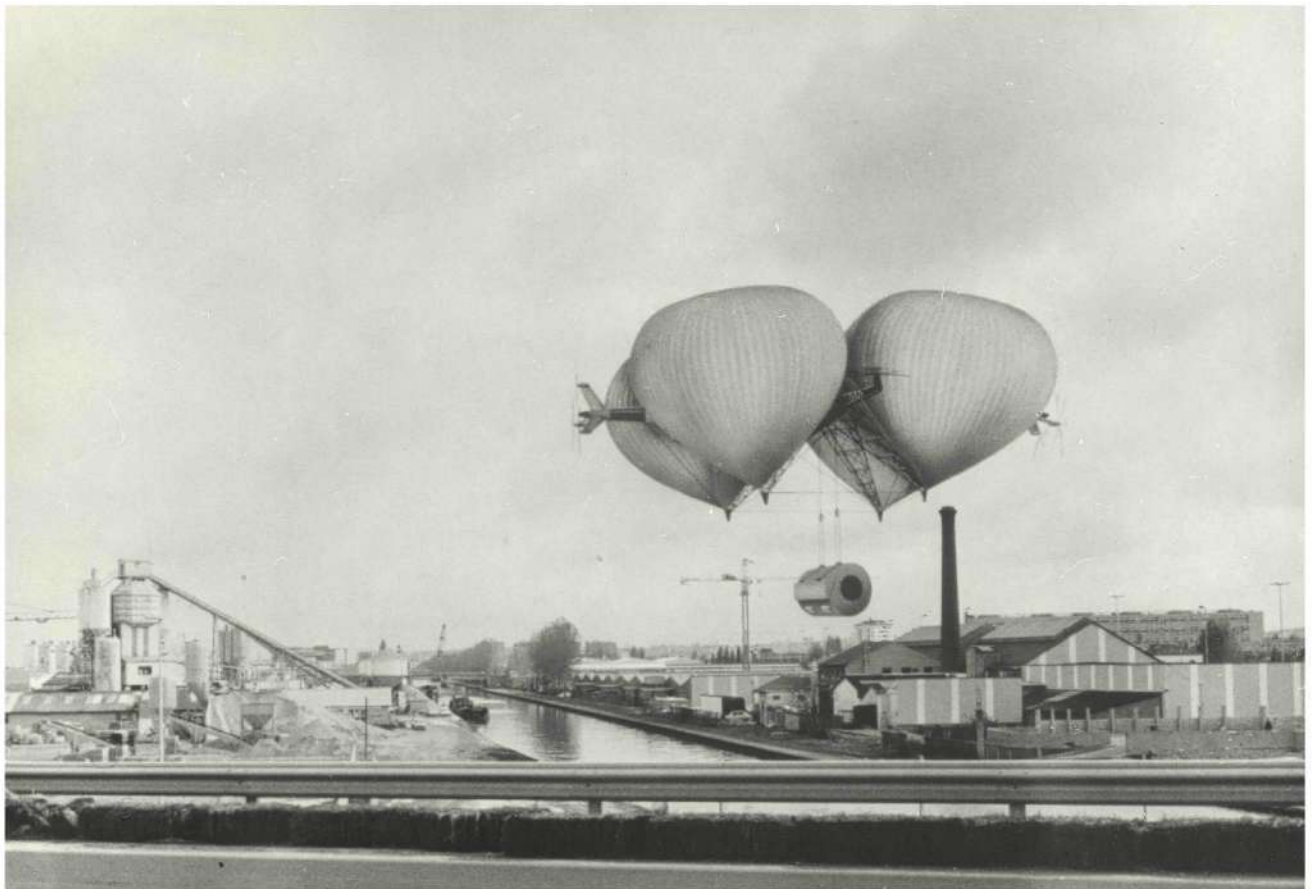


Fig. 60

Vue d'artiste du ballon OBELIX

l'époque, sur la réalisation de grands projets industriels, notamment dans les pays en voie de développement.

3.7 - Participation aux développements⁶⁰

Essais dans les grandes souffleries

Des exemples sont donnés pour les souffleries de Modane, sans chercher à être exhaustif. D'autres essais concernent également la soufflerie S1Ch de Meudon et la soufflerie F1 du Fauga.

- Soufflerie S1MA

Pour les avions civils, des essais sont effectués pour la Caravelle (1957), le Mystère 20 (1964), le Concorde sur maquette au 1/30^{ème} du RAE (1965) et sur une demi-maquette au 1/6^{ème} (10 m de long, 2 m de demi-envergure) réalisée par la BAC pour des mesures à grande incidence (1969), l'Airbus A300, le Mercure au décollage (1972, 1973, 1977), le Falcon 50 (1977), le Falcon 20X (1979), le Falcon 900, l'A320⁶¹, l'A340, etc. Vers 1989, un essai à grande vitesse est effectué pour la SNECMA sur une maquette à l'échelle 1/3 de la prise d'air de l'UDF (*Unducted Fan*).

La soufflerie S1MA permet d'effectuer des *essais aéroélastiques* sur des maquettes aéroélastiquement semblables, comme par exemple pour prévenir le flottement pour l'empennage du Jodel (1966).

- Soufflerie S2MA

Pour les avions civils, de nombreux essais intéressent le TSS /Concorde (1963-1974), très souvent sur une maquette complète au 1/75^{ème} ou sur la demi-maquette J15 avec simulation des jets de réacteurs. En 1968, un essai important est effectué pour le compte de la BAC Filton sur une grande maquette au 1/10^{ème}. D'autres essais concernent le Mercure (1968-1975), les Falcon 10, 50, 900 et 2000 (1969-1990) et, évidemment, les Airbus A300, A310, A300-600 et A340 (1971-1986).

- Soufflerie S3MA

Les essais concernant les avions civils commencent dès 1961 par la comparaison de trois maquettes du TSS (avion de transport supersonique), l'une de Dassault, avec canard, les autres de Nord-Aviation et Sud-Aviation. Ils se poursuivent en 1962 par l'étude de l'échauffement cinétique sur la demi-aile D6, par divers essais en 1963, puis par l'étude de la stabilité dynamique à Mach 2 (1965) et par celle du transfert de chaleur par visualisation pariétale en 1966. De nombreux essais ont lieu sur une maquette à l'échelle 1/75^{ème}.

D'autres essais concernent le Mercure (1967), dont ceux relatifs au flottement par la méthode d'excitation aléatoire (1971). Le flottement est également étudié sur une demi-maquette dynamiquement semblable de l'Airbus A300-B (1972).

Essais de vibration au sol

Exemples : Concorde (1969), A310 (1981), TBM 700 (SOCATA) (1990), A300-600 avec SOPEMEA (1994), etc.

⁶⁰ Voir également le fascicule *Centres et moyens d'essais*.

⁶¹ Voir figure 33.

Fabrication de maquettes à l'IMFL

Exemples : Maquette cryogénique de l'A320, très instrumentée (1986) ; maquettes pour CASA (1992) ; maquette « grande vitesse » d'A340 pour ETW (1993), etc.

4 - LES MOYENS

L'exécution des recherches rappelées plus haut nécessite des moyens importants qui doivent sans cesse être adaptés aux besoins. Des exemples en ont déjà été donnés, notamment à propos des structures, des matériaux, de la mécanique du vol et de la discrétion radar. On insiste ici sur les moyens de calcul et d'essais intéressant l'aérodynamique⁶², compte tenu de l'importance de cette discipline à l'ONERA.

4.1 - Moyens de calcul

Les calculateurs rhéoélectriques

Dès 1932 le Professeur Joseph Pérès* et son assistant Lucien Malavard appliquent à l'étude des écoulements aérodynamiques la méthode de « l'analogie électrique », dont Kirchhoff avait indiqué le principe dès 1845. La répartition des potentiels et des courants électriques dans une cuve remplie d'un liquide conducteur permet de simuler l'écoulement aérodynamique autour d'un profil introduit à l'intérieur de la cuve.

C'est le point de départ de la filière du calcul analogique, étendue ensuite au calcul hybride à base de réseaux électriques plus commodes et plus puissants que les cuves rhéoélectriques.

Au départ, la cuve rhéoélectrique permet d'établir des tables numériques facilitant la résolution de l'équation intégrale de Prandtl (qui détermine la répartition de la portance le long de l'envergure de l'aile). Cette méthode a été très employée avant 1939. Son emploi se prolonge au cours des années 1950 et 1960, notamment pour le calcul de la portance d'ailes avec spoilers et volets, ou celle d'ailes à flèche variable.

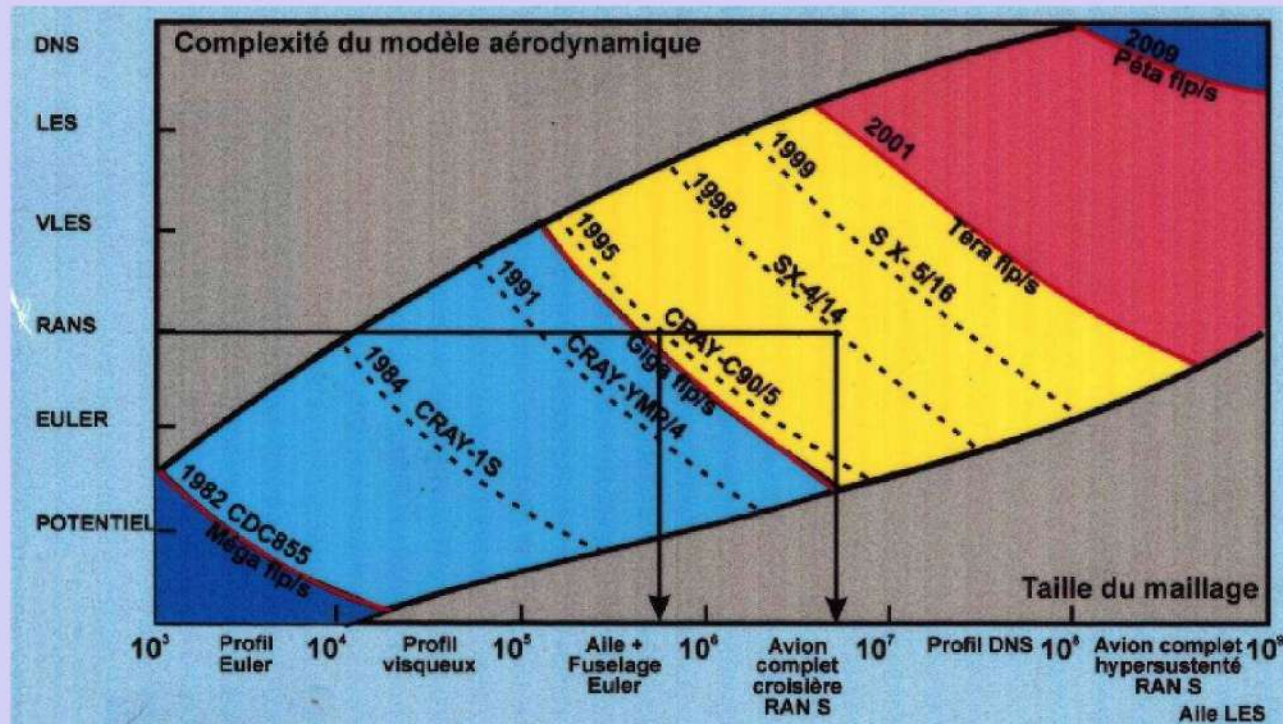
Les ordinateurs

Il semble très justifié de parler des moyens généraux de calcul numérique de l'ONERA à propos des avions, et notamment de l'aérodynamique, car c'est bien cette discipline qui, avec l'énergétique, a conditionné leur développement, au bénéfice évidemment des autres disciplines (et finalités) de l'Office. Dès 1950, l'ONERA commence à expérimenter l'emploi des calculateurs qui deviendront plus tard des ordinateurs. En 1956, un calculateur à tubes, réalisé à l'ONERA, permet de faire quelques opérations par minute.

En 1963 est créé le Centre de calcul qui regroupe principalement les équipes de la Direction de la physique (OP) et de la Direction des structures (OR) qui avaient commencé à défricher le terrain de l'emploi des ordinateurs ; le mot informatique arrivera plus tard. Ce Centre de calcul est dirigé successivement par Claire Gaudfermau (1963), Jean-Louis Rigal (1967), Claude Capelier (1969),

⁶² Voir figure 1.

Ressources informatiques nécessaires en aérodynamique



FMA012

ONERA

Fig. 61

Historique des moyens informatiques de l'ONERA et des possibilités offertes pour les calculs aérodynamiques, dans le plan « taille du maillage » - « complexité du modèle aérodynamique » (voir figure 2)

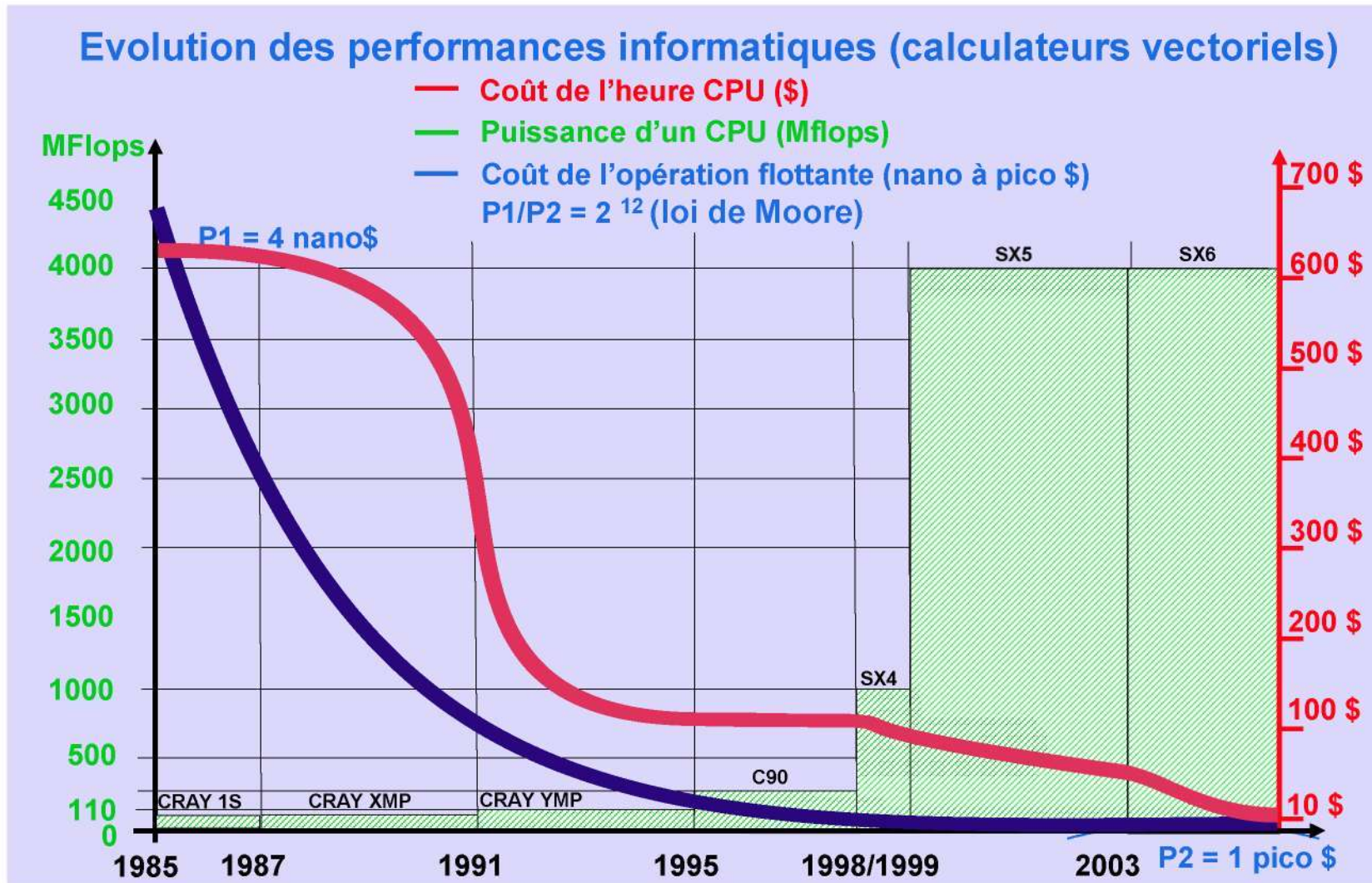


Fig. 62
Évolution des performances informatiques des ordinateurs de l'ONERA

Claude Lecomte (1973) et Jean-Pierre Peltier (1977), aidés notamment par Joëlle Jaubert et Jacques Zeyons.

En 1977 est créée la Direction des moyens d'informatique (DMI), dirigée par Claude Lecomte qui a la main sur l'informatique de calcul et de gestion, et les recherches en informatique. Le Centre de calcul en fait partie. Il met à la disposition des utilisateurs des moyens de calcul fournis par Bull, Control Data puis Cray.

L'année 1980 est marquée, en France, par l'arrivée des supercalculateurs qui permettent de traiter les problèmes posés par l'ensemble des conditions de vol (figures 61 et 62). Dès 1983, l'ONERA a accès au Cray 1S de la Recherche comme partenaire du Centre de calcul vectoriel pour la recherche (CCVR) installé à l'École polytechnique. L'année suivante l'ONERA met en place le « Calculateur aéronautique » (un Cray 1S2000, auquel succède un Cray XMP 18 en 1987 et un C94 en 1996) avec pour premiers partenaires l'Aérospatiale, les Avions Marcel Dassault, Matra-Défense et SNECMA. Un effort de recherche important concerne également le calcul parallèle (Michel Enselme, Pierre Leca).

Les essais en soufflerie restent néanmoins toujours indispensables pour confirmer les configurations retenues d'après les résultats de calcul.

En 1994, la DMI est remplacée par la Direction de l'informatique (DI), dirigée par Jean-Pierre Peltier⁶³.

4.2 - Moyens expérimentaux et méthodes

Seuls les moyens expérimentaux « de recherche » sont considérés ici. Les « grands moyens d'essais » sont évoqués dans le fascicule *Centres et moyens d'essais*.

Tunnels hydrodynamiques

A l'instar de la cuve rhéoélectrique, le tunnel hydrodynamique est à la fois un excellent outil de recherche dans le domaine incompressible et un merveilleux moyen pédagogique. Il est, en outre, un appareil de démonstration qui fournit de splendides visualisations des écoulements. C'est un outil sans rival pour mettre en évidence et interpréter des phénomènes complexes dont l'observation en soufflerie est difficile et imprécise. La simulation hydrodynamique est donc un moyen puissant et peu coûteux pour aborder des problèmes de mécanique des fluides très divers. Au stade de l'avant projet, comme pour l'analyse de phénomènes perçus lors des phases ultérieures du développement, le tunnel hydrodynamique est un auxiliaire précieux qui guide la réflexion et confirme l'intuition.

Il est remarquable que, malgré les différences considérables de nombres de Reynolds et de Mach, les écoulements à basse vitesse dans l'eau reproduisent, avec fidélité, les traits les plus marquants des champs aérodynamiques et, en particulier, les décollements et les tourbillons. Par exemple, il a été vu plus haut que les tunnels hydrodynamiques de l'ONERA s'avèrent très utiles au début du programme Concorde. Ils permettent d'étudier, de façon fine, les tourbillons d'apex des ailes delta et de l'aile « gothique » de Concorde, et de mettre en évidence leur importance pour la sustentation à grande incidence et à faible vitesse.

⁶³ La réorganisation de 1997 conduira à la mise en place du Département réseau et informatique scientifique (DRIS), dirigé par François Mescam.

- *Centre de Châtillon (TH1, TH2, TH3)*

Pendant la période considérée, l'ONERA dispose à Châtillon de moyens expérimentaux auxquels reste attaché le nom de Henri Werlé, à la fois excellent expérimentateur et artiste remarquable si l'on en juge par les très belles images d'écoulements qui ont certainement contribué au renom de l'ONERA. Deux tunnels verticaux fonctionnent par vidange d'un réservoir sous l'effet de la gravité et produisent des écoulements de vitesses respectives 20 cm/s (TH1, 1951) et 1,5 m/s (TH2, 1981). Une cuve (TH3, 1964) est destinée aux essais au point fixe (par exemple pour les rotors d'hélicoptères en vol stationnaire). Ces tunnels sont rénovés dans les années 1980.

La visualisation des écoulements s'effectue à l'aide de traceurs liquides colorés, de même densité que l'eau, émis sur la maquette (figures 63 et 64), ou avec des bulles d'air (figure 65) réparties dans tout l'écoulement, ou encore avec des bulles d'hydrogène obtenues par électrolyse. Les filets colorés sont visibles sur toute leur longueur. Les bulles d'air ou d'hydrogène sont éclairées par des tranches de lumière.

En outre, les visualisations par traceurs liquides ou gazeux effectuées dans les tunnels hydrodynamiques peuvent aussi faire l'objet d'une exploitation quantitative. Celle-ci peut être obtenue par chronophotographie : la trajectoire des bulles d'air en suspension dans l'eau peut être visualisée par des tirets gradués en valeurs de temps. De même, les visualisations par colorants peuvent conduire à déterminer l'espacement des tourbillons de Karman, ainsi que l'écoulement dans les zones de recirculation. L'intensité et la stabilité des tourbillons autour d'une aile delta peuvent être précisées. L'écoulement autour d'une hélice d'avion (ou d'un rotor d'hélicoptère) est particulièrement complexe, car il est à la fois tridimensionnel et instationnaire. Cependant, les bulles d'air, visualisées grâce à des clichés de temps d'exposition court, permettent l'étude des tourbillons marginaux et du sillage des pales ; ainsi, le tunnel hydrodynamique peut fournir non seulement une visualisation des écoulements, mais aussi une approche quantitative permettant de dégrossir les concepts au stade des avant-projets.

- *IMFL*

L'IMFL dispose dans son Laboratoire d'holographie d'un petit tunnel vertical fonctionnant par gravité dont la veine de section $150 \times 150 \text{ mm}^2$ a une longueur utile d'un mètre et dont la vitesse varie de 0 à 5 cm/s. Sa particularité est d'utiliser des techniques de visualisation qualitatives et quantitatives originales, habituellement réservées aux écoulements de fluides compressibles, comme la strioscopie ou l'interférométrie différentielle.

Dans le nouveau tunnel hydrodynamique basse vitesse THBV, mis en service en 1998, aux techniques précédentes viennent s'ajouter celles de la vélocimétrie par images de particules, de la vélocimétrie holographique, de la strioscopie et de la vélocimétrie holographique simultanées.

- *CERT*

Le CERT dispose d'un tunnel hydrodynamique horizontal THALES, mis en service en 1991, où l'écoulement peut circuler en continu à 20 cm/s. Ce tunnel, doté d'un vélocimètre laser, est équipé d'un tapis roulant pour simuler les effets de sol.

Souffleries de recherche

On se limite ici aux « petites souffleries » utilisées essentiellement pour les recherches de base et les recherches appliquées. Les « grandes souffleries » de

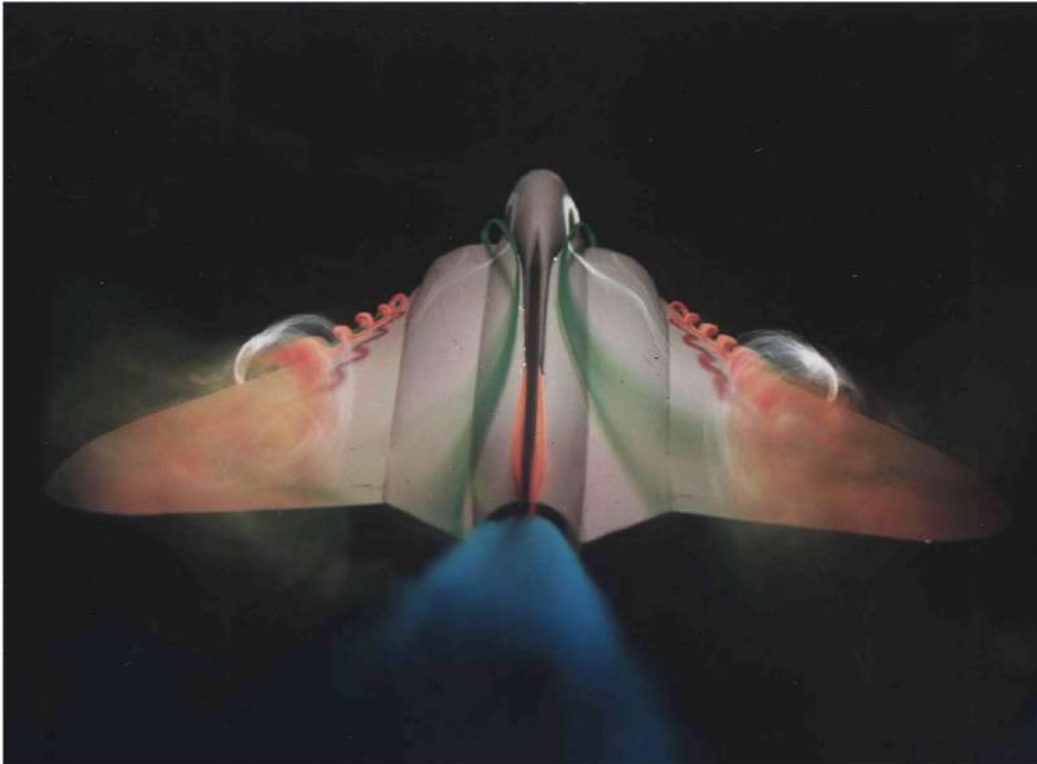


Fig. 63

Visualisation au tunnel hydrodynamique de l'éclatement de tourbillon sur une maquette d'avion de combat placée à incidence élevée

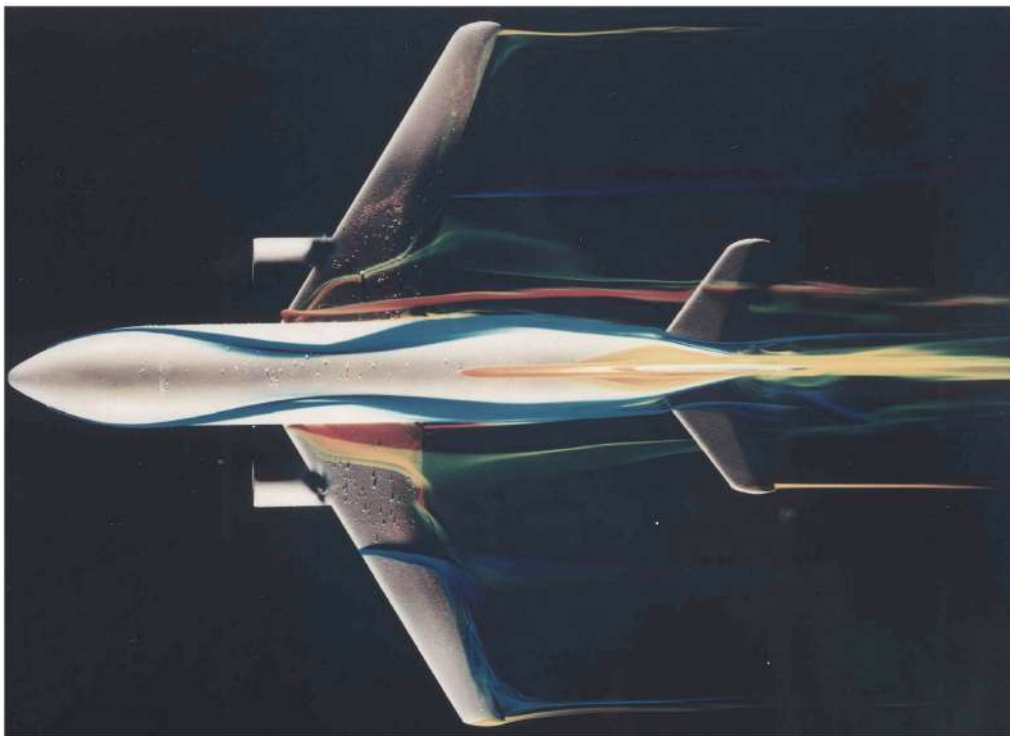


Fig. 64

Visualisation au tunnel hydrodynamique de l'écoulement autour d'une maquette d'Airbus en incidence

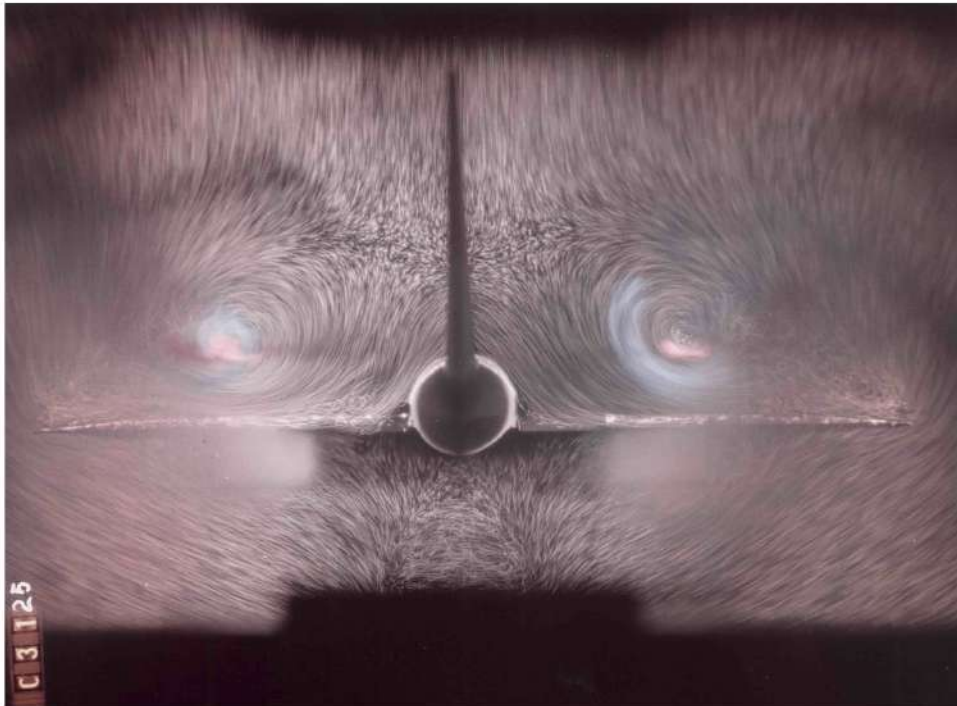


Fig. 65
Visualisation au tunnel hydrodynamique, à l'aide de bulles d'air et de traceurs liquides colorés, des tourbillons d'extrados se formant sur une maquette de Concorde en configuration d'atterrissage

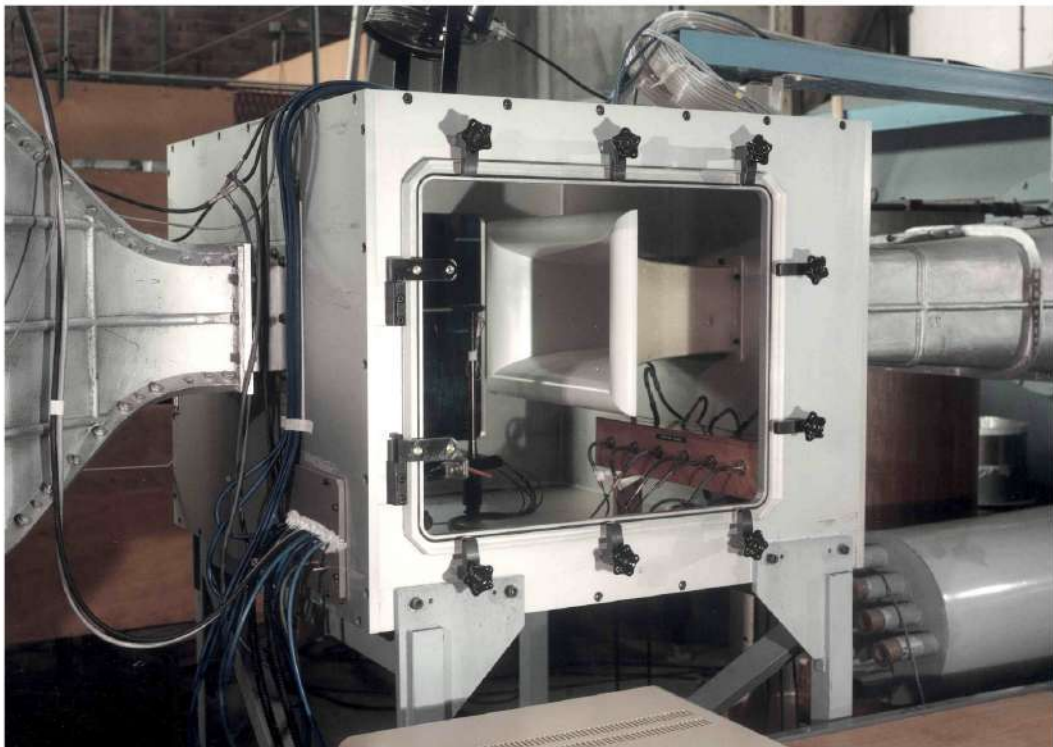


Fig. 66
La soufflerie S19 de Meudon

Modane (S1MA, S2MA, S3MA, S4MA) et du Fauga (F1, F4) - utilisées essentiellement pour l'assistance technique au cours des développements des programmes, mais qui peuvent aussi être utilisées pour effectuer des recherches -, ainsi que les souffleries S1Ch et S2Ch de Meudon, et SV4 et L1 de Lille, sont décrites dans le fascicule *Centres et moyens d'essais*.

On se limite, de plus, aux souffleries de recherche intéressant les avions, c'est-à-dire aux souffleries pour les basses vitesses, le subsonique, le transsonique et le bas supersonique. Les souffleries pour le haut supersonique et l'ypersonique (souffleries à rafales) relèvent des finalités Missiles et Espace.

Le principe de la soufflerie est simple. Il est basé sur la « similitude » existant entre l'écoulement aérodynamique autour de l'avion en vol et l'écoulement autour d'une maquette fixe placée dans un courant d'air. L'avantage est évident : permettre l'expérimentation en toute sécurité, dans l'ambiance et avec les commodités d'un « laboratoire ». Rappelons cependant dès à présent que cette « représentativité » du vol par la soufflerie n'est « valable » que si les valeurs d'au moins deux « paramètres de similitude » sont respectées : le nombre de Mach $M = V/a$ (V : vitesse, a : célérité du son) et le nombre de Reynolds $Re = \rho V l / \mu$ (ρ : masse volumique, l : dimension, μ : viscosité), qui conditionne en particulier la similitude de transition entre écoulements laminaire et turbulent.

- Centre de Meudon

Rappelons que la Grande soufflerie à basse vitesse S1Ch et la soufflerie subsonique S2Ch, maintenant fermées et qui sont traitées en détail dans le fascicule *Centres et moyens d'essais*, sont des souffleries continues de type Eiffel, c'est-à-dire sans circuit de retour.

Les grandes dimensions de la soufflerie S1Ch mise en service dès 1934 (veine de section elliptique de 16 m - 8 m), permettent alors d'essayer jusqu'à 180 km/h de très grandes maquettes, voire des avions réels, ce qui est favorable pour le respect du Reynolds, mais au prix d'une puissance installée importante de 6 000 CV.

Pour la soufflerie S2Ch, mise en service en 1964, la vitesse est de 430 km/h, et pour réduire la puissance, les dimensions doivent être fortement réduites. La veine d'essais circulaire a un diamètre de seulement trois mètres, ce qui ne permet pas un aussi bon respect du Reynolds.

Pour obtenir des vitesses plus importantes tout en conservant des dimensions et une puissance installée acceptables, il faut se tourner vers le concept de soufflerie continue « à retour », fonctionnant en circuit fermé : la puissance motrice ne sert plus à mettre l'air en mouvement mais seulement à entretenir le mouvement. Ce type de soufflerie est, de plus, alors insensible à certaines conditions extérieures (vent).

C'est le cas pour les souffleries de recherche ci-dessous auxquelles restent attachés notamment les noms de Henri Girerd, Pierre Rebuffet, Maurice Siriex, Jean-Pierre Chevallier et Roger Michel, qui ont grandement contribué aux progrès de l'aérodynamique.

Souffleries S8LCh et S8Ch

Dès 1951, l'équipe du Laboratoire de mécanique des fluides entreprend des recherches sur les veines transsoniques. Installés dans le sous-sol de la Grande soufflerie S1Ch (la « cave »), les ingénieurs imaginent et mettent au point la première petite soufflerie transsonique expérimentale, S8LCh, capable d'éviter le « blocage sonique » de l'écoulement. En effet, pour les vitesses transsoniques, c'est-à-dire

légèrement inférieures à Mach 1, le passage de l'air est perturbé par l'exiguïté de la veine d'essais : au niveau de certaines parties de l'avion, comme au-dessus des ailes par exemple, il se forme des « poches » supersoniques qui bloquent l'écoulement. Pour éviter ce blocage sonique, il faut rendre les parois de la veine « perméables » : un dispositif de fentes, qui permet d'aspirer verticalement une partie de l'air, est breveté en 1952 par l'ONERA.

Dans ce domaine, les Américains sont en avance mais gardent jalousement leurs techniques et leurs résultats. Ce n'est qu'en 1954 qu'ils dévoilent l'existence de leurs premières souffleries transsoniques. À Langley Field, en Virginie, une veine de 30 cm de diamètre est équipée de huit fentes et à Tullahoma, au Tennessee, le *Transonic model tunnel* est équipé de parois perforées. Pendant ce temps, à l'ONERA, les études d'écoulements transsoniques autour de maquettes de complexité croissante se poursuivent : profils losangiques, profils d'ailes à incidence nulle, profils portants, ailes de différentes formes et enfin avions complets. Les résultats expérimentaux sont chaque fois comparés à ceux donnés par les modèles théoriques disponibles à l'époque, ainsi qu'aux simulations analogiques obtenues à la cuve rhéoelectrique du centre de Châtillon (voir plus haut).

Plus tard, la soufflerie transsonique-supersonique S8Ch dotée des veines A, B, C, D est mise en service en 1954 et modernisée de 1985 à 1990. Le circuit D est maintenant hors exploitation.

De nombreuses études fondamentales sont exécutées dans la soufflerie S8Ch : couche limite, décollement, écoulement de culot, interaction choc - couche limite, mélange turbulent en supersonique, piège à couche limite pour prise d'air supersonique, etc. (Maurice Sirieux, Jean-Louis Solignac). Dans les années 1990, on y travaille sur le contrôle des interactions choc - couche limite (programmes européens EUROSHOCK I et II). C'est dans ce laboratoire que sont mises au point la striescopie, l'interférométrie (classique puis holographique), la LDV (*Laser Doppler Velocimetry*) pour les écoulements à grande vitesse (Alain Boutier).

Soufflerie S4Ch

Cette soufflerie transsonique à retour de section de veine 150 mm x 150 mm sert un temps à l'étude de la transition sur les profils transsoniques. C'est dans cette soufflerie que le concept de veine transsonique à parois adaptables est testé avant sa mise en œuvre dans les souffleries T2 du CERT/DERAT, puis S3Ch (Jean-Pierre Chevallier, André Bétrémieux). Elle est à présent ferrailée.

Soufflerie S5Ch

La soufflerie supersonique S5Ch, à fonctionnement continu, d'une puissance de 1 400 kW, est mise en service en 1953. Bien que de dimensions modestes (0,3 x 0,3 m²) elle joue alors un rôle historique pour le développement des premiers avions transsoniques. En effet, c'est la première soufflerie transsonique française où il est possible de simuler le fort dangereux passage de la vitesse du son, ce qui permet à l'équipe de Philippe Poisson-Quinton de développer les méthodes de prévision des troubles transsoniques avant le vol.

Elle comporte alors des tuyères interchangeables pour des nombres de Mach de 1,5 à 3,2. De petites maquettes d'avions prototypes Mystère, Gerfaut, Griffon, Mirage, etc., ainsi que des maquettes d'ailes de flèche variée y sont essayées. En 1957, elle est dotée de tuyères pivotantes permettant de faire varier le nombre de

Mach de façon continue entre Mach 1,3 et Mach 3,2 au moyen de six tuyères seulement, avec une remarquable uniformité de l'écoulement.

Par ailleurs, dès 1960, sa veine d'essais supersoniques permet la définition, puis la mise au point des prises d'air à géométrie variable et des tuyères propulsives de Concorde, sous l'impulsion de Pierre Carrière et Jacky Leynaert. Ce type de prises d'air est adopté par les constructeurs français et britanniques de Concorde. De 1964 à 1974, la SNECMA fait effectuer des mesures très fines sur des maquettes de haute précision.

Signalons au passage qu'une veine spécialement adaptée aux essais de grilles d'aubes de turbomachines est mise en service en 1970. A partir de 1990, la soufflerie sert également de banc d'étalonnage de sondes. Plus tard, en 1998, elle est à la base du développement du banc VEGA 2 pour turbomachines.

Soufflerie S3Ch

La soufflerie transsonique continue S3Ch (Mach 0,2 à 1,3, veine 0,80 m x 0,76 m) a servi de soufflerie « pilote » à la grande soufflerie transsonique S1MA de Modane. En effet, la construction et la mise en service de S1MA, prise de guerre transférée à partir de la fin 1945 depuis Ötztal en Autriche vers Modane, nécessite des études préalables sur maquette, comme l'explique l'ingénieur général Paul Dumanois, qui avait convaincu le ministère de l'Air de l'époque de décider le transfert : « Quelle que soit la confiance qu'on puisse avoir dans les calculs des techniciens allemands, il était indispensable, pour une création aussi nouvelle, de procéder à des vérifications avant d'en terminer la construction. On décida donc de réaliser dans l'urgence, en utilisant les lois de similitude, une soufflerie à l'échelle 1/8, la soufflerie S3Ch ». Ses éléments sont fabriqués en Allemagne d'après les plans de la société Dingler qui construit la grande soufflerie de Modane.

La soufflerie, équipée provisoirement de deux moteurs d'avion à piston, des moteurs Jumo de Junkers 88, avant de recevoir vers 1952 des moteurs électriques de sous-marins allemands, est mise au point dès 1949. Elle permet d'atteindre Mach 1 avec une veine, alors circulaire, d'un mètre de diamètre. Elle est rénovée en 1986 ; les moteurs de sous-marins sont remplacés par un moteur électrique de 3 500 kW et la veine circulaire devient à section carrée. En 1991, elle est dotée de parois adaptables, version perfectionnée des veines à fentes des années cinquante. Mise au point à Meudon dans les années 1970 (Claude Capelier), cette technique permet d'adapter en temps réel la forme des parois haute et basse de la veine d'essai, à l'aide de quinze rangs de vérins motorisés. En suivant la forme de l'écoulement autour de la maquette, les parois permettent de simuler un essai proche de celui qui serait réalisé dans un espace illimité. On élimine ainsi l'effet de blocage sonique sans correction informatique, contrairement aux parois à fentes. Il n'existe que trois souffleries au monde équipées de parois déformables : S3Ch, T2 au Centre ONERA de Toulouse (voir plus loin) et une soufflerie allemande.

S3Ch n'est pas seulement une maquette qui a permis de récolter des renseignements importants pour la construction de la soufflerie S1MA, mais une soufflerie de recherche à part entière particulièrement précieuse. Si on se limite aux recherches concernant les avions, outre Concorde, des essais sont effectués pour la Caravelle, premier avion de ligne à réaction court-courrier du monde en 1958, le chasseur Mirage III équipé de ses différentes charges en 1959, l'étude de l'aile d'Airbus en 1973 et, depuis les années 1990, l'avion de combat Rafale. Elle est

également utilisée pour les recherches fondamentales sur les nacelles propulsives et pour la simulation des rafales autour de maquettes d'avions transsoniques.

Soufflerie S19Ch

La soufflerie subsonique S19Ch (figure 66) est mise en service en 1962 et réimplantée et réhabilitée en 1990.

Soufflerie R4Ch

La soufflerie R4Ch, mise en service en 1982, est équipée d'un montage pour l'étude de la turbulence (effets de rotation, contrôle, éclatement).

Soufflerie S2LCh

Cette petite soufflerie, à ne pas confondre avec la soufflerie S2Ch⁶⁴, sert un temps à des études d'appoint : PSP (Peintures sensibles à la pression), métrologie, etc. (Michel Scherrer). Elle est fermée en 1999.

- IMFL

La soufflerie verticale SV4, la soufflerie horizontale L1, la soufflerie de site grande veine et la soufflerie d'étalonnage sont décrites dans le fascicule *Centres et moyens d'essais*.

À l'IMFL, les souffleries de recherche concernent le Groupe de mécanique des fluides fondamentale (Arthur Dymont). Les souffleries sont décrites telles qu'elles se présentent au début des années 1990.

Soufflerie transsonique

La soufflerie transsonique de l'IMFL (Mach réglable de 0,3 à 1,1) est une soufflerie à retour, à fonctionnement continu, bidimensionnelle de taille assez modeste (la veine guidée a une section rectangulaire de 200 mm de hauteur et de 42 mm de large ; la longueur utile est de 350 mm) qui a été mise en service en 1948. Elle est destinée essentiellement à effectuer des essais de recherche à caractère fondamental ou appliqué. Les champs aérodynamiques autour des profils sont étudiés ainsi que les explorations de couche-limite et de sillage. On peut aussi réaliser des visualisations pariétales et des visualisations ultra-rapides de l'écoulement fondées sur la variation de l'indice de réfraction de l'air. Les maquettes qui y sont installées sont équipées de capteurs de pressions instationnaires.

Installation compressible subsonique

L'installation compressible subsonique est une installation plus récente puisqu'elle a été mise en service en 1976. C'est une soufflerie de type Eiffel. La veine guidée a une section rectangulaire de 150 mm x 200 mm. Le nombre de Mach peut être réglé de 0,2 à 0,8 en cours de fonctionnement.

Elle est essentiellement utilisée pour l'étude, signalée plus haut au paragraphe 2.1 de ce chapitre, de l'interaction entre le tir d'une arme à feu et le fonctionnement d'une entrée d'air en incidence comprise entre 0 et 20°. Dans la veine rectangulaire utilisée pour des essais en incidence nulle, il y a possibilité d'installer des maquettes en paroi latérale (profils de 100 mm de corde).

⁶⁴ Voir le fascicule *Centres et moyens d'essais*.

Laboratoire d'holographie

On regroupe sous le nom de laboratoire d'holographie un certain nombre de petits moyens d'essais et de mesures, notamment des tunnels hydrodynamiques (voir plus haut) et des souffleries basse vitesse :

- la soufflerie dite 160 est une soufflerie de type Eiffel dont la veine a une dimension de 160 mm x 300 mm. La longueur utile de la veine est de 1 m et la vitesse de la soufflerie est réglable de 0 à 30 m/s. Les écoulements sur prise d'air ont essentiellement été étudiés dans cette soufflerie.
- la soufflerie de couche limite est aussi une soufflerie de type Eiffel, mais la veine est de dimension carrée de 300 mm de côté. La longueur utile de la veine est de 2,50 m et la vitesse varie de 0 à 40 m/s. Cette soufflerie a été conçue pour analyser la structure interne de la couche limite.

- CERT/DERAT

Soufflerie T2

La soufflerie T2 est mise en service en 1974 pour servir de soufflerie pilote à la soufflerie européenne ETW (*European Transonic Wind-tunnel*)⁶⁵. C'est une soufflerie transsonique très originale, à induction, dont la veine à parois adaptables permet de minimiser les interactions parasites au cours d'une brève rafale, grâce à une programmation par ordinateur. En outre, l'injection d'azote liquide dans le circuit de cette soufflerie permet d'abaisser la température de l'écoulement à -170°C pour se rapprocher des conditions réelles du vol, en ce qui concerne l'influence du nombre de Reynolds $Re = \rho V l / \mu$. En effet, l'abaissement de la température augmente la masse volumique ρ (à pression constante) et diminue la viscosité μ , ce qui augmente (doublement !) le Reynolds.

L'ensemble des technologies nouvelles introduites pour cette réalisation et pour les méthodes de mesures à très basses températures sont directement utilisables pour la grande soufflerie transsonique européenne ETW, implantée à Cologne et exploitée en commun par quatre grands pays européens (Allemagne, Royaume-Uni, Pays-Bas, France).

- Centre du Fauga

La grande soufflerie subsonique continue pressurisée F1 est évoquée dans le fascicule *Centres et moyens d'essais*. Il est important de noter que la pressurisation de la soufflerie à 4 bar permet d'augmenter la masse volumique ρ (à température constante), donc le Reynolds.

Soufflerie F2

La soufflerie subsonique, continue, atmosphérique F2 (figure 67), principalement utilisée pour des essais de recherche de la Direction de l'aérodynamique et du CERT, est mise en service en 1983.

C'est une soufflerie à fonctionnement continu, avec un ventilateur à pales fixes et vitesse variable, entraîné par un moteur à courant continu de 680 kW. Le refroidissement est assuré par un réfrigérant à eau.

La pression génératrice est voisine de l'atmosphère (le circuit est mis en communication avec l'atmosphère en fin de veine), la vitesse est variable de façon continue de 0 à 105 m/s. La veine d'expérience, de grandes dimensions, a une

⁶⁵ Voir Partie I, Chapitre 2, paragraphe 3.

section rectangulaire (hauteur 1,80 m, largeur 1,40 m) et une longueur de cinq mètres. Le Reynolds est de $1,1 \times 10^6$.

Les parois latérales de la veine sont constituées par un jeu de panneaux amovibles, opaques ou transparents, permettant des montages faciles avec zones d'observation étendues.

La soufflerie est équipée à demeure d'un système de diagnostic d'écoulements par laser (vélocimétrie et tomoscopie, figure 68), placé sur un support mobile. Les trois composantes de la vitesse peuvent être simultanément mesurées.

Cette soufflerie est spécialement conçue pour des recherches fondamentales sur les écoulements complexes autour de maquettes (décollements, tourbillons, etc.).

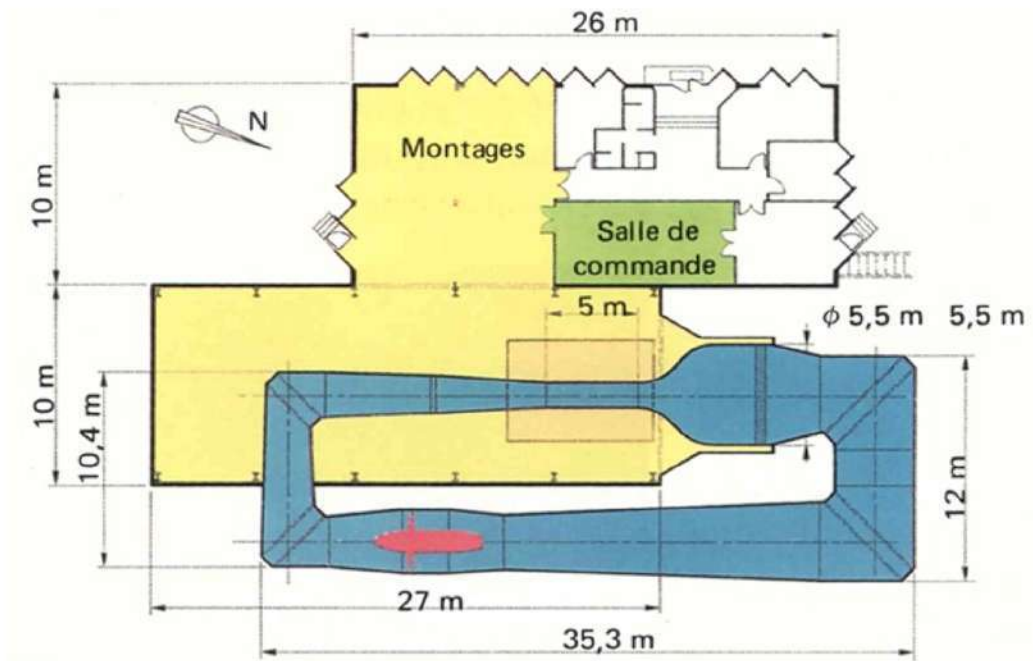


Fig. 67
Plan de la soufflerie F2 du Fauga

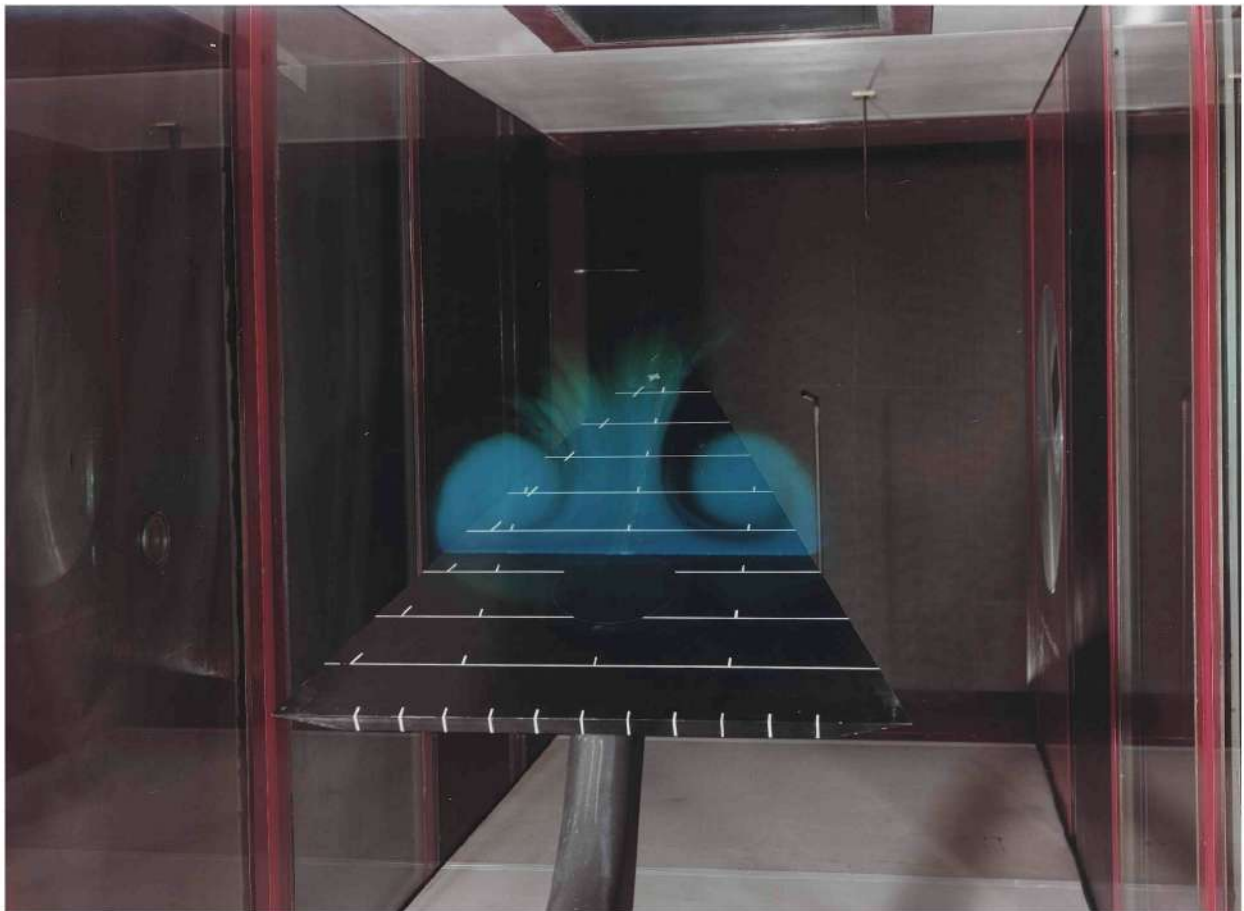


Fig. 68
Tomographie laser sur une aile delta dans la soufflerie F2 du Fauga

BIBLIOGRAPHIE

Ouvrages :

CARPENTIER Jean, *50 ans de recherches aéronautiques et spatiales*, ONERA, 1996.

De l'aérostation à l'aérospatial : le Centre de recherche de l'ONERA à Meudon, ONERA, 2007.

PIERRE Marcel, *Création du Centre d'essais de l'ONERA à Modane-Avrieux*, 2^e éd., ONERA, 1996.

PIERRE Marcel, *Développement du Centre d'essais de l'ONERA à Modane-Avrieux*, ONERA, 1995.

Articles :

CARPENTIER Jean, « Recherches et progrès aérospatiaux : le quarantième anniversaire de l'ONERA », *La Vie des sciences, comptes rendus de l'Académie des sciences*, série générale, tome 4, n^o5, septembre-octobre 1987, p. 405-436.

CARPENTIER Jean, n^o spécial « La recherche aéronautique et les progrès de l'aviation », *Revue Scientifique et Technique de la Défense*, n^o40, 1998-2.

POISSON-QUINTON Philippe, « Chalais-Meudon : la naissance de l'ONERA - le rôle de Pierre Rebuffet », *Les nouvelles de l'ONERA*, 14 juillet 1989.

Plaquettes :

De l'aérostation à l'aérospatial : le Centre de recherche de Chalais-Meudon, ONERA, 2007.

Les Grands Moyens d'Essais, ONERA, 1988.

Institut de Mécanique des Fluides de Lille, ONERA, 1988.

Plaquettes des 30^e et 40^e Anniversaires de l'ONERA, ONERA, 1976, 1986.

Rapports techniques d'activité, ONERA, 1950-1995.

Autres documents :

« 50 ans d'aéroélasticité à l'ONERA », Film ONERA, 2006.

REMERCIEMENTS

L'auteur de ce chapitre remercie chaleureusement Maurice Bazin, Jean Carpentier, Marie-Claire Coët, Jean Délery, Jean-Pierre Grisval, Tasadduq Khan, Paul Kuentzmann, Roger Labourdette, Denis Maugars, François Mescam, Christiane Michaut, Jean-Jacques Thibert et Jean-Marc Weber pour leurs documents et/ou leurs remarques judicieuses lors de la relecture de tout ou partie du texte, et Jean-Pierre Bébert, François Fouquet, Philippe Pla et Ghyslaine Thomas-Fouquet pour l'aide apportée pour les illustrations.

CHAPITRE 2

HÉLICOPTÈRES⁶⁶

Ce chapitre comprend principalement un descriptif des recherches menées par l'ONERA dans le domaine des hélicoptères en relation avec l'Aérospatiale puis avec Eurocopter.

1 - HISTORIQUE SUR LES HELICOPTERES ET LEURS TECHNOLOGIES

1.1 - *Historique des premiers hélicoptères réalisés en France après 1945*⁶⁷

La réalisation d'hélicoptères a commencé en France à la SNCASE, en 1945, à Argenteuil, avec le SE 3110 et sa version agricole, plus rustique, le SE 3120, tous deux équipés d'un moteur Samson 9 NH de 200 ch. Ces deux machines ont été construites à La Courneuve où les activités hélicoptères sont transférées en 1947-1948.

Le SE 3110, équipé de deux rotors de queue en V, ayant été détruit dès son décollage, c'est sur le SE 3120 (Alouette I), équipé d'un seul rotor de queue classique et d'un stabilisateur gyroscopique disposé sous le rotor principal, que la mise au point est poursuivie.

C'est la réussite de la mise au point du SE 3120, illustrée par des essais d'endurance en vol de 100 heures et un record de distance en circuit fermé (1 253 km en 1953), qui a permis d'obtenir les crédits nécessaires au lancement du SE 3130 Alouette II (Premier vol le 12 mars 1955), le premier hélicoptère français à turbine à être produit en série.

Après l'Alouette II et son dérivé Alouette III, le Frelon est abandonné. Le Super Frelon est réalisé avec l'aide de Sikorsky (pour le rotor principal et le rotor arrière). Le SE 330 Puma suit, avec une technologie voisine de celle du Super Frelon. La figure 69 donne une vue des Alouette 1, 2 et 3.

La SNCASO (Société nationale des constructions aéronautiques du Sud-Ouest) s'est aussi intéressée aux hélicoptères en concevant et développant les hélicoptères Djinn, dont le rotor principal tourne par éjection en bout de pales d'air comprimé (produit par une turbine Palouste de Turboméca). Ceci a l'avantage de ne pas nécessiter de rotor arrière. Un premier prototype monoplace a décollé le 2 janvier

⁶⁶ Par Jean-Jacques Philippe, qui tient à remercier René Mouille, Marcel Kretz, Jean-Pierre Dubreuil pour la rédaction de certaines parties du chapitre consacré aux hélicoptères, mais aussi certains de ses anciens collègues de l'ONERA (Jean-Jacques Thibert, Philippe Beaumier, Michel Costes, Jacques Sidès, Serge Lewy, Jean Prieur, Jean-Pierre Grisval, Nicolas Piet-Lahanier, Philippe Leconte, Pierre Laroche, Jean-Claude Alliot, Didier Guffond, Armin Taghizad, André Desopper, François Tardivel, Béatrice Augère, Jean-Marc Bousquet, P. Crozier pour leur aide à la rédaction finale des parties dont il était en charge), ainsi que C. Bouvier, Ghislaine Thomas-Fouquet et François Fouquet pour la frappe et la mise en page du texte et des photos et figures associées.

⁶⁷ Par René Mouille et Marcel Kretz.

1953, puis une version biplace, le SO-1221 (figure 70) a été développée et construite en série à partir de juillet 1956 et jusqu'en 1965. Ce fut le premier hélicoptère français commandé en série et le seul hélicoptère à réaction au monde à avoir atteint le stade de la série.

Le développement des hélicoptères en France a bénéficié des progrès très significatifs réalisés par Turboméca au niveau des turbomoteurs développés pour les hélicoptères légers et lourds depuis les années 1950, avec des gains significatifs par exemple au niveau des consommations spécifiques de carburant (des premiers Artouste aux Astazou, aux différents TM et RTM et aux Makila) et de leur maintenance. La figure 71 représente la gamme des moteurs Turboméca et des hélicoptères propulsés par ces moteurs : sur la photo, Charles Marchetti, chef du bureau d'études de la division hélicoptères de la SNCASE (1953-57) puis de Sud-Aviation (1957-62), Joseph Szydowski, président-fondateur de Turboméca, et l'ingénieur général André Vialatte, directeur du Service technique aéronautique (1962-71), qui a particulièrement soutenu cette activité.

Durant cette époque, c'est la section « voilures tournantes » du STAé, dirigée par l'ingénieur en chef Roger Garry (1944-1948)⁶⁸ puis par l'ingénieur en chef François Legrand (1948-62)⁶⁹ qui orientait et soutenait les travaux de recherche et de développement des hélicoptères. Des recherches ont été menées pour les problèmes les plus gênants et les plus ignorés à l'époque, la résistance en fatigue des pales en vol d'avancement, les difficultés de stabilité et de pilotage, les performances en vol stationnaire et en vol d'avancement.

Parallèlement à ces travaux, les problèmes de pilotage sont devenus cruciaux. En effet, les premiers vols de prototypes se soldaient le plus souvent par des crashes, d'où l'idée de construction d'un simulateur de vol. Ainsi est né le premier simulateur de vol d'hélicoptère au monde, le DX 50 grandeur nature à cabine mobile (figure 72). Il a permis de résoudre les difficultés de pilotage et de stabilité. La nouveauté de cette recherche a été l'introduction de la fonction de transfert du pilote humain dans la boucle de contrôle de l'hélicoptère. Les études sur le simulateur de vol Dorand DX 50 se sont poursuivies pendant 20 ans. Elles ont permis, en liaison avec le CEV (Georges Petit) et Sud-Aviation (Charles Marchetti), la mise au point des premiers hélicoptères Alouette. Installé au CEV, le DX 50 a contribué de façon significative à la formation des pilotes d'hélicoptère.

Dès 1945, René Dorand a créé une équipe d'ingénieurs à la Société nationale des constructions aéronautiques du Centre (SNCAC) pour étudier, construire et essayer un hélicoptère de quatre tonnes, le NC 2001 (figure 73). Celui-ci a volé en juillet 1949. La même année, René Dorand a créé la société Giravions Dorand qui a beaucoup investi sur les projets hélicoptères thermopropulsés à volets soufflés au bord de fuite des pales. Pour tester la transmission de puissance par gaz d'échappement d'un réacteur, un rotor de 12 mètres de diamètre a été construit et essayé sur le terrain d'Issy-les-Moulineaux. Deux rotors ont été essayés à l'ONERA

⁶⁸ Titulaire du brevet français n°1 de pilote d'hélicoptères ; sera directeur technique des constructions aéronautiques (1969-1970).

⁶⁹ Entre en 1962 à la division hélicoptères de Sud-Aviation pour y diriger le bureau d'études et deviendra de 1969 à 1984 directeur de la division hélicoptères de l'Aérospatiale.



Fig. 69
Famille des Alouette 1,2 et 3



Fig. 70
Hélicoptère prototype biplace Djinn SO 1221

La gamme des turbines Turbomeca pour hélicoptères

nouvelle génération



ancienne génération



A Marignane, le 31/1/1961, 1er vol Alouette Astazou : Charles Marchetti, André Vialatte, Joseph Szydowski



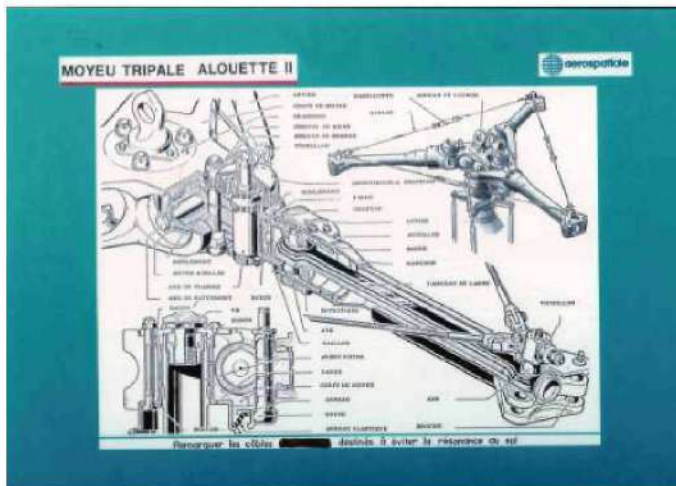
Fig. 71



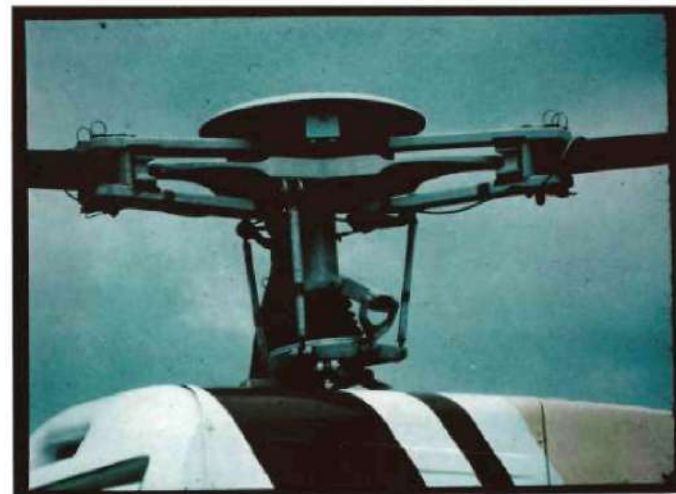
Fig. 72
Simulateur de vol d'hélicoptère Dorand X50 (1952)



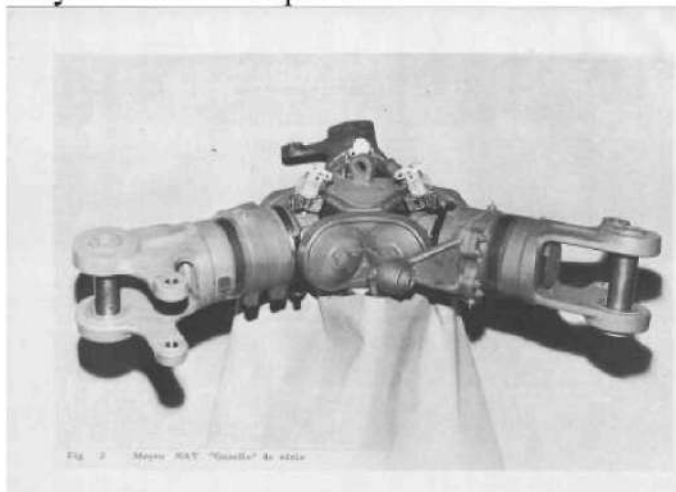
Fig. 73
Hélicoptère Dorand de 4T - NC 2001, unique vol en juin 1948



Moyeu Rotor Principal Alouette II



Moyeu Starflex Dauphin



Moyeu NAT Gazelle



Moyeu Sphérflex AS 332

Fig. 74
Moyeux des rotors principaux

en 1954 et 1956, dans la soufflerie S1 de Chalais-Meudon. Ces rotors d'avant-garde possédaient des avantages significatifs.

En effet, les volets soufflés permettent à un rotor d'avoir un pas fixe et d'éliminer le besoin d'avoir un plateau cyclique. Ces simplifications considérables des structures ont attiré l'attention des services de recherche de l'*US Army*, qui ont financé la construction d'un rotor échelle 1 pour être testé dans la soufflerie 40 x 80 ft de la NASA à Ames (1959), le DH (Dorand Hélicoptère) 2011.

1.2 - Progrès technologique des rotors⁷⁰

La Gazelle, dont le premier vol date du 12 avril 1968, a bénéficié d'innovations importantes avec :

- un moyeu rotor principal NAT⁷¹ qui voit son articulation de traînée reportée au delà de l'articulation de battement et de l'articulation d'incidence. Cette disposition, avec l'utilisation d'amortisseurs viscoélastiques (remplaçant avantageusement câbles de tierçage et amortisseurs hydrauliques), réduit les mouvements de traînée des pales et permet la réalisation d'une articulation de traînée sur palier lisse, sans roulements et sans graissage.
- des amortisseurs viscoélastiques⁷¹.
- un rotor Fenestron⁷¹, rotor arrière logé dans la dérive. Le Rotor de Queue Caréné « Fenestron » apporte davantage de sécurité, autant que la bi-motorisation (d'après les statistiques d'accidents).

Des innovations se poursuivent ensuite sur l'Écureuil (1^{er} vol le 27 juin 1974) avec :

- Le moyeu Starflex⁷¹, très simplifié, réalisé en composite de verre qui utilise des butées sphériques en élastomère lamifié qui permettent les trois mouvements de pale : battement vertical et horizontal et variation d'incidence. Les pointes de l'étoile, souples en flexion verticale, portent à leur extrémité des amortisseurs viscoélastiques. Le gain de masse est spectaculaire (55 kg au lieu de 105 kg pour le NAT). Il n'y a plus aucun entretien et le coût est divisé par 3 environ. Son seul défaut est sa traînée aérodynamique un peu trop élevée.
- le rotor de queue bipale⁷¹, réalisé d'une seule pièce. Les deux pales en composite de verre sont moulées sur une même lame, en composite de verre. L'ensemble est articulé au centre sur bagues autolubrifiantes. La variation d'incidence des pales est obtenue par torsion de la lame, dans sa partie centrale. Là encore, la masse et surtout le prix sont nettement réduits, dans un rapport de 1 à 3.

D'autres innovations (non brevetées) sont apparues sur Écureuil, comme la structure centrale en tôle d'alliage léger emboutie, la verrière constituée d'une peau extérieure et d'une armature sous-jacente en matière plastique «électro-soudée», etc.

L'innovation principale réalisée sur l'hélicoptère Dauphin (Premier vol le 2 juin 1972), qui dans sa version SA 360 a volé avec un rotor NAT, concerne l'utilisation d'un moyeu Sphériflex⁷¹ qui est un Starflex débarrassé de ses pointes d'étoile flexibles portant les amortisseurs viscoélastiques pour sa version 365C.

⁷⁰ Par René Mouille.

⁷¹ Brevet René Mouille.

Cette disposition permet de réduire la traînée du Moyeu du rotor principal (MRP) de façon significative. Les amortisseurs viscoélastiques sont, dans ce cas, installés entre la partie centrale du moyeu et les attaches de pale. Le composite de verre n'est plus indispensable pour réaliser ce moyeu. Réalisé en acier, le moyeu peut être intégré à l'arbre rotor.

C'est un Dauphin équipé de ce MRP « Sphériflex » qui a battu en 1991 le record du monde de vitesse sur base de 3 km à 371 km /h (200 kts).

Le MRP « Sphériflex » équipe les Dauphins EC 155 en production aujourd'hui, les Dauphin 365 étant équipés de moyeux de type « Starflex ». Les moyeux de type « Sphériflex » sont encore utilisés sur les hélicoptères Super Puma Mk2.

Les différents moyeux mentionnés sont présentés sur la figure 74.

2 - RECHERCHES SUR LES HELICOPTERES MENEES PAR L'ONERA⁷²

Dans le cadre d'une collaboration étroite menée depuis plus de 40 ans avec Sud-Aviation, puis avec la division hélicoptères de l'Aérospatiale, et enfin avec Eurocopter créé en 1992, l'ONERA a participé aux études théoriques et expérimentales pour l'amélioration des performances des hélicoptères, notamment en ce qui concerne :

- l'optimisation du comportement aérodynamique, dynamique et aéroélastique de l'appareil ;
- l'optimisation aéroacoustique, c'est-à-dire la réduction du bruit en vol à grande ou basse vitesse assurant les meilleurs compromis au niveau des performances et des vibrations ;
- l'amélioration des qualités de vol, de pilotage et de sécurité en vol des hélicoptères ;
- le contrôle actif généralisé, incluant le pilotage multicyclique (commande de la variation de pas des pales en fonction de l'azimut), les rotors à gouvernes actives ou à vrillage actif en vue de la réduction des vibrations de l'hélicoptère et du bruit émis, ou de l'accroissement de ses performances.

2.1 - Aérodynamique des rotors

Les premières recherches à l'ONERA ont été menées à partir de 1965 à l'initiative de Philippe Poisson-Quinton pour améliorer les performances des profils de pale d'hélicoptère, notamment dans le secteur de la pale reculante, avec des capacités de forte portance et de finesse maximale à faible Mach et, dans le secteur de la pale avançante, avec des capacités de faible traînée à Mach élevé. Les premiers essais ont eu lieu dans la soufflerie de Cannes en incompressible et en transsonique, à la soufflerie S3 de Chalais. Des premiers progrès ont été obtenus en ajoutant des bords d'attaque cambrés au profil de base NACA 0012. Mais, en fait, il a fallu concevoir une nouvelle génération de profils (du type OA, pour ONERA-Aérospatiale), et de nouvelles extrémités de pale de forme parabolique, pour réduire la puissance à fournir aux rotors et conduire à des gains appréciables en vitesse et capacité d'emport. Différentes familles de profils furent conçues par Michel Vincent de Paul, Jean-Jacques Thibert, Joël Reneaux et Anne-Marie Rodde, en liaison avec Jean Gallot de l'Aérospatiale. La première famille concerne les profils OA2 d'épaisseur relative de 13 à 6%, qui furent conçus à partir du début des années

⁷² Par Jean-Jacques Philippe.

1970. Essayés d'abord en courant plan dans la soufflerie S3 de Modane, ils ont ensuite été essayés sur quatre rotors différents avec des répartitions différentes en envergure dans la soufflerie S1 de Modane sur un banc d'essais de rotors d'hélicoptères ou de convertibles défini par André Schweisch et son équipe et mis en service à S1 Modane dès 1964.

En 1977, des essais en vol ont été effectués sur un Dauphin 360, puis sur un Dauphin 365N en 1980. Pour avoir des performances plus grandes de portance maximale, les profils OA3 de 9% et de 12% d'épaisseur relative ont été conçus en 1984, puis les profils OA4 en 1991 pour augmenter les performances à Mach élevé.

Dès 1974, des études sur les extrémités de pales ont commencé à l'ONERA et ont conduit en liaison avec Alain Vuillet et Marc Allongue à la conception d'extrémités paraboliques en flèche essayées d'abord sur le banc rotor de la soufflerie S2 de Chalais, puis en vol sur le Dauphin 365N en 1983 (figure 75) conduisant à des gains de puissance de l'ordre de 5% aux grandes vitesses de vol.

Pour diminuer les efforts de commande du pas des pales, des extrémités de pales paraboliques avec bord de fuite rectiligne et une mise en dièdre ont été conçues par Jean-Jacques Philippe et André Desopper et essayées en vol sur le Super Puma Mk2 en 1989 (figure 76). Ces extrémités ont permis par exemple de gagner 450 kg en masse d'emport et 9 kts à 2 000 mètres à iso-puissance dépensée.

L'utilisation de profils OA et d'extrémités de pales paraboliques ont permis au Dauphin grande vitesse DGV 200, équipé de deux moteurs Arriel, d'un rotor cinq pales et d'un moyeu Sphériflex réduisant de 30% sa traînée par rapport à celle d'un Dauphin à moyeu Starflex, de battre en 1991 le record du monde de vitesse sur base de 3 km, à la vitesse de 371 km/h (200 kts), comme il a été vu plus haut.

Les profils OA et les extrémités de pales paraboliques ont fait l'objet de brevets communs entre l'ONERA et l'Aérospatiale (puis ensuite Eurocopter) et sont maintenant utilisés sur la plupart des rotors principaux des hélicoptères Eurocopter. L'ONERA a aussi défini des profils spécifiques pour les rotors arrière de type Fenestron, ou pour le rotor arrière classique du NH 90.

L'ONERA a également acquis une expertise certaine pour optimiser aérodynamiquement et dynamiquement les pales d'hélicoptères, démontrée dans l'opération franco-allemande ORPHEE (Optimisation du rotor principal d'hélicoptère par l'étude et l'expérimentation) lancée en 1992 avec Eurocopter et Eurocopter Deutschland. Sept nouveaux rotors ont été définis (voir figure 77) dont trois par Joëlle Zibi, Philippe Leconte et Pascal Geoffroy de L'ONERA. Tous ces rotors ont été essayés à la soufflerie S1 Modane en 1995 jusqu'à des vitesses de vent de l'ordre de 360 km/h.

Depuis la fin des années 1960, l'ONERA s'est beaucoup investi dans la compréhension et la prévision des phénomènes de décrochage dynamique spécifiques aux rotors d'hélicoptères qui apparaissent dès que le rotor opère à haute portance ou à grande vitesse et qui peuvent conduire à des phénomènes d'instabilité aéroélastique des pales particulièrement dangereux. Des études de simulation bidimensionnelle ont d'abord été menées dans la soufflerie S10 du CEAT sur profils

oscillants en tangage avec Jean Coulomb, puis dans la soufflerie subsonique de l'IMF de Marseille avec Christian Maresca et Daniel Favier, qui ont aussi essayé des profils en oscillations de tamis (permettant de simuler la vitesse d'attaque sinusoïdale d'un profil de pale en vol d'avancement). D'autres essais ont été conduits avec l'*US Army* à Ames en Californie, dans le cadre d'une coopération franco-américaine impliquant l'ONERA et l'IMF de Marseille du côté français. Le responsable ONERA de ces études était Jean-Jacques Philippe et le responsable *US Army* Williams James McCroskey, qui ont largement coopéré dans ce domaine de décrochage dynamique en coordonnant les études en France et aux États-Unis.

Des essais ont aussi été menés sur un rotor quadripale avec des pales à profil NACA0012 qui ont été équipées de capteurs de pression instationnaires et de films chauds, détecteurs de décollements de couche limite. Cela a permis d'avoir des données sur l'étendue des zones d'écoulements décollés, suivant les conditions de portance et de vitesse d'avancement de l'hélicoptère, et d'avoir aussi une base de données pour valider les méthodes de prévision de décrochage dynamique du rotor.

Des essais stationnaires et instationnaires ont aussi été menés sur pratiquement tous les profils OA jusqu'aux nombres de Mach transsoniques dans la soufflerie S3 de Modane. L'aspect tridimensionnel et l'effet de flèche ont été abordés avec des essais de demi-aires oscillantes en tangage à la soufflerie S2 de Chalais, puis à la soufflerie S2 de Modane. Les données ont permis à Jean-Joël Costes et Khiem-Van Truong d'établir des modèles aérodynamiques non linéaires instationnaires (Edlin, puis BH) qui sont utilisés dans les modèles de ligne portante de prévisions aérodynamiques et dynamiques de rotor d'hélicoptère de l'ONERA et d'Eurocopter. Ce sont les méthodes de couplage fort fluide parfait/fluide visqueux développées par Jean-Claude Le Balleur et Philippe Girodroux-Lavigne à partir de 1992 qui ont permis d'approcher la réalité du fonctionnement des profils dans de telles configurations. Les études se poursuivent actuellement avec des méthodes Navier-Stokes de plus en plus élaborées.

Pour éviter le décrochage sur la pale reculante d'un rotor d'hélicoptère, on peut aussi envisager de réduire les incidences locales en diminuant le pas des pales dans ce secteur azimutal critique. Des recherches sur un pilotage multicyclique ou sur des commandes individuelles des pales ont d'abord été menées par Marcel Kretz de la société des Giravions Dorand, avec une première expérimentation dans la soufflerie S2 de Chalais en 1975. En utilisant les informations fournies par des capteurs de pression installés dans les pales, un système de commande de pas en boucle fermée a pu être essayé et a permis de réduire les incidences en pale reculante de sorte d'éliminer tout décrochage en pale reculante. Le concept de rotor semi-rigide en battement a aussi montré en 1993 la possibilité de réduire le décrochage en pale reculante et d'accroître la finesse maximale des rotors de façon significative. Cependant, aucune application au niveau industriel n'a encore vu le jour. Une commande multicyclique de pas est aussi un autre moyen de retarder l'apparition du décrochage en pale reculante en utilisant par exemple une loi de commande de pas en 2ω . L'Aérospatiale/Division hélicoptères l'a évaluée dans la soufflerie S2 de Chalais dès 1988 en boucle ouverte.

Cette étude s'est poursuivie en 1991 en boucle fermée avec l'aide d'algorithmes adaptés par Bernard Gimonet du CERT/DERA. Les essais ont pu démontrer des diminutions de puissance nécessaire de l'ordre de 20% à fort coefficient de portance du rotor et à paramètre d'avancement élevé ($\mu=V/\omega R=0,4$), mais là encore aucune

suite industrielle n'a vu le jour pour l'instant. Vu l'énergie nécessaire de tels systèmes et la pénalité masse que cela entraîne, le futur semble destiné aux rotors actifs localement, soit par gouvernes actives, soit par vrillage actif en visant d'abord l'amélioration des performances acoustiques et vibratoires.

2.2 - Aérodynamique des fuselages

La traînée des fuselages est un élément prédominant des performances en vitesse d'un hélicoptère. La Division hélicoptères de l'Aérospatiale a particulièrement travaillé dans ce domaine. La figure 78 montre l'évolution des coefficients de traînée de trois appareils Dauphin entre 1975 et 1989 (la « traînée » - coefficient $C_x S$ – passant de $1,4 \text{ m}^2$ pour le SA 365C à $1,05 \text{ m}^2$ pour le SA 365N et à $0,85 \text{ m}^2$ pour le prototype X380). Le X380 est devenu le DGV 200 qui a battu un record du monde de vitesse à 371 km/h sur 3 km en 1991.

Pour les études théoriques sur l'aérodynamique des fuselages, l'ONERA a d'abord couplé en 1985 un code de singularités avec un code de couche limite tridimensionnelle développé au CERT et a pu cerner le domaine de validité d'une telle approche grâce à l'exploitation de mesures détaillées sur le fuselage générique AS F2 défini par la Division hélicoptères de l'Aérospatiale effectuées dans la soufflerie F2 du Fauga. A partir de 1993, pour mieux approcher la réalité complexe des décollements et des écoulements 3D tourbillonnaires générés par les formes spécifiques des fuselages d'hélicoptères, ce sont des calculs Euler couplés avec des calculs de couche limite, puis des calculs Navier-Stokes que l'ONERA a ensuite effectués. Ces outils ont été évalués grâce à des essais d'une maquette modulaire du fuselage du Dauphin DGV 200 réalisés dans la soufflerie pressurisée F1 du Fauga (figure 79) qui permet de simuler les nombres de Reynolds réels du vol. Ces recherches sur l'aérodynamique des fuselages ont été plus particulièrement menées par Grégoire Falempin, Nicolas Bettschart, Michel Costes et leurs collègues du CERT de Toulouse, Christian Gleyzes, Xavier de Saint-Victor, Robert Houdeville de l'équipe dirigée par Jean Cousteix.

2.3 - Aérodynamique de l'hélicoptère complet

En ce qui concerne l'aérodynamique complexe d'un hélicoptère complet, de nombreux essais ont eu lieu depuis 1984 sur une maquette complète d'un Dauphin 365 N à l'échelle $1/7,7$ (cependant sans son rotor arrière fenestron) – voir figure 80. Ces essais ont d'abord été exécutés à la soufflerie S2 de Chalais-Meudon puis à la soufflerie F1 du Fauga à la suite de la fermeture de S2 Chalais-Meudon en 1998.

Les mesures des forces aérodynamiques globales s'exerçant sur l'appareil complet, sur le fuselage et générées par le rotor principal, ainsi que des pressions stationnaires et instationnaires pariétales, des champs de vitesses autour du rotor et dans son sillage, mais aussi au voisinage des empennages et de la dérive par vélocimétrie laser, ont permis de bien cerner dès 1994 le domaine de validité du code de singularités et de ligne portante PEIRF (Programme d'étude de l'interaction rotor-fuselage) développé par Daniel Gasser et Nicolas Bettschart.

Depuis 1975, l'ONERA s'est beaucoup investi aussi dans le développement et la validation de codes de calcul CFD pour rotor d'hélicoptères (code PPT, Petites

perturbations transsoniques, développé par Jean-Jacques Chattot, puis code PCV, Potentiel complet des vitesses, développé par Michel Costes) en coopération avec l'*US Army* dans le cadre d'un *Memorandum of Understanding* entre la France et les États-Unis. Le code de Potentiel complet des vitesses a aussi été couplé par Philippe Beaumier avec le code aéroélastique R85 d'Eurocopter puis avec un code de couche limite tridimensionnelle instationnaire développé au CERT par Robert Houdeville. Ce n'est qu'à partir de 1995 que Jacques Sides et ses collègues ont développé des codes Euler puis des codes Navier-Stokes pour hélicoptère complet dans le cadre d'un programme franco-allemand (ONERA, DLR, EC, ECD) appelé CHANCE. Ces codes ont été intégrés dans un Ensemble logiciel de simulation aérodynamique (ELSA) et validés dans l'unité de recherche de Jean-Marc Bousquet puis de Philippe Beaumier. Un exemple de calcul Navier-Stokes 3D instationnaire pour un Dauphin 365N réalisé pour la première fois en 2004 est montré figure 81.

2.4 - Aéroacoustique des hélicoptères

L'ONERA a aussi beaucoup travaillé sur le bruit des hélicoptères, en ce qui concerne aussi bien les rotors que les turbomoteurs, avec l'Aérospatiale/Division hélicoptères et ensuite Eurocopter, et avec Turboméca. C'est en 1971 que les premières mesures acoustiques ont été effectuées par l'Aérospatiale (Fernand d'Ambra et J.P. Dedieu) avec l'aide de l'ONERA (Alain Julienne) pour plusieurs types d'hélicoptères dans différentes conditions de vol, mettant bien en évidence les principales sources de bruit pénalisantes au niveau de la certification acoustique. Pour la phase de décollage, c'est surtout le bruit des turbomoteurs qui est dominant. Turboméca et l'ONERA se sont associés à partir de 1977 pour des recherches communes en se basant sur des essais effectués sur le banc statique de Pau-Uzein, pour localiser les sources de bruit des turbomoteurs et pour élaborer des méthodes de prévision semi-empirique du bruit de raie engendré par les étages du compresseur (action pilotée par Alain Farrendo et Serge Lewy). Au début des années 1980, l'ONERA et l'*US Army* ont coopéré sur les bruits des rotors en vol d'avancement et en vol de descente avec des essais en vol d'un hélicoptère Bell et des essais de son rotor principal dans la soufflerie anéchoïque CEPR 19 (la seule au monde à cette époque). Les mesures ont permis de valider les codes de prévision de bruit de raies de rotors développés à l'*US Army* par Fred Schmitz et Donald Boxwell et à l'ONERA par Michel Caplot, Claude Dahan et Serge Lewy. À partir de 1985, Jean Prieur, Gilles Rahier et leurs collègues se sont attachés plus particulièrement au développement et à la validation d'une chaîne de codes aérodynamiques et acoustiques permettant de prévoir le bruit des rotors principaux d'hélicoptères, particulièrement adaptée au bruit en vol de descente pour lequel le bruit d'interaction pale-tourbillon est particulièrement pénalisant. Cette chaîne de calculs a été validée grâce à des essais dans la soufflerie anéchoïque du DNW menée dans le cadre d'une coopération américaine (*US Army*-NASA), allemande (DLR), française (ONERA) et hollandaise (DNW). Cette chaîne de calcul a été ensuite utilisée, à partir de 1996 (en coopération ONERA-DLR), pour la définition, par Patrick Gardarein et Yves Delrieux, du rotor silencieux ERATO, breveté en 1997 et qui a prouvé en soufflerie des réductions de bruit de 9 à 10 dBA à grande vitesse, et de 3,5 à 7 dBA en vol de descente (figure 82). Eurocopter et l'ONERA finalisent actuellement un rotor de ce type pour des essais en vol prévus en 2007. L'ONERA et le DLR ont travaillé aussi sur la définition, la fabrication et les essais dans la



Fig. 75
Extrémité parabolique en flèche



Fig. 76
Extrémité parabolique avec mise en dièdre

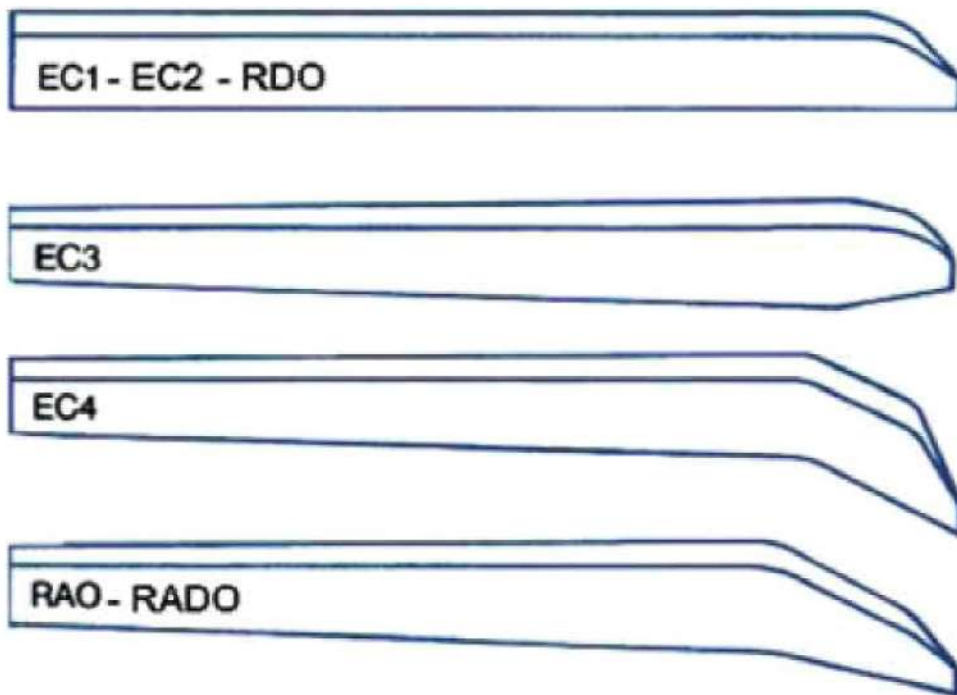


Fig. 77
 Projet ORPHEE (Eurocopter, Eurocopter Deutschland et ONERA).



SA 365C 1^{er} vol en 1975
 $CxS = 1,4 \text{ m}^2$



SA 365N 1^{er} vol en 1979
 $CxS = 1,05 \text{ m}^2$



DGV 200 1^{er} vol en 1989
 $CxS = 0,85 \text{ m}^2$

Fig. 78
 Affinement des fuselages des hélicoptères Dauphin



Fig. 79
Maquette DGV 200 dans la soufflerie pressurisée F1 du Fauga

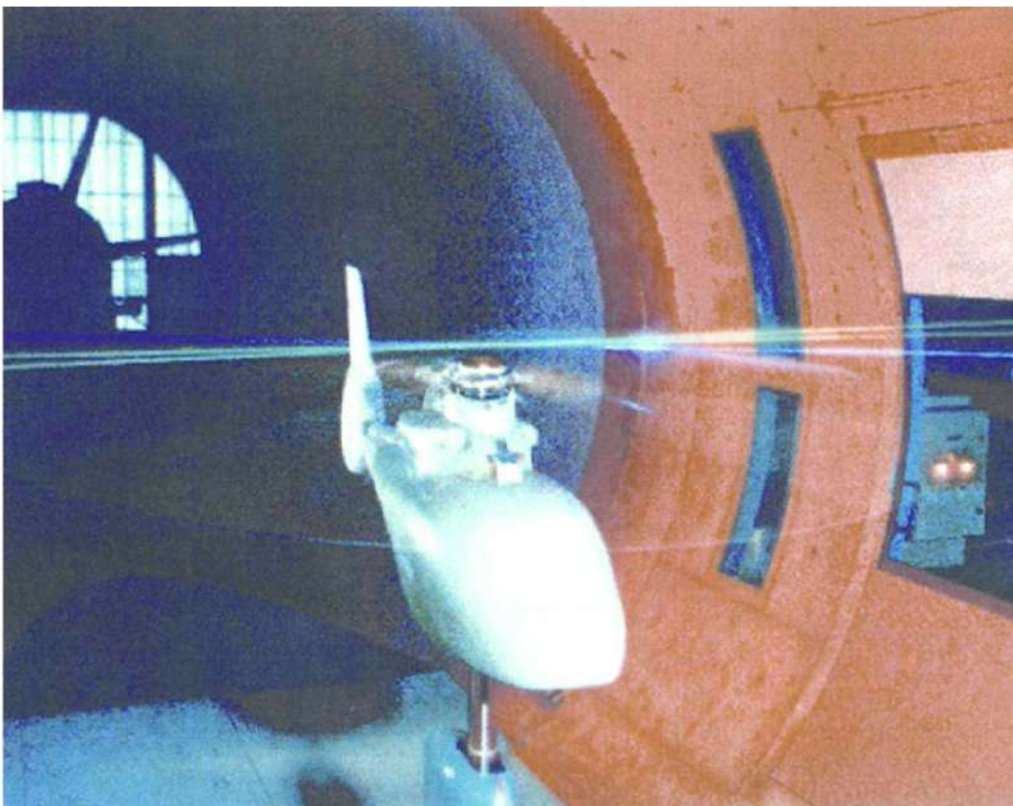


Fig. 80
Maquette du Dauphin 365 N dans la soufflerie S2 de Chalais

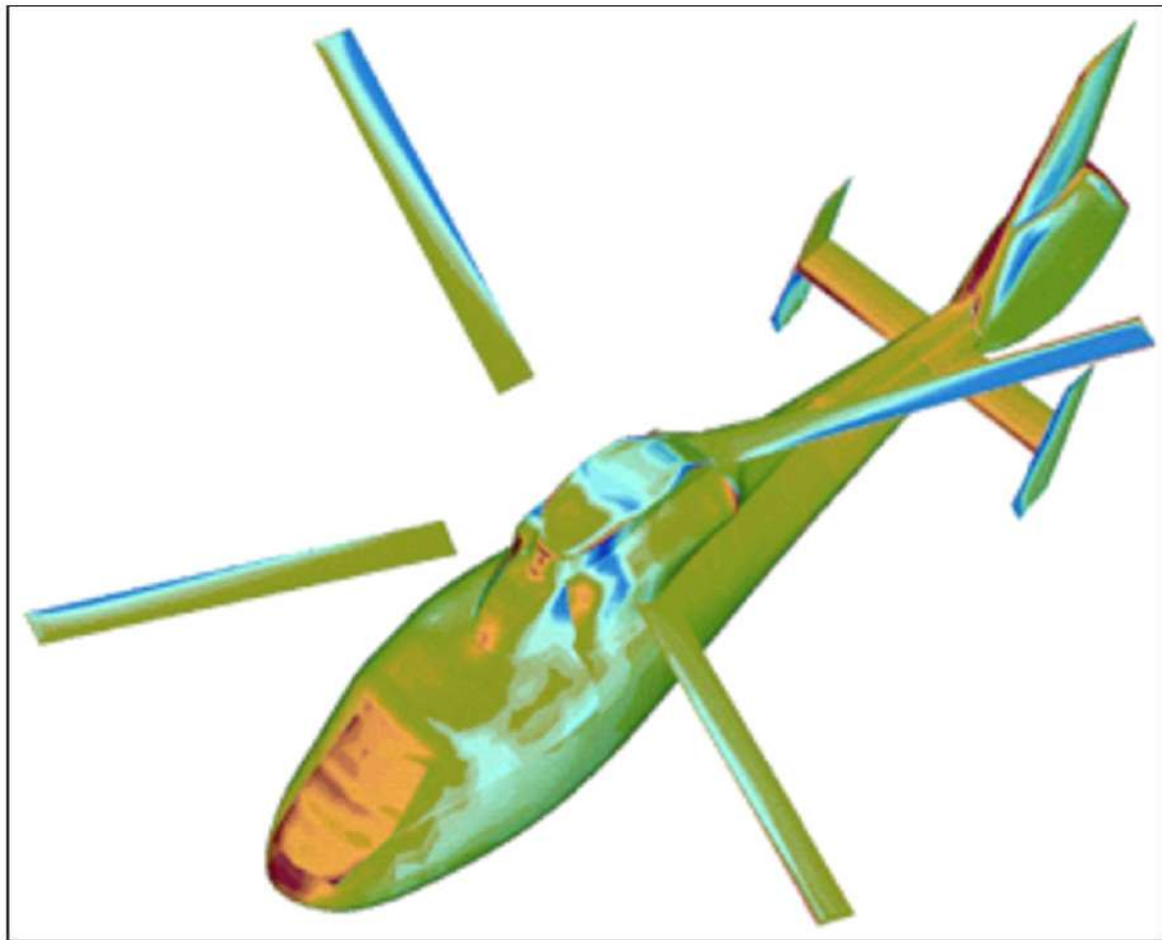


Fig. 81
Contours iso-pression instantanée

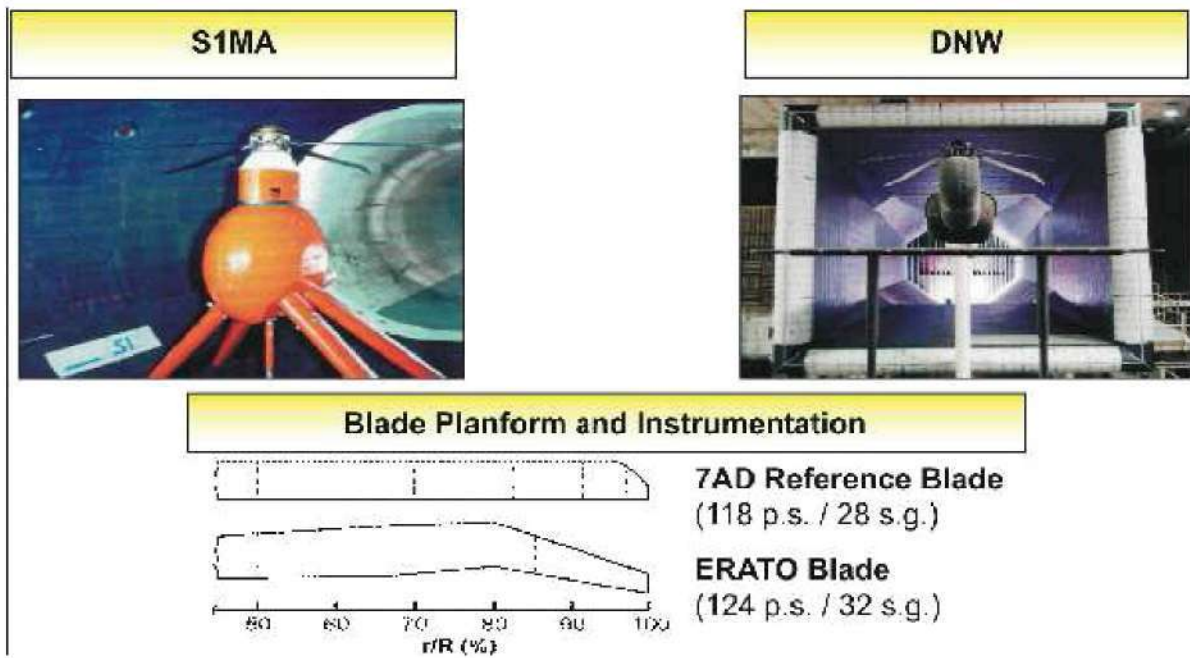


Fig. 82
Essais des rotors 7AD et ERATO en soufflerie, avec pales instrumentées

soufflerie S1 de Modane en décembre 2005 d'un rotor à gouvernes actives, avec des essais ultérieurs à basse vitesse au DNW. A noter aussi que l'ONERA et l'ISL ont coopéré sur le bruit des hélicoptères entre 1985 et 1990, en particulier sur le bruit d'interaction pale/tourbillon. Toutes ces études de bruit ont été coordonnées avec celles menées à Eurocopter par Henry-James Marze et ses collègues, qui ont été dès 2001 les leaders du démonstrateur d'hélicoptère silencieux DTV4 (construit sur la base de l'EC 155) mais ayant la capacité d'un régime de rotation variable et doté d'un rotor principal à vrillage non linéaire et à cordes réduites en bout de pale, d'un rotor arrière fenestron à modulation de phase et d'entrées d'air anéchoïques définies avec la participation de l'ONERA et de Turboméca (figure 83).

Il a été vérifié que ce démonstrateur pouvait être certifié selon les normes OACI à un niveau inférieur de 9 EPNdB à celui fixé pour la certification acoustique d'un appareil de ce type. De tels niveaux de bruit feraient de cette machine, qui possède des performances tout à fait comparables à celles de la version série EC155, la machine la plus silencieuse dans sa catégorie.

D'autre part, Eurocopter a aussi montré que les empreintes sonores à iso-gêne pouvaient être réduites au tiers de leur surface par rapport à l'appareil de série, ceci par l'adoption de ces conceptions technologiques à moindre bruit précitées et par l'utilisation de procédures de vol à moindre bruit.

2.5 - Aéroélasticité des rotors et vibrations des hélicoptères

Les problèmes liés aux contraintes mécaniques des pales, de leurs déformations et des phénomènes de flottement éventuel ont aussi été étudiés à l'ONERA à partir du début des années 1970. Les études ont d'abord été menées sur les réponses forcées périodiques des pales incluant les forces aérodynamiques fournies par un code « Potentiel d'accélération » développé par Roland Dat et Jean-Joël Coste et des forces mécaniques agissant sur une poutre en rotation. Le code ROTOR basé sur la résolution des équations de Lagrange a été ensuite développé par Didier Petot et ses collègues, en imposant des polaires bidimensionnelles stationnaires et instationnaires incluant la prise en compte des phénomènes de décrochage dynamique (modèle EDLIN et BH). Ce code a permis l'étude, par Italo Cafarelli, des instabilités aéroélastiques des rotors, en particulier celles correspondant à l'utilisation de rotors HMR (*Hingeless Main Rotor*) ou BMR (*Bearingless Main Rotor*). Pour être encore plus précis dans la détermination des forces et moments aérodynamiques générés par un rotor, les codes PCV (Potentiel complet des vitesses), Euler et Navier-Stokes de l'ONERA ont été couplés avec le code aéroélastique de ligne portante HOST d'Eurocopter, utilisé aussi par l'ONERA.

En vol d'avancement les rotors génèrent des forces et moments instationnaires en $n\omega$ qui sont les sources premières des vibrations d'un hélicoptère. Pour minimiser les forces et moments instationnaires générés par le rotor, on peut ajouter un pilotage multicyclique en 3ω par exemple comme prouvé en vol par Michel Polychroniadis et Marc Achache sur une Gazelle 349, ou utiliser des pales à gouvernes actives comme démontré dans l'opération de recherche commune ONERA-DLR ABC (*Active Blade Concept*) pour les pales ATB (*Advanced Technology Blade*) d'Eurocopter-Deutschland essayées en vol avec succès en 2005 sur un hélicoptère EC 145.

Les amplitudes des vibrations ressenties au niveau du fuselage dépendent fortement de la proximité des fréquences de ces forces excitatrices et de celles des modes propres du fuselage. La prévision des vibrations à bord d'un hélicoptère nécessite donc la connaissance des modes propres de déformation du fuselage. Des modèles d'éléments finis et des techniques de recalage ont été développés par Henri Berger et validés en particulier par Nicolas Piet-Lahanier à la suite d'un essai de vibrations au sol de l'hélicoptère EC 155 d'Eurocopter, exécuté par une équipe spécialisée de l'ONERA dirigée par Pascal Lubrina. Les études dans ce domaine se poursuivent actuellement dans un groupe d'action GARTEUR et dans une recherche financée par la Communauté européenne dans le projet FRIENDCOPTER.

2.6 - Problèmes électromagnétiques

L'ONERA s'est intéressé aux problèmes d'électrification posés par les hélicoptères, dès 1978 dans l'équipe de Jean-Louis Boulay, en concevant d'abord un système de suppression de charges électriques, utilisé pour des essais en vol sur une Alouette III du CEV de Brétigny en 1981 et pour des essais statiques sur un Super Puma en 1983. De 1975 à 1985, les essais classiques d'électrification sur hélicoptères étaient conduits au CEAT pour caractériser les installations de « déperditeur de potentiel » classiques. L'équipe de Jean-Calude Alliot a conduit plusieurs études sur l'hélicoptère Tigre pour optimiser, à la demande d'Eurocopter, le véhicule (structures et câblages), vis-à-vis des rayonnements électromagnétiques engendrés par un foudroiement. Les simulations numériques ont été effectuées avec le code logiciel 3D ALICE développé à l'ONERA par J. Grando et X. Ferrière à partir de 1985 et transmis ensuite au CCR de l'Aérospatiale. L'étude des problèmes de foudroiement d'hélicoptères a été abordée plus récemment par les programmes européens FULMEN (1996-1999) et EM-HAZ (2000-2004). Grâce à des essais sur une grande maquette instrumentée d'un hélicoptère Super-Puma AS 332, P. Lalande de l'équipe de Pierre Laroche a pu caractériser et identifier les sites d'amorçage des décharges de foudre sur les différentes zones du fuselage et du rotor. Les résultats de ces études expérimentales ont servi à valider des simulations numériques utilisant des maillages détaillés de l'hélicoptère.

2.7 - Tenue au crash des hélicoptères

La tenue au crash des hélicoptères et notamment de leurs structures en composites a fait aussi l'objet de nombreuses études à l'ONERA depuis 1985, plus particulièrement dans le groupe de recherches de Eric Deletombe et de David Delsart de l'ONERA/IMFL, qui a développé et validé de nombreux modèles d'endommagement et de délamination de ces matériaux composites ou de structures types en composite, utilisés en particulier par la Société MEGALOG. Depuis 1998, l'ONERA et le DLR ont établi un programme commun de recherches dans ce domaine avec l'utilisation collective des moyens d'essais développés. Des activités sur le crash des hélicoptères sur l'eau sont effectués depuis début 2005 dans un groupe d'action GARTEUR européen sous la responsabilité de David Delsart, en ce qui concerne, en particulier, l'amélioration d'une méthode SPH (*Smooth Particle Hydrodynamics*).

2.8 - Givrage

Des études de givrage sur hélicoptères ont été menées à partir des années 1980 par l'équipe de Didier Guffond de l'ONERA et l'équipe de Mireille Nuc de la Division hélicoptères de l'Aérospatiale. Des essais ont d'abord été réalisés sur un rotor à échelle réduite dans la soufflerie S1 de Modane et ont permis d'accéder aux formes de givre au bord d'attaque des pales et de mesurer les pertes de performances d'un rotor volant dans des conditions de givrage. Entre 1984 et 1995, des coopérations ont été menées avec la NASA-Lewis et aussi dans le cadre d'activités GARTEUR pour des comparaisons des codes de calcul des formes de dépôt de glace sur profils et de systèmes de dégivreurs électriques de pales d'hélicoptères. Le code de givrage ACCRET développé par l'ONERA s'est avéré particulièrement performant et a été largement diffusé à travers le monde. En fin des années 1990, des études de givrage d'entrées d'air ont aussi été menées dans la soufflerie givrante du CEPR, en s'intéressant aussi aux grilles de protection de ces entrées d'air (projet PROSEAM). Le code CFD VIS5 d'interaction forte fluide parfait – fluide visqueux développé par Jean-Claude Le Balleur et ses collègues a aussi été couplé avec le code ACCRET et a démontré des possibilités intéressantes pour la prévision du comportement des profils en conditions givrantes. L'emploi du code Navier-Stokes ELSA est aussi prévu dans le cadre du nouveau projet ECCLIPS lancé par la DPAC sur le comportement des avions et hélicoptères en conditions givrantes.

2.9 - Furtivité des hélicoptères

Dans le domaine de la furtivité, les équipes ONERA de Gérard Bobillot, puis de François Tardivel, ont travaillé à partir de 1984 en coopération avec l'industriel Aérospatiale puis Eurocopter à l'étude de pales à signature radar réduite, puis à partir de 1991 à l'étude de pales dégivrées discrètes. Des études ont aussi été menées depuis 2000 sur les phénomènes de couplage pales-cellule avec des données expérimentales obtenues dans l'installation anéchoïque CAMERA 2 de Palaiseau. Depuis les années 1990, l'ONERA a aussi effectué des recherches pour permettre de réduire la signature infrarouge des hélicoptères à basse vitesse en effectuant des calculs Navier-Stokes d'interaction entre le sillage du rotor principal et la poutre de queue. Ces calculs ont été validés par des essais effectués à la soufflerie S2 de Chalais et au DNW sur des maquettes du NH 90. Plus récemment, des calculs Navier-Stokes ont été effectués pour s'assurer du bon fonctionnement d'un nouveau Déviateur dilueur de jets (DDJ) mis au point par Eurocopter pour le Tigre.

2.10 - Nouvelles formules d'appareils à voilures tournantes

Parmi les nouvelles formules de voilures tournantes, l'une des plus prometteuses est le convertible à rotors basculants. Dès 1968, Philippe Poisson-Quinton de l'ONERA et Woody Cook de la NASA ont coopéré pour réaliser des essais en soufflerie de rotors de convertible, conçus par Boeing-Vertol, en particulier dans la soufflerie 40x80-ft d'Ames à basse vitesse et dans la soufflerie S1 de Modane à grande vitesse. Cette formule a fait d'abord l'objet de réalisations aux États-Unis : la NASA et l'US Army ont lancé en 1971 l'appareil Bell XV-15, qui fait son premier vol en 1977. Les besoins du *Marine Corps* pour le transport de troupes ont conduit à faire réaliser par Bell et Boeing le convertible V 22 Osprey, qui a volé pour la

première fois en 1989, et qui, malgré un grave accident en 1992 et deux autres crashes en 2000, est construit en série depuis 2005.

Ces réalisations ont suscité une émulation en Europe, et dès 1987, dans le cadre d'Eureka (Union européenne), le programme EUROFAR (*European Future Advanced Rotorcraft*), proposé par l'Aérospatiale (Gilbert Beziac, Jean Renaud) et la DASA a été lancé : le projet a fait l'objet d'études de faisabilité technique et a été marqué par la conception, par Jean-Marc Bousquet et Bernard Benoit de l'ONERA, d'un rotor de convertible performant essayé à S1 Modane en 1991 (figure 84). Des essais sur les problèmes d'interaction rotor/ailes de convertible ont aussi été menés au Laboratoire LABM de l'Université de Marseille par l'équipe de Daniel Favier. Depuis 2002, l'ONERA et Eurocopter ont travaillé dans cinq CTPs (*Critical Technology Projects*) européens sur les convertibles à rotors et demi-ailes pivotants (concept lancé par Agusta). Ces travaux se poursuivent par l'IP (*Integrated Project*) NICE-TRIP, dont l'ONERA est un des partenaires actifs.

3 - QUALITES DE VOL ET PILOTAGE DES HELICOPTERES

3.1 - Études à l'Aérospatiale puis à Eurocopter⁷³

L'instabilité naturelle de l'hélicoptère est un des facteurs qui ont contribué à retarder son développement, jusqu'à la mise au point d'artifices permettant une pilotabilité acceptable.

Le Bell 47 doit ce résultat à ses barres de stabilisation gyroscopiques montées sur la tête rotor : cet appareil fit référence en matière de « stabilité » et reste dans les mémoires d'une génération de pilotes, puis d'élèves pilotes (il équipa l'école de Dax dans les années 1960). Par cet artifice, les caractéristiques de divergence des oscillations naturelles étaient rendues tout à fait compatibles avec les fréquences de pilotage.

La famille Alouette II et III, par contre, est un exemple probablement unique d'hélicoptères à pilotabilité naturelle « agréable », sans recours à un quelconque artifice dynamique ou gyroscopique d'amélioration. Ces appareils doivent tout à la bonne harmonisation « naturelle » des fréquences, à la position et au dimensionnement des stabilisateurs aérodynamiques, à l'optimisation des marges de centrage et... à la chance qui permet de leur conférer, en plus, un niveau vibratoire naturel excellent, sans aucun dispositif de filtration ou amortissement. Seul le Super Frelon présentera, par la suite, de telles caractéristiques de « tapis volant naturel ».

La seconde génération des années 1960-1970 : Lynx, Gazelle, Puma, fut développée en coopération franco-britannique, avec Westland, pour l'équipement des trois armées des deux pays.

Le recours à des dispositifs de stabilisation artificielle fut à la fois dicté par le retour à la « moindre chance » et par des exigences opérationnelles nouvelles : ces appareils eurent tous, par contraste, des difficultés de mise au point dans les domaines de qualités de vol, de stabilité dynamique et de vibrations, notamment

⁷³ Par Jean-Pierre Dubreuil.



Fig. 83
Démonstrateur Eurocopter DTV4 d'hélicoptère silencieux



Fig. 84
Rotor de convertible RC4 dans la soufflerie S1 de Modane



Fig. 85
Poste de pilotage du NH90



Fig. 86
Dauphin 6075 du CEV d'Istres

dans le domaine des basses vitesses.

La Gazelle nécessita un SAS (*Stability Augmentation System*) ou servo-amortisseur, pour remplir, notamment, ses missions d'observation. Ce dispositif, développé par la SFENA, eut une popularité telle que les « sfenas » devinrent un nom commun.

Le principe introduisait un terme d'amortissement sur chacun des trois axes, avec une autorité limitée. Le comportement dynamique apparent permettait le vol « mains libres » pendant quelques dizaines de secondes, sans grandes pertes de références.

Le Puma devait, lui, être capable de vol sans visibilité, et nécessita de véritables stabilisations d'assiette, voire de vitesse et d'altitude. La SFIM développa son pilote automatique PA 121, permettant un bon compromis « sécurité/stabilité » grâce à une autorité limitée à 10% et au principe de la « transparence » qui permettait des reprises en main sans débrayage préalable, grâce à des *switches* de pied de manche. Ces appareils étaient devenus IFR...

Dans la même période, la Marine nationale spécifiait, pour ses Super-Frelon des missions nécessitant des couplages supérieurs, comme la transition automatique depuis et vers le stationnaire, voire la tenue du stationnaire sonar utilisant des capteurs de position du câble.

Ces principes furent appliqués sur la troisième génération Écureuil/Dauphin/Super-Puma. Destinées initialement au marché civil, les versions bimoteurs furent toutes certifiées IFR, d'abord bipilote, puis monopilote, moyennant les redondances nouvelles exigées par la réglementation.

A signaler les Dauphin « navals » destinés aux *US Coast Guards* puis à l'*Irish Air Corps*, livrés en 86, avec les couplages sophistiqués nécessités par des missions de sauvetage tous temps à partir de petits navires... Ce dernier fut équipé d'un système de pilotage automatique « classique » (à autorité limitée) le plus complet et le plus complexe jamais développé à l'époque.

Le programme NH 90, initié dans les années 1980, allait permettre de franchir le pas: les exigences opérationnelles multiples (aérotransportabilité en C 160 et Hercules, repliage des rotors sur la version navale, grandes excursions de centrage...) prédisposaient l'appareil à avoir des qualités de vol intrinsèques et des possibilités « naturelles » de mise au point problématiques en raison de son gabarit ramassé et sa taille réduite.

Les exigences des utilisateurs navals rendirent le recours aux Commandes de Vol Électriques inévitable. Les développements exploratoires de l'époque, sur le Dauphin CDVE permirent ce « franchissement d'obstacle ». Le NH 90 aura des CDVE, sans secours mécanique. Ce type de commande de vol a, du même coup, fait du NH 90 l'appareil doté des meilleures qualités de vol possibles (classé 1 dans l'échelle ADS 333). Ce n'est donc qu'en 2004 que le NH 90 inaugura ce type de commande de vol sur hélicoptère. La figure 85 montre le poste de pilotage du NH 90.

Cet apparent retard des hélicoptères sur les avions de combat, suivis par les avions de ligne, puis les avions d'affaire, s'explique par un domaine de vol extrêmement étendu où le vecteur vitesse décrit tout l'angle solide, et une mécanique du vol complexe mettant en jeu de nombreux phénomènes d'interactions entre sillage du rotor, fuselage, empennage et dérive.

Le développement des outils de simulation de la mécanique du vol de l'hélicoptère a suivi celui des moyens de calcul. Une modélisation analytique des rotors basée sur une aérodynamique linéaire, sans représentation du décrochage, a d'abord été utilisée. Les outils ont ensuite évolué vers des méthodes par éléments de pale, avec ou sans prise en compte de la déformation des pales, beaucoup plus consommatrices de puissance de calcul, mais permettant de restituer les limites de fonctionnement du rotor.

Mis en oeuvre pour le dimensionnement du véhicule hélicoptère, le calcul des charges de vol, l'analyse des équilibres et de la stabilité de l'appareil, ils sont également employés au cours des études des systèmes et principalement pour le développement des lois de pilotage.

Leur représentativité, mesurée par les écarts de la simulation par rapport au vol, reste néanmoins éloignée des standards avion quand ils sont utilisés en purs modèles de connaissance. Cela nécessite de développer des méthodes de mise au point des lois de pilotage robustes, capables de s'affranchir des erreurs de la modélisation. La connaissance des limites des outils de simulation reste une nécessité absolue dans le domaine des études hélicoptères.

Malgré leur relative manque de précision, Eurocopter a montré que ses moyens de simulation pouvaient être utilisés avec succès dans de nombreux domaines, depuis les études préliminaires de formules nouvelles jusqu'à la formation des pilotes dans les simulateurs d'entraînement. Cette dernière application n'autorise que peu d'écarts par rapport aux mesures de vol et nécessite donc des ajustements importants des modèles pour atteindre la représentativité requise.

3.2 - Études menées à l'ONERA⁷⁴

A l'ONERA, les problèmes de mécanique du vol, de qualités de vol et d'aide au pilotage d'un hélicoptère ont aussi fait l'objet de nombreuses recherches, plus particulièrement à partir de 1990 dans l'équipe de Huynh Huu Than, puis d'Armin Taghizad. Des modèles de champs des vitesses induites par le rotor principal et des modèles de sillage tourbillonnaire et de leurs distorsions, spécialement adaptés aux vols à basse vitesse, ont ainsi été développés et introduits dans les codes R85 puis HOST fournis par Eurocopter à l'ONERA. Ils permettent, par exemple, de prévoir correctement les mouvements de cabrage des hélicoptères au début de leur vol d'avancement et d'améliorer significativement les modèles paramétriques non linéaires d'identification de mécanique du vol, développés en particulier par Bernard Gimonet. De nombreux essais en vol ont été effectués depuis 1993 avec le Dauphin 6075 du CEV d'Istres, qui a été affecté par le Ministère de la Défense pour réaliser les essais en vol nécessaires aux recherches ONERA. Plus récemment (voir figure 86), cet hélicoptère a été utilisé en 2002 pour l'étude des

⁷⁴ Par Jean-Jacques Philippe.

conditions d'apparition d'anneaux tourbillonnaires en vol de descente à forte pente, qui peut s'avérer dangereux pour l'hélicoptère (VRS – *Vortex Ring States*). Les mesures de vitesse effectuées avec des pitots installés sur une barre transversale ont permis à l'ONERA d'établir des modèles de vitesses induites adaptés pour mieux connaître le domaine de vol à éviter.

L'ONERA et Eurocopter ont aussi été des partenaires actifs dans le développement d'un code de mécanique de vol européen (code EUROPA). Il est utilisé en particulier par l'ONERA pour étudier des procédures de vol de descente à forte pente sécurisées, permettant de réduire le bruit des hélicoptères en approche.

L'ONERA dispose aussi à Salon de Provence d'un environnement de simulation piloté appelé LIPS (Laboratoire d'interactions pilote – système). Cette installation permet d'une part de mettre au point, dans un environnement temps réel, des systèmes d'assistance au pilote (pilote-automatique, lois de pilotage, protection de l'enveloppe de vol, etc.) et, d'autre part, d'étudier les interactions des différents systèmes de bord avec l'opérateur humain (sur le plan des facteurs humains). A ce titre, ce simulateur a été utilisé, par exemple, pour la mise au point de diverses lois de pilotage évoluées pour hélicoptère (RCAH – *Rate Command Attitude Hold*, ACAH – *Attitude Command Attitude Hold*, TRC – *Translational Rate Command*).

Pour sécuriser les vols à basse vitesse, l'ONERA et Thalès Avionics ont travaillé ensemble depuis 2001 pour développer un vélocimètre laser Doppler basse vitesse compact (projet DALHEC), qui a été essayé avec succès sur le Dauphin 6075 du CEV en fin 2003. L'utilisation d'un laser pulsé plus performant est actuellement étudiée dans l'équipe de Jean-Pierre Cariou et Béatrice Augere.

BIBLIOGRAPHIE

- Basset P.-M., D. Heuze, A. Taghizad, S. Weinstock, A. Desopper, « Études hélicoptères en mécanique du vol et en qualités de vol à la direction des études de synthèse de l'ONERA », *La Recherche Aérospatiale*, n°3, 1995.
- Beaumier P., « A coupling procedure between a rotor dynamic code and a 3D unsteady Full Potential code », AHS Aeromechanics Specialists conference, June 1994.
- Beaumier P., Y. Delrieux, « Description and validation of the ONERA computational method for the prediction of blade-vortex interaction noise », ERF 2003, Sept. 2003, *ONERA TP*, n° 14, 2003.
- Benoit B., J.-M. Bousquet, « Aerodynamic design of a tilt-rotor blade », 17th ICAS congress, Sept. 1990, *ONERA TP*, n° 115, 1990.
- Beroul F., P. Bassez, P. Gardarein, « EUROFAR rotor aerodynamic tests », 18th ERF, Sept. 1992, *ONERA TP*, n° 173, 1992.
- Beziac G., « Le programme européen d'hélicoptère NH90 avant le lancement de son développement », *Aéronautique et Astronautique*, n° 145-146-3/4.
- Beziac G., M. Polychroniadis, « Évolution de l'hélicoptère à l'horizon 2000 », *L'Aéronautique et l'Astronautique*, n° 152, 1985-3.
- Blacodon D., S. Lewy, « Space-structure determination of the acoustic field generated by a helicopter turboshaft engine », *AIAA Paper*, n° 90-4012, 1990.
- Boniface J.-L., J. Sidès, « Numerical simulation of steady and unsteady Euler flows around multi-bladed helicopter rotors », 19th ERF, September 1993.
- Boulet J., *Histoire de l'hélicoptère, racontée par ses pionniers 1907-1956*, Paris, France-Empire, 1982.
- Cals M.-P., R. Henry, D. Guffond, « Icing simulation in 3D duct: experiment and numerical simulation », *AIAA Paper*, 2000-233, January 2000.
- Coste M., P. Beaumier, N. Bettschart, P. Gardarein, « Méthodes de calcul aérodynamiques appliquées aux hélicoptères », *La Recherche Aérospatiale*, n°3, 1995.
- Costes J.-J., « Aerodynamic moments on rotor blades in forward in forward flight : test results and modelling », 21th ERF, Sept. 1995, *ONERA TP*, n° 105, 1995.
- Costes J.-J., I. Cafarelli, N. Tourjansky « Theoretical and experimental study of a model rotor », 16th ERF, Sept. 1990.
- Dat R., C.-T. Tran, D. Petot, « Modèle phénoménologique de décrochage dynamique sur profil de pale d'hélicoptère », 14^e Colloque d'aérodynamique appliquée, AAAF, *ONERA TP*, n° 149, 1979.
- Deletombe E., D. Delsart, A.F. Johnson, D. Kohlgruber, « Composite helicopter structural crashworthiness », 24th ERF, Sept. 1998.
- Delrieux Y., J. Prieur, D. Declerc, « Aeroacoustic reduction tools for quiet rotor design. An optimization at ONERA », AHS Specialist meeting, January 1994.
- Desopper A., P. Lafon, P. Ceroni, J.-J. Philippe, *10 years of rotor flow studies at ONERA. State of the art and future studies*, 42nd AHS Forum, June 1986.
- Favennec Y., J.-J. Philippe, B. Demaret, B. Gmelin, M. Stephan, *French/German Research in Rotorcraft*, Colloque International ANAE « L'hélicoptère, missions et perspectives », Nov. 2005.
- Favier D., C. Maresca, C. Barbi, « Unsteady aerodynamics of an airfoil in combined translation-pitch oscillation », *AIAA paper*, n° 88-3540.
- Gleyzes C., X. de Saint-Victor, G. Falempin, « Experimental and numerical study of the flow around an helicopter fuselage. Determination of drag coefficient », 15th ERF, Sept. 1989.
- Guffond D., « Essai de givrage et dégivrage sur un rotor à échelle ¼ dans la soufflerie S1 de Modane », *ONERA TP*, n° 1, 1986.
- Kretz M., « Active expansion of helicopter flight envelope », 15th ERF, Sept. 1989.
- Kretz M., « Le domaine d'application du rotor à volets fluides », AGARD Flight Mechanics Panel, Sept. 1971.

- Le Balleur J.-C., P. Giroudroux-Lavigne, « Calculations of dynamic stall by Viscous-Inviscid interaction over airfoils and helicopter blade sections », 51th AHS Forum, May 1995.
- Marze H.-J., J.-J. Philippe, « L'hélicoptère silencieux, un programme de recherches en cours, une réalité de demain », *Nouvelle revue d'aéronautique et d'astronautique*, n° 1-2, 1994.
- Monnerie B., J.-J. Philippe, « Aerodynamics problems of helicopter blade tips », 3th ERF, Sept. 1977, *ONERA TP*, n°112, 1977.
- Mouille R., « SA 341 Gazelle », *Vertiflite*, vol.16, n°10, October 1970.
- Mouille R., « Technological evolution of French helicopters, the 1990 Alexander A. Nikolsky Lecture », *Journal of the AHS*, January 1991.
- Mouille R., « The "Fenestron" Shrouded Tail Rotor of the SA 341 Gazelle », *Journal of the AHS*, vol. 15, n°4, October 1970.
- Papillier D., P. Large, P. Bonnet, B. Gimonet, D. Heuze, *The Dauphin 6075: an helicopter dedicated to flight test research*, 28th ERF, vol. 2, 7 Sept. 1997.
- Petit G., « Les hélicoptères et les économies d'énergie », 13^e Congrès international aéronautique, juin 1977.
- Philippe J.-J., « 30 years of rotorcraft research at ONERA, Part 1 », *Vertiflite*, vol. 52, N°1, Spring 2006.
- Philippe J.-J., « 30 years of rotorcraft research at ONERA, Part 2 » *Vertiflite*, vol. 52, N°2, Summer 2006.
- Philippe J.-J., « Le décrochage dynamique : un exemple d'interaction forte entre écoulements visqueux et non-visqueux », AGARD CP, septembre 1977, *ONERA TP*, n°135, 1977.
- Philippe J.-J., « Le décrochage dynamique : un exemple d'interaction forte entre écoulements visqueux et non-visqueux », *AGARD CP*, n°227, 1977.
- Philippe J.-J., M. Polychroniadis, « L'aérodynamique des hélicoptères. Difficultés et perspectives », Sciences et Défense, 1991, *ONERA TP*, n°53, 1991.
- Poisson-Quinton Ph., A. de Sievers, « Étude aérodynamique d'un élément de pale d'hélicoptère », Réunion AGARD sur l'aérodynamique des avions à essor vertical en septembre 1967, *ONERA TP*, n°495, 1967.
- Prieur J., P. Lafon, M. Caplot, A. Desopper, « Aerodynamics and acoustics of rectangular and swept rotor blade tips », *Journal of the AHS*, 74, n°3, 1989.
- Rahier G., P. Spiegel, « Bruit d'interaction pale-tourbillon d'un rotor principal d'hélicoptère », 12^e Colloque d'aérodynamique et d'hydroacoustique, AAAF, *ONERA TP*, n°32, 1991.
- Renaud J., C. Benoit, J.-C. Boniface, P. Gardarein, « Navier-Stokes computations of a complete helicopter configuration accounting main and tail rotors effects », 29th ERF, Sept. 2003.
- Reneaux J., J.-J. Thibert, « The use of numerical optimisation for airfoil design », AIAA 3th Applied Aerodynamics Conference, October 1985, *ONERA TP*, n°135, 1985.
- Richard Y., « La recherche dans le domaine des hélicoptères », *Nouvelle revue d'Aéronautique et Astronautique*, n°1, 1995.
- Sidès J., K. Pahlke, M. Costes, « Numerical simulation of flows around helicopters at DLR and ONERA », *AST*, vol. 5, n°1, Janvier 2001 ; *ONERA TP*, n°39, 2001.
- Thibert J.-J., J. Gallot, « Advanced research on helicopter blade airfoils », 6th ERF, September 1980, *ONERA TP*, n°93, 1980.
- Thibert J.-J., J.-J. Philippe, « Étude de profils et d'extrémités de pales d'hélicoptères » AGARD/FDP meeting "Prediction of aerodynamic loads on rotorcraft", May 1982, *ONERA TP*, n°35, 1982.
- Vuillet A., M. Allongue, J.-J. Philippe, A. Desopper, « Performance and aerodynamic development of the Super-Puma Mk2 main rotor with new SPP8 blade tip design », 15th ERF, Sept. 1989.
- Zibi J., Ph. Leconte, P. Geoffroy, « Helicopter rotor aerodynamic and dynamic optimisation methods », *La Recherche Aérospatiale*, n°3, 1995.

CHAPITRE 3

MISSILES ET SYSTÈMES MILITAIRES⁷⁵

1 - ÉTUDES ET RECHERCHES RELATIVES AUX MISSILES NUCLEAIRES

Les études et recherches relatives aux missiles nucléaires ont accompagné la mise en place des diverses composantes de la force de dissuasion : dans les années 1960, elles furent consacrées aux missiles balistiques, puis dans les années 1970, aux missiles aéroportés.

1.1 - Missiles balistiques

En dehors des classiques essais en soufflerie, les études et recherches de l'Office ont concerné plus particulièrement : La rentrée dans l'atmosphère, le guidage et le pilotage des missiles, et plus particulièrement des parties hautes, la propulsion, les phénomènes hydro-acoustiques en sortie de tube de lancement, et la discrétion acoustique des sous-marins lanceurs d'engins.

Dans les années 1950, l'Office développe de nombreux engins expérimentaux propulsés par moteurs-fusées, destinés à des recherches sur la stabilité, la conception des voilures, les phénomènes vibratoires, le fonctionnement des équipements embarqués... Ainsi plusieurs centaines d'engins expérimentaux mono et bi-étages furent tirés à Brétigny, au camp de Mailly, à l'Île du Levant et même à Hammaguir.

Le retour au pouvoir du général de Gaulle en 1958 relance véritablement les activités sur les missiles balistiques. Mais l'ONERA n'avait pas attendu les décisions gouvernementales pour entreprendre les premières études à ce sujet, à commencer par le problème de la rentrée dans l'atmosphère des futures ogives nucléaires, avec l'analyse des phénomènes aérodynamiques, thermiques et électromagnétiques qui l'accompagnent. Une équipe de chercheurs et techniciens, noyau de la future « Direction des études de synthèse » (DES) se consacre entièrement à l'organisation de campagnes d'essai en vol de fusées et engins spécifiques, avec tous les moyens nécessaires en mesure, télémétrie et trajectographie : le dernier étage de la fusée, mis à feu dans sa phase de descente, permet aux têtes balistiques embarquées d'atteindre les vitesses hypersoniques recherchées. C'est à cette équipe (Paul Lygrisse, Jean-Claude Théodore) que l'on doit le succès en 1959 de la fusée ANTARES à quatre étages, la première fusée expérimentale française pour l'analyse systématique des phénomènes aérothermiques et électromagnétiques liés à la rentrée.

De 1962 à 1967, sont lancées à partir du CERES (Centre d'études et de recherches d'engins spéciaux) de l'Île du Levant, les fusées Bérénice à quatre étages, d'une masse d'environ 3,3 tonnes : elles resteront les premiers engins français à avoir atteint une vitesse correspondant à Mach 12 à environ 20 km d'altitude. Deux types de têtes étaient conçus pour rentrer dans l'atmosphère : soit entièrement métalliques afin d'étudier les conditions de l'échauffement cinétique, soit

⁷⁵ Par Philippe Cazin.

en matériau composite ablatif. En vue de réduire la dispersion à l'impact, Marcel Bismut et André Rémondière étudièrent un système de contrôle automatique de l'assiette de la fusée en vol pendant la propulsion du premier étage ; ce système précis et robuste, était remarquable pour l'époque, puisqu'il ne connut qu'un seul échec (voir plus loin) sur seize essais en vol à bord des fusées Bérénice, Titus et Tibère. La figure 87 montre la fusée Bérénice.

Ces essais, couronnés de succès, furent aussi l'occasion de quelques moments de frayeur, en particulier lorsqu'une des fusées, à la suite d'une rupture d'un propulseur de stabilisation, au lieu de se diriger vers le sud comme prévu, bascula vers le nord en se dirigeant à basse altitude et grande vitesse vers le port du Lavandou ! Heureusement elle percuta la mer bien avant ! Pour l'anecdote, on peut noter qu'au second semestre de 1964, à la suite des échecs répétés d'Émeraude, certains ingénieurs très optimistes avaient envisagé d'ajouter à Bérénice un cinquième étage, pour en faire le premier lanceur français de satellites : ce fut le projet SATMOS ! C'était aussi pour l'ONERA une manière de rappeler ses compétences, alors que l'Office avait été écarté des lanceurs par la création du CNES et de la SEREB.

Menée en 1971 et 1972, l'opération Électre d'analyse des phénomènes électriques liés à la rentrée hypersonique des têtes balistiques constitue un bel exemple d'étude de synthèse : on sait que ces phénomènes ont des effets importants sur les systèmes, entraînant par exemple l'interruption des liaisons radioélectriques entre le sol et le véhicule hypersonique, ou la modification de la section efficace radar d'un engin en phase de rentrée, partant de sa détectabilité. Pour étayer les résultats des calculs et des simulations dans la soufflerie hypersonique à rafales ARC 2, l'Office réalisa une expérience en vraie grandeur : L'opération Électre, mettant en œuvre au centre d'essais des Landes la fusée Tibère à trois étages (Roger Marguet, Philippe Cazin). Celle-ci, dérivée de Bérénice, mais plus puissante, mesurait 14,5 mètres de hauteur, pour une masse proche de cinq tonnes ; le moteur du troisième étage était identique à celui du lanceur Diamant A. Lancée sous un site proche de 90°, elle montait à la verticale propulsée par les deux premiers étages jusqu'à une altitude de 170 km ; puis l'ensemble restant était repointé vers le sol, au ras de la côte des Landes, à l'aide du pilote automatique CASSIOPEE ; pendant la descente, à 130 km d'altitude, le troisième étage était allumé et accélérail l'engin jusqu'à Mach 15 vers 60 km d'altitude où les conditions d'une rentrée hypersonique étaient alors réalisées. La fusée Tibère est présentée sur la figure 88.

Les phénomènes physiques liés à la rentrée furent enregistrés entre 60 et 20 km grâce à une série d'antennes montées sur la paroi de la capsule Électre et émettant à diverses fréquences (Jacques Dorey). La densité électronique du plasma fut déduite du diagramme de rayonnement des antennes, mesuré au sol par cinq stations SARA de réception multifréquences (figure 89), réparties sur la côte landaise.

Avant d'oser effectuer une telle expérience de rentrée à grand nombre de Mach si près des côtes habitées, il fallut étudier de près les problèmes de sauvegarde en vol : en effet une erreur d'orientation du troisième étage pouvait envoyer la fusée jusqu'à Moscou, ce qui n'était pas recommandé en période de « Guerre froide » ! Une méthode originale d'étude de sauvegarde, pour la première fois non déterministe, mais utilisant un processus stochastique, fut mise en œuvre.



Fig. 87
Fusée Bérénice



Fig. 88
Fusée Tibère



Fig. 89
Station SARA9

De même l'attitude du véhicule de rentrée en phase de repointage, et avant l'ordre de mise à feu du dernier étage de la fusée, était surveillée par rapport à un repère externe, le soleil, ce qui conduisait à un tir au crépuscule.

Les deux essais Électre, réalisés en février 1971 et mars 1972, permirent à l'ONERA d'apporter une contribution significative à la modélisation des phénomènes d'ionisation dans la couche de choc pour l'étude de la rentrée hypersonique des missiles balistiques français.

Ces expériences classifiées n'étaient pas annoncées. Or la capsule Électre comportait une jupe en titane et un nez hémisphérique épais en cuivre : sa destruction progressive dans la phase de rentrée fut l'occasion d'un superbe phénomène lumineux, d'autant plus remarquable que le tir était effectué au crépuscule ; il fut observé dans toute la France, en particulier par des camionneurs roulant sur l'autoroute du Sud et par des automobilistes bloqués par un embouteillage sur le pont de Suresnes ! Le journal « Sud-Ouest » signalait même que, dans le Lot, un couple était persuadé que des martiens avaient atterri dans leur jardin !

De nombreuses autres recherches et études relatives aux missiles balistiques de la Force nucléaire stratégique furent conduites par les équipes de l'ONERA. Leur caractère classifié ne permet de n'en citer que leur objet ; parmi celles-ci :

- Étude de la phase de sortie d'eau du missile au moment de son éjection à partir du tube de lancement du sous-marin en plongée : il se produit alors des phénomènes hydrodynamiques, en particulier deux « bulles », l'une en tête, l'autre au culot du missile. La bulle de culot, lorsqu'elle se contracte, forme un jet « rentrant » qui peut endommager la partie arrière. Ce sont Francis Hirsinger et Paul Kuentzmann qui ont élaboré en 1978 le premier modèle décrivant cette phase de chasse du missile hors du sous-marin.
- Le guidage-pilotage de la partie haute du missile balistique M4 avec éjection et déploiement dans l'espace des têtes multiples (Jean-Pierre Peltier et François-Xavier Scheck).
- La séparation des têtes, et le fonctionnement de certains équipements spécifiques équipant la « partie haute » du missile M4, furent étudiés dans l'établissement de Palaiseau, à l'échelle 1, dans un grand caisson à vide, vertical, qui permettait de restituer les conditions d'altitude et de simuler l'impesanteur.
- En coopération avec le CEA, étude et mesure de l'ablation des matériaux de structure d'une ogive en phase de rentrée dans l'atmosphère (Daniel Balageas).
- Nombreux essais en soufflerie et études aérodynamiques variées, en particulier celles relatives aux ogives capables de manœuvrer pendant la phase de rentrée dans l'atmosphère afin d'améliorer la précision à l'impact, ou de déjouer les éventuels systèmes de défense adverses. Étude aérodynamique d'un pare-vent escamotable, destiné à réduire en phase ascensionnelle la traînée d'un missile balistique muni d'une ogive peu élancée.
- Étude avancée d'un concept de planeur hypersonique mis en vitesse par des étages de missile balistique, afin d'améliorer les capacités de pénétration de l'arme.

- La propulsion par propergol solide a fait l'objet de recherches continues depuis la création de l'Office. Elle a été basée sur une double démarche, portant respectivement sur les « *mécanismes de combustion des propergols solides* » et sur le « *fonctionnement des moteurs à propergol solide* ».
- Les recherches sur les « *mécanismes de combustion des propergols solides* » ont intéressé les propergols solides homogènes avec additifs balistiques et les propergols solides composites à liant inerte puis à liant actif. Le principal artisan de ces recherches a été Guy Lengellé, dans la continuité des premiers travaux menés par Marcel Barrère*. La vitesse de combustion du propergol solide est la principale grandeur contrôlant le fonctionnement du moteur et elle doit être connue dans tous les régimes susceptibles d'être rencontrés (normal, érosif, instationnaire). Le premier régime à maîtriser est le régime stationnaire normal car c'est celui qui détermine le fonctionnement moyen du moteur ; dans ce régime, la vitesse de combustion dépend, à température initiale donnée, de la pression statique locale. Il s'agit dans ces conditions de comprendre et de prévoir comment la vitesse de combustion varie avec la nature et la proportion des ingrédients du propergol, avec la granulométrie de l'oxydant (propergol composite) et avec les additifs balistiques. Des modèles de combustion ont été mis au point, en parallèle du développement de techniques expérimentales originales de mesure comme la mesure par ultrasons (Jean-Claude Démarais et Paul Kuentzmann à partir de 1970). Une compréhension physique de la combustion érosive a été obtenue. Des méthodes avancées de mesure de la vitesse de combustion instationnaire ont été développées (par micro-ondes, par MHD), sans toutefois que ces méthodes parviennent à un stade opérationnel.
- Le « *fonctionnement des moteurs à propergol solide* » se donne pour objectif de prévoir l'évolution de la pression et de la poussée du moteur depuis l'allumage jusqu'à la fin du fonctionnement. Le problème se ramène en première approximation à une description détaillée de l'écoulement des produits de combustion dans le moteur et la tuyère, à différents instants du fonctionnement, la combustion du propergol solide étant traduite par une condition limite. Les premières recherches d'abord entamées par Pierre Larue ont été poursuivies par Paul Kuentzmann et ont abordé les différents thèmes suivants : pertes d'impulsion spécifique (prévision des performances), stabilité du fonctionnement (prévision des fréquences des instabilités potentielles et des niveaux susceptibles d'être atteints), allumage... C'est certainement dans le domaine difficile des instabilités que les progrès ont été les plus notables : partant de la théorie semi-analytique développée aux États-unis sous le nom de bilan acoustique, l'approche de l'ONERA s'en est progressivement écartée en donnant un poids accru à la simulation numérique ; cet effort, d'abord dédié aux moteurs de missiles balistiques, a trouvé son apogée lorsqu'il s'est agi d'expliquer et de prévoir les instabilités du moteur segmenté MPS d'Ariane 5 : il a été prouvé que les structures tourbillonnaires présentes dans l'écoulement jouaient un rôle déterminant dans l'entretien des instabilités.

La plupart de ces recherches furent financées par la Direction des poudres, la DRME/DRET et la DEN, et conduites en liaison étroite avec l'industrie, principalement la SNPE et la SEP.

1.2 - Missiles aéroportés

Depuis 1970, l'Armée de l'air, qui met en œuvre l'arme nucléaire sous la forme de bombes lisses, se préoccupe d'augmenter la portée de ses armes pour maintenir les avions à distance des objectifs fortement défendus. Au début, les ambitions sont modestes. Puis la portée requise passe à 150 km, puis à 250 km, enfin nettement au-dessus de cette dernière valeur. Par ailleurs l'état-major demande que le missile porteur de l'arme puisse disposer d'une grande diversité de trajectoires, soit à basse altitude avec des manœuvres en suivi de terrain, soit de type bas-haut-bas. Bref, il s'agit de développer un missile et un système de propulsion à hautes performances et à très large domaine de vol ; mais aussi il faut passer des matériels expérimentaux des développements préliminaires, en particulier ceux conduits par l'ONERA (voir « La saga des statos » au paragraphe 2 de ce chapitre), à un matériel opérationnel : d'où l'ambitieux programme de missile ASMP (Air-sol moyenne portée) qui sera lancé en 1978 par le Service technique des engins tactiques de la DGA, et conduit sous la maîtrise d'œuvre de la Division des engins tactiques de l'Aérospatiale. C'est un bon exemple de coopération entre un organisme soucieux de transférer les résultats de ses recherches dans l'industrie, et un industriel désireux d'acquérir de nouvelles technologies.

Dès le début, la Direction technique des engins et l'Aérospatiale demandent à l'ONERA de s'associer étroitement au programme pour profiter non seulement de l'expérience acquise précédemment par les équipes scientifiques de l'Office, mais aussi des capacités de ses installations, en particulier des souffleries supersoniques et des bancs d'essais de statoréacteurs : c'est ainsi que l'Office deviendra le premier coopérant de l'Aérospatiale qui lui confèrera des responsabilités importantes dans la conception aérodynamique du missile, le choix des prises d'air – qui bénéficiera de l'expérience acquise pour Concorde –, la mise au point du statoréacteur, alimenté par du kérosène, et fonctionnant dans un domaine d'altitude et de vitesse extrêmement varié, la furtivité électromagnétique du missile, etc. La figure 90 montre un missile ASMP en soufflerie.

Parmi les moments « chauds » qui ont émaillé cet ambitieux développement et qui ont marqué les esprits des responsables de l'Office, on peut citer :

- Dans les premiers mois de la mise au point du moteur, la visite au Centre de Palaiseau de l'Ingénieur général Antonin Collet-Billon, Directeur des Engins, qui s'inquiétait fort de la possibilité de faire fonctionner avec efficacité le statoréacteur dans les conditions de basse pression du vol à très haute altitude : les essais préliminaires s'étant montrés très positifs, les spécialistes de l'Office préparaient cette importante visite avec la confiance des vieilles troupes, lorsque, quelques jours avant la date fatidique, le moteur refusait même de s'allumer ! Et le temps passait ! La cause de la panne ne fut trouvée que dans les heures précédant la visite, et celle-ci se passa dans le calme et la sérénité, l'Ingénieur général Collet-Billon ayant pu constater *de visu* les bonnes performances du statoréacteur...et la grande compétence des techniciens de l'Office ! Voir en figure 91, un essai de statoréacteur dans les installations de Palaiseau.
- Le premier essai du moteur complet, avec son accélérateur intégré rempli de 150 kg de propergol solide, à l'intérieur de la soufflerie S4 du Centre de

Modane, installation dédiée aux essais aérodynamiques en super et hypersonique, et non aux essais de propulsion avec du matériel pyrotechnique. L'essai fut effectué en fin de journée, l'ensemble du Centre étant évacué par tout le personnel, en dehors des quelques techniciens responsables de l'essai : et celui-ci fut parfaitement réussi.

- Mettre au point le statoréacteur, c'est d'abord assurer la combustion dans tout le domaine de vol ; or celui-ci est très vaste : de Mach 1,8 à plus de Mach 3, altitude du niveau de la mer à 20 000 mètres. La principale difficulté a consisté à éliminer les vibrations de combustion dans tout le domaine : sur ce sujet précis, les échanges d'informations scientifiques faits avec les Américains dans le cadre d'un accord MWDEA (Voir « La saga des statos » au paragraphe 2 de ce chapitre) furent très utiles.

Il faut noter l'excellent esprit de coopération qui se créa entre les équipes de l'Aérospatiale et de l'ONERA pendant toutes les années du développement, en particulier grâce à la bonne entente de Jean Guillot, directeur technique de la Division engins tactiques de l'Aérospatiale et Roger Marguet, directeur des Applications militaires à l'Office. Et ceci fut illustré, le 9 février 1987, par la remise par Monsieur André Giraud, ministre de la Défense, sur recommandation de Louis Néel, Prix Nobel de Physique et Président du jury, du Prix « Science et Défense » à une équipe mixte de l'Aérospatiale (Paul Bernier, responsable du programme ASMP, Maurice Ravel, Pierre-Georges Sava et Jean Viala) et de l'ONERA (Pierre Berton, Gérard Laruelle et Philippe Cazin).

L'ASMP fut alors (et est encore) le seul missile à statoréacteur de nouvelle génération en service dans le monde. Il a été opérationnel dès mai 1986, d'abord dans les Forces aériennes stratégiques sur Mirage IV, puis dans les Forces aériennes tactiques sur Mirage 2000N, et enfin dans l'Aéronavale sur Super Étendard.

A partir de 1985, de nouvelles recherches sont conduites à l'Office dans le but de développer de nouvelles technologies pour un éventuel successeur du missile ASMP. Certaines sont menées, de 1992 à 1996, dans le cadre du projet de missile nucléaire ASLP, pour « Air-sol longue portée », dont le développement était envisagé à cette époque, dans un cadre d'une coopération franco-britannique. Les performances recherchées étaient : une vitesse élevée, une longue endurance, et une faible signature radar.

Parmi les nombreux thèmes ayant fait l'objet d'études et d'essais de démonstration, on peut citer :

- La recherche de configurations aérodynamiques discrètes, et à finesse élevée jusqu'à Mach 5 (cf. figure 92).
- Les chambres de combustion à refroidissement par air (technique du « *film-cooling* ») utilisables pour des missions de très longue durée.
- Les combustibles à haute densité, en particulier les combustibles « boueux » qui, dans un même volume de réservoir, délivrent beaucoup plus d'énergie que le kérosène : par exemple suspension de très fines particules de bore dans du kérosène. Ils ont fait l'objet d'essais sur statoréacteur, à échelle grandeur, dans le cadre du développement exploratoire CHEOPS.
- Le développement exploratoire CHEFREN conduit avec l'Aérospatiale / Missiles et le CEPr, qui vise à réaliser dans ce centre une soufflerie capable d'accueillir

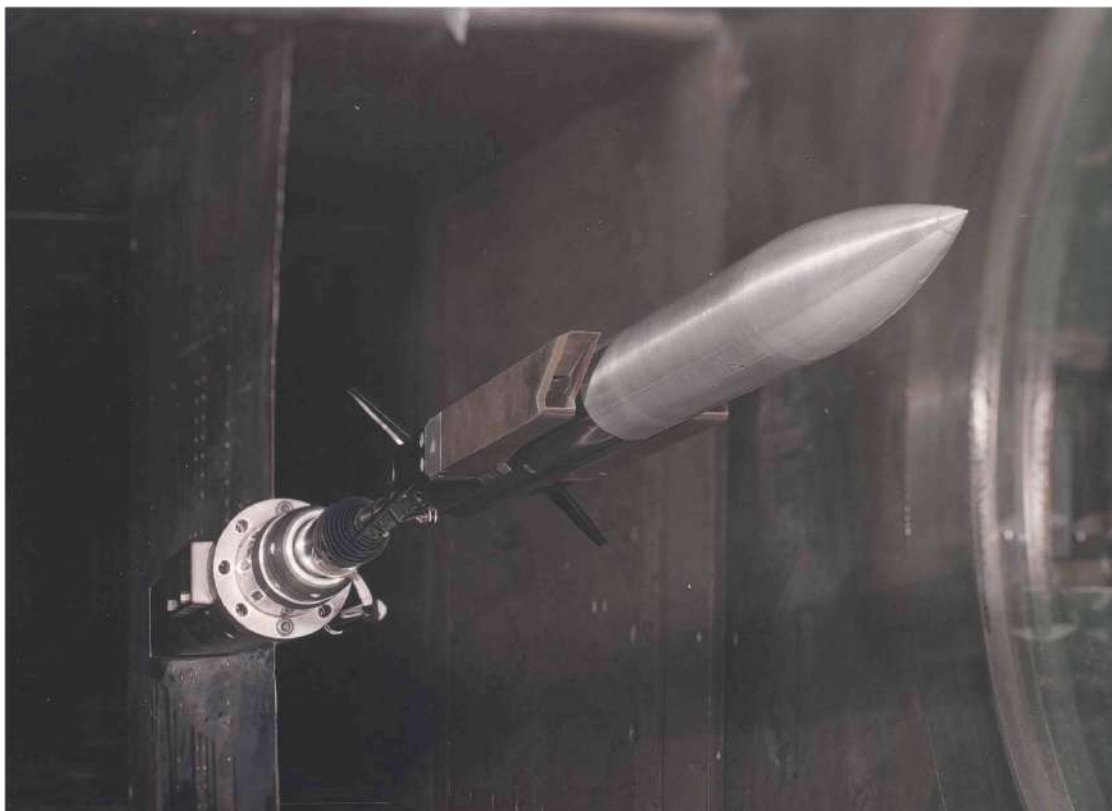


Fig. 90
Missile ASMP en soufflerie

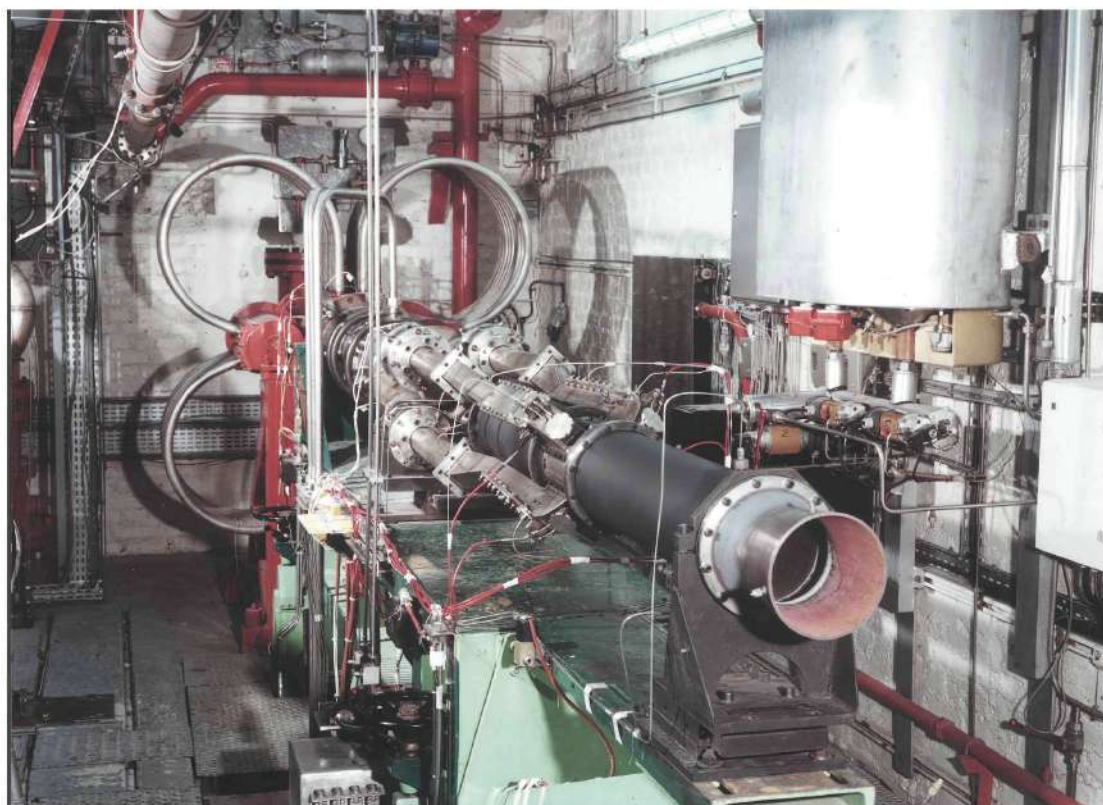


Fig. 91
Essai de statoréacteur dans les installations de Palaiseau



Fig. 92
Projet de missile aérobie hypersonique

un missile, avec son statoréacteur en fonctionnement, dans les conditions d'incidence et de dérapage rencontrées en vol.

2 - LA SAGA DES STATOS À L'ONERA⁷⁶

Dès la création de l'Office, en 1946, le statoréacteur qui allie subtilement, entre autres, les sciences de l'aérodynamique et de la thermodynamique, suscite un vif intérêt parmi les chercheurs ; des études démarrent sans délai : elles seront toujours conduites avec foi et enthousiasme. Depuis cette époque lointaine, cet intérêt pour le stato ne s'est jamais démenti à l'ONERA. Schématiquement, on peut recenser deux périodes :

- De 1946 à 1972, nombreuses études théoriques et expérimentales dans des domaines variés.
- A partir de 1972, orientation vers des applications opérationnelles, en coopération avec l'industrie.

Bref rappel technique

Découvert en 1911 par le Français René Lorin, appliqué dès 1938 par un autre Français René Leduc, le principe de la propulsion par statoréacteur est extrêmement simple ; il consiste à tirer parti de la compression réalisable en vol dans une prise d'air, pour obtenir, après combustion, une force de poussée résultant de l'évacuation du débit d'air capté avec une quantité de mouvement supérieure à celle qu'il avait à l'entrée dans le moteur. Mais il a un inconvénient : n'étant pas autonome, le statoréacteur ne peut fonctionner qu'après une mise en vitesse par un propulseur auxiliaire ou « accélérateur ».

2.1 - De 1946 à 1972 : recherches tous azimuts

Dans l'ouvrage COMAERO sur les avions militaires (tome II, pages 234 et 235), on évoque les avions à stato-réacteur Leduc, en ne faisant que citer le nom du Griffon II de Nord-Aviation. Il faut rappeler ici les travaux de l'Arsenal (repris en 1950 par la SFECMAS, rattachée en 1955 à la SNCAN devenue Nord-Aviation en 1958) qui a développé (Albert Gozlan) un stato-réacteur beaucoup plus simple que celui de Leduc et très performant. Installé en turbo-stato sur l'avion remarquable qu'a été le Griffon II (Claude Flamant, Michel Lazareff), il a permis à cet avion de montrer des performances étonnantes (record du monde de vitesse sur 100 km en circuit fermé en 1959 ; Mach 2,15 atteint à 15 000 m en très forte montée).

Même si l'ONERA s'intéresse déjà au statoréacteur pour la propulsion des avions, puisque en 1956 le Griffon II (figures 93 à 95) est essayé en vraie grandeur à

⁷⁶ Références bibliographiques :

P. Berton, R. Marguet et B. Petit, « Le statoréacteur à l'ONERA : Histoire et perspective », *TP ONERA*, n° 1992-198.

Ph. Cazin, « Statoréacteurs et turboréacteurs français pour la propulsion des missiles », *Revue Scientifique et Technique de la Défense*, 4^e trimestre 1989.

G. Laruelle « Le futur : le superstatoréacteur », *L'Aéronautique et l'Astronautique*, n° 153, 1992/2.

n° 153 de 1992 de la revue *L'Aéronautique et l'Astronautique* relatant le colloque de l'AAAF tenu le 13 décembre 1991 à Cannes sur l'historique des statoréacteurs en France.

Mach 0,7 dans la soufflerie S1 de Modane, André Turcat étant à bord, ses recherches sont rapidement orientées vers le domaine des missiles. En effet, dans les années d'après-guerre, alors que l'industrie des propergols solides est balbutiante en France, le statoréacteur apparaît comme sans concurrent pour la propulsion des missiles rapides en raison de ses performances d'impulsion spécifique et de durée de fonctionnement très supérieures à celles de la fusée à poudre : donc, pour des missions de moyenne et longue portée, de nombreux spécialistes pensent que le stato devrait s'imposer rapidement. Cet engouement qui frappa l'ONERA toucha aussi plusieurs industriels français.

A l'Office, il faut alors tout créer : définir le propulseur d'accélération, les composants du stato, les moyens de lancement pour essayer le prototype en vol, les mesures au sol pour le suivi optique de la trajectoire et les mesures en vol (où les enregistreurs de bord précèdent la télémesure alors inexistante, ce qui requiert une récupération par parachute). Un très grand nombre d'essais en vol, nombre impensable à notre époque, est effectué sur les champs de tir du camp de Mailly (où est essayé en 1951 le premier statoréacteur de l'ONERA), d'Hammaguir au Sahara, de l'Île du Levant. Tous ces statoréacteurs brûlent du kérosène, dans une chambre de combustion à vitesse d'écoulement subsonique, avec stabilisation de la flamme par accroche-flammes métalliques ; ces moteurs sont réalisés en acier réfractaire non protégé, de sorte que le temps de combustion est limité à une trentaine de secondes. Parmi les principaux acteurs de cette épopée du stato, il faut citer L. Viaud, Charles Huet, Pierre Berton et Roger Marguet (avec l'aide, notamment, de Jean Trichard de DES).

Pour illustrer cette activité foisonnante (et sans contraintes financières !) ayant conduit jusqu'en 1960 à une centaine d'essais en vol pour explorer principalement le domaine de Mach 2 à Mach 3, on peut évoquer quatre projets significatifs :

- *Stato NA 250*, dont une quarantaine d'exemplaires furent tirés, avec beaucoup de succès, à Hammaguir et à l'Île du Levant.
- *Stato 2140* : ce missile atteignait Mach 3 à une altitude de 15 km ; dix exemplaires furent tirés à l'Île du Levant.
- *Stato STATEX* : il s'agissait d'un projet de missile sol-air de calibre 500 mm, initié par la DTAT qui détacha à l'Office le jeune Roger Marguet pour conduire cette étude ; une dizaine de modèles expérimentaux, avec ou sans gouvernes « canard », furent essayés jusqu'à Mach 3.
- *Bistato 2120* : cette configuration à deux moteurs était destinée à pallier certains défauts de la disposition axisymétrique, en particulier la difficulté à intégrer un équipement de guidage du missile dans la pointe avant (le futur « autodirecteur »). Quatre vols furent effectués.

Au début des années soixante, il y eut un arrêt quasi général des programmes de statos en France, décision politique réorientant d'une façon différente les priorités nationales ; seul l'Office put maintenir une activité de recherches consacrées au haut supersonique et à l'hyperpersonique. Certains rêvent d'un avion militaire hyperpersonique, d'autres d'un lanceur spatial réutilisable à propulsion aérobie ; d'ailleurs, sur ce dernier thème, des échanges ont lieu entre les spécialistes de l'Office et les Américains qui réfléchissent à la meilleure formule pour un nouveau lanceur spatial habité : finalement le choix sera fait pour la propulsion fusée avec le *Space Shuttle*.

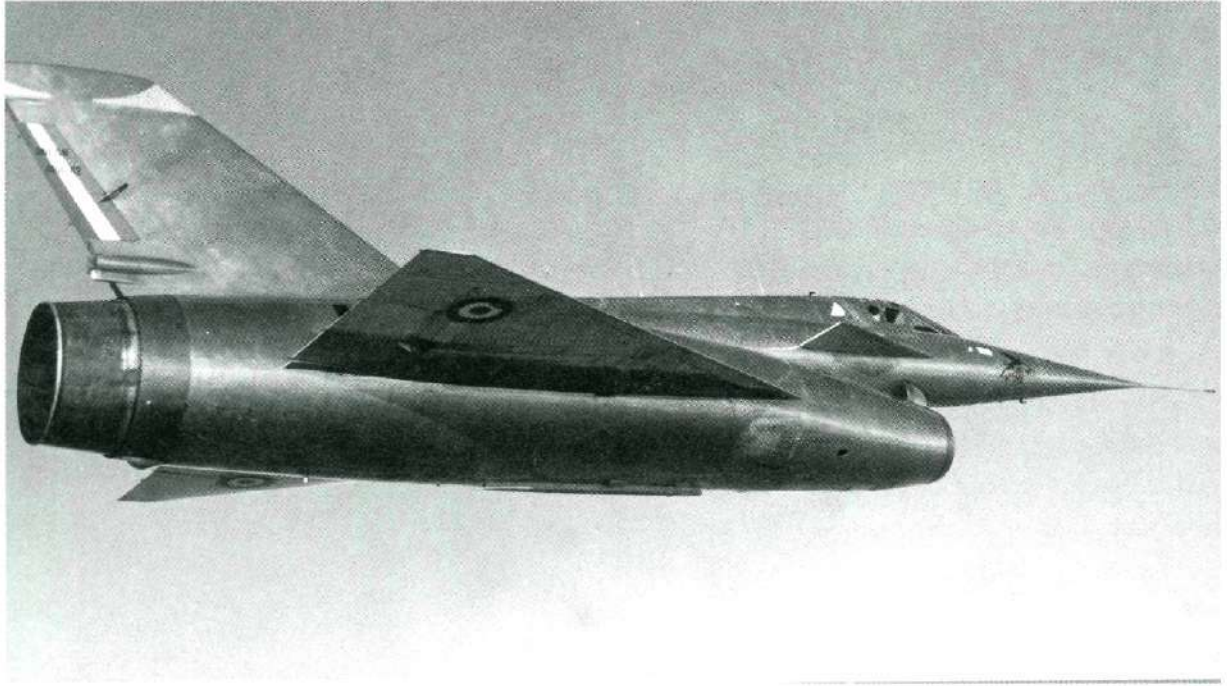


Fig. 93
Avion Nord 1501 Griffon II de Nord-Aviation



Fig. 94
Maquette de l'avion Griffon en soufflerie



Fig. 95
Le Griffon au sol

Trois projets illustrent ces efforts :

- *Stataltex* : D'une architecture voisine de celle des statoréacteurs précédents, avec étage d'accélération en tandem, il atteignit en 1961 des performances exceptionnelles, de vitesse jusqu'à Mach 5, et de vol propulsé jusqu'à une altitude de 39 km ; ce fut alors le statoréacteur le plus rapide au monde !
- *Scorpion* : Une étude prospective avait montré qu'un missile à stato conventionnel, à kérosène, pouvait effectuer une mission sol-air à longue portée (plus de 100 km) en volant à Mach 6 à une altitude de 30 km ; pour la première fois une configuration à prises d'air latérales fut retenue, car elle facilitait le guidage, le fonctionnement de la charge explosive, et les manœuvres d'interception. Un moteur complet fut essayé en jet libre dans la soufflerie S4 de Modane qui, seule, pouvait fournir les conditions d'un vol à vitesse hypersonique.
- *Ésope* : À la même époque, l'ONERA proposa l'étude d'un statoréacteur à combustion subsonique, puis supersonique, capable de fonctionner de Mach 3,5 à Mach 7, le combustible étant l'hydrogène. Une validation du concept fut entreprise dans la soufflerie S4 dans des conditions d'un vol à Mach 6.

Ces deux derniers projets marquaient une avancée importante du stato à grande vitesse, mais révélaient aussi des contraintes : extrême sensibilité du bilan poussée-trainée à haut Mach, énormité des moyens d'essais requis pour simuler les conditions du vol, nécessité de développer des matériaux nouveaux résistants à haute température.

2.2 - De 1972 à 1995 : vers les applications industrielles

Si la période précédente avait défriché un domaine technique très vaste, tous les efforts entrepris n'avaient pas permis de réussir une percée dans le domaine opérationnel : il est apparu que des progrès techniques décisifs devaient être accomplis pour franchir ce pas.

Cette nécessité fut satisfaite dans les années 1970 par l'apparition de *trois nouveaux concepts*, essentiellement proposés et étudiés par l'ONERA, avec le soutien très important des services officiels de la DGA, principalement la DRME et le STET/EG dirigé par l'ICA Laurent ; ils bouleversèrent l'évolution du statoréacteur en France et attirèrent très rapidement l'intérêt des industriels français, principalement la SNPE et l'Aérospatiale/Engins tactiques. C'est ainsi qu'on vit apparaître :

- *Le stato à entrées d'air et manches latérales, avec chambre de combustion tourbillonnaire intégrée* : cette disposition procure une meilleure capacité opérationnelle, car moins sensible à l'incidence, et facilite l'implantation des équipements, en particulier de l'autodirecteur.
- *Le stato à combustible solide, ou statofusée* : La simplicité et la compacité sont meilleures qu'avec un combustible liquide, la maintenance et la mise en œuvre sont facilitées, le missile s'apparentant à une munition classique. À l'ONERA, le très inventif André Moutet aura un rôle de pionnier dans l'élaboration de ces nouveaux combustibles : certains de ses collègues se souviennent avec émotion des démonstrations qu'il leur faisait dans un cendrier de son bureau pour démontrer l'efficacité énergétique de ses dernières trouvailles !
- *Le stato à accélérateur intégré* : ce troisième concept permet de simplifier considérablement le missile à stato et accrut fortement sa compacité, rendant

caducs les engins bi-étages précédents, avec leurs deux systèmes propulsifs indépendants à développer.

On peut aussi noter que c'est en 1973, lors de la guerre du Kippour, que le missile SA6 soviétique, propulsé par statofusée à accélérateur intégré, a montré sur le terrain l'efficacité de ces formules nouvelles.

Très rapidement, les industriels Aérospatiale, SNPE et MATRA, furent convaincus de l'intérêt de ces nouvelles voies : ils coopérèrent étroitement avec l'ONERA et développèrent l'industrialisation de ces nouvelles techniques ; une décennie plus tard le programme de missile nucléaire ASMP était opérationnel.

Ainsi, de 1973 à 1995, la DGA a lancé cinq programmes associant toujours les industriels et l'ONERA : quatre ont fait l'objet de « développements exploratoires » et le cinquième est un développement opérationnel ; ils ont tous été basés sur les concepts décrits précédemment et leur rapidité d'exécution témoigne de la qualité des critères de conception :

Statofusée probatoire, de calibre 400 mm

Ce premier développement exploratoire est lancé en 1973 par l'ICA Laurent du STET. Inspiré par la configuration du missile soviétique SA6, il aboutit en 1976 à un essai en vol parfaitement réussi au Centre d'essais des Landes. La maîtrise d'œuvre est assurée par l'ONERA (Philippe Cazin), étroitement associé à l'Aérospatiale et à la SNPE, le programme étant conduit en un temps record de deux ans et demi. Le véhicule, non piloté, comporte encore un accélérateur en tandem car la technologie de l'accélérateur intégré n'est pas prête, mais dispose de prises d'air latérales. Le combustible solide, dit « autopyrolysable », se transforme en gaz, brûlé ensuite dans la chambre de combustion. En vol, la vitesse est un peu supérieure à Mach 2, et l'impulsion spécifique est de 1 000 secondes. La réussite de ce développement exploratoire (figure 96) donna probablement confiance aux responsables de l'EMA et de la DGA pour oser envisager la propulsion stato pour le missile ASMP.

Statofusée à débit modulé, de calibre 350 mm

A partir de 1980, un second développement exploratoire est lancé avec les mêmes partenaires : il s'agit de mettre au point un statofusée, donc à combustible solide, disposant d'un système de modulation du débit de gaz, ce qui permet d'envisager des variations d'altitude ou de vitesse du missile. Des difficultés de maîtrise de la régulation apparaissent d'abord, mais la finalité est acquise avec un essai de simulation de trajectoire bas-haut-bas dans la soufflerie S4 du Centre de Modane, et un essai de transition accélération-croisière à l'Aérospatiale.

Statofusée pour « missile rustique ».

Dans le but de simplifier au maximum la conception du moteur afin que celui-ci s'apparente à une simple munition propulsée, tout en conservant des performances deux à trois fois supérieures à celles des fusées à propergol solide, l'ONERA invente le « Statofusée rustique » : une seule chambre de combustion contient à la fois le combustible solide du stato et le propergol du moteur d'accélération, celui-ci étant du type « sans tuyère » (rien à éjecter) ; un seul ordre d'allumage fait fonctionner le moteur, celui-ci étant capable de s'adapter automatiquement aux variations d'altitude. Ce nouveau concept séduit les industriels MATRA, Aérospatiale et SNPE, qui associés à l'Office conduiront avec plein succès deux développements exploratoires (Voir le paragraphe 3 « Missiles tactiques » de ce chapitre)



Fig. 96
Modèle probatoire à statofusée

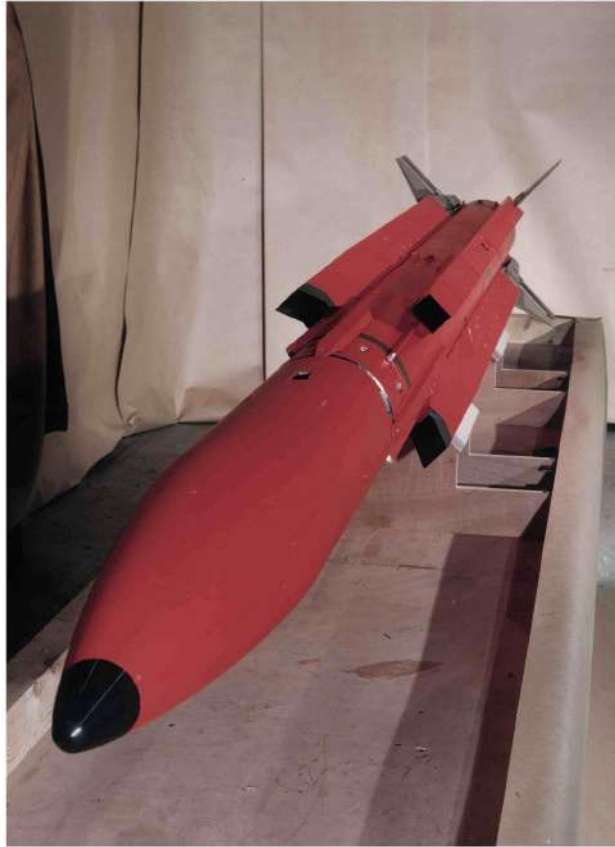


Fig. 97
Missile statofusée « rustique »



Fig. 98
Missile APACHE dans la soufflerie S1 de Modane

Statoréacteur à kérosène pour missile ASMP

Ce développement opérationnel a été décrit dans le paragraphe 1.2 « Missiles nucléaires aéroportés » de ce chapitre.

Par ailleurs il faut rappeler que pendant plusieurs dizaines d'années, des informations très utiles furent échangées entre la France et les États-Unis sur les recherches conduites dans les deux pays sur la propulsion stato : ces échanges eurent lieu dans le cadre d'un accord officiel dit « MWDDEA » (*Mutual Weapon Defense Data Exchange Agreement*), dont les « *Project officers* » français furent successivement Roger Marguet et Philippe Cazin, et auquel la DEN et les industriels français (Aérospatiale, Matra, SNPE, SEP...) furent étroitement associés. Certaines informations techniques ou technologiques obtenues furent utilisées avec profit dans plusieurs des développements cités plus haut.

2.3 - Depuis 1990 : reprise des recherches vers les grandes vitesses

À cette époque, les recherches sur les hyper-vitesses dans l'atmosphère reprennent de l'actualité, aux États-Unis, en Europe, en Russie et au Japon : le statoréacteur, et surtout le « superstatoréacteur » à combustion supersonique, paraissent adaptés puisque ce dernier est théoriquement censé pouvoir fonctionner jusqu'à Mach 12 ! C'est la mode des projets d'avions « transatmosphériques », tel le programme militaire américain NASP (*National Aero-Space Plane*), ou des lanceurs spatiaux à deux étages TSTO (*Two-Stages-to-Orbit*) tel le projet Sänger en Allemagne, le premier étage étant propulsé par un moteur hybride turbo-stato.

Le CNES paraissant s'intéresser à ces techniques futuristes, Monsieur Hubert Curien*, ministre de la Recherche et de la Technologie, demande qu'on lui propose un programme de recherches sur la propulsion hypersonique : c'est ainsi qu'est lancé en 1990 le programme PREPHA (Programme de recherches et de technologies pour la propulsion hypersonique avancée) ; coordonné par l'ICA Bruno Debout, il fera travailler en coopération l'ONERA (François Falempin), Aérospatiale, Dassault-Aviation, SNECMA et SEP, les efforts étant focalisés sur le thème du véhicule mono-étage allant en orbite.

3 - ÉTUDES ET RECHERCHES RELATIVES AUX MISSILES TACTIQUES

3.1 - Applications de la propulsion stato

Le projet ANS

L'Aérospatiale / Engins tactiques a coopéré étroitement avec l'Office pour la réalisation du statofusée probatoire de calibre 400 mm (voir le paragraphe 2 « La saga des statos » de ce chapitre). Pour cet industriel, une des applications possibles de ces techniques est alors un successeur de l'Exocet afin d'en accroître la portée et la capacité de pénétration des défenses grâce à une vitesse bisonique. A la fin des années 1980 apparaît ainsi un projet franco-allemand, l'ASSM (*Anti-Ship Supersonic Missile*) : deux systèmes propulsifs en compétition sont proposés : un statofusée alimenté par un combustible solide dopé au bore, par MBB, et un statoréacteur à combustible liquide, par Aérospatiale. L'ONERA joue alors un rôle d'expert technique, et participe aux essais comparatifs des deux moteurs effectués, soit dans ses installations de Palaiseau, soit chez MBB à Ottobrunn. Par ailleurs, en coopération avec l'Institut français du Pétrole qui étudiait depuis plusieurs années un

hydrocarbure lourd pour moteur aérobie, l'ONERA démontra l'intérêt de ce carburant pour le stato à combustible liquide : l'Aérospatiale l'adopta pour son programme ANS (Anti-navire supersonique) qui succéda à l'ASSM, et effectuera à partir de 1987 trois essais en vol du missile, à partir de l'Île du Levant. Mais ce projet fut abandonné quelques années plus tard.

Le statofusée « rustique »

En 1985, sous l'égide de la DEN, l'ONERA et MATRA, aidés par la SNPE, achèvent la mise au point du premier développement exploratoire MPSR1 (Modèle probatoire de statofusée rustique) ; les responsables de ce MPSR sont : Bernard Petit pour l'ONERA et Alain Ravier pour MATRA ; de plus, Michel Hivert, de la SNPE, assiste l'ONERA pour la mise au point de l'accélérateur sans tuyère et du générateur de gaz à combustible solide. A l'époque cette technologie prometteuse (voir aussi le paragraphe 2 « La saga des statos » de ce chapitre) est envisagée, soit pour un futur sol-air-moyenne portée basse altitude, soit pour un futur air-sol-antiradar : d'où les dimensions du MPSR, en particulier son calibre (180 mm), qui lui auraient permis d'entrer dans le conteneur du Crotale. Cinq essais en vol, tous réussis, présentaient des trajectoires diversifiées, dont une comportant deux manœuvres enchaînées sous fort facteur de charge (plus de 20 g). Ce missile (figure 97), basé sur une très grande simplicité de conception et d'emploi, d'où son qualificatif de « rustique », avait néanmoins une impulsion spécifique deux fois et demie supérieure à celle d'une fusée à poudre. Le premier tir fut réalisé en décembre 1983 et le cinquième en décembre 1995.

MPSR1 sera suivi par un deuxième développement exploratoire MPSR2, avec les mêmes partenaires, auxquels s'est joint l'Aérospatiale ; le missile, d'un calibre supérieur (200 mm), démontrera au sol, puis lors de deux vols au CEL en 1995, la capacité du concept de statofusée rustique à fonctionner dans un domaine de vol étendu en Mach, altitude (plus de 20 000 m), et température chaude et froide.

Cette technique qui paraissait prometteuse n'a malheureusement pas débouché sur un développement opérationnel comme espéré. Il faut néanmoins noter qu'ultérieurement MBDA-UK engagera le développement du missile air-air longue portée METEOR propulsé par un statofusée plus sophistiqué, mais reprenant plusieurs éléments déjà expérimentés et validés par les MPSR.

3.2 - Propulsion fusée

En complément des recherches citées plus haut pour les missiles balistiques, trois thèmes plus spécifiques des missiles tactiques ont été étudiés : les chargements à court temps de combustion pour roquette anti-char (Vincent Borie, Paul Kuentzmann), le moteur sans tuyère (Paul Kuentzmann, Jean-Claude Traineau) et les chargements pour missile hypervélocé (Jean-Claude Godon, Guy Lengellé).

3.3 - Pilotage par forces latérales

On sait que le pilotage en « forces », celles-ci étant délivrées par des jets propulsifs latéraux, permet des distances de passage très réduites. C'est pourquoi l'Office qui, depuis longtemps, avait conduit des études aérodynamiques sur ce principe (Patrick Champigny), s'est impliqué dans les projets définis par Thomson-Brandt / Armements, et par Aérospatiale / Missiles pour un nouveau missile sol-air

très manœuvrant dénommé ASTER (Maurice Desmoulière, Gérard Sélince). C'est ainsi que l'Office a pu mesurer les temps de réponse du pilotage, dit aussi « Pif-Paf », lors d'un « essai en vol » simulé dans la soufflerie S2 de Modane ; en parallèle, la modélisation des interactions aérodynamiques a été établie (Michel Parinet), ce qui a contribué au choix de l'aérodynamique du missile ASTER.

3.4 - Missiles de croisière

A l'époque où la presse faisait état des nouveaux missiles de croisière américains, l'ONERA a lancé quelques travaux prospectifs sur des configurations de missiles de croisière à faible signature radar et a réalisé, dès 1975, des mesures de SER dans l'ancienne soufflerie S1 de Chalais-Meudon transformée en « base radar », sur des maquettes à échelle grandeur.

La navigation des missiles de croisière est généralement assurée par une centrale inertielle qui, en raison de la durée du vol, doit être recalée par des moyens externes, par exemple par utilisation du système GPS ; mais comme ce dernier ne permet pas une totale indépendance nationale, il peut être nécessaire d'utiliser d'autres moyens tels que le recalage sur des amers situés au sol. C'est ainsi qu'a été confié à l'ONERA par la DGA le développement exploratoire « C22 inertiel » permettant d'aborder ce problème en utilisant une centrale inertielle à bord de l'engin-cible C22 (Jean-Claude Théodore et Auguste Pluchon) ; puis se déroulèrent les essais en vol IRMA sur avion Transall, avec comparaison d'imageurs millimétriques proposés par Thomson et ESD pour le missile APACHE, et restitution de trajectoires recalées prenant en compte les mesures millimétriques, altimétriques et inertielles ; l'Office en fit la synthèse et formula des recommandations auprès des industriels missiliers et de la DGA pour les choix fondamentaux avant le lancement du développement de l'APACHE (Guy Bouc, Bernard Petit)

Essai du missile APACHE dans la soufflerie S1 Modane : avant les essais en vol, un essai complet d'un missile APACHE à échelle 1, avec moteur en fonctionnement, est effectué en juillet 1993 dans la soufflerie S1 de Modane, capable de restituer les conditions réelles du vol. Il sera ainsi possible de mesurer les caractéristiques aérodynamiques, d'effectuer le bilan poussée-trainée, d'ouvrir les ailes, d'éjecter la coiffe qui protège les entrées d'air, et de mesurer la signature infrarouge du missile (voir la figure 98).

Un peu plus tard, afin de démontrer les capacités de la France dans le domaine des aéronefs furtifs, des travaux furent initiés par la DGA pour les études préliminaires à l'ONERA, puis la définition et la réalisation par l'industrie d'un « Engin de pénétration furtif » (EPF) à très faible signature radar et infrarouge, et doté de tous les senseurs discrets nécessaires à un vol avec recalage de navigation : cet engin EPF démontrera ses qualités de furtivité électromagnétiques dans la base Solange du CELAR, et toutes ses qualités de vol et de furtivité infrarouge dans la soufflerie S1 de Modane.

L'ONERA a peu travaillé sur la propulsion turbo pour missile, celle-ci étant d'ailleurs apparue tardivement dans les programmes français⁷⁷, et bien que l'Office ait toujours entretenu d'excellents contacts avec Microturbo. Vers 2000, l'Office a été

⁷⁷ Rappelons cependant le programme OTOMAT de MATRA avec Oto Melara (1970).

impliqué dans la mise au point du développement SIR-C visant à donner au turboréacteur TRI 60-30 un successeur double-flux monocorps.

3.5 - Autodirecteurs bi-modes

Dans un autodirecteur de missile, l'intégration de deux imageurs, l'un électromagnétique, notamment millimétrique, et l'autre dans l'infrarouge, associée à l'utilisation de certains algorithmes de traitement d'images et de fusion de données, peut améliorer aussi bien le taux de fausses alarmes et de non-détection, que la robustesse du système confronté à des contre-mesures ou à des conditions extérieures défavorables (brouillard, précipitations, fumées). Des recherches sont alors menées pour traiter les images obtenues : elles visent à combiner les informations entre les deux capteurs, après la décomposition de l'image en régions homogènes sur lesquelles des caractéristiques (attributs) sont mesurées. Des travaux importants sur ces concepts ont été menés à l'ONERA et dans l'industrie dès 1987 ; ils furent concrétisés, de 1989 à 1994, par deux développements exploratoires franco-allemands, dans lesquels l'Office joua le rôle d'expert technique auprès des services officiels, notamment en définissant et organisant en France et en Allemagne des essais en vol de ces équipements sur hélicoptère PUMA du CEV de Cazaux. Il s'agissait, d'une part du DE « SPRINT » entre ESD-SAT, DASA/Ulm et BGT pour un autodirecteur antiradar qui fut confronté en vol face à des systèmes sol-air Roland et Crotale et à des contre-mesures ; d'autre part le DE baptisé « ASTRID » entre Thomson/Bagneux, DASA/Ulm, et BGT, pour une confrontation à des chars allemands et français (AMX 30 et AMX 10, au CEL/Captieux), à des ponts, des bâtiments industriels et autres cibles de haute valeur (Guy Bouc, Bernard Petit).

4 - ÉTUDES ET RECHERCHES RELATIVES AUX SYSTEMES DE DEFENSE

4.1 - Furtivité radar

En installant dès 1975 une base de mesure de la section efficace radar (SER) dans la soufflerie S1 à Chalais-Meudon pour les premiers essais en vraie grandeur sur des missiles (ogives stratégiques, missile Exocet, CT20, ...), l'ONERA a joué en France un rôle de pionnier dans le domaine de la furtivité radar, d'abord au profit des missiles avec l'appui énergétique d'ingénieurs du Service technique des engins tactiques (Bernard Laurent, Maurice Desmoulières et Michel Pétré), puis à celui des avions de combat.

C'est ainsi que deux chercheurs de l'Office, Christian Pouit et Jacques Dorey, mettent au point une méthode d'analyse des signatures radar des cibles, dérivée des méthodes de l'holographie optique, et plus précise que celle qui les caractérise par la surface équivalente radar (SER) : il s'agit de déterminer, par holographie en ondes décimétriques, centimétriques ou millimétriques, une image quantitative des « points brillants » de maquettes en laboratoire, ou de cibles réelles en vol. Ces procédures originales d'analyse des signatures ont été depuis largement diffusées auprès des industriels et laboratoires français notamment au CELAR (figure 99).

Les outils de diagnostic sont ensuite mis en place à l'ONERA sous la forme de deux chambres anéchoïques destinées à soutenir les études de base, et à réaliser des mesures de référence : « Camera », capable de « voir » une tête d'épingle, et

« Babi » pour l'analyse des signatures bi-statiques, avec des antennes d'émission et de réception observant la cible sous des angles différents.

Les premiers traitements des formes, destinés sinon à rendre invisibles les cibles, du moins à en réduire les échos radar de manière significative, sont appliqués à de nombreux aéronefs : des missiles comme l'ASMP ou l'APACHE, des hélicoptères et des éléments de l'avion Rafale. À la demande de la Direction des missiles et de l'espace de la DGA, l'exercice est même conduit jusqu'à la réalisation par les industriels MATRA et Aérospatiale d'un « Engin de pénétration furtif », démonstrateur à échelle un (figure 100) dont les formes sont dessinées pour fournir une très faible signature radar, tout en ayant de bonnes caractéristiques aérodynamiques.

Troisième volet de la logique furtive, les matériaux absorbant les rayonnements hyperfréquence deviennent un atout essentiel dans ce domaine. Des études de base sont entreprises pour élaborer des matériaux ayant de bonnes caractéristiques radioélectriques dans les bandes radar et infrarouge, tout en optimisant leurs propriétés thermomécaniques : d'où, par exemple, la réalisation de cermets (mélange, à l'échelle nanométrique, d'une céramique et d'un métal).

4.2 - Le radar à l'ONERA

C'est dès les années 1960 que l'ONERA commença à s'impliquer dans ce domaine, en particulier grâce au dynamisme et à l'inventivité de Jacques Dorey, et au soutien de Pierre Contensou, alors directeur des études de synthèse (DES). Or certains, à l'extérieur comme à l'intérieur de l'Office, ne voyaient pas d'un bon œil que l'on s'écarte des disciplines traditionnelles, telles l'aérodynamique ou la combustion ! Cette nouvelle orientation commence avec la conception et la réalisation d'un radar original, dénommé STRATUS, et destiné à l'observation de la rentrée des ogives balistiques : D'abord installé sur le navire Poincaré, il fut ensuite transféré à bord du navire Monge par la DCN de Brest, sous maîtrise d'œuvre du CTME.

Mais le principal déclic fut l'opération Électre (voir le paragraphe 1.1 « Missiles balistiques » de ce chapitre) avec la réalisation des stations SARA d'analyse de l'environnement électromagnétique de la capsule pendant la rentrée dans l'atmosphère. Ce sont ces mêmes équipes qui s'orienteront ensuite vers l'imagerie radar des cibles et des fonds, en réalisant les stations terrestres BRAHMS (Base radar d'analyse holographique pour la mesure de signatures), opérationnelles depuis 1977, puis les stations SAW (Station d'analyse radar par synthèse d'ouverture en bande W), aérotransportables et opérationnelles depuis 1979.

La synthèse d'ouverture (SAR, pour *Synthetic Aperture Radar*) consiste à traiter les signaux réfléchis par le sol au cours du déplacement de l'avion porteur du radar. Le SAR constitue, par tous les temps, un excellent moyen d'observation du sol. C'est dans le cadre de cette technique que l'ONERA a développé la station RAMSES (Radar aéroporté multispectral d'étude de signatures, figure 101) : montée à bord d'un avion Transall du CEV, fonctionnant dans différentes bandes entre 1 et 94 GHz, elle permet d'acquérir des images radar représentatives de ce que pourrait voir un drone, un avion d'observation ou un satellite.

Ce même principe peut également être appliqué avec un réseau d'antennes au sol, comme le proposa Jacques Dorey avec son concept RIAS (Radar à impulsions



Fig. 99
Station Brahms

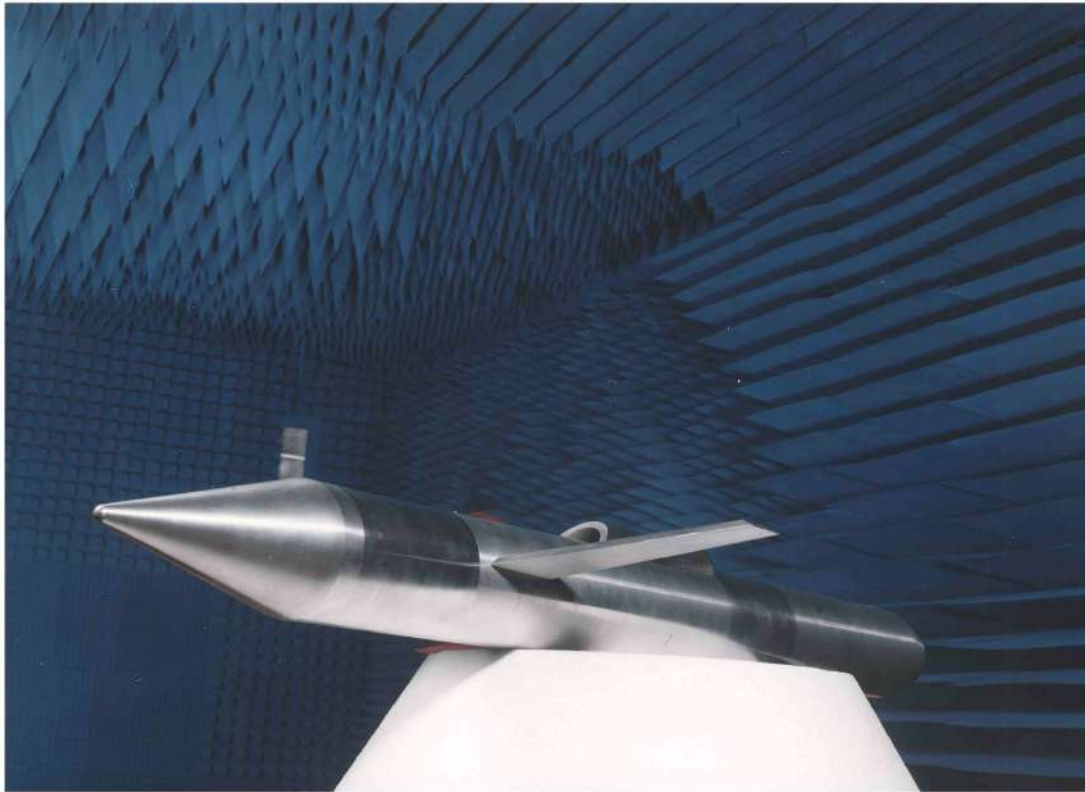


Fig. 100
Étude de configuration à faible signature



Fig. 101
Station RAMSES à bord d'un Transall

et antennes synthétiques). Ainsi, avec le soutien de la DCAé, un système RIAS fonctionne dès 1988 au Centre d'essais de la Méditerranée. Ce concept présente sur les radars classiques les avantages suivants : il effectue simultanément la veille dans tout l'espace et la poursuite de plusieurs cibles, il fonctionne en bande métrique avec des capacités anti-furtivité et anti-brouillage d'un grand intérêt ; les aériens sont dispersés sur une surface au sol importante (25 émetteurs et 25 récepteurs disposés sur deux cercles concentriques dont les diamètres sont de quelques centaines de mètres). A la suite de la réalisation de ce démonstrateur, la coopération entre l'ONERA et Thomson, qui deviendra Thalès, s'amplifiera.

A partir de travaux faits au CNRS et au CNET dans le domaine des télécommunications à grande distance en ondes HF, l'ONERA a réalisé, au titre d'un Développement exploratoire (DE) de la DCAé, le radar transhorizon NOSTRADAMUS (responsable : Gilbert Auffray) : il fonctionne en ondes décamétriques qui sont réfractées par les couches ionisées de l'atmosphère, ce qui permet de détecter à basse altitude des cibles à une distance de 1 000 à 4 000 km. Installé près de Dreux, il permet d'observer les opérations aériennes dans les Balkans lors des différents conflits.

Enfin le radar bistatique VHF GRAVES a été réalisé par l'Office pour des missions de veille spatiale (voir le Chapitre 4 « Espace »)

4.3 - L'optronique

Arme laser et optique adaptative

Depuis 1972, l'ONERA a effectué un certain nombre d'études pour évaluer l'efficacité d'armes laser contre des cibles diverses (René Jalin et Bernard Moreau).

La première étude, étalée sur plus de dix années, a été déterminante car elle a permis d'établir à l'Office une compétence unique en France sur le sujet. Tous les problèmes liés à la faisabilité et à la réalisation d'une arme laser à haute énergie contre les missiles antinavires à guidage électromagnétique ont été analysés. Cette expertise a fait appel à de nombreuses disciplines présentes à l'Office comme l'aérodynamique, la combustion pour les lasers chimiques, les lasers, le pointage du faisceau, la propagation du laser dans l'atmosphère, les effets thermiques et structuraux sur les cibles, l'électromagnétisme et le guidage... Compte tenu de la difficulté et du coût des essais en vraie grandeur, l'évaluation a été faite principalement par des simulations, mais des expériences, parfois de grande ampleur, ont été menées pour valider les codes de calcul. Il faut retenir en particulier des essais au grand four solaire d'Odeillo sur des radômes de missile (Daniel Balageas), et une expérience avec le laser LEDA 6 de la Cilas (ex CGE), délivrant 300 kW pendant plusieurs secondes, associé à une soufflerie spécialement conçue par la SESSIA pour tester d'une part des radômes avec autodirecteurs, d'autre part des ailes et des empennages de missiles, afin de mesurer dans des conditions réalistes, l'ablation, les aberrations radioélectriques et les forces aérodynamiques.

D'autres études ont suivi, avec principalement, dès 1979, les armes laser anti satellites d'observation, et basées au sol (LASSO). On visait alors principalement l'endommagement des panneaux solaires et des protections thermiques. On s'est tourné par la suite vers l'éblouissement des capteurs avec des lasers de basse énergie, et des essais en vraie grandeur sur le satellite SPOT en coopération avec le CNES à partir de 1993. Cette expertise se poursuit actuellement.

De 1983 à 1989 se situe l'épisode IDS ou « guerre des étoiles ». Il s'agissait d'évaluer la faisabilité d'une défense spatiale à base de lasers de haute énergie

contre les missiles stratégiques et d'en déduire l'opportunité de durcir les vecteurs stratégiques français face à cette menace. A la fin des années 1970, la tactique de défense suivante s'est dégagée du côté américain :

- des lasers orbitaux pour détruire les missiles en phase propulsée. Un missile stratégique est le plus vulnérable pendant cette phase qui dure de 150 à 300 s. Elle est suivie par la phase balistique de déploiement et c'est le bus qui est alors visé ;
- des « satellites tueurs » et des projectiles à énergie cinétique pour l'interception à mi-course ;
- des missiles intercepteurs lors de la rentrée des têtes.

C'est cette « défense à trois étages » qui a été décrite par le président Reagan dans son discours du 23 mars 1983. On ne recherchait pas une efficacité de 100%, mais une défense contre des attaques limitées et une incertitude quand aux résultats d'une première frappe.

La controverse a commencé presque immédiatement. Grâce aux compétences acquises antérieurement, l'ONERA a pu rapidement donner un avis d'expert sur la faisabilité et le coût d'un tel système afin de fournir des éléments de décision pour une prise en compte éventuelle de cette menace pour notre propre force de dissuasion.

Ainsi, depuis plus de trente-cinq ans, l'ONERA réalise pour la DGA des expertises de projets français et étrangers sur les armes laser, qu'elles soient de haute énergie (effets structuraux), de moyenne énergie (destruction et endommagement d'optiques) ou basse énergie (éblouissement, endommagement et protection des détecteurs)

L'efficacité de l'arme dépend de la qualité de la focalisation du faisceau laser sur la cible. Pour un trajet atmosphérique, la correction en temps réel des fluctuations de phase dues aux turbulences est indispensable. Une retombée importante de toutes ces études a été la mise au point des techniques d'optique adaptative. Cela a permis aux équipes ONERA d'acquérir des compétences de renommée mondiale, concrétisées dans le secteur civil de l'astronomie par la maîtrise d'œuvre de la réalisation du système de correction en temps réel des turbulences atmosphériques du premier télescope de huit mètres de diamètre de l'observatoire européen austral (ESO).

Génération de scènes (en infrarouge)

L'observation dans le domaine infrarouge est un point fort de l'ONERA depuis plus de cinquante ans. Au départ, ce sont les travaux d'André Girard sur la spectrométrie à grille qui ont permis une avancée importante dans le domaine infrarouge en augmentant notablement la sensibilité. Testée sur ballons puis sur Concorde, cette nouvelle technique a donné les premiers résultats sur la composition chimique de la haute atmosphère (NOX, HCl...). Cet instrument a volé par la suite sur la navette Atlantis et la station MIR entre 1982 et 1995.

La mise en place d'une expertise sur la détection en infrarouge s'est faite naturellement en collaboration étroite avec le CEA, après la création du Laboratoire infrarouge de Grenoble (LIR) en 1978. Cela a permis d'évaluer les capacités de détection en IR de cibles militaires à partir de leur signature mesurée ou calculée. Ainsi, le code « CRIRA » (Calcul du rayonnement infrarouge des avions), réalisé à la fin des années 1980, est une aide à la spécification de systèmes de détection et à la réduction de la signature de nos propres avions. Sans cesse amélioré, ce code en

est actuellement à la version 6. Pour les missiles, des études spécifiques ont été menées pour estimer leur signature en ultraviolet et en infrarouge.

Avec les progrès en imagerie IR et en spectrométrie, la simulation des fonds est essentielle. Le code « Matisse » génère des images en luminance spectrale des fonds terrestres. La première version a été livrée en 2004 et le couplage avec les codes de signature infrarouge de cibles est en cours. En parallèle, des instruments spécifiques ont été réalisés pour, d'une part, acquérir des données pour mettre au point les traitements et, d'autre part, valider et alimenter les codes. Après la caméra CIRAP et le spectromètre SICAP (voir ci-dessous), bénéficiant des améliorations technologiques, de nouveaux instruments ont été réalisés, comme l'imageur infrarouge trois voies TIMBRE POSTE et le spectromètre MISTERE.

Signature infrarouge

Dès le milieu des années 1980, l'ONERA a effectué les premières mesures de signatures infrarouges à partir du sol à l'aide d'un spectroradiomètre de conception totalement originale. Cet instrument a été par la suite industrialisé sous licence ONERA. Les premières campagnes effectuées sur les missiles S3 et M20 ont montrés la faisabilité et l'intérêt de ces mesures, mais ont aussi mis en évidence les limitations importantes dues à l'absorption atmosphérique par la vapeur d'eau et le CO₂. Cette constatation a naturellement conduit l'Office à proposer à la DME le développement d'une instrumentation aéroportée. Afin de tirer le maximum de profit de ces conditions de mesures, un instrument entièrement refroidi à des températures cryogéniques a été développé : SICAP pour Spectroradiomètre infrarouge cryogénique aéroporté. Le gain intrinsèque de l'instrument, associé aux conditions de mesures, faisait gagner plusieurs ordres de grandeurs en sensibilité et qualité de la mesure par rapport à une instrumentation classique au sol.

Embarqué sur la Caravelle 116 du CEV et opéré en équipe intégrée avec le CEV et le CEL, cet instrument fit sa première campagne en « passager » le 21 mars 1989 pour le tir d'un missile balistique S3 (nom de code « Naja »). La dynamique et la sensibilité de l'instrument ont permis d'acquérir des spectres sur toute la phase propulsée du missile, malgré une distance d'observation de plusieurs centaines de km. L'instrument fournit à une cadence de 10 Hz des spectres dans le domaine 1,5 à 5,5 μm dans un champ de 5 mrd. Ce champ réduit imposait une désignation d'objectif élaborée en temps réel à partir d'un suivi de la cible par les radars du CEL ou du bâtiment « Monge », et par les informations des centrales de navigation de la Caravelle. Le succès de cette première campagne a pérennisé cette action.

A partir de 1990, l'instrumentation c'est enrichie par l'intégration d'une camera bi-spectrale CIRAP (Camera infrarouge aéroportée) qui travaillait simultanément dans les bandes 3-5 μm et 8-12 μm .

Initialement spécifiés pour l'observation du deuxième étage du missile M4, ces instruments ont été utilisés avec succès sur tous les missiles nucléaires français, S3, M20, M4, M45, ASMP, ainsi que pour les corps de rentrée, au cours d'une vingtaine de campagnes de mesure, dans lesquelles Joël Deschamps eut un rôle déterminant.

Ces mesures ont permis l'amélioration des codes de modélisation de la signature infrarouge (SIR) des missiles, notamment grâce à l'observation de phénomènes physiques jamais observés auparavant comme, par exemple, la chute de la « recombustion », ou l'éclatement du jet en haute altitude... Pour les phases de rentrée, la vitesse très élevée de l'objet limitait l'observation à une dizaine de secondes et ne laissait qu'une seconde à l'opérateur pour acquérir sa cible. Là encore ces mesures alimentaient la modélisation, tant à l'Office qu'à l'Aérospatiale.

L'instrumentation SICAP-CIRAP a été également utilisée pour la mesure de la SIR d'avions de combat (Rafale et Mirage 2000) au profit du SPAé et en association avec Dassault. Les mesures étaient ainsi faites dans des conditions réalistes avec des régimes moteurs et des configurations de vol contrôlées, contrairement aux mesures faites au sol.

4.4 - La propulsion additionnelle des obus

Les projectiles d'artillerie de gros calibre ont fait l'objet de recherches portant, d'une part, sur le *base bleed* (soufflage au culot) et, d'autre part, sur la propulsion par statoréacteur. Pour le *base bleed*, dont le principe est d'éjecter des gaz au culot du projectile, éventuellement susceptibles de brûler avec l'air, augmentant ainsi la pression de culot et diminuant la traînée, l'ONERA a été impliqué par la DRET, au début des années 1980, dans un premier temps pour modéliser le fonctionnement et ainsi permettre aux industriels, le GIAT et la SNPE notamment, d'optimiser la configuration des arrière-corps et des chargements propulsifs ; puis, dans un second temps, pour améliorer l'efficacité du procédé en utilisant des combustibles variés, allant de l'hydrogène au combustible solide autopyrolysable. L'hydrogène, utilisé pour des expériences fondamentales et non en vue d'applications, a donné lieu à un bilan poussée/traînée amélioré qui fut constaté lors d'essais sur maquette à l'échelle 1 d'obus 155 mm dans la soufflerie S3 de Modane, puis lors de tir en vol par canon de 155 mm à l'Île du Levant avec des chargements combustibles réels.

Par ailleurs, dès 1978, l'intégration d'un statoréacteur à combustible solide à un projectile a aussi fait l'objet de nombreux essais statiques à l'ONERA / Palaiseau et de quelques tirs en canon de 155 mm à Bourges et à l'Île du Levant en coopération avec Thomson-Brandt Armements ; si l'efficacité du procédé a bien été démontrée, notamment en vol à Mach 1,8, des difficultés sont apparues concernant la tenue mécanique des structures et des chargements de combustible lors du lancement (accélérations de 15 000 g en axial, et aussi de 15 000 g en radial à cause de la vitesse de rotation du projectile) (Marie-Sylvie Amiet, M. Mussier, B. Boissière, Bernard Petit).

CHAPITRE 4

ESPACE⁷⁸

1 - INTRODUCTION

Lorsque l'on parle d'Espace en France, le réflexe est bien sûr de citer le CNES, oubliant que l'ONERA est un organisme public de recherche travaillant aussi dans ce domaine. Les raisons en sont multiples, elles proviennent de l'histoire, mais également du fait que le CNES est une agence qui « fait faire » alors que l'ONERA est un Office qui effectue des recherches et qui propose. Ce chapitre va tenter de mettre en évidence la part importante de l'ONERA dans le domaine spatial.

À sa création en 1946, le A de l'ONERA signifiait « aéronautique », mettant ainsi en évidence les préoccupations de l'après-guerre. Travaillant pour le ministère des Armées, l'ONERA éprouva très vite le besoin de développer des fusées pour tester de futurs équipements aéronautiques ou préparer la dissuasion. Ce fut un moyen de progresser dans les domaines de la propulsion, l'aérodynamique, les structures et le pilotage, mais également de comprendre les problèmes d'échauffement cinétique, de rentrée atmosphérique, etc.

Dans ce même temps, le Conseil interministériel de la recherche scientifique et technique, créé en novembre 1958, se préoccupe de la recherche spatiale mettant en évidence le côté pluridisciplinaire et l'importance de la collaboration internationale. En janvier 1959⁷⁹, est créé un Comité de recherches spatiales, présidé, à partir de décembre, par Pierre Auger ; le directeur général de l'ONERA, Maurice Roy, en est membre. L'ONERA a déjà réalisé des fusées non pilotées comme Antarès ou pilotées comme Bérénice. Durant cette période l'ONERA a effectué une quinzaine de tirs depuis le Sahara ou l'Île du Levant. Mais il est nécessaire d'aller plus avant. Des échanges ont déjà eu lieu avec la NASA et, pour que la France soit mieux structurée, il est décidé de créer le CNES qui sera une agence chargée de « faire faire ». Ainsi la SEREB deviendra le maître d'œuvre pour les lanceurs et l'ONERA restera un organisme de recherches. Le décret de création du CNES est daté de février 1962. Les travaux sur le spatial étant officialisés, l'ONERA modifie son nom et le A représente à partir de 1963 le mot « aérospatial ».

Maurice Roy, son directeur général de 1949 à 1962, sera un des premiers présidents du COSPAR (*Committee on Space Research*) créé en 1958. Ce directeur rassemblera au sein de l'Office des ingénieurs comme Robert Legendre, Pierre Contensou ou Marcel Barrère qui feront beaucoup pour le spatial.

Les activités spatiales de l'ONERA ont porté tout d'abord sur les lanceurs. Le Centre spatial d'Evry, responsable des lanceurs puis architecte d'Ariane pour le compte de l'ESA, s'est beaucoup appuyé sur les experts de l'ONERA tant pour la prospective que pour l'analyse technique en cas de problèmes. Coté satellites, le CNES a facilité la création d'un département d'environnement spatial (DERTS, Département d'études et de recherches en technologie spatiale, puis DESP,

⁷⁸ Par Anne-Marie Mainguy.

⁷⁹ Voir aussi en fin de Partie II, « Les débuts de l'Espace en France et la création du CNES », par Jean Carpentier.

Département d'environnement spatial) au centre toulousain de l'ONERA, en 1968. De même une expérience commune pour l'analyse de la haute atmosphère a été lancée en 1975 (après un tir manqué en 1973). Le satellite Castor du CNES avait pour charge utile l'accéléromètre CACTUS de l'ONERA. Ceci a conduit à une collaboration qui dure encore aujourd'hui avec un tir planifié pour 2011, utilisant un dérivé de ce capteur, mais pour une autre application.

Souvent les relations étaient construites au coup par coup sur des bases contractuelles entre les deux établissements mais, à partir des années 1990, les liens se sont resserrés et actuellement chacun des présidents est membre du Conseil d'administration de l'autre entité.

Dès 1986, l'ONERA s'est intéressé à l'espace militaire en créant une coordination sur ce thème, à la Direction pour les applications militaires (DAM) de Roger Marguet. Elle fut confiée à Anne-Marie Mainguy, alors que Daniel Lourme prenait la succession de Jean-Jacques Dordain à la coordination de l'espace civil. Si la DGA utilisa la compétence du CNES pour l'observation optique en lui confiant la maîtrise d'ouvrage du premier satellite d'observation militaire français Hélios, elle s'est appuyée sur l'ONERA pour définir des charges utiles plus spécifiquement militaires et pour commencer à développer la surveillance de l'espace.

2 - LANCEURS

Dès sa création, l'ONERA s'est intéressé aux fusées et aux fusées-sondes. Il a procédé à une quarantaine de tirs de 1959 à 1972 depuis l'Île du Levant, Biscarosse, Hammaguir et même depuis l'Argentine. Outre acquérir des compétences, la finalité première était de maîtriser la construction des missiles stratégiques et tactiques⁸⁰. Il y eut également des tests réalisés à des fins aéronautiques (sondes emportant des équipements ou des éléments de structures). D'autres tests enfin avaient pour but d'améliorer la connaissance de la haute atmosphère.

Corrélativement aux problèmes de lancement, il a fallu résoudre ceux liés à la rentrée atmosphérique. Traités dans le chapitre sur les Missiles⁸¹, ils seront abordés plus loin dans le contexte spatial⁸².

Bien évidemment, compte tenu des compétences de l'ONERA, l'essentiel des travaux porta sur l'aérodynamique et, tout d'abord, sur la maîtrise de la propulsion à ergols solides. Ainsi, tout naturellement, le CNES s'est tourné vers l'ONERA lors de ses développements, d'abord de la fusée Diamant, puis du lanceur Ariane (figure 102).

L'ONERA a contribué aux recherches, et a servi d'expert technique pour améliorer le fonctionnement des lanceurs, mais également, pour analyser les causes d'échecs et trouver les solutions permettant de remédier aux défaillances.

Les paragraphes suivants développent les activités principales de l'ONERA dans ce domaine, mais il faut citer également les travaux réalisés pour protéger le pas de tir des risques de foudroiement (figure 103) qui sont importants en Guyane. Ces travaux (Système SAPHIR) ont donné lieu à des brevets et au développement d'une PME.

⁸⁰ Voir Partie III, Chapitre 3.

⁸¹ Voir Partie III, Chapitre 3.

⁸² Voir paragraphe 3 de ce chapitre.



Fig. 102
Ariane dans la soufflerie S2 de Modane

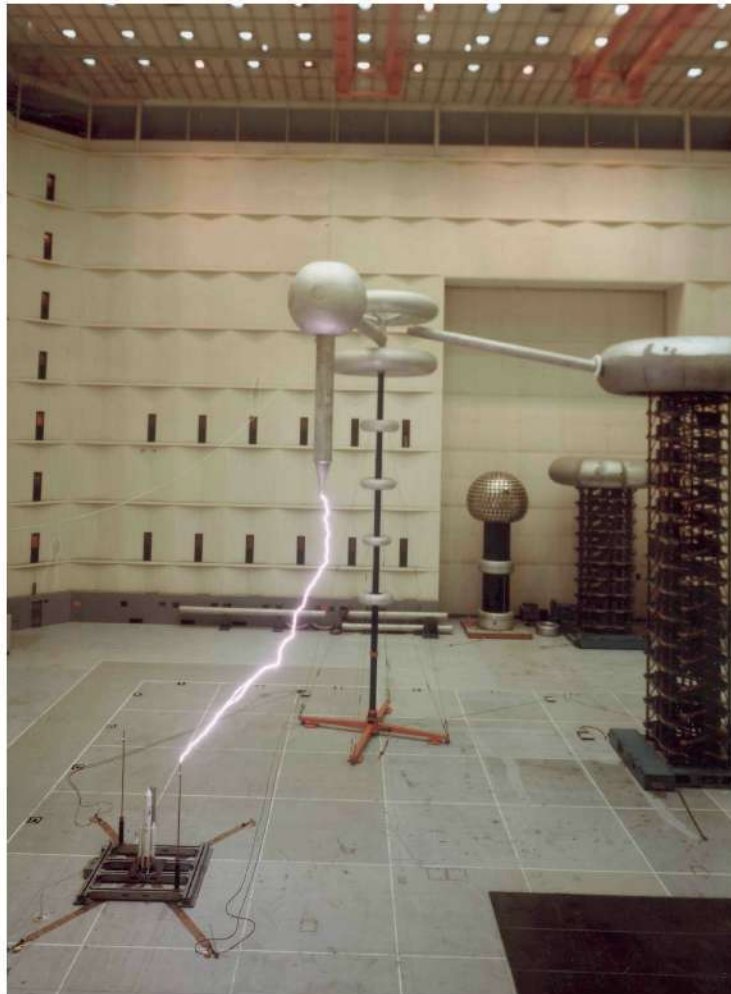


Fig. 103
Simulation de la foudre sur Ariane

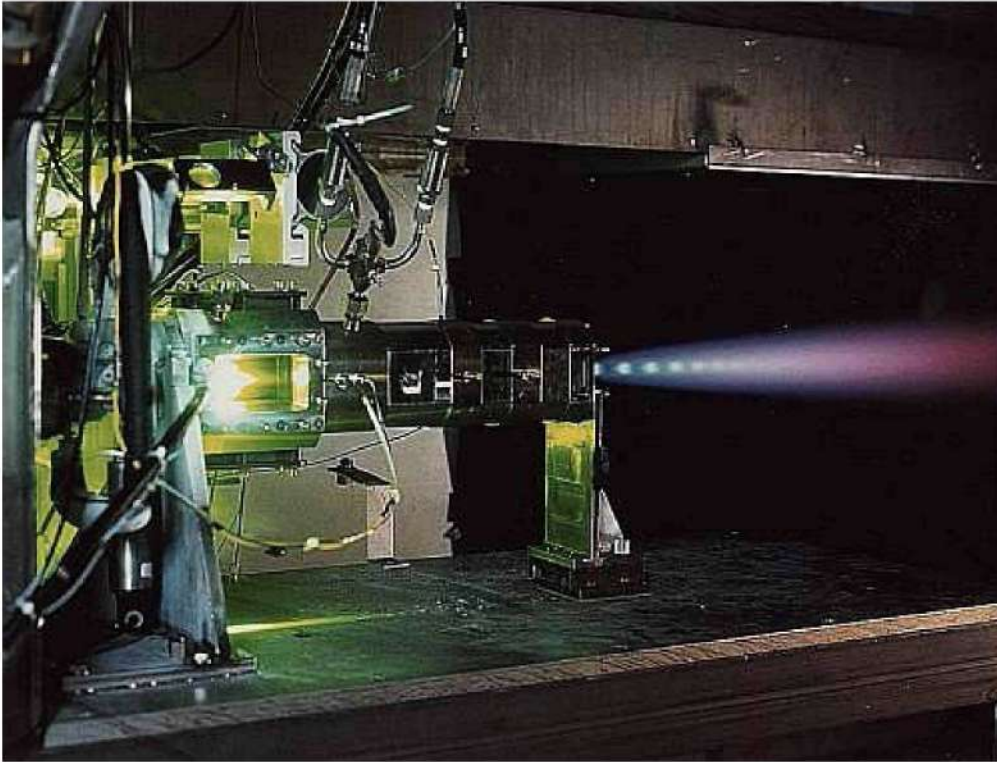


Fig. 104
Banc MASCOTTE de l'ONERA

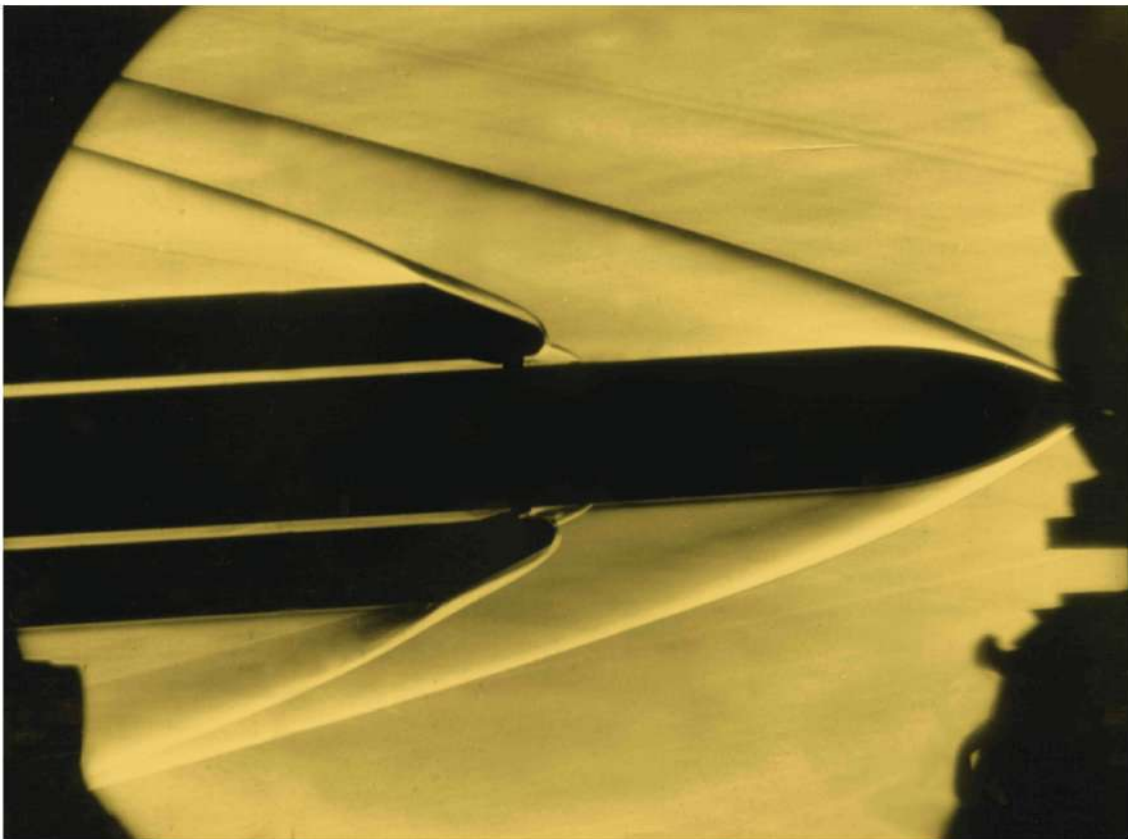


Fig. 105
Maquette d'Ariane dans la soufflerie à rafales R2 de Meudon



Fig. 106
Coiffe d'Ariane au tunnel hydrodynamique



Fig. 107
Visualisation des arrière-corps d'Ariane dans le projet ATAC



Fig. 108
Étude d'aéroacoustique au Fauga sur une maquette d'Ariane



Fig. 109
Fusée Titus

2.1 - Propulsion

La propulsion solide utilisée pour les missiles fut donc développée sous l'égide de la DGA. Le CNES s'y est intéressé puisque jusqu'à Ariane 5 des boosters pour le premier étage ont été utilisés avec du propergol solide. Ils étaient très importants, chacun faisant 3 m de diamètre et 24 m de long. La difficulté rencontrée était due au fait qu'ils ne pouvaient pas être construits de façon monobloc (structure et chargement). À cela, s'ajoutaient les problèmes de stabilité et d'allumage que l'ONERA s'est appliqué à étudier.

Les chercheurs ont également travaillé sur les protections thermiques que l'on est obligé de placer dans les moteurs, et ses compétences reconnues ont donné lieu à des accords avec l'Italie, qui ultérieurement se lancera dans la réalisation d'un petit lanceur complémentaire d'Ariane, à savoir VEGA.

Les ergols liquides possédaient une impulsion spécifique plus importante, ce qui accroissait leur intérêt pour le spatial. La Direction de l'énergétique (OE) s'est vite intéressée au sujet. Autour de Marcel Barrère, Paul Kuentzmann et Daniel Lourme, D. Schmitt et Jean-Jacques Dordain ont fait un travail très important. Le début des études se fit dès 1947, avec Marcel Barrère et Hélène Moutet autour d'un moteur allemand provenant du V1. Les travaux ont porté sur la combustion, les instabilités, l'effet Pogo. Dans certains cas, les chercheurs étudiaient leur modèle à l'aide de calculateurs qui étaient analogiques et non pas numériques (cette voie a ensuite été abandonnée). Les recherches ont continué et actuellement l'ONERA possède le banc MASCOTTE (voir la figure 104), qui permet de tester les évolutions des moteurs actuels avant de les réaliser en vraie grandeur, et le logiciel Cèdre pour analyser toute configuration.

2.2 - Aérodynamique et aéroacoustique

Naturellement le CNES s'est tourné vers l'ONERA pour étudier les phénomènes aérodynamique autour d'Ariane. Les souffleries à rafales et autres (figure 105) de Meudon furent utilisées, mais également toutes celles de Modane. Des expérimentations dans les tunnels hydrodynamiques (figure 106) permirent de visualiser les écoulements. Les simulations numériques autorisèrent une meilleure maîtrise des phénomènes.

Le CNES cherche encore à améliorer les performances du lanceur, aussi maintenant travaille-t-on sur des problèmes plus ponctuels. Le programme ATAC a été lancé par le CNES au milieu des années 1990, il traite de l'aérodynamique des arrières corps (figure 107) et tous ces problèmes ont été traités sous l'autorité de Jean Delery.

Un problème important reste encore l'aéroacoustique car les vibrations induites par le bruit peuvent endommager le satellite placé sous la coiffe du lanceur. L'ONERA possède au Fauga un banc qui permet d'étudier ce phénomène et de trouver les solutions permettant de s'en affranchir (voir la figure 108).

2.3 - Expérimentation

Les nombreux tirs de fusées ont montré la capacité de l'ONERA à maîtriser les techniques nécessaires aux lanceurs, mais les charges utiles emportées ont également été profitables pour d'autres domaines.

L'ONERA a contribué par ses essais de fusées sondes à une meilleure connaissance de notre environnement, ceci bien avant la création en 1967 de son département de technologies spatiales déjà cité (DERTS, chargé d'étudier l'environnement spatial et qui est devenu ensuite le DESP en 1997, voir plus loin au paragraphe 4.2). En effet, en 1959, la fusée Daniel permit d'étudier la radioactivité atmosphérique et, en 1961, la fusée Antarès (lancée depuis Hammaguir) analysa les rayonnements en haute altitude.

La fusée Tacite, qui avait une masse au décollage de deux tonnes environ et culminait à 160 km d'altitude, fut lancée quatre fois de 1965 à 1968 avec un seul échec, afin de mesurer le rayonnement infrarouge de la Terre. Ces données qui ont été importantes pour le développement des auto-directeurs de missiles, le sont également pour l'étude du bilan radiatif de la Terre.

Enfin la fusée Titus (représentée à la figure 109) fut lancée en novembre 1966, depuis l'Argentine, durant une éclipse de Soleil sous l'autorité scientifique du professeur Jacques Émile Blamont.

Durant toutes ces années, et en parallèle, l'ONERA a travaillé sur les lanceurs réutilisables. Un projet est sorti du groupe créé en 1989 pour étudier le vol hypersonique, et un profil de maquette a été défini. D'autres nombreux projets ont vu le jour à l'étranger tels HOTOL, Sānger ou NASP mais sans aboutir ; l'ONERA en a fait une analyse critique.

L'ONERA a travaillé sur la propulsion aérobie, pour les missiles mais également pour les lanceurs, dans ce domaine cela s'avère particulièrement difficile d'utilisation surtout dans le cas du mono-étage. La solution bi-étage s'avère plus porteuse d'avenir.

3 - RENTREE ATMOSPHERIQUE

Très tôt l'ONERA s'est intéressé aux problèmes liés à la rentrée atmosphérique, tout d'abord pour les missiles balistiques. Des recherches importantes, théoriques et expérimentales, ont été conduites en aérodynamique hypersonique (Jean-Pierre Guiraud, René Cérésuela, Dominique Devezeaux). Les souffleries de recherche, à rafales, de Chalais-Meudon ont été largement utilisées.

L'ONERA décida d'utiliser une fusée sonde pour comprendre les problèmes de « *black out* » que l'on rencontre lors des rentrées atmosphériques. Ce fut l'expérience Électre (voir la figure 110 et le Chapitre 3 sur les Missiles). La fusée conçue et lancée par l'équipe de Paul Lygrisse depuis le Centre d'essais des Landes permit à la capsule Électre de plonger non loin des côtes à une vitesse de Mach 14 créant ainsi des plasmas visibles de très loin (des gendarmes de l'Ariège recherchèrent dans les champs une soucoupe volante que des habitants disaient avoir vu atterrir !). L'équipe de Marcel Bismut, qui avait étudié la trajectoire nominale et la sauvegarde, restitua la trajectoire réelle et le mouvement d'attitude, afin de permettre à l'équipe de André Girard d'analyser les plasmas. Les résultats de cette expérience ayant eu lieu en 1971 furent réutilisés dans les années 1990 par les ingénieurs de l'ESTEC.

Les problèmes d'échauffement sont importants et les comprendre nécessite de réaliser des tests en soufflerie afin de définir la meilleure protection compte tenu de la trajectoire de freinage. Deux souffleries permettent de restituer ces vitesses, l'une à Modane : la soufflerie S4 dite « froide », l'autre au Fauga : la soufflerie F4 dite « chaude » construite à l'occasion du projet Hermès (figures 111 et 112) pour lequel



Fig. 110
Fusée Electre



Fig. 111
Hermès

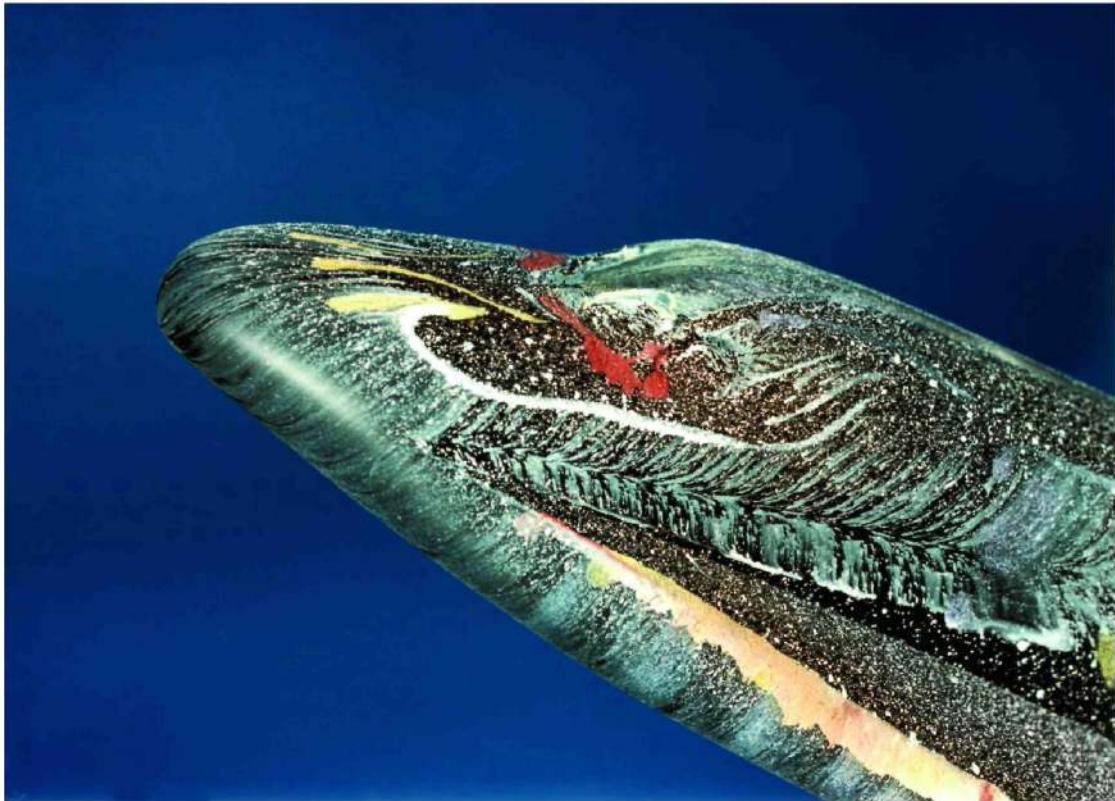


Fig. 112
Maquette d'Hermès dans la soufflerie S4 de Modane

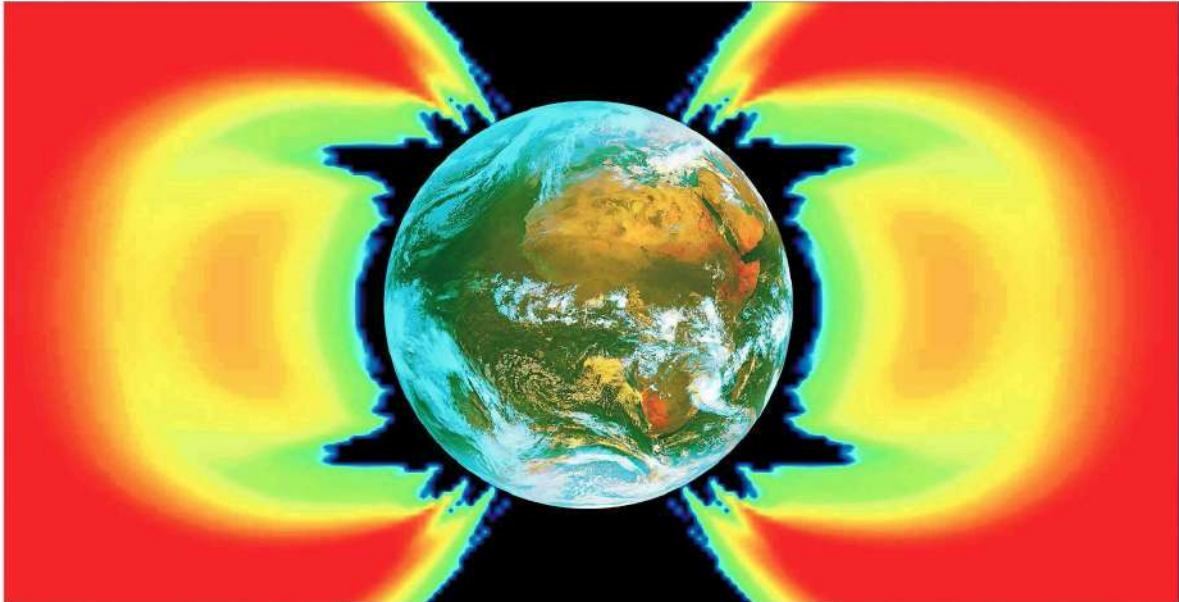


Fig. 113
Modélisation des ceintures de radiations terrestres dites de Van Allen par le modèle Salammbô

le CNES utilisa les compétences de l'ONERA. Pour réaliser des mesures durant ces expérimentations, l'équipe de Jean-Pierre Taran développa la méthode de fluorescence par faisceaux d'électrons ou FFE. De même, des modèles furent construits par les équipes d'aérodynamique d'Île-de-France et de Toulouse, basés sur expérimentations. Ils continuent d'être utilisés actuellement lorsque l'ESA souhaite étudier des projets comme la récupération d'échantillons martiens (*Mars sample return*).

D'autres recherches ont porté sur l'optimisation des trajectoires de rentrée (Jean Fave).

4 - SATELLITES : TECHNOLOGIES DES PLATES-FORMES

4.1 - Astrodynamique

Ce terme recouvre l'étude de la mécanique orbitale des satellites, que les forces appliquées soient naturelles ou dues à des moteurs, et que cela concerne le mouvement du centre de masse du satellite ou autour de celui-ci.

L'ONERA s'intéressa à l'analyse de mission, c'est-à-dire à la recherche *a priori* de la meilleure orbite pour réaliser un objectif donné, mais également travailla à la reconstitution de ces orbites et des mouvements d'attitude pour le traitement des données de la charge utile, en introduisant les techniques de filtrage de Kalman (Claude Aumasson, Huynh Huu Than). Cependant le point fort en ce domaine reste celui des manœuvres orbitales.

Dès les années 1960, Pierre Contensou s'intéressa à la mécanique du vol des satellites comme on s'était préoccupé de celle des avions. Le problème qui se posait était le coût des manœuvres. En effet il faut alléger le plus possible les satellites, compte tenu du prix des lancements, et néanmoins embarquer des ergols afin de réaliser soit un complément de mise à poste, soit un maintien à poste et tout cela à moindre coût. Le domaine dans lequel se déplacent les satellites est l'espace et les forces prépondérantes sont celles dues à la gravité (on retrouve la mécanique céleste que connaissent bien les astronomes) et à la propulsion. Dans le cas de corrections d'orbites l'accroissement de vitesse obtenu grâce aux moteurs reste faible devant la vitesse initiale du véhicule.

Pierre Contensou a généralisé les travaux faits dans les années 1920 par Hohmann, qui a donné son nom au transfert optimal entre deux orbites circulaires coplanaires et dans l'hypothèse d'une poussée impulsionnelle. La méthode utilisée par Pierre Contensou est basée sur des considérations géométriques qui permettent une « visualisation » du principe du maximum de Pontryagin. Ces méthodes ont ensuite été utilisées par Jean-Pierre Marec et Christian Marchal pour généraliser l'étude à des transferts entre orbites quelconques (correction d'orbites à l'aide d'une poussée « faible » ou « forte », transferts impulsionnels de « durée indifférente », etc.). L'arrivée de l'informatique dans les années 1980 a permis de traiter des cas encore plus réalistes, en utilisant, pour l'optimisation numérique, la méthode du gradient, l'initialisation de l'algorithme se faisant souvent à l'aide de la solution trouvée par la méthode géométrique. Le CNES a utilisé les compétences de Jean-Pierre Marec, Claude Aumasson et Anne-Marie Mainguy pour des mises à poste complexes telles celles du projet Sycomores (comment, en utilisant des orbites de transfert GTO obtenues par Ariane, pouvait-on placer des satellites sur des orbites fortement inclinées et quel était le coût ?).

4.2 - Environnement spatial

Le satellite en orbite est environné d'une atmosphère résiduelle et de particules ionisées qui peuvent modifier ses éléments (revêtements, composants, etc.). Il est important de connaître cet environnement pour configurer le satellite de telle façon que les effets soient les moins nuisibles possible. Les premiers à s'en préoccuper furent les thermiciens du CNES, mais ceci conduisit à des recherches fondamentales que le CNES ne pouvait prendre en charge. Il fut créé, en 1967, un CERTS (Centre d'études et de recherches en technologies spatiales) hébergé par l'école SUPAERO et qui rejoignit l'ONERA lors de la création du CERT (Centre d'études et de recherches de Toulouse). En 1968, il devint le DERTS (le centre devenant un département).

Comprendre comment se plaçaient les particules sur les ceintures que Van Allen avait découvertes (voir figure 113) et quels effets elles produisaient était la préoccupation des jeunes chercheurs parmi lesquels se trouvait René Pellat, qui fit ensuite la grande carrière que l'on sait. Il y a également des éléments solides dans cet environnement. Ils proviennent des queues de comètes. Ce sont les météorites (Jean-Claude Mandeville). Ainsi leur compétence déjà reconnue permit aux chercheurs de l'ONERA de travailler sur les premiers échantillons revenus de la Lune dès 1975.

La meilleure compréhension des phénomènes et de leurs effets poussa les ingénieurs à tenter de construire des modèles et à les enrichir en échangeant avec leurs homologues des autres pays. Très vite, sous l'impulsion du directeur de département Manola Roméro, ils créèrent un colloque et maintenant, tous les trois ans, ce colloque rassemble tous les chercheurs intéressés, sous l'égide de l'ONERA, du CNES et de l'ESA. À l'ONERA, le modèle qui fut construit est mondialement reconnu, il s'appelle Salammbô et il utilise des données mondiales. Maintenant, le département appelé DESP peut fournir des modèles de ceintures sur Saturne et Jupiter.

Pour mieux cerner les effets des ceintures, le DESP possède une grande panoplie de moyens d'essais pour irradier des éléments de revêtement, de panneaux solaires ou des composants (figure 114). La difficulté rencontrée provient du fait que l'on ne peut pas mettre ensemble des sources de diverses origines, si bien que le couplage est peu aisé à étudier. En conséquence, le plus souvent possible, l'ONERA, avec l'aide des agences, place des capteurs en compléments des expériences principales dans les satellites et tente de mieux comprendre les phénomènes.

Le DESP a participé à de nombreuses expériences interplanétaires comme Venera sur Venus, avec les Soviétiques, ou encore Giotto, pour suivre la comète de Halley, ou Cassini-Huyghens, avec les États-Unis, pour aller sur Titan.

4.3 - Autres technologies

L'ONERA a étudié des technologies pour améliorer les performances des servitudes dont dispose un satellite. Certaines ont vu le jour et sont actuellement en fonctionnement, d'autres sont restées dans les cartons mais pourront peut-être être utilisées ultérieurement. Ainsi, pour mémoire, dans les années 1970, l'ONERA a conçu, sous l'autorité de Marcel Bismut, l'amortisseur de nutation du satellite Météosat, basé sur la dissipation d'énergie en utilisant du mercure dans des récipients. Réalisé par les industriels, il a donné toute satisfaction.

Dans le domaine de l'optique, l'ONERA a voulu développer l'optique active, où l'on utilise un détecteur de front d'onde pour mesurer les imperfections de l'instrument

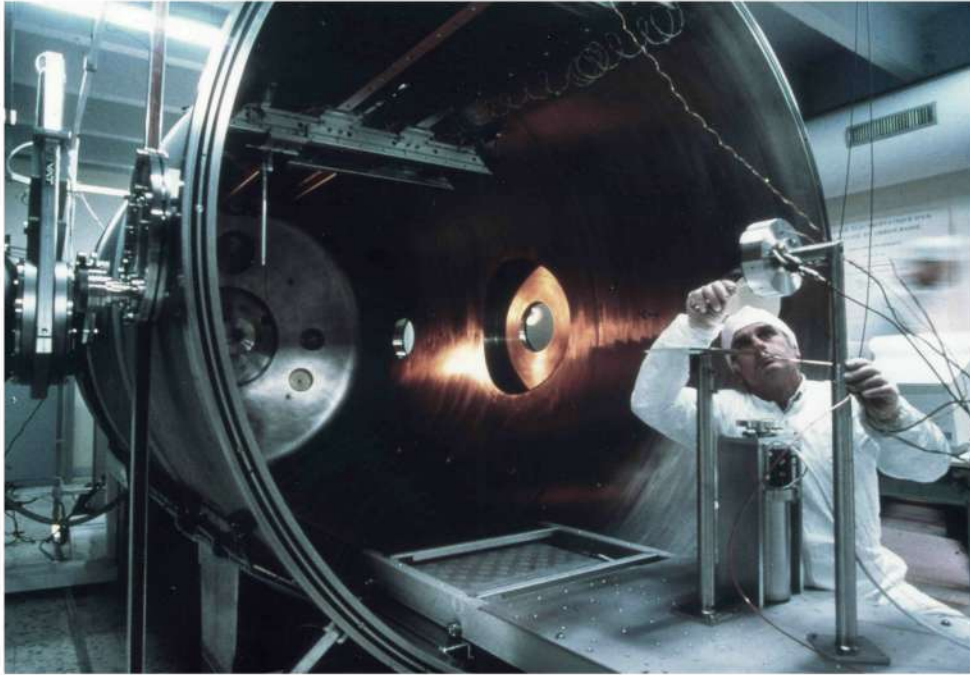


Fig. 114
Le banc JONAS du DESP

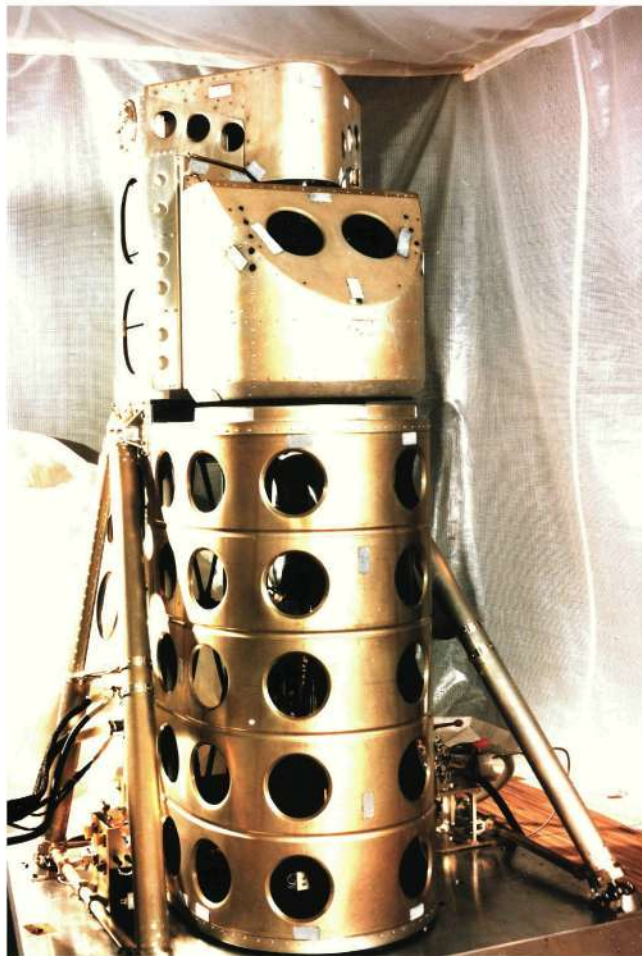


Fig. 115
Spectromètre à grille ayant volé sur la Navette américaine



Fig. 116
L'accéléromètre CACTUS ayant volé sur le satellite DSB

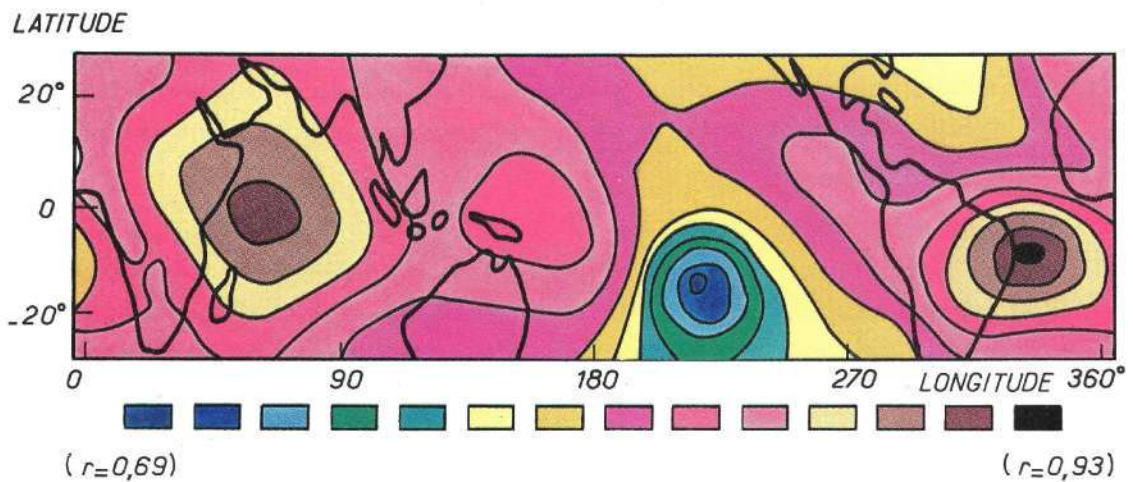


Fig. 117
Modèle d'atmosphère obtenu par la CERGA à partir des mesures accélérométriques
apparaître pour la première fois les variations en longitude

afin de les compenser. Cette technique est voisine de celle de l'optique adaptative qui a eu un grand succès en astronomie (voir le paragraphe 6 de ce chapitre, sur la « surveillance de l'espace »). Cela n'a pas abouti, car il faut avoir des miroirs assez grands (supérieur à 50 cm de diamètre) pour que la technique vaille la peine. L'ONERA a travaillé à la conception des télécommunications par voie optique entre un satellite en orbite géostationnaire et un satellite en orbite basse, ou un satellite en orbite géostationnaire et la Terre. Le projet appelé SILEX a ensuite été développé par les industriels, l'ONERA assurant un suivi en tant qu'expert. Conçu dans les années 1985, le projet a été mis en œuvre dix ans plus tard entre SPOT 4 et Artémis. L'apport de l'ONERA a été particulièrement important en ce qui concerne le système de pointage.

De plus, l'ONERA s'est intéressé dans les années 1960 à la propulsion électrique (ionique) (E. Le Grivès), puis a développé des moyens de mesures qui ont permis de caractériser les moteurs à propulsion plasmique (Daniel Pigache). Ces travaux ont été réalisés dans le cadre d'un GDR où le CNES apportait un support financier important. Le banc de test, appelé Pivoine, a été construit dans un laboratoire du CNRS, et l'ONERA s'est intéressé à la caractérisation des moteurs fournis par les industriels.

5 - CHARGES UTILES

L'ONERA, et plus particulièrement sa Direction de la physique (OP), a travaillé sur des charges utiles pour véhicules spatiaux. Certaines ont volé et la première fut le spectromètre à grille, puis les accéléromètres ultra-sensibles. Mais l'Office a également participé à la définition des spécifications de charges utiles d'observation de la Terre, en utilisant des moyens aéroportés.

5.1 - *Expérience Spacelab*

Les opticiens de l'ONERA ont développé un spectromètre à grille (voir figure 115) qu'ils ont tout d'abord testé sur des vols de ballons. Il a, ensuite, effectué son premier vol en septembre 1966 à bord du Spacelab. Grâce à sa visée aux limbes, il a pu détecter les composants minoritaires de l'atmosphère, en récoltant des données entre 30 et 130 km d'altitude. Ainsi de fortes concentrations de CO furent trouvées dans les hautes latitudes Sud. Cette expérience fut menée par l'équipe d'André Girard, qui comprenait Jean Besson, Jean Laurent, Marie-Paule Recourcé, en étroite collaboration avec une équipe de l'IASB (Institut d'aéronomie spatiale de Belgique) sous l'autorité de Marcel Ackerman. Cette expérience fut un succès et les Américains offrirent de nouveau une place pour un vol qui eut lieu en 1983.

5.2 - *Accélérométrie ultra-sensible*

Initialement, le problème posé était l'utilisation de la suspension électromagnétique pour les maquettes en soufflerie. À la Direction scientifique de la physique, sous l'autorité de Michel Delattre, des essais de suspension ont été tentés en laboratoire et il a été montré que les forces électromagnétiques étaient utilisables mais de niveaux trop faibles pour pouvoir être employées sur des maquettes. Par contre, l'utilisation spatiale était envisageable, plutôt en utilisant un concept électrostatique.

Après discussion avec le CNES, il fut décidé de construire un satellite pour tester un accéléromètre basé sur ce principe. Il fut nommé Castor (ou D5B) et emportait à son bord l'accéléromètre CACTUS (Capteur accélérométrique capacitif tri-axial ultra-sensible, voir figure 116) qui devait mesurer des accélérations dans la gamme 10^{-4} - 10^{-8} m/s². Compte tenu des performances du lanceur, à savoir Diamant B, le satellite devrait être placé sur une orbite excentrique 270 km-1300 km, inclinée à 35°. Ainsi, il serait possible, à basse altitude c'est-à-dire inférieure à 500 km, de mesurer les effets de la force « de surface » principale, à savoir la traînée atmosphérique et, à l'apogée, lorsqu'il serait à l'ombre, de vérifier le zéro de l'instrument : soit 10^{-8} m/s². Un autre satellite Pollux (ou D5A) devait être lancé en même temps (d'où le nom : les Dioscures), comportant un moteur à hydrazine pour en tester le fonctionnement plus particulièrement en fin de vie.

Le but ultérieur était de faire un satellite à traînée compensée (ou *drag-free*), utilisant CACTUS comme détecteur et le moteur comme actuateur, pour servir à la navigation, grâce à une orbite « géodésique » bien déterminée (types de projets qui ont précédé les satellites Navstar du système GPS).

L'ONERA, impliqué dans la conception du satellite Castor avec le CNES, a fourni l'accéléromètre, en définissant au sol ses caractéristiques, entre autres à l'aide de tours d'impesanteur (l'une à l'air ambiant, l'autre dans le vide, exploitant la hauteur des 12 étages du bâtiment du Centre de Châtillon), et testé le moteur de Pollux dans ces tours.

Le lancement eut lieu le 22 mai 1972, mais ce fut un échec car la coiffe du lanceur n'a pu être larguée. Il fallut attendre trois ans pour un second lancement, réussi cette fois, qui eut lieu le 17 mai 1975 avec une fusée Diamant Bp4.

Par suite de manœuvres inadaptées, la durée de vie de Pollux fut brève (de l'ordre de deux mois) et ne permit pas de tester d'une façon satisfaisante le moteur. Par contre, le satellite Castor dont l'expérience devait fonctionner six mois, resta en orbite durant quatre ans et permit d'accumuler des données scientifiques intéressantes.

L'équipe, constituée de Rémi Juillerat, Alain Bernard, Jacques Beauissier, Michel Gay, avait réalisé un instrument meilleur que prévu. Les caractéristiques mesurées en vol furent dans la fourchette autorisée par celles évaluées au sol. Les scientifiques du CERGA (laboratoire de l'Observatoire de Paris puis de Nice-Côte d'Azur) sous la direction de François Barlier, purent, en utilisant les données au périhélie, améliorer les modèles de la haute atmosphère (modèle DTM, voir figure 117) et ainsi être à l'origine de grands progrès en géodésie. Ils mirent également en évidence des variations des caractéristiques de l'atmosphère en longitude, alors que seules celles en latitude étaient modélisées. Anne-Marie Mainguy fit apparaître que l'accéléromètre était plus sensible que 10^{-8} m/s², la limitation venant du pas de télémétrie prévu initialement. Des traitements statistiques permirent de mettre en évidence la variation de la pression de radiation solaire en fonction de la position de la Terre sur son orbite (maximum au périhélie en décembre et minimum à l'aphélie en juillet, voir figure 118) ce qui correspondait à une sensibilité de 10^{-10} m/s². Avec le CERGA, elle mit en évidence la pression de radiation due à l'infrarouge terrestre et ses variations océans-continent, ainsi que celle due à l'albédo terrestre.

Ces résultats permirent à Régis Tessier de l'ESA de demander à l'ONERA d'étudier l'utilisation de l'accélérométrie spatiale pour mesurer le bilan radiatif de la Terre, ce qui revenait à transformer l'accéléromètre en radiomètre large bande et grand champ. Ce fut le projet BIRAMIS de l'ESA en phase zéro durant les années

1978 et 1979, qui n'aboutit pas. L'idée vint alors à Anne-Marie Mainguy et François Barlier que l'on pouvait utiliser plusieurs accéléromètres pour réaliser un gradiomètre et progresser ainsi dans le domaine de la géodésie. Alain Bernard conçut ce gradiomètre, qui nécessite six accéléromètres pour pouvoir faire des mesures instantanées en trois dimensions du gradient de gravité terrestre. Il fallut attendre quatre ans pour que le CNES lance le projet GRADIO en phase A, basé sur ce principe (années 1982 à 1985). Le relais fut ensuite repris dans le cadre du GRM par une coopération ESA-NASA-CNES, annonçant les futurs projets Aristoteles et GRACE (années 1986-1987). Le premier projet Aristoteles fut étudié sous l'autorité de l'ESA durant les années 1987 à 1992, sans aboutir. Ces travaux permirent de construire une nouvelle génération d'accéléromètres sensibles à 10^{-10} m/s^2 , dénommés ASTRE puis STAR. Leur qualité fut telle que la NASA en fit voler trois fois sur la navette pour pouvoir qualifier l'environnement gravitationnel à bord de celle-ci, de 1993 à 1995 (cet environnement étant important pour les expérimentations prévues). En 1997, les géodésiens allemands commandèrent un accéléromètre qui vola en 2000 à bord du satellite CHAMP. La mesure des forces de surface par celui-ci permettait d'améliorer la connaissance des forces de gravité, donc le modèle de potentiel terrestre. Les Américains de la NASA implantèrent également un accéléromètre dans chacun des deux satellites du projet GRACE pour commencer une mesure du gradient de gravité. Le vol eut lieu en 2002, montrant ainsi que l'ONERA était le seul laboratoire mondial à pouvoir construire un instrument de cette qualité, réclamant un savoir-faire exceptionnel que Alain Bernard a su transmettre à Pierre Touboul qui a pris la suite en 1999. Un vrai gradiomètre va être embarqué en 2009 dans un satellite de l'ESA appelé GOCE.

Un problème de physique fondamentale se pose : il s'agit du principe d'équivalence entre masse inerte et masse pesante. Ce principe se vérifie au sol à 10^{-13} près. Rappelons que la première expérience, due à Galilée, eut lieu à Pise, en lançant des objets de densités différentes depuis le haut de la Tour. L'espace donne une opportunité de gagner un facteur mille sur cette précision, en augmentant la durée de la chute libre et en s'affranchissant des effets de l'atmosphère (dans une première approche). Le satellite, appelé Microscope, utilisera un instrument basé, lui aussi, sur la suspension électrostatique et comportant deux masses d'épreuve, l'une dans l'autre, de densités différentes. Ce projet du CNES est prévu pour un lancement en 2011.

5.3 - Moyens aéroportés pour la définition des charges utiles spatiales - traitement d'images

Définir la charge utile d'un satellite d'observation est difficile, car les caractéristiques de cette charge vont dépendre de ce que l'on veut imager c'est-à-dire, suivant les moyens utilisés, de la fréquence (optique ou radar), de la résolution et de la radiométrie. L'ONERA a mis à disposition des utilisateurs des moyens aéroportés qui ont l'avantage d'être reconfigurables et peuvent aider à cette définition. Car l'Office dispose de deux moyens, l'un radar, l'autre optique, ayant une voie visible mais surtout plusieurs voies dans la bande infrarouge.

Le moyen radar se nomme RAMSES et a été implanté sur un transall du CEV (figure 101). Il a l'avantage de faire de l'imagerie par interférométrie en pouvant enregistrer simultanément des bandes différentes et des polarisations différentes. Jean-Marc Boutry et son équipe ont pu fournir un grand nombre d'images, aidant ainsi les photo-interprètes à se former aux images radar (figure 119) et à mieux

définir leurs besoins, qui ne sont pas identiques suivant que l'on est civil ou militaire. Une nouvelle génération de radar aéroporté s'est appelé SETHI.

Le moyen optique a été développé pour étudier l'intérêt des voies dans l'infrarouge, aussi bien dans l'espace que sur d'autres vecteurs. Il s'est appelé TIMBRE-POSTE (Télescope imageur à barrettes enregistrées pour l'observation spatiale de la Terre, voir figure 120). Développé par la Direction de la physique, son chef de projet fut Michel Girard. Il commença par voler sur un hélicoptère de l'ALAT.

Mais il ne suffit pas d'obtenir des images brutes, il faut pouvoir les traiter à différents niveaux pour en extraire les informations intéressantes et préparer le travail des photo-interprètes. Ceci nécessite une bonne connaissance du traitement du signal (physique du problème) mais également du besoin, pour effectuer un bon traitement de l'image. En étroite liaison avec les équipes précédentes, l'équipe de Gilles Foulon, à la Direction des études de synthèse (DES), a développé des algorithmes performants mis en œuvre au sein des armées.

5.4 - Alerte avancée

Cette thématique dépend tout d'abord des travaux sur la défense anti-missiles balistiques (voir le Chapitre 3 sur les Missiles) et beaucoup d'études ont été faites en collaboration avec les industriels dès les années 1993 dans le cadre du programme Epaminondas. Il est apparu très vite qu'un satellite géostationnaire pouvait apporter beaucoup pour la détection de départs de missiles, passant ensuite le relais à des radars plus conventionnels. Donc l'ONERA s'est impliqué dans la définition de la charge utile d'un tel satellite en associant, bien sûr, le traitement du signal qui se trouve être particulièrement complexe pour déterminer la base de lancement et le début de la trajectoire. Cette activité a débuté à la fin des années 1990, avec Thérèse Donath comme chef de projet.

Le problème nécessite d'isoler un signal sur un fond de Terre complexe, aussi Bernard Rosier a-t-il développé un logiciel baptisé Matisse.

6 - SURVEILLANCE DE L'ESPACE

Dans les années 1970, des travaux furent menés sous contrat de la DGA, d'une part pour comprendre comment fonctionnait le catalogue des objets en orbite fourni par le NORAD (organisme du *Space Command* aux États-Unis) et, d'autre part, pour les opticiens qui essayaient de mettre au point l'optique adaptative pour photographier des étoiles ou des satellites. Il est apparu très vite qu'il était intéressant de disposer d'un moyen autonome de détection pour gérer son propre catalogue, car les États-Unis ne fournissaient pas toutes les données et en particulier celles concernant leurs propres satellites militaires. Sur la demande de la DGA, l'ONERA a développé un concept original de radar de détection et défini un système de surveillance de l'espace.

6.1 - Détection : système GRAVES

GRAVES signifie « Grand radar adapté à la veille spatiale ». Le radar du système est basé sur un principe de bistatisme, à savoir l'émission est localisée sur un autre lieu que la réception, ce qui permet d'émettre en continu. Ce radar utilise également le fait que les trajectoires suivies obéissent aux lois de Képler. Le traitement du

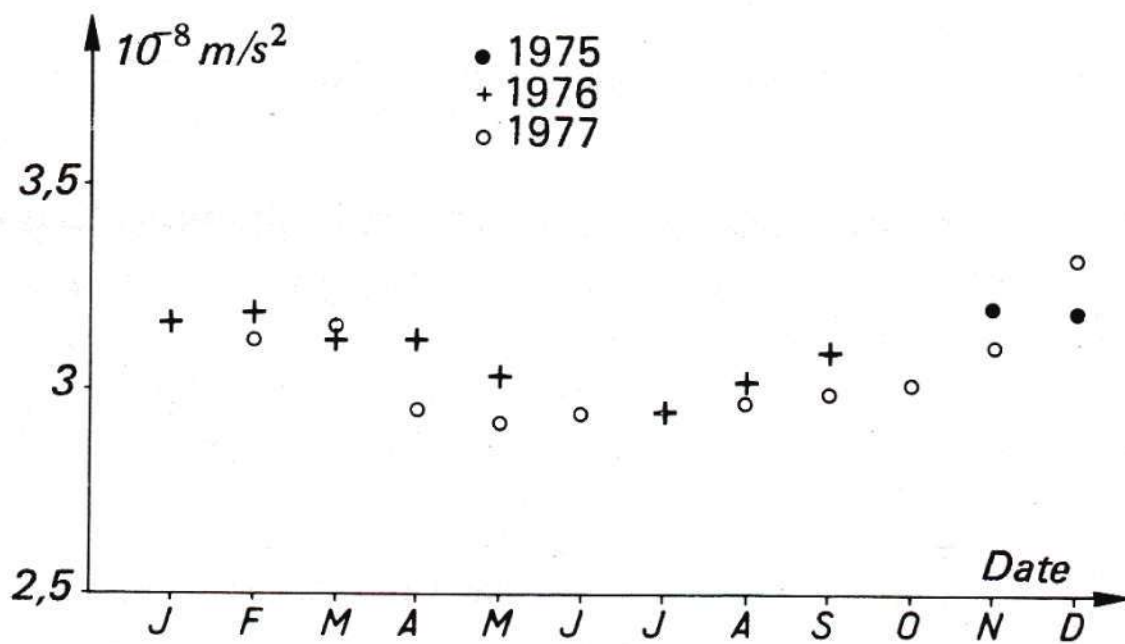


Fig. 118
 Mesure de la pression de radiation solaire donnant les variations en fonction de la distance Terre-Soleil

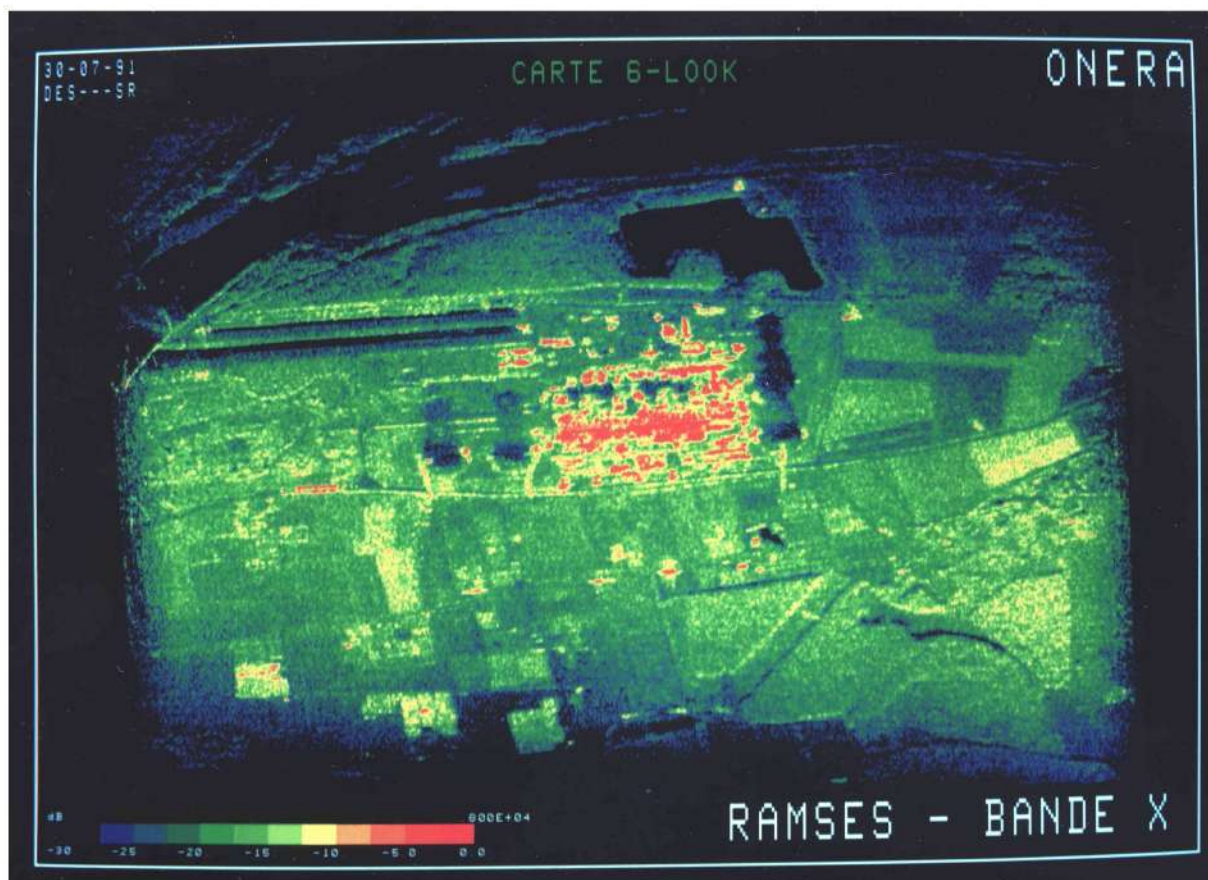


Fig. 119
 RAMSES bande X



Fig. 120
Image « TIMBRE-POSTE » dans le domaine infrarouge



Fig. 121
GRAVES, un des émetteurs



Fig. 122
GRAVES, site de réception

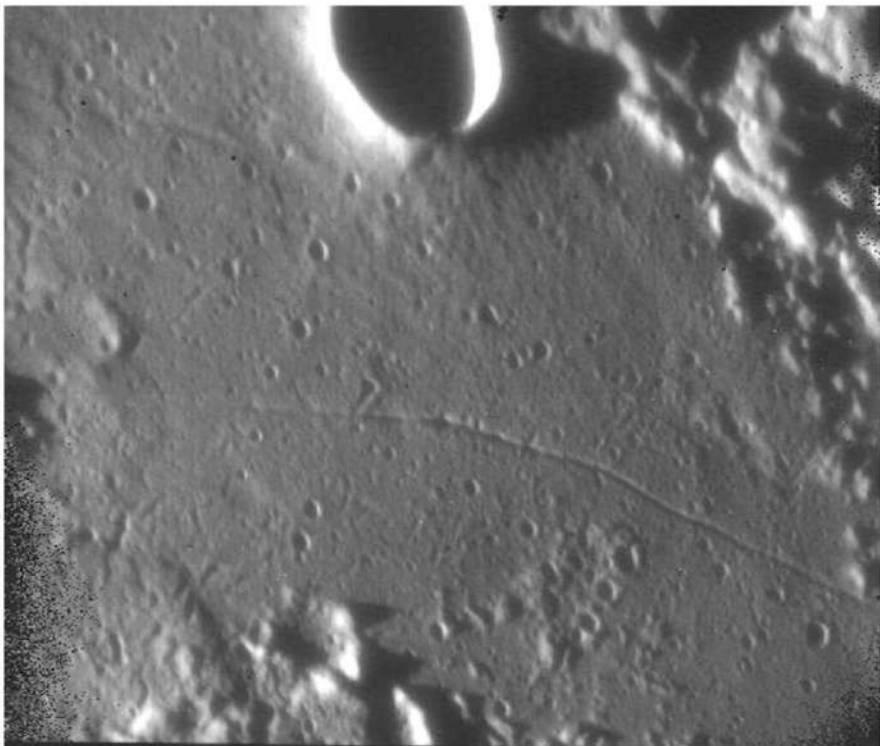
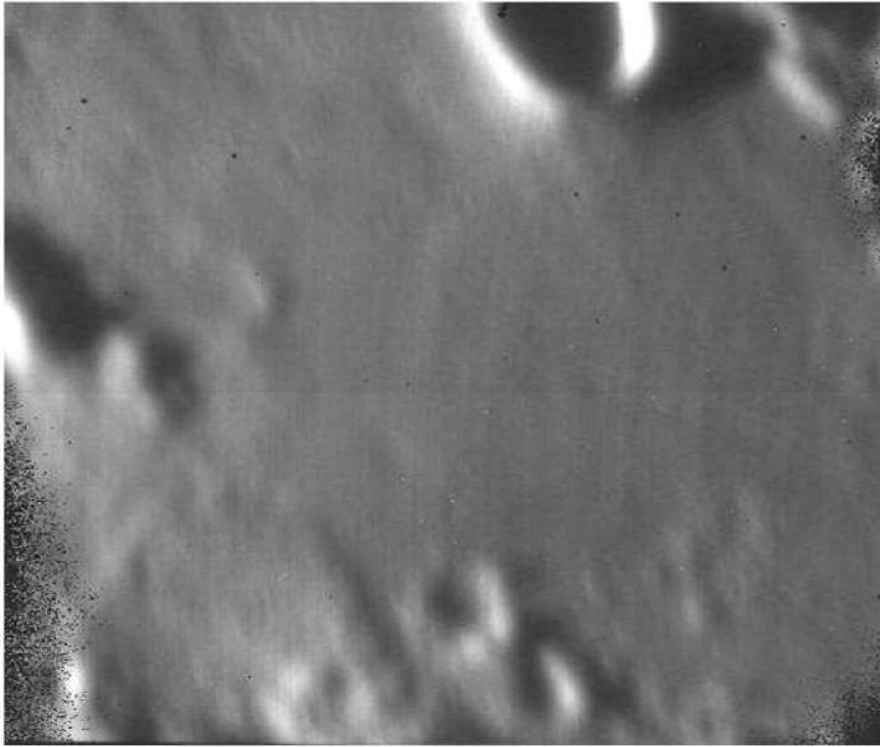


Fig. 123

En haut, image la Lune sans optique adaptative
En bas, image la Lune avec optique adaptative

signal est un élément important du système et aboutit à l'établissement du catalogue associé.

Après une expérimentation faite avec des émetteurs existants depuis l'Île du Levant et une réception localisée près de Valence à la fin des années 1980, qui a montré la validité du concept établi par Gérard Garnier, la DGA a passé un contrat en 1992, à l'Office, pour réaliser un démonstrateur qui devait détecter des objets de 1 m² de SER à des altitudes inférieures à 1 000 km. Les lieux d'implantation et la fréquence ont été choisis pour satisfaire ces contraintes. Le contrat, négocié par Anne-Marie Mainguy, a été exécuté sous la direction de Thierry Michal avec Jean-Pierre Eglizeaud comme responsable radar (figures 121 et 122).

Les résultats ont été satisfaisants et l'ONERA a ensuite complété le démonstrateur pour qu'il devienne opérationnel sous financement direct de l'armée de l'Air. Maintenant, le système GRAVES, seul moyen de détection en orbites basses d'Europe, fonctionne, et son catalogue comporte plus de 2 000 objets.

6.2 - Identification : Imagerie

L'intérêt d'un système de détection est de permettre d'utiliser des moyens d'imagerie qui nécessitent une bonne connaissance de l'orbite du satellite à imager. Ces moyens permettent de visualiser le satellite et, en évaluant les panneaux solaires, les antennes ou le type de la charge utile, il est possible d'identifier la mission du satellite observé.

La France, et plus particulièrement l'ONERA, ont tenté de développer un moyen optique. Il s'agit d'un télescope équipé d'un foyer coudé permettant d'accueillir un Banc d'optique d'adaptative (BOA) qui permet de corriger les effets de la turbulence atmosphérique et rend les images nettes. Ce télescope doit également posséder une dynamique rapide lui permettant de suivre les satellites (dynamique beaucoup plus rapide que celle des télescopes astronomiques, qui est liée à la vitesse de rotation de la Terre). L'équipe des opticiens de l'Office, avec Jean-Claude Fontanella, Marc Séchaud, Gérard Rousset, a, tout d'abord, fait des expérimentations avec un télescope basé sur le plateau des Calern au nord de Grasse, qui permettait de suivre les satellites (seul télescope en Europe capable de le faire à cette époque, fin des années 1980) mais non d'utiliser un BOA. Ils utilisaient simplement un analyseur de surface d'ondes (un des éléments du BOA) pour enregistrer la turbulence simultanément avec la prise d'images et, par un traitement de déconvolution en temps différé, sortaient une image corrigée. Ces expérimentations ont permis de proposer un projet de télescope pour les armées baptisé Solstice qui n'a pas vu le jour. Un projet plus modeste, dont l'ONERA aurait pu être responsable et qui aurait été un démonstrateur du précédent TIGRE (Télescope imageur à grande résolution pour l'Espace), n'a pas non plus vu le jour.

Pendant le banc BOA a été testé sur les télescopes astronomiques et en particulier sur celui de l'Observatoire de St Michel de Haute-Provence. Les résultats ont permis d'en développer un plus important pour le compte de l'*European South Observatory* (ESO). Il s'agit du projet NAOS pour lequel Gérard Rousset a été chef de projet. Avec la participation des astronomes de Paris-Meudon et Grenoble, l'ONERA a construit le banc qui a été implanté au VLT (*Very Large Telescope*) de l'ESO au Chili à la fin des années 1990. Depuis, il fonctionne toujours (voir figure 123).

La taille du banc dépend du nombre d'actuateurs utilisés pour corriger l'effet de la turbulence, celui-ci étant lié à la taille du miroir primaire du télescope. Les

expérimentations se faisaient avec des télescopes dont le miroir primaire faisait 1,5 m de diamètre ; la taille du miroir du VLT est de 8 m de diamètre.

L'imagerie radar est également un moyen d'identification des satellites. Les Allemands du FGAN (établissement du ministère allemand de la Défense) disposent d'un radar qui possède une antenne de 32 m de diamètre capable de suivre les satellites et de les imager. Les images fournies par un tel moyen sont dans un plan perpendiculaire à celui de l'imagerie optique, ce qui est une bonne complémentarité. Sous l'égide de la DGA, une coopération a eu lieu entre l'ONERA et le FGAN, ce qui a permis à Luc Vignaud du département DEMR de faire un traitement du signal à partir des données de ce radar appelé TIRA (*Tracking and Imagery Radar*).

Aujourd'hui cette thématique devient plus européenne et plus civile compte tenu de l'augmentation du nombre des débris qui sont des dangers potentiels quel que soit le type de satellite. Construire un système basé sur le radar GRAVES et le radar TIRA du FGAN, est un bon exemple de coopération qui permettrait de consolider l'existant.

BIOGRAPHIES DE PERSONNALITÉS ÉVOQUÉES DANS L'OUVRAGE

Aigrain, Pierre

Physicien, ancien ministre. 28 septembre 1924, Poitiers – 30 octobre 2002.

École navale 1942, démissionne de la Marine en 1952, docteur ès sciences, PhD (Carnegie IT). Pionnier de la physique des semi-conducteurs, crée en 1950 le laboratoire de physique des solides de l'ENS, professeur à la faculté des sciences de Paris (1958), vice-président du CCRST en 1959 et 1961, directeur scientifique de la DRME (1961-65), directeur des enseignements supérieurs au ministère de l'Éducation nationale (1965), délégué général à la recherche scientifique et technique (1968-73), professeur au MIT (1973-74), directeur technique général de Thomson-CSF (1974-78), secrétaire d'État à la recherche auprès du Premier ministre (1978-81), directeur général scientifique et technique de Thomson-CSF (1981-83), conseiller scientifique du président du groupe Thomson (1983-93). Membre de l'Académie des sciences (1988), *Honorary Fellow* IEE (GB), *Fellow* IEEE (US).

Barrère, Marcel

Chercheur scientifique. Membre fondateur de l'ANAE (1983). 19 août 1920, Saint-Lys (Haute-Garonne) – 24 août 1996, Saint-Tropez (Var).

Université de Toulouse, licencié en sciences physiques et chimiques, CESM51. Entre à l'ONERA à sa création (1946), y devient spécialiste de la propulsion par fusées, à poudre ou à liquides. Ingénieur (1950), chef de division (1960), directeur scientifique de l'énergétique (1972), directeur des recherches (1979), haut-conseiller (1985). Professeur à SUPAERO (1958-70), professeur à l'Université libre de Bruxelles (1960-85), maître de conférences à l'X (1970-84). Expert en combustion, il fait partie des comités d'études d'impact des avions et lanceurs sur l'environnement : le COVOS (Comité d'études des conséquences des vols stratosphériques, 1972-76) et le COSEFA (Comité d'études des conséquences d'une flotte aérienne sur l'atmosphère, 1996). Président (1976) de l'IAF, membre de l'IAA. Auteur de nombreux ouvrages d'enseignement.

Bertin, Jean

Ingénieur, président de société. 5 septembre 1917 – 21 décembre 1975.

X38, SUPAERO 43. Ingénieur militaire de l'Air, affecté au Groupe d'études des moteurs à huile lourde (GEM LH – 1943-46). Entre en 1947 au Centre de recherches de Suresnes de la SNECMA, sous la direction de Raymond Marchal, dans le service des « études spéciales » qu'il dirige de 1950 à 1955. Il y conçoit le déviateur de jet, précurseur de l'inverseur de poussée, dont l'expérimentation effectuée sur Vampire en 1952 est considérée comme une première mondiale. Fonde (1956), avec Benjamin Salmon et quelques collaborateurs de SNECMA, une société qu'il préside jusqu'à son décès, ayant pour objet « toutes études techniques concernant l'industrie et toutes leurs applications » : la Société Bertin & cie qui devient l'une des rares grandes sociétés de service innovantes, réunissant jusqu'à 600 personnes, travaillant avec une clientèle diversifiée dans un large domaine couvrant la mécanique des fluides, l'énergétique, l'automatique, l'optique... (société citée dans le présent ouvrage à plusieurs reprises). Crée, en 1965, la Société de l'aérotrain et la SEDAM (Société d'études et de développement des aéroglisseurs marins). On lui

doit les Turboclair de dissipation du brouillard sur les aérodromes, homologués en 1977 sur Orly et Roissy, et surtout les véhicules à coussin d'air : Terraplane (1962), Naviplane N500, Aérotrain 180 (Interurbain de 80 passagers, 430 km/h, 1974). Est cité comme inventeur ou co-inventeur dans 163 brevets.

Bibliographie :

Jean Bertin et Raymond Marchal, *L'Aérotrain ou les difficultés de l'innovation*, Les Dernières Nouvelles de Strasbourg, 1977.

André Garnault, « Jean Bertin, un homme, une équipe, une aventure aéronautique », *Pégase*, n°123, 4ème trimestre 2006.

Blancard, Jean

Ingénieur général des Mines, président de société, délégué ministériel à l'Air, délégué ministériel pour l'armement. Né le 18 août 1914 à Paris.

X33, Mines36. Professeur à l'École des Mines de Saint-Étienne (1941-43). Au ministère de l'Industrie et du Commerce (1943), adjoint au directeur des carburants, puis directeur des carburants (1951-59). Délégué ministériel à l'Air (1959-61). Administrateur et vice-président (1961) de la régie Renault. PDG de la SNECMA (1964-68), vice-président de l'USIAS (1965). Délégué ministériel pour l'armement (1968-73). Délégué général pour l'énergie (1973-75). Président de Gaz de France. A constamment favorisé la recherche aéronautique tant à la SNECMA qu'à la DMA.

Caquot, Albert

Ingénieur des Ponts, directeur général de l'aéronautique. 1^{er} juillet 1881, Vouziers (Ardennes) – 27 novembre 1976, Paris.

X 1899 – ENPC 1902, corps des Ponts. Mobilisé en 1914 comme lieutenant aérostier, il conçoit un modèle de ballon fuselé avec empennages qui sera fabriqué à Chalais-Meudon durant la guerre pour toutes les armées et marines alliées. Remarqué pour ses innovations techniques, il est appelé le 11 janvier 1918 à diriger la Section technique de l'aéronautique. En 1919, il est à l'origine de la création du Musée de l'Air, puis revient à sa carrière de constructeur de grands ouvrages en béton armé. A la création du Ministère de l'Air, il est appelé par Laurent Eynac au poste de directeur général technique de l'aéronautique et des transports aériens : il y crée un service des recherches, fait réaliser la grande soufflerie de Chalais – Meudon, suscite dans l'université la fondation d'instituts de mécanique des fluides, et lance la « politique des prototypes » (18 octobre 1928 - 9 mars 1934). À la demande du ministre de l'Air, il préside de 1938 à 1940 les sociétés nationales de constructions aéronautiques et exerce de septembre 1939 à mars 1940 les fonctions de directeur technique et industriel de l'aéronautique. Il reprend ensuite ses travaux de génie civil et apporte son concours à des organismes d'enseignement (Mines, Ponts, SUPAERO) et de recherches. Élu à l'Académie des sciences en 1934, il en est président en 1952. Préside également le Comité scientifique de l'ONERA (1949 - 62) ainsi que de nombreuses sociétés savantes. Laisse une œuvre considérable de bâtisseur.

Bibliographie :

Jean Kérisel, *Albert Caquot 1881-1976, Savant, soldat et bâtisseur*, Presses des Ponts et chaussées, 2001.

Carrière, Pierre

Ingénieur général de l'Armement. Aérodynamicien de réputation internationale. 20 novembre 1912, Villefranche-de-Lauragais – juillet 1999, Meudon.

X 32. Officier d'artillerie coloniale, puis ingénieur des fabrications d'armement. Créé, en 1944, à la DEFA, la section des engins autopropulsés à poudre. Responsable du projet de soufflerie C4, au LRBA, pour l'étude des missiles supersoniques, dirige le service d'aérodynamique de cet établissement de recherches balistiques et aérodynamiques (1951-1956). Appelé par Maurice Roy à l'ONERA pour être directeur scientifique de l'aérodynamique jusqu'en 1973, puis directeur scientifique central. Grand spécialiste de l'aérodynamique supersonique et hypersonique, contribue très directement à la conception des entrées d'air et des tuyères du Concorde, ainsi qu'à celle du statoréacteur de l'ASMP. Conçoit la soufflerie transsonique à induction T2 au CERT. Est à l'origine de la soufflerie hypersonique à haute enthalpie F4 au centre du Fauga-Mauzac de l'ONERA. Participe, par ses cours à SUPAERO et à l'ENSTA, à la formation de la plupart des aérodynamiciens français.

Contensou, Pierre

Ingénieur général de l'armement. Pionnier des missiles français. 31 mai 1914, Villefranche-de-Rouergue (Aveyron) – 16 septembre 1987, Toulouse (Haute-Garonne).

X32, GM (spécialité aéronautique). Spécialiste de l'optimisation des trajectoires de mobiles. Au service technique des constructions navales (1945-57), adjoint, puis chef du groupe des engins spéciaux, contribue à la réussite des programmes Masurca et Malafon. Entré en 1958 à l'ONERA, directeur technique adjoint (1959), directeur des études de synthèse (1964), directeur scientifique central (1971), directeur général (1973-79), puis haut conseiller scientifique. A contribué à la réalisation des premières fusées-sondes françaises. Enseigne la mécanique à l'X, à l'ECP, à SUPAERO. Expert en astrodynamique, membre très actif de l'Académie internationale d'astronautique (IAA), membre (1982) de l'Académie des sciences, président de l'AAAF (1980-86), vice-président de l'ANAE(1983-87).

Curien, Hubert

Professeur, ministre de la Recherche et de la Technologie. Membre fondateur et premier président de l'ANAE (1983). 30 octobre 1924, Cornimont (Vosges) – 6 février 2005, Loury (Loiret)

ENS 45, agrégé de physique, docteur ès sciences. Professeur à la Faculté des sciences de Paris. Entre au CNRS en 1966, comme directeur scientifique, puis (1969-73) directeur général. Délégué général à la recherche scientifique et technique (1973-76). Président du CNES (1976-84). Président du conseil scientifique de Défense (1987-93). Ministre de la Recherche et de la Technologie (1984-86 et 1988-92), ministre de la Recherche et de l'Espace (1992-93). Président de l'ESA (1981-84). Président du CERN (1994-97). Membre (1993), vice-président (1999-2000), président (2001-02) de l'Académie des sciences.

Favre, Alexandre

Professeur. Membre d'honneur de l'ANAE (1983). 23 février 1911, Toulon (Var) – 25 mai 2005.

Docteur ès sciences (1938). Professeur (1951-80), directeur-fondateur (1960-80) de l'Institut de mécanique statistique de la turbulence (IMST). Professeur émérite des

universités (1981). Conseiller scientifique au CEA (1958), président de la Fédération universitaire de mécanique (1970), vice-président du Comité national de mécanique (1980). Membre de l'Académie des sciences (1977).

Germain, Paul

Professeur. 28 août 1920, Saint-Malo (Ille-et-Vilaine).

ENS 1939. Docteur ès-sciences, professeur agrégé de mécanique à la Faculté des sciences (Paris VI) et à l'École polytechnique. Attaché (1946) à la direction de l'aérodynamique théorique de l'ONERA, puis détaché comme professeur invité en Grande-Bretagne et aux États-Unis. Directeur de l'ONERA (1963-1968). Membre (1959) du CCRST. Est à l'origine de la création (1997) de l'Association française de la mécanique (AFM), structure fédérative des groupes académiques et professionnels de la mécanique. Membre (1970) et secrétaire perpétuel (1975-96) de l'Académie des sciences. Membre de l'*American Academy of Arts and Science*. *Fellow* de la RAeS (GB) et *Honorary Fellow* de l'AIAA. Membre de l'IAA. Membre (2000) de l'Académie des technologies. Membre (1986) de l'Académie pontificale. Membre émérite de l'AAAF (2002). Auteur de nombreux ouvrages scientifiques.

Bibliographie :

Coordinateur du rapport de l'Académie des sciences au Président de la République, *Les sciences mécaniques et l'avenir industriel de la France*, La documentation française, septembre 1980

Karman, Théodore von

Physicien, savant international, 11 mai 1881, Budapest (Hongrie) – 6 mai 1963, Aix la Chapelle (Allemagne).

M.E. Université royale technique de Budapest (1902), PhD Université de Göttingen, Allemagne (1908). Directeur de l'Institut aéronautique d'Aix la Chapelle (1912-1929). Naturalisé, États-Unis (1936). Président de l'ICAS (1958), président de l'Institut du transport aérien (1960), président de l'IAA (1960-1963). Dans le cadre de la coopération OTAN, fonde (1952) et préside (1952-63) l'AGARD, *Advisory Group for Aeronautical Research and Development*, qui deviendra un forum d'échanges fructueux entre experts civils et militaires du monde occidental auquel participeront très positivement chercheurs et ingénieurs américains. Crée (1958) en Belgique, à Rhode-Saint-Genèse, un institut de mécanique des fluides relevant de l'AGARD, qui porte aujourd'hui le nom d'Institut Von Karman et a largement contribué à la formation des jeunes chercheurs européens.

L'Estoile, Hugues de

Ingénieur général de l'armement, vice-président de Dassault Aviation. 7 mai 1931, Poitiers (Vienne) – 23 novembre 1993, Paris.

X51, SUPAERO 56. Ingénieur militaire de l'Air. Premier directeur (1961) du bureau « Prospective et orientations » de la DRME, créé par le professeur Pierre Aigrain. Directeur du CPE, Centre de prospective et d'évaluations, lors de la création de ce centre en 1964 par Pierre Messmer, ministre des Armées. Directeur des affaires internationales (1970-74) de la DGA. Entre aux AMD en 1977 en qualité de directeur général international. Conduit personnellement avec succès la négociation de contrats d'exportation (Mirage III, Mirage F1, Mirage 2000) de grande importance économique et politique, notamment au Proche-Orient. Vice-président des AMD en 1987. Quitte l'activité industrielle en 1991.

Legendre, Robert

Ingénieur général du Génie Maritime. Membre de l'Académie des Sciences. Membre d'honneur de l'ANAE. 10 novembre 1907 – 24 avril 1994.

X 27, Carrière scientifique de très haut niveau, au Bassin d'essais des carènes de la Direction technique des constructions navales, puis à l'ONERA. Appelé, en 1950, par Maurice Roy, à l'ONERA, il y exerce successivement les fonctions de directeur technique et de directeur scientifique central de l'ONERA, jusqu'en 1972, puis de Haut conseiller scientifique. Est mondialement renommé pour ses travaux, de haute tenue mathématique, sur la mécanique des fluides, la dynamique des structures ainsi que sur l'énergétique et le bruit. A développé, notamment, les méthodes de calcul des profils d'ailes, ce qui a permis d'optimiser la voilure de Concorde, et des aubes de turbomachines (méthode inverse par utilisation de l'hodographie). Plus de 300 publications.

Malavard, Lucien

Professeur et chercheur. 7 oct. 1910, Marseille – 2 mars 1990, Paris.

Licencié ès-sciences (1930-32) à l'Institut de mécanique des fluides de Marseille (IMFM) à sa création par le professeur Joseph Pérès dont il devient l'assistant, y développe l'application des méthodes d'analogie rhéoelectrique au calcul des profils et des ailes d'avion. Après avoir fait SUPAERO, le rejoint (1934) à la Cité de l'Air où Joseph Pérès est chargé par le STAé d'installer un autre laboratoire de mécanique des fluides. Docteur ès-sciences (1939). Intègre l'ONERA à sa création (1946) et augmente les capacités de calcul d'analogies électriques dans ses deux laboratoires, CNRS et ONERA, utilisées pour la plupart des avions français. Ces laboratoires sont transférés (1972) à l'Université d'Orsay pour former le LIMSIS, « Laboratoire d'informatique pour la mécanique et les sciences de l'ingénieur », où vont être installés les premiers super-ordinateurs qui succéderont aux méthodes analogiques. Par ailleurs, en 1954, il succède au professeur Albert Toussaint à la chaire d'aviation à la Sorbonne, puis est nommé professeur de l'UER de mécanique de Paris VI. Directeur des recherches et moyens d'essais (1961-65) à la création de la DMA. Directeur de l'ONERA (par intérim en 1962), délégué national de l'AGARD (1962-80), membre (1967-70) puis président (1968-69) du CCRST, président du conseil d'administration de l'ONERA (1974-75), président du Haut Conseil scientifique de l'ONERA (1985-90). Membre de l'Académie des sciences (1979) et de l'Académie internationale d'aéronautique (1959).

Bibliographie :

Collectif, Plaquette hommage au Professeur Lucien Malavard, MRT, 13 mars 1991.

Pérès, Joseph

Professeur, savant. 31 octobre 1890, Clermont-Ferrand (Puy-de-Dôme) – 12 février 1962, Neuilly (Hauts-de-Seine).

ENS08. Professeur de mécanique rationnelle à la Faculté de Marseille, puis de mécanique des fluides à la Sorbonne, enseigne à l'X, ECP, SUPAERO. Crée l'IMFM (1930), développe, à partir de 1932, avec Lucien Malavard, dans les laboratoires du SRA à Issy-les-Moulineaux, la méthode des analogies rhéoelectriques appliquée au calcul des profils d'ailes. Doyen de la Faculté des sciences de Paris (1954-61), vice-président du conseil d'administration de l'ONERA (1946-62), membre de l'Académie des sciences (1942), président de l'IAF (1962). Chef incontesté de la mécanique française, marque de son influence scientifique le renouveau de l'aéronautique en France.

Bibliographie :

Paul Germain, *Joseph Pérès et le renouveau de la mécanique en France*, Académie des sciences, décembre 1977.

Pierre, Marcel

Concepteur des grandes souffleries de l'ONERA. Membre d'honneur de l'ANAE (1994). 20 mai 1912, Mohon (Ardennes) – 25 mars 2005.

ENSAM30 (Châlons), ESTA35, pilote de tourisme (1934). Entre en 1935 aux Avions Marcel Bloch à Courbevoie, devenus (1937) SNCASO, société repliée à Cannes (1941-44) et dont il construit la soufflerie. Propose (1939) une soufflerie de 30 000 kW dont les ventilateurs sont actionnés par des turbines hydrauliques. A l'ONERA, est chargé (1946) du transfert et de l'achèvement à Modane-Avrieux de la soufflerie d'Ötztal (Tyrol autrichien), installation qui devient la grande soufflerie sonique S1, mise en service en 1952. Construit les souffleries sub-trans et supersoniques S2, S3, et hypersonique S4. Dirige (1953-77) les grandes souffleries de Modane, ainsi que, depuis 1972, la construction, au centre du Fauga-Mauzac, de la soufflerie subsonique pressurisée F1, mise en service en 1977. Haut conseiller scientifique de l'ONERA (1977). Président du conseil d'administration de l'ESTA (1981-96). Membre émérite de l'AAAF (2002). Prix Plumey de l'Académie des sciences.

Bibliographie : Pierre, Marcel, *Historique du centre d'essais de l'ONERA à Modane-Avrieux*, trois tomes, 1987, 1995, 1996.

Poisson-Quinton, Philippe

Ingénieur prospective aéronautique. 29 juillet 1919, Loches sur Ource (Aube) – 20 août 2005.

ESTP42, licencié ès-sciences (1943), SUPAERO (A1945). Elève du professeur Albert Toussaint à l'IAT de St-Cyr et à la Sorbonne. Assistant à la chaire d'aviation de la Sorbonne (1944-48 : publication des « Cahiers d'Aérodynamique »). A la création de l'ONERA, ingénieur puis chef (1963) de la division aérodynamique appliquée, coordinateur des recherches aéronautiques (1969), directeur technique adjoint pour l'aéronautique (1973), directeur de la coopération internationale (1979), haut conseiller (1984). Participe aux programmes de R&D menés dans le cadre d'accords ou d'échanges internationaux et y représente l'ONERA (AGARD, GARTEUR, ICAS etc.). Professeur / conférencier à SUPAERO, ENAC, ESTA, ECATA, EPNER, ESGA, Princeton, NASA, USAF. Est l'auteur de très nombreuses publications. *RAeS Fellow* (1971), médaille Von Karman (1981), *Ludwig-Prandtl Ring* (1997), *AIAA Honorary Fellow* (2002). Vice-président (1990-93), président (1993-94) de l'ANAE.

Rebuffet, Pierre

Ingénieur aérodynamicien. Membre d'honneur de l'ANAE (1985). 20 novembre 1903 – 10 novembre 1987.

Supélec26. Licence ès sciences. Entre en 1928 à la section « aérodynamique » du SRA, dirigée par Lapresle qu'il assiste pour l'équipement (1932-35) et l'exploitation de la grande soufflerie S1Ch de Chalais-Meudon. Replié à Toulouse (1940-44), participe à la conception des moyens aérodynamiques du futur CEAT. A la direction « aérodynamique » de l'ONERA, chef de la division de recherches (1946), adjoint (1956) à son directeur Pierre Carrière, joue le rôle d'animateur principal dans la réalisation des nouvelles souffleries de Chalais-Meudon destinées

aux études en transsonique, supersonique et hypersonique des projets aérospatiaux d'après-guerre. Professeur (1951-76) d'aérodynamique à SUPAERO.

Roy, Maurice

Ingénieur et grand scientifique. Membre d'honneur de l'ANAE (1983). 7 novembre 1899, Bourges (Cher) – 23 juin 1985, Besançon (Doubs).

X 17. Ingénieur général des Mines, professeur de mécanique du vol à SUPAERO (1930-45), professeur de mécanique à l'X (1947-69), membre (1949) et Président (1966) de l'Académie des Sciences, directeur de l'ONERA (1949-1962). Prédit, dès 1929, l'avenir de la propulsion par réaction. Président de nombreux comités français ou internationaux (ATMA, COSPAR...), il est co-fondateur de l'AGARD et de l'ICAS (1952). Fellow de la RAeS (GB), et de l'AIAA (USA). Ludwig Prandtl Ring (DGLR Göttingen, All.)

Bibliographie :

Livres d'enseignement à SUPAERO sur les théorèmes fondamentaux :

- du professeur Ludwig Prandtl (All.) sur la surface portante des ailes d'avions, Gauthier Villard, 1923
- du professeur Frederick Haus (univ. de Liège, Belgique) sur la mécanique du vol de l'avion, 1930

Des informations complémentaires peuvent être obtenues en se reportant aux numéros suivants de la Revue scientifique et technique de la Défense (RSTD) concernant d'une part les personnes suivantes, citées ci-dessus :

Marcel Barrère	RSTD n°53
Pierre Aigrain, Albert Caquot, Pierre Carrière, Pierre Contensou	RSTD n°58
Lucien Malavard	RSTD n°40
Maurice Roy	RSTD n°54

D'autre part, les personnes suivantes citées dans le texte :

Jean-Charles Gille	RSTD n°48
Louis Néel	RSTD n°51
Robert Legendre, André Rousset	RSTD n°54
Robert Aubinière	RSTD n°55
Marcel Wanner	RSTD n°58
François Legrand, Michel Carayol	RSTD n°59
René Pellat, Jean-Loup Delcroix	RSTD n°62

LES AUTEURS

Marcel Bénichou

Né le 27 avril 1931. X51, SUPAERO 56. IG Air. Ingénieur militaire de l'Air à l'AIA d'Alger, à la section avions du STAé, marque Mirage III (1962-67), à la section avions du SPAé qu'il dirige en 1971, sous-directeur des affaires industrielles à la DPAI (1974), directeur de la DPAI (1981), directeur des constructions aéronautiques (1984), délégué aux programmes d'armement (1986), président de l'ONERA (1991-95).

Michel Brun

Né le 30 mai 1940. SUPAERO 64, docteur ingénieur (1973). Ingénieur aux Avions Marcel Dassault au CEV de Villaroche (1966-68), à l'Atelier de constructions de Tarbes (1968-74). A Turboméca (1974 2002) : chef du département matériaux et techniques associées, directeur technique adjoint, directeur qualité. Professeur de métallurgie à SUPAERO (1971-87). Président de la SOREM (1985-2004). Publications, brevets.

Robert Brunetaud

Né le 24 juillet 1922. ECP46. A SNECMA (1946-1983) : chef du département d'études physiques et métallurgiques, puis responsable de la division 'matériaux et résistance', en charge des laboratoires de recherche sur les matériaux et procédés de mise en œuvre ainsi que des bureaux de calculs. Chargé de mission au ministère de la recherche (1983-90). Lauréat de l'Académie des sciences en 1968.

Alain Calemard

Né le 2 juillet 1941. ENICA65. Appelé scientifique au STPA / Mo (1966-67). Entre à Turboméca (1967), résident chez Rolls-Royce Derby (1967-68), responsable du programme Adour (1969), du lancement du RTM 322 (1978). Directeur technique de Turboméca (1989-2002). Membre des *boards* de Rolls-Royce Turboméca Ltd et de MTR gmbh.

Jean Calmon

Né le 31 décembre 1930. ECP55, CESM60. Aérodynamicien SNECMA de 1956 à 1988 : première application du transsonique à l'ATAR 9K du MirageIV. Ingénieur en chef adjoint « Avant-projets et études générales » (1964-67, Larzac de l'Alphajet, 1966). Ingénieur en chef « Airbus » (1967-70), ingénieur en chef « Concorde » (1970-72), ingénieur en chef moteurs civils (1972-77). Directeur de cabinet du président René Ravaud (1978-79), directeur délégué technique et production (1980-88), dirige la conception du M88 et la modernisation des unités de production SNECMA de Corbeil, Gennevilliers, Le Creusot et Villaroche. Professeur de compresseurs et turbines à l'ESTA (1965-69), professeur de turbomachines à l'École supérieure du pétrole et des moteurs (1968-72). Membre du haut conseil scientifique de l'ONERA (1992-98). Vice-président (1996-97), président (1998-2000) de l'ANAE.

Jean Carpentier

Né le 13 avril 1926. X44, SUPAERO 49. IG Air. Au STAé (1950-60), à la DRME : ingénieur (1961), chef du service des recherches (1968), directeur adjoint (1972), directeur (1977-84) de la DRET. Président de l'ONERA (1984-91). Haut conseiller à l'ONERA. Président du comité de direction du Bureau national de métrologie (1989-94). Président du comité avion-ozone de la DGAC (1992-96). Enseignant à SUPAERO (1950-62), à l'ECP (1967-72). Rédacteur en chef de la Revue scientifique et technique de la Défense, auteur de nombreux articles. Vice-président de l'ANAE (1993-96).

Jacques Caruel

Né le 29 octobre 1936. ECP62. À SNECMA : ingénieur d'études (1964), chef du département combustion, ingénieur en chef moteur militaire. Directeur de la qualité (1981), directeur technique (1993-96), directeur central technique et qualité (1997-98). Membre fondateur de l'Académie des technologies (2000).

Philippe Cazin

Né le 14 novembre 1939. ECP62. IAE Paris 71. A l'ONERA depuis 1964 : responsable de projets expérimentaux, coordinateur des activités missiles, en particulier ASMP (1978), directeur pour les systèmes et l'espace (1989), directeur de la stratégie et de l'action commerciale (1995), haut conseiller (1999). Membre (2005) de l'ANAE.

Daniel Chaumette

Né le 22 octobre 1943. SUPAERO 66, IAE Paris 67. Ingénieur aux Avions Marcel Dassault (1967-2005) : bureau de calcul des structures, chef de département Technologies Nouvelles, chargé de mission auprès du Directeur Général Technique, Membre de panels AGARD/RTO. Publications, brevets.

Jean-Pierre Dubreuil

Né le 23 mars 1938. X60. SUPAERO 65. IC Air. Pilote de chasse, pilote d'hélicoptère, ingénieur navigant au CEV, directeur technique au CEV Cazaux... Entre (1979) à la division hélicoptères d'Aérospatiale, où il devient directeur des programmes (1988), puis directeur de cabinet du directoire d'Eurocopter (1994-2000).

Alain Habrard

Né le 17 mai 1938. ECP. Entre à la SNECMA en avril 1963 comme ingénieur au service thermodynamique de la direction technique. Chef de département à la direction technique (1970-78), responsable du programme Larzac (1978-81), responsable de la division recherches et études avancées (1981-92), directeur du développement des moteurs civils et militaires (1992-94), directeur des programmes et commerce militaires (1994-95).

René Hoch

Né le 11 octobre 1934. Faculté des sciences de Strasbourg. A SNECMA (1967-93) : ingénieur d'études puis chef du département acoustique (1961-80), expert reconnu mondialement dans le cadre des programmes Concorde et CFM 56, chef de la division informatisation (1982) puis chef de la division moyens industriels (1988-93).

Marcel Kretz

Né le 24 mai 1917 à Lwow (Pologne), naturalisé le 06 mars 1948, diplômé ingénieur London University et City University en 1939, ingénieur à la SNCAC (1946-1949), ingénieur en chef à la société Giravions Dorand, dont il est co-fondateur avec René Dorand (1949-1993). 12 brevets d'invention déposés, 27 communications publiées, membre de l'AAAF, de l'*American Helicopter Society* et de la *Royal Aeronautical Society*.

Michel Lasserre

Né le 13 mai 1934. X54, SUPAERO 59. IG Air. Breveté pilote de chasse (1957). Ingénieur militaire de l'Air affecté au CEPr (1959), puis à la section moteurs du STAé (1964) qu'il dirige de 1973 à 1976. Adjoint au sous-directeur (1976) puis sous-directeur (1980) plans-programmes-industrie de la DTCA. Sous-directeur technique (1984), adjoint au directeur (1985) puis directeur (1986-89) du STPA. Adjoint au délégué général pour l'armement (1989), délégué aux programmes d'armement (1991), inspecteur général de l'armement (1994-96).

Bernard Laurent

Né le 9 novembre 1938. IGA (TéA), X58, ENST63. CHEAr15^e. Chef du département optronique à la Section d'études et de fabrications des télécommunications SEFT (1963-1969). Chef du Groupe chargé des études nouvelles au Service technique des missiles tactiques (1972-1979). Directeur du LRBA (1985-1990). Directeur adjoint des affaires internationales à la DGA (1995-1999).

Pierre Lecomte

Né le 28 mai 1925. X44, SUPAERO 49. IG Air. Ingénieur navigant d'essais (1950), brevet de pilote de chasse (Meknès, 1951), pilote d'essais (1953), chef de la section « avions » du CEV (1954-59), supervise les essais des Mystère 2, Mystère 4, Vautour, SMB2, de divers appareils expérimentaux (Trident, Gerfaut, Griffon, Baroudeur etc.), des intercepteurs légers (Mirage 1, Durandal), des appuis tactiques légers (Étendard 2-6, Breguet 1001 et 1100), des Caravelle, Breguet 765 etc. Pilote professionnel 1^{ère} classe (1964). Chef de la section « études générales » au STAé (1959-64), participe aux études conduisant aux Atlantic, Transall, Breguet 941, Mirage-F1. À Sud-Aviation puis Aérospatiale Toulouse, à la division avions (1965-83), chef du département certification (Caravelle 12, Concorde, Airbus-A300), puis directeur technique. Professeur de mécanique du vol à SUPAERO (1960-66) et à l'ENAC. Membre de l'ANAE (1985).

Anne-Marie Mainguy

Née le 16 septembre 1941. Docteur en mathématiques (1969) et en sciences physiques (1984). Ingénieur à l'INAG (CNRS) en 1968 puis à la division des études de synthèse à l'ONERA (1971), y dirige les études de mécanique spatiale ou astrodynamique, coordinateur espace militaire (1986), adjointe espace (1991), directeur adjoint pour l'espace à la direction des systèmes et de l'espace (1994), directrice du Centre de Lille de l'ONERA, ex IMFL (2001-2005) conseillère à la direction scientifique générale (2005, 2006), professeur à l'ESTA et à SUPAERO, membre de l'ANAE, vice présidente de l'*International Astronautical Federation* (IAF) (2004), présidente du groupe régional Île-de-France de l'AAAF, présidente de l'union

de la promotion de la propulsion photonique U3P de 1982 à 1992, haute conseillère à l'ONERA (2007), membre (2008) de l'ANAE.

Jean-Pierre Marec

Né le 1^{er} juin 1937. X57, SUPAERO 62, master of sciences-1963, docteur ès sciences 1967. IG Air. À l'ONERA (1964), astrodynamicien, directeur pour les applications aéronautiques (1985-96), directeur scientifique général (1997-2000), haut conseiller (2001). Maître de conférences à l'École Polytechnique (1969-86), professeur à SUPAERO (1971-98). Membre du CADAS (1999), de l'Académie des technologies (2000), de l'ANAE (1998), de l'IAA (1986); rédacteur en chef de Acta Astronautica (1980). Délégué national AGARD / RTO (1994-2001). *Honorary Fellow* de l'AIAA (2003), membre de l'AAAF et de l'ICAS. Président de l'ICAS (1998-2000)..

Georges Meauzé

Né le 12 septembre 1941. Ingénieur ECL (1964), docteur ingénieur (1967). Entre (1967) à l'ONERA : successivement ingénieur, chef de groupe de recherches, chef de subdivision (1977), chef de la division « aérodynamique et aérothermique des compresseurs et des turbines » (1986) à la direction énergétique, coordinateur « turbomachines » (1989), directeur adjoint « turbomachines » (1997), conseiller émérite (2005). Enseignant à SUPAERO (1972-98) et au CNAM (1989-2003).

René Mouille

Né le 30 octobre 1924. Ingénieur ICAM et ESTA. Entre à la SNCASE en 1945. Responsable des études Alouette II et Alouette III, puis du Super Frelon, à Sud-Aviation comme ingénieur en chef (1960) ; directeur des études et du développement à la division hélicoptères de l'Aérospatiale (1971-1988). Concepteur de la Gazelle, du Dauphin, de l'Écureuil, du Puma, a déposé une quarantaine de brevets sur les moyeux rotors principaux NAT, Starflex, Sphériflex, le rotor arrière caréné « fenestron », les suspensions antivibratoires.

Jean-Jacques Philippe

Né le 25 juin 1943. Ingénieur de l'École centrale du Nord (1967), licence ès sciences en mécanique des fluides. Ingénieur à l'ONERA : au département aérodynamique (1969), coordinateur hélicoptères (1985), directeur pour les recherches sur les hélicoptères et les convertibles (1998-2005). Conseiller émérite ONERA (2005). Professeur hélicoptères à l'ESTA, à l'IPSA depuis 1975 et à l'EPF depuis 2006. Expert à l'UE. Alexander Klemin AHS Award 2006. Membre correspondant ANAE (2006).

Pierre Samson

Né le 13 février 1942. IG Air. ENSICA66. Au CEV, ingénieur (1967) puis (1973) chef du laboratoire d'équipements aéronautiques. A STAé/Eq (1978), à STTE/PNI chef du groupe navigation (1980), à STTE/AVI chef du groupe pilotage-navigation (1983-90), co-président de la coopération franco-allemande dans le domaine de l'avionique, directeur du programme MIDS. Chef du STTE/AVI (1991-95). A la DCAé, chef du bureau industrie (1995-96). Directeur technique au CELAR (1997-2000).

Jean-Marc Weber

Né le 14 mars 1934. X55, SUPAERO 60. IG Air, Ingénieur à l'AIA de Clermont-Ferrand (1960), chef des services techniques à la CAR de Toulouse (1963), chef de

service au CEPr de Saclay (1967). A la DRME puis DRET (1970-85) : chef de groupe, adjoint au chef du service des recherches, chargé de mission auprès du directeur. A la DCAé : chargé de mission « prospective et recherches » auprès du directeur (1985-90). Membre de l'ANAE (2000)

PRINCIPAUX SIGLES UTILISÉS

- AAAF : Association aéronautique et astronautique de France (succède en 1972 à l'AFITAE : le sigle AAAF devient 3AF en 2007)
- AASC : *Aerospace Applications Studies Committee*
- ADS : *Aeronautical Design Standard*
- AFITAE : Association française des ingénieurs et techniciens de l'aéronautique et de l'espace, 1943
- AGARD : *Advisory Group for Aeronautical (Aerospace) Research and Development*
- AIA : Atelier industriel de l'aéronautique
- AIAA : *American Institut of Aeronautics and Astronautics* (homologue de l'AAAF)
- AMD : Avions Marcel Dassault (1965-1971)
- AMD-BA : Avions Marcel Dassault - Breguet Aviation (1971-1990)
- ANAE : Académie nationale de l'Air et de l'Espace
- ASE : Agence Spatiale Européenne (voir ESA)
- ASMP : Missile air-sol moyenne portée
- ASTRIUM : filiale d'EADS, regroupement européen en 1999 des activités satellites de MATRA Marconi Space, DASA et Alenia Spazio (Finmeccanica)
- ATLIS : *Auto Tracking Laser Illumination System* (autopointeur télévision et laser d'illumination du sol)
- ATMA : Association technique maritime et aéronautique
- ATR : Avion de transport régional
- ATS : Avion de transport supersonique
- ATSF : Avion de transport supersonique futur
- BAC : *British Aircraft Corporation*
- BD : Banc de dynalpie
- BE : Bombardement électronique (soudage par BE)
- BH : Bifurcation d'Hopf
- BPO : Bureau de prospective et d'orientations, prédécesseur du CPE
- BRAHMS : Banc radar d'analyse holographique et de mesure de signatures
- CAA : *Civil Aviation Authority*
- CAD : Centre d'analyse de Défense (DGA/ETCA)
- CAG : Contrôle actif généralisé (en anglais : CCV, *Control Configured Vehicle*)
- CASA : *Construcciones Aeronauticas S.A.*
- CASD : Comité d'action scientifique de la défense nationale
- CCD : *Charge Coupled Device* (en français : DTC dispositif à transfert de charges)
- CCR : Centre commun de recherches de l'Aérospatiale
- CCRST : Comité consultatif de la recherche scientifique et technique, organisme interministériel de haut niveau créé en 1958, appelé « Comité des sages », et auquel ont appartenu les professeurs Aigrain et Germain en 1959-61, Malavard en 1968-69 et l'IG Jacques Fréjacques en 1975-77
- CCV : *Control Configured Vehicle*
- CCVR : Centre de calcul vectoriel pour la recherche
- CDVE : Commandes de vol électriques
- CEA : Commissariat à l'énergie atomique
- CEAT : Centre d'essais aéronautique de Toulouse (DGA/DCAé)

CEAT : Centre d'études aérodynamiques et thermiques de Poitiers
 CEB : Centre d'études du Bouchet (ETCA)
 CEG : Centre d'études de Gramat (ETCA)
 CEL : Centre d'essais des Landes
 CELAR : Centre d'électronique de l'Armement
 CEM : Centre d'essais de la Méditerranée
 CEMEF : Centre de mise en forme des matériaux de l'École des Mines de Paris, situé à Sophia-Antipolis
 CENA : Centre d'études de la navigation aérienne (DGAC)
 CENG : Centre d'études nucléaires de Grenoble (CEA)
 CENT : Centre national d'études des télécommunications
 CEPr : Centre d'essais des propulseurs (Saclay)
 CEPRA 19 : Soufflerie anéchoïque CEPr-ONERA, 1977
 CERES : Centre d'essais et de recherches d'engins spéciaux
 CERF : Compresseur d'études et de recherches fondamentales (ONERA/Palaiseau)
 CERMA : Centre d'études et de recherches de médecine aérospatiale (DCSSA)
 CERN : Centre européen de recherches nucléaires
 CERT : Centre d'études et de recherches de Toulouse, ONERA (devenu récemment « ONERA/centre de Toulouse »)
 CESM : Centre d'études supérieures de la mécanique
 CETIM : Centre technique des industries mécaniques (Senlis)
 CEV : Centre d'essais en vol
 CFD : *Computational Fluid Dynamics*
 CHANCE: *Complete Helicopter Advanced Computational Environment*
 CIEES : Centre interarmées d'essais d'engins spéciaux
 CIRA : *Centro Italiano di Ricerche Aerospaziali* (Italie)
 CIRST : Comité interministériel de la recherche scientifique et technique (CIRST)
 CND : Contrôle non destructif
 CNES : Centre national d'études spatiales
 CNRS : Centre national de la recherche scientifique
 COS : Comité d'orientation supersonique
 COSPAR : *Committee on Space Research*, Comité de recherche spatiale du Conseil international des unions scientifiques
 COVAS : Contrôle du vol de l'avion souple
 COVOS : Comité d'études sur les conséquences des vols stratosphériques
 CPE : Centre de prospective et d'évaluation (1964-1982)
 CRA : *Compte rendu d'activité* annuel de l'ONERA
 CRED : Conseil des recherches et études de Défense
 CRV : Centre de recherches en vol de l'ONERA à Brétigny.
 CSG : Centre spatial guyanais (Kourou)
 CST : Centre spatial de Toulouse

D : dimensions (dans 2D, 3D, 4D)

DAA : Direction pour les applications aéronautiques (ONERA)

DALHEC : Démonstrateur d'anémomètre laser pour hélicoptère

DAM : Direction des applications militaires (CEA)

DAS : Direction des affaires stratégiques (à partir de 1992)

DASA: *Deutsche Aerospace A. G.*

Dassault Aviation (depuis 1990) : GAMD en 1955, AMD en 1965, AMD-BA en 1971

DAT : Direction des armements terrestres (1984-95)

DCAé : (1984-1997), Direction des constructions aéronautiques
 DCCAN : Direction centrale des constructions et armes navales
 DCSSA : Direction centrale du Service de santé des armées
 DE : Développement exploratoire (période d'existence : 1972-97). Exemples : DE (75) signifie DE lancé en 1975, et DE 78504 signifie DE lancé en 1978 par la direction menante, 5 pour DTCA, 04 n° d'ordre de la nomenclature
 DEFA : Direction des études et fabrications d'armement (1944-65), précède la DTAT (1965-84), qui précède la DAT (1984-95)
 DEI : Direction de l'électronique et de l'informatique (1984-94)
 DEN : Direction des engins (1984-91), succède à la DTEn
 DERA : Département d'études et de recherches en automatique (ONERA/CERT)
 DERAT : Département d'études et de recherches en aérothermodynamique (ONERA/CERT)
 DERI : Département d'études et de recherche en informatique (ONERA/CERT)
 DERMES : Département d'études et de recherche en mesure et énergétique des systèmes (ONERA/CERT)
 DERMO : Département d'études et de recherches en micro-ondes (ONERA/CERT)
 DES : Direction des études de synthèse (ONERA).
 DFVLR : *Deutsche Forschungs- und Versuchsanstalt für Luft und Raumfahrt* (Allemagne), ancienne dénomination du DLR allemand
 DGA : Délégation générale pour l'Armement (1977-97), nouveau nom de la DMA en 1977
 DGAC : Direction générale de l'aviation civile (depuis 1976)
 DGRST : Délégation à la recherche scientifique et technique (1958-81)
 DLR : *Deutsche Forschungsanstalt für Luft und Raumfahrt* (Allemagne)
 DMA : Délégation ministérielle pour l'Armement (1961-77)
 DME : Direction des missiles et de l'espace (1991-97), succède à la DEN
 DNA : Directeur national d'armement (DNA's au pluriel)
 DNS : *Direct Numerical Simulation*
 DNW : *Deutsch-Niederländischer Windkanal* (soufflerie germano-hollandaise, aux Pays-Bas)
 DOC : *Direct Operational Cost*
 DPA : Délégué aux programmes d'armement (1986-97)
 DPAC : Direction des programmes aéronautiques civils (créée en 1976)
 DPAI : Direction des programmes et des affaires industrielles de l'armement (1965-86)
 DPAI/PPB : Sous-direction plans programmes budget de la DPAI, rattachée en 1986 au DPA
 DRA : *Defence Research Agency* (Grande-Bretagne)
 DRASC : Diffusion Raman anti-stokes cohérente
 DRET : Direction des recherches, études et techniques, succède à la DRME le 1^{er} juin 1977, change de nom (Direction de la recherche et de la technologie) en janvier 1995, cesse d'exister en janvier 1997
 DRG : *Defence Research Group* (OTAN)
 DRME : Direction des recherches et moyens d'essais, située à sa création en 1961 dans des locaux aux Invalides, bd de La Tour-Maubourg ; s'installe en 1962 au 7 rue de la Chaise (Hôtel de Vaudreuil) ; rejoint en 1965 la Cité de l'Air ; devient DRET le 1^{er} juin 1977
 DSP : Direction des systèmes de forces et de la prospective (1997-06)

DTAT : Direction technique des armements terrestres (1965-84), succède à la DEFA et précède la DAT
DTCA : Direction technique des constructions aéronautiques (1965-1984), succède à la DTIA : précède la DCAé
DTEN : Direction technique des engins (1965-84)
DTG : Direction technique générale (ONERA)
DTIA : Direction technique et industrielle de l'aéronautique (1938-40 et 1944-65), abréviation utilisée « la DTI »
DTP : Développement (devenu démonstrateur) technologique probatoire (« DE » de la DGAC)
DYVAS : Dynamique vibratoire de l'avion souple

EADS : *European Aeronautic Defence And Space Company*, regroupe en 1999 Aerospatiale-Matra (cf SNIAS) et Daimler-Chrysler Aerospace

EC : Eurocopter

ECD : *Eurocopter Deutschland*

ECL : École centrale de Lyon (voir LMFA)

ECLIPPS : *Enhancement of prediction capability in icing accretion and related performance penalties*

ECSF : Études de conception de systèmes futurs

EETIM : Établissement d'expériences techniques d'Issy-les-Moulineaux

ELDO : *European launcher development organization*

EMA : État-major des Armées

EMD : Électronique Marcel Dassault, devient Électronique Serge Dassault (ESD), puis Dassault électronique (1962-99)

ENS : École normale supérieure (Ulm)

ENSAé : École nationale supérieure d'aéronautique ; devenue, en 1968, ENSAE, École nationale supérieure de l'aéronautique et de l'espace ou SUPAERO.

ENSMP : École nationale supérieure des mines de Paris

EPIC : Établissement public à caractère industriel et commercial

ERATO : Étude d'un rotor aéroacoustique technologiquement optimisé

ESA : *European Space Agency*

ESD : Électronique Serge Dassault (voir EMD)

ESRO : *European space research organization*

ETCA : Établissement technique central de l'armement (1977-97), successeur du LCA

ETW : *European Transonic Windtunnel*

F1 : Soufflerie du Fauga Mauzac (ONERA)

F2 : Soufflerie du Fauga Mauzac (ONERA)

FA : Fabrications d'Armement

FAA : *Federal Aviation Administration*

FFA : *Flygteknikas Försöks Anstalten* (Suède)

FLAM : Falcon laminaire (DTP).

FLIR : *Forward Looking Infrared*, système infrarouge d'aide au pilotage et à la navigation

FNS : Force nucléaire stratégique

GAMD : Générale Aéronautique Marcel Dassault (1955-65),

GARTEUR: *Group for Aeronautical Research and Technology in Europe*

GC : Groupe de concertation
 GCT : Groupe de coordination technique
 GIA : Groupement d'intelligence artificielle (ONERA)
 GIFAS : Groupement des industries françaises aéronautiques et spatiales (depuis 1975 ; auparavant, voir USIAS)
 GRA : Groupement français pour le développement des recherches aéronautiques (fondation créée par les sociétés nationales de constructions aéronautiques (1938-46)
 GROUPÉS : Groupe de planification et d'études stratégiques (1982-87)

HFR : Haute fréquence de récurrence
 HOST : *Helicopter Overall Simulation Tool*

IA (FA) : Ingénieur de l'armement, issu du corps des ingénieurs militaires des fabrications d'armement (fusion en 1968)
 IA (Té.A, ou TELEC) : Ingénieur de l'armement de la branche Télécommunications d'Armement (le corps des ingénieurs militaires des télécommunications, créé en 1950, fusionne en 1968 avec les autres corps d'ingénieurs militaires)
 IA : Intelligence artificielle.
 IA : sans la parenthèse « (Air) » par simplification : ingénieur de l'armement, issu du corps des ingénieurs militaires de l'Air (1945-68) ou du corps de l'aéronautique (1924-40)

IAA : *International Academy of Astronautics*
 IAF : *International Astronautical Federation*
 IAT : Institut aérotechnique de St Cyr
 ICAS : *International Council of the Aeronautical Sciences*
 IFR : *Instrument Flight Rules*
 IMASSA : Institut de médecine aérospatiale du Service de santé des Armées
 IMF : Institut de mécanique des fluides
 IMFL : Institut de mécanique des fluides de Lille (prend en 1997 le nom de Centre de Lille de l'ONERA)
 IMFM : Institut de mécanique des fluides de Marseille
 IMFT : Institut de mécanique des fluides de Toulouse
 IMST : Institut de mécanique statistique de la turbulence (Marseille)
 INPG : Institut national polytechnique de Grenoble
 INTA : *Instituto Nacional de Técnica Aeroespacial* (Espagne)
 IP, IC, IG : ingénieur principal, en chef, général (cf. à IA pour l'origine du corps)
 ISL : Institut franco-allemand de recherches de Saint-Louis
 IVK : Institut von Karman, à Rhode-St Genèse (Belgique)

L3C : Laboratoire capteurs, caractérisation, contrôle non destructif (ONERA)
 LABM : Laboratoire d'aérodynamique et de biomécanique du mouvement
 LCA : Laboratoire central de l'Armement (1944-77), voir ETCA
 LDV : *Laser Doppler Velocimetry*.
 LETI : Laboratoire d'électronique et de technologie de l'informatique (CEA/CENG)
 LIMSI : Laboratoire d'informatique pour la mécanique et les sciences de l'ingénieur (CNRS), créé en 1971 par le professeur Lucien Malavard
 LMFA : Laboratoire de mécanique des fluides et d'acoustique (ECL)
 LMI : Le magnésium industriel
 LRBA : Laboratoire de recherches balistiques et aérodynamiques, Vernon

MBB : *Messerschmitt-Bölkow-Blohm*.
MBDA : MATRA-BAE Dynamics-Alenia
MEP HAP : *Mission Equipment Package* - Hélicoptère appui protection (Gerfaut)
MFR : Moyenne fréquence de récurrence (radar)
MICA : Missile d'interception, de combat et d'autodéfense (Matra)
MOD : *Ministry of Defence* (GB)
MOD/PE : *Ministry of Defense/Procurement Executive* (GB)
MOU, MoU : *Memorandum of Understanding*
MRI : Ministère de la recherche et de l'industrie
MRT : Ministère de la recherche et de la technologie
MST : Mission scientifique et technique (MRI)
MWDDEA : *Mutual Weapon Development Data Exchange Agreement*

NACA : *National Advisory Committee for Aeronautics*
NASA : *National Aeronautics and Space Administration* (1958)
NBC : Nucléaire, biologique, chimique
NLR : *National Lucht-en Ruimtevaart Laboratorium* (Pays-Bas)

OA : Direction scientifique de l'aérodynamique de l'ONERA
OACI : Organisation de l'aviation civile internationale
OE : Direction scientifique de l'énergétique de l'ONERA
OM : Direction scientifique des matériaux de l'ONERA
ONERA, Office national d'études et de recherches aéronautiques (aérospatiales en 1963)
OP : Direction scientifique de la physique de l'ONERA
OR : Direction scientifique de la résistance des structures de l'ONERA
OSF : Optronique secteur frontal
OTAN : Organisation du traité de l'Atlantique Nord

PAD : Plan d'action discrétion
PAT : Plan d'action technologique (MRT et DGAC, lancé en 1982)
PCRD : Programme cadre de recherche et développement (CCE)
PPDE : Programme pluriannuel de développements exploratoires
PPRE : Programme pluriannuel de recherches et d'études
PROSEAM : Programme de recherche concerté pour l'optimisation des systèmes d'entrées d'air moteurs des hélicoptères

R&D : Recherche et développement
R&T : Recherche et technologie
RACE : banc d'essais ONERA-CEPr de recherche et de développement pour compresseur
RAE : *Royal Aerospace Establishment* (GB)
RAPACE : Recherches aérodynamiques pour avion de combat évolué
RBE2 : Radar à balayage électronique 2 plans
RDI : Radar Doppler à impulsions
RDM : Radar Doppler multifonction
RSTD : Revue scientifique et technique de la Défense
RTA : *Research and Technology Agency*
RTO : *Research and Technology Organization* (prend la suite de l'AGARD en 1997)

S1Ch : Soufflerie de Chalais-Meudon (ONERA)
 S2Ch : Soufflerie de Chalais-Meudon (ONERA)
 S3Ch : Soufflerie de Chalais-Meudon (ONERA)
 SAR : *Synthetic Aperture Radar*, radar à synthèse d'ouverture
 SAT : Société anonyme des télécommunications
 SATMOS : projet de satellite miniature ONERA
 SCAI : Service central des affaires industrielles (service issu en 1986 de la sous-direction industrielle de la DPAI et rattaché au DGA)
 SCTI : Service central des télécommunications et de l'informatique (1965-84)
 SDIT : Service de documentation et d'information technique
 SDR : Service des recherches (DRME/DRET)
 SEP : Société européenne de propulsion (1969-97)
 SEPR : Société d'études pour la propulsion par réaction (1944-69)
 SER : Surface équivalente radar
 SEREB : Société d'études et de réalisations d'engins balistiques (1959-70)
 SESSIA : Société d'études de construction de souffleries, simulateurs et instrumentation aérodynamique
 SFECMAS : Société française d'études et de construction de matériels aéronautiques spéciaux (créée en 1950, rattachée en 1955 à la SNCAN)
 SFIM : Société de fabrication des instruments de mesure
 SIR : Signature infrarouge
 SIVAPOT : Système infrarouge de veille, d'alerte et de poursuite omnidirectionnelle tridimensionnelle (DE)
 SNCAC : Société nationale de constructions aéronautiques du Centre
 SNCAN : Société nationale de constructions aéronautiques du Nord
 SNCASE : Société nationale de constructions aéronautiques du Sud-Est
 SNCASO : Société nationale de constructions aéronautiques du Sud-Ouest
 SNECMA : Société nationale d'étude et de construction de moteurs d'aviation
 SNIAS : Société nationale industrielle aéronautique et spatiale, Aérospatiale en 1984, regroupe le 1^{er} janvier 1970 Nord-Aviation, Sud-Aviation et SEREB ; devient en 1999 Aérospatiale-Matra, qui fusionne en 1999 avec Daimler-Chrysler Aerospace pour former EADS
 SNPE : Société nationale des poudres et explosifs
 SOCATA : Société de construction d'avions de tourisme et d'affaires
 SOFRADIR : Société française de détections infrarouge, filiale de SAT, de Thomson-CSF et du CEA (créé en 1987)
 SOGEPa : Société de gestion de participations aéronautiques de l'État, 1979
 SOPEMEA : Société pour le perfectionnement des matériels et équipements aéronautiques
 SPAé : Service des programmes aéronautiques (1997-2006), remplace la DCAé en 1997
 SPECTRA : Système de protection et d'évitement des conduites de tir du Rafale,
 SPOT : Satellite probatoire d'observation de la terre
 SRA : Service des recherches aéronautiques (1928-33 ; en 1938 voir à GRA)
 SREA : Service de la recherche et des études amont (1997-2006)
 SST, *Supersonic Transport*
 STAé : Service technique de l'aéronautique, 1928-1979, devient STPA le 1^{er} janvier 1980
 STEN : Service technique des engins balistiques, créé en 1965, devient STSMT, Service technique des systèmes stratégiques et spatiaux (1991-1997)

STET : Service technique des engins tactiques, créé en 1970, devient ST3S, Service technique des systèmes de missiles tactiques (1991-1997)
STNA : Service technique de la navigation aérienne (DGAC)
STPA : Service technique des programmes aéronautiques (1^{er} janvier 1980 au 18 janvier 1997)
STTA : Service technique des télécommunications de l'Air (1948-1979), devient STTE le 1^{er} janvier 1980
STTC : Service des stratégies techniques et des technologies communes (1997-2006)
STTE : Service technique des télécommunications et des équipements aéronautiques (1980-1997)
SV2, SV4 : Soufflerie de vrilles de l'IMFL
STTE : Service technique des télécommunications et des équipements aéronautiques (1^{er} janvier 1980 au 18 janvier 1997)
SUPAERO : École nationale supérieure de l'aéronautique et de l'espace

T2 : Soufflerie cryogénique de l'ONERA/CERT/DERAT
Té.A : Ingénieur des télécommunications d'armement, voir à « IA (Té.A, ou TELEC) »
TET : Température d'entrée turbine
TGA : Très grand allongement
Thomson-CSF CSM : branche « Composants semi-conducteurs » de Thomson-CSF
TRIP : *Thunderstorm International Research Program*
TSS : Transport supersonique

UCAV : *Unmanned Combat Air Vehicle*, démonstrateur d'avion de combat sans pilote
UDF : *Unducted fan*
UEO : Union de l'Europe Occidentale
UHF : *Ultra High Frequency*
ULM : Ultra léger motorisé
USAF : *United States Air Force*
USIA(S) : Union syndicale des industries aéronautiques (et spatiales, en 1961), devenue GIFAS, Groupement des industries françaises aéronautiques et spatiales (depuis 1975)

VLSI : *Very Large Scale Integration*, grande densité d'intégration (circuits intégrés)

Les établissements de recherche aéronautique et spatiale européens, homologues de l'ONERA sont les suivants :

RAE : *Royal Aircraft (puis Aerospace) Establishment* intégré dans la DRA, *Defence Research Agency* (Grande-Bretagne)
DFVLR : *Deutsche Forschungs-und Versuchsanstalt für Luft und Raumfahrt*, devenu le DLR, *Deutsche Forschungsanstalt für Luft und Raumfahrt* (Allemagne)
NLR : *National Lucht-en Ruimtevaart Laboratorium* (Pays-Bas)
INTA: *Instituto Nacional de Técnica Aeroespacial* (Espagne)
CIRA: *Centro Italiano di Ricerche Aerospaziali* (Italie)
FFA: *Flygteknikas Försöks Anstalten* (Suède)

INDEX DES NOMS CITÉS

Nota : les chiffres romains renvoient au volume, les chiffres arabes aux pages, les numéros en italiques aux notes infrapaginales.

- Abbé, Daniel, II, 28
Achache, Marc, II, 117
Ackerman, Marcel, II, 173
Aigrain, Pierre, I, 17, 19, 23, 24, 47, 48
Alais,
Alberge, Jacques, I, 168
Alési, Pierre, I, 116
Allègre, Claude, I, 41, 220 ; II, 81
Allest, Frédéric d', I, 213
Allgeier, H.J, I, 60
Alliot, Jean-Claude, II, 101, 118
Allongue, Marc, II, 109
Alziary de Roquefort, Thierry, I, 54
Amalberti, René, I, 169
Ambra, Fernand d', II, 112
Amiet, Marie-Sylvie, II, 156
Angélini, Jean-Jacques, II, 20, 64
Anxionnaz, René, I, 81
Arlet, Maurice, I, 140
Armbruster, Michel
Arnal, Daniel, II, 16
Aubinière, Robert, I, 211-214, 218
Auffray, Gilbert, II, 154
Auger, Pierre, II, 159
Augere, Béatrice, II, 125
Aumasson, Claude, II, 46, 169
Aurenche, Yves, II, 73
Auriol, André, I, 178 ; II, 38
- Bagaria, Damien, I, 44
Bahurel, Daniel, I, 40
Balageas, Daniel, II, 24, 37, 133, 154
Balança, Jean, II, 35
Balaskovic, Pierre, II, 82
Balazard, Jacques, I, 60, 179
Barbier, François
Barre Raymond, I, 45
Barrère, Marcel, I, 40, 218 ; II, 134, 159, 165
Barrois, William, I, 72
Barthélémy, René, I, 82
Bascary, Pierre, I, 15
Bauger, Louis, I, 110
Bayard, James Gaston, I, 82
Bayle-Labouré, Gérard, I, 113
Bazin, Maurice, I, 39, 59 ; II, 100
Béatrix, Christian, II, 19
- Beaumier, Philippe, II, 101, 112
Béghin, Henri, I, 50
Belaygue, Pierre
Bénichou, Marcel, I, 9, 34, 57, 100
Bénicourt, Michel, I, 28
Benoit, Bernard, II, 120
Bensoussan, Alain, I, 213
Berger, Henri, II, 118
Berger, Jean, I, 17
Bergeron, Paul, I, 34
Bernard, Alain, II, 174-175
Bernard, Francis, I, 72
Bernard, Michel-Yves, I, 214
Bernier, Paul, II, 136
Bertin, Jean, I, 134
Berton, Pierre, II, 136, 140
Besson, Jean, II, 173
Bétin, Pierre
Bétrémieux, André, II, 94
Bettschart, Nicolas, II, 111
Bévert, Amédée, I, 39, 50 ; II, 12, 97
Bévière, Paul, I, 65
Bezard, Hervé, II, 63
Beziac, Gilbert, II, 120
Bibring, Hervé, I, 136
Bidard, René, I, 81
Bignier, Michel, I, 211-214, 216
Billion, Edouard, I, 19
Bismut, Marcel, II, 28, 130, 166, 170
Blamont, Jacques-Émile, II, 166
Blancard, Jean, I, 33, 34, 40, 115, 141
Blanc-Lapierre, André, I, 205
Blosset, Louise, I, 214
Blouin, Emile, I, 16
Blum, Robert, I, 82
Bobillot, Gérard, II, 46, 119
Bohn, Pierre, I, 65
Boissière, B., II, 157
Bongrain, Hervé, II, 34
Bongrand, Jacques, I, 26
Bonnevalle, Gérard, I, 55
Bonte, Louis, I, 32
Borie, Vincent, II, 148
Boscher, Raymond, I, 55
Bouc, Guy, II, 149-150
Boucher, Henri, I, 27

Boudigues, Serge, I, 84
 Bouillet, Roger, I, 106
 Bouis, Xavier, I, 39, 40, 59
 Bouix, Maurice, I, 27, 205
 Boulay, Jean-Louis, I, 172 ; II, 33, 118
 Bourges, Yvon, I, 21, 22, 47
 Bousquet, Georges, I, 157
 Bousquet, Jean, I, 65
 Bousquet, Jean-Marc, II, 55, 101, 112, 120, 127
 Boutier, Alain, II, 94
 Boutry, Jean-Marc, II, 175
 Bouttes, Jacques, II, 9, 82
 Boxwell, Donald, II, 112
 Boy, Guy, I, 169
 Brachet, Gérard, I, 213
 Brocard, Jean, I, 49, 59
 Broglie, Louis de, I, 14
 Brossel, Jean, I, 147
 Brun, Edmond, I, 50, 53, 55, 187
 Brun, Michel, I, 8, 123
 Brunetaud, Robert, I, 123, 135
 Bruyère, Marcel, I, 82
 Bucharles, Alain, II, 74

 Cabot, Louis, II, 52, 82
 Cachin, André, I, 17
 Cafarelli, Italo, II, 117
 Calemard, Alain, I, 99
 Calmon, Jean, I, 105, 107-108, 115-116
 Camichel, Charles, I, 53
 Candel, Sébastien, I, 91 ; II, 81
 Cantegreil, Henri, I, 15
 Capelier, Claude, I, 44 ; II, 10, 86, 95
 Capelle, J., I, 17
 Capillon, Bernard, I, 83
 Capion, Pierre, I, 28
 Caplot, Michel, II, 112
 Caquot, Albert, I, 8, 13, 15, 38, 49, 52, 82 ; II, 82
 Carayol, Michel, I, 17
 Cariou, Jean-Pierre, II, 125
 Carpentier, Jean, I, 8-9, 21, 23, 34, 56, 58, 150, 152, 162, 171, 177, 193, 209 ; II, 9, 159
 Carpentier, René, I, 119
 Carrière, Pierre, II, 10, 12, 77, 95
 Carteron, Jean, I, 15
 Caruel, Jacques, I, 84, 105, 113
 Cassagnou, Robert, I, 31
 Castaing, Raimond, I, 34 ; II, 24, 28
 Caumartin, Yves, I, 28
 Causse, Jean-Pierre, I, 216
 Cavalli, Daniel, II, 31, 32, 70

 Cazin, Philippe, I, 8 ; II, 129, 130, 139, 136, 144, 147
 Cérésuéla, René, II, 166
 Chaboche, Jean-Louis, I, 95 ; II, 23
 Chaffiotte, Pierre, I, 82
 Champigny, Patrick, II, 148
 Chanetz, Bruno, II, 64
 Chanson, Paul, I, 17
 Charbonnel, Jean, I, 47
 Chassagny, Marcel, I, 33
 Chattot, Jean-Jacques, II, 12, 112
 Chaumeton, Jean-Yves, I, 31
 Chaumette, Daniel, I, 8, 65, 77, 123
 Chauvin, Jacques, I, 51
 Chekroun, C., I, 166
 Chenot, Jean-Loup, I, 142
 Chevalier, François, I, 27
 Chevalier, Jean-François, I, 116
 Chevalier, Pierre-Henri, I, 55
 Chevallier, Jean-Pierre, II, 15, 93, 94
 Chevenard, Pierre, I, 155
 Chevènement, Jean-Pierre, I, 20, 22, 47
 Chiquet, Pierre, I, 216
 Chirac, Jacques, I, 213
 Citti, Laurent, I, 27
 Clavin, P., I, 51
 Coantic, Michel, I, 49, 52
 Cocheteux, Jean Bernard, I, 82
 Collet-Billon, Antonin, II, 135
 Constant, René, I, 81
 Contensou, Pierre, I, 34, 40, 218-219 ; II, 82, 151, 159, 169
 Conze, Henri, I, 20, 41
 Cook, Woody, II, 119
 Cordelle, Michel, I, 148
 Costa, Paul, II, 24
 Costes, Alain, I, 16
 Costes, Jean-Joël, II, 110
 Costes, Michel, II, 101, 111, 112
 Couillard, Philippe, I, 15
 Coulomb, Jean, I, 213, 217 ; II, 110
 Coupry, Gabriel, I, 56, 77 ; II, 16
 Cousteix, Jean, II, 10, 12, 111
 Coustols, Eric, II, 73
 Couston, Michel, II, 64
 Crozier, P., II, 101
 Curien, Hubert, I, 23, 48, 60, 213 ; II, 147

 Dahan, Claude, II, 112
 Dang Vu Binh, II, 28
 Danjon, I, 210, 215
 Dansac, Jean, I, 149
 Darrenougue, Serge, I, 16
 Darricau, Jacques, I, 44
 Darrieus, Georges, I, 81

Dassault, Marcel, I, 164
 Dat, Roland, I, 77 ; II, 117
 Dautray, Robert, I, 40
 Deblache, Robert, I, 82
 Debout, Bruno, II, 147
 Decôme, Guy, I, 82
 Dedieu, J.P., II, 112
 Delalande, Gérard, I, 60
 Delapalme, Bernard, I, 148
 Delattre, Michel, II, 173
 Delaye, Michel, I, 20
 Delcroix, Jean-Loup, I, 23
 Délery, Jean, II, 15, 100
 Deletombe, Eric, II, 118
 Delrieux, Yves, II, 112
 Delsart, David, II, 118
 Démarais, Jean-Claude, II, 134
 Denisse, Jean-François, I, 213, 215, 217
 Desbruères, Henri, I, 81
 Descatoire, Frank, II, 82
 Deschamps, Joël, II, 156
 Deschamps, Marc, II, 24
 Desopper, André, II, 101
 Destarac, Daniel, II, 63
 Destuynder, Roger, II, 19, 20
 Deutsch de la Meurthe, Henry, I, 49
 Devezeaux, Dominique, II, 166
 Devriese, Jean, I, 81, 115-116
 Di Pace, François, I, 20
 Diringer, Pierre, II, 12
 Donath, Thérèse, II, 176
 Dordain, Jean-Jacques, II, 160, 165
 Dorand, René, II, 102
 Dorey, Gérard, I, 39-40, 44; II, 39
 Dorey, Jacques, I, 207; II, 130, 150-151
 Dousset, Clément, I, 50
 Dresel, Guy, I, 123
 Dryden, Hugh L., I, 211
 Dubois, Jacques-Emile, I, 20
 Dubresson, André, II, 78
 Dubreuil, Jean-Pierre, I, 9 ; II, 101, 120
 Duc, Jean-Michel, I, 55, 60 ; II, 50
 Ducuing, Jacques, I, 22
 Dufresne, Daniel, I, 51
 Dujarric, Christian, I, 56
 Dumanois, Paul, I, 14, 32, 34 ; II, 95
 Dumas, Michel, I, 16
 Dumas, Régis, I, 52
 Dupont, Paul, II, 24
 Dupriez, Francis, I, 53 ; II, 16
 Duval, Jean, I, 140
 Duvaut, Georges, I, 40
 Dymont, Arthur, II, 10, 96
 Eglizeaud, Jean-Pierre, II, 181
 Eiffel, Gustave, I, 38, 49
 El Gammal, Maurice, I, 40, 55, 136 ; II, 24
 Enselme, Michel, II, 89
 Escande, Léopold, I, 52-53
 Escatha, Yannick d', I, 213
 Esposito, Émile, I, 110
 Fabri, Jean, I, 56
 Facy, I, 210
 Falempin, François, II, 147
 Falempin, Grégoire, II, 111
 Farrendo, Alain, II, 112
 Faury, Marc, I, 16, 83
 Fave, Jean, II, 28, 169
 Favier, Daniel, I, 51 ; II, 110, 120
 Favre, Alexandre, I, 52
 Favre, Jean-Paul, II, 28
 Fenain, Maurice, II, 77
 Ferrandon, Jackie, I, 15
 Ferrière, X, II, 118
 Fischesser, Raymond, I, 141
 Flamant, Claude, II, 139
 Fleury, Georges, I, 17
 Flourens, André, I, 15
 Flowcs, Williams, I, 115
 Foch, Adrien, I, 50
 Forestier, Bernard, I, 51
 Fossard, André, I, 15 ; II, 28
 Fouché, Yvon, I, 205
 Foulon, Gilles, I, 27 ; II, 176
 Fournier, Gaston, I, 34
 Fourquet, Michel, I, 34
 Fourt, Jean Marie, I, 141
 Fourure, Olivier, I, 15
 François, Claude, II, 12
 Fréjacques, Claude, I, 48
 Fréon, I, 210
 Fréson, Jean-Louis, I, 16
 Gagarine, Youri, I, 193, 212
 Gagnepain, Jean-Jacques, I, 24
 Galley, Robert, I, 47
 Gallot, Jean, II, 108
 Galmiche, Philippe, I, 145
 Garcia, Michel, I, 49
 Gardarein, Patrick, II, 112
 Garnier, Gérard, II, 181
 Garnier, Michel, I, 81, 86
 Garry, Roger, II, 102
 Gasser, Daniel, II, 111
 Gaudfernau, Claire, II, 86
 Gaulle, Charles de, I, 17, 193, 209, 212-214, 217 ; II, 129
 Gay, Jean, I, 55
 Gay, Michel, II, 174

Genevey, Louis-P., I, 27
 Genin, Pierre, I, 124
 Geoffroy, Pascal, II, 16, 109
 Gérardin, Jean, I, 55
 Germain, Paul, I, 21, 34, 50, 53, 55, 219 ;
 II, 11, 77
 Gille, Jean-Charles, I, 15
 Gimonet, Bernard, II, 110, 124, 127
 Giqueaux, Maurice, I, 27
 Girard, André, I, 187 ; II, 155, 166, 173
 Girard, Michel, II, 176
 Girardin, Pierre, I, 44
 Giraud, André, I, 20, 22-23, 26, 40 ; II, 136
 Giraud, Max, I, 101
 Girerd Henry, I, 50 ; II, 10, 93
 Girerd, Louis, I, 49
 Girodroux-Lavigne, Philippe, II, 110
 Givaudon, Pierre, I, 28, 168
 Gleyzes, Christian, II, 111, 126
 Gliniasty, Michel de, I, 40
 Gobeltz, Jean, I, 53 ; II, 16
 Godon, Jean-Claude, II, 148
 Goethals, Raymond, I, 53
 Gonin, François, I, 55
 Gorge, Georges, II, 9
 Gouedard, Lyonel, I, 44
 Gozlan, Albert, II, 139
 Grando, J, II, 118
 Grandpierre, Robert, I, 210
 Grard, Charles, I, 14
 Gratias, Denis, II, 28
 Grégory, Bernard, I, 48
 Grenon, Richard, II, 40, 63
 Grisval, Jean-Pierre, II, 20, 100, 101
 Gruson Frédéric, I, 49
 Guérin, Maurice, I, 17, 34
 Guffond, Didier, I, 175 ; II, 37, 101, 119
 Guibé, Bernard, I, 25
 Guicheteau, Philippe, II, 45, 82
 Guigue, Alain, I, 25
 Guilbaud, Michel, I, 54
 Guillaumat, Pierre, I, 17, 47, 211-212
 Guillot, Jean, II, 136
 Guiraud, Jean-Pierre, II, 12, 166
 Gutmann, Francis, I, 23

 Habrard, Alain, I, 8, 84, 123
 Haertig, Jacques, I, 31
 Harlaut, Georges, I, 14, 16
 Harris, Ken, I, 136
 Hartzuiker, John P., I, 56
 Helmer, Jean-Yves, I, 24, 26
 Hernu, Charles, I, 20
 Héroult, Paul, I, 123
 Heurteux, Maurice, I, 82

 Hirsch, René, II, 11, 49
 Hirsinger, Francis, I, 91 ; II, 133
 Hivert, Michel, II, 148
 Hoch, René, I, 84, 105, 114-115
 Honnorat, Yves, I, 135
 Houdeville, Robert, II, 111, 112
 Huet, Charles, II, 140
 Hutin, Pierre-Marie, II, 19
 Huynh Huu Than, 28, 31, 70, 124, 169

 Ichbiah, Jean, I, 151
 Imbert, Nicole, II, 74

 Jacquin, Laurent, II, 73
 Jaeggy, Bernard, I, 31
 Jalin, René, II, 154
 Jaubert, Joëlle, II, 89
 Javelot, Michel, I, 168
 Jenlis, Gonzague Bosquillon de, I, 14, 15
 Joliot-Curie, Frédéric, I, 32
 Jouffret, André, I, 34
 Jouglard, Paul, I, 13
 Jouhanneau, C., I, 81
 Journeau, Alain, I, 43
 Joux, Etienne, I, 13
 Joxe, Pierre, I, 20
 Jugeau, René, I, 34
 Juillerat, Rémi, II, 174
 Julienne, Alain, II, 112
 Jung, Jean-Pierre, II, 28
 Jung, Philippe, I, 50, 53

 Kampé de Fériet, Joseph, I, 52
 Karadimas, Georges, I, 85
 Karman, Théodore von, I, 55, 56, 89, 90,
 218 ; II, 90, 186
 Kastler, Alfred, I, 147
 Kerbrat, Jacques, I, 15
 Khan, Tasadduq, I, 136 ; II, 24, 100
 Kleinknecht, Patrick, I, 22
 Kretz, Marcel, I, 9 ; II, 101, 110, 193
 Kuentzmann, Paul, II, 19, 100, 133-134,
 148, 165

 L'Estoile, Hughes de, I, 19, 56, 100 ;
 II, 186
 La Burthe, Claudius, II, 81
 La Rosa, Gérard, I, 21, 23
 Labarrère, Marc, II, 28
 Labourdette, Roger, I, 56, 95 ; II, 16, 23,
 100
 Labussière, Gaston, I, 14
 Lachaume, Pierre, I, 81
 Lachenaud, René, I, 126
 Lafond, A, I, 81

Lalande, P, II, 118
 Lallemand, Pierre, I, 24
 Lamy, Jacques-Édouard, I, 33
 Lamy, Michel, I, 55
 Lapasset, Gilles, II, 27
 Lapresle, Antonin, I, 38, II, 188
 Laroche, Pierre, II, 34, 101, 118
 Larue, Pierre, II, 19, 134
 Laruelle, Gérard, II, 39-40, 136, 139
 Lasserre, Michel, I, 9, 81, 83, II, 193
 Laurent, Bernard, I, 8, 44, 119, II, 143-144, 150, 193
 Laurent, Jean, II, 173
 Laurent-Eynac, André, I, 13, 50 ; II, 189
 Lavail, Henri, I, 34
 Lavaud, Gaston, I, 34
 Lazareff, Michel, I, 65-66 ; II, 139
 Le Balleur, Jean-Claude, II, 15, 52, 110, 119
 Le Febvre de St Germain, Paul-Ivan, I, 20, 21
 Le Grivès, E., II, 173
 Le Tallec, Claude, II, 82
 Le Parquier, Guy, I, 169
 Lebeau, André, I, 213, 216
 Leca, Pierre, II, 89
 Lecomte, Pierre, I, 8, 55, 65, 157, 169 ; II, 74, 193
 Lecomte, Claude, I, 40, 178 ; II, 38, 89
 Leconte, Philippe, II, 101, 109
 Leduc, René, II, 139
 Legendre, Robert, I, 40, 52, 56, 65, 86, 218 ; II, 11, 77, 159, 187
 Legrand, François, II, 102
 Lemaître, Jean, II, 23
 Lengellé, Guy, II, 134, 148
 Lerat, Jacques, II, 50, 52
 Lerouge, Daniel, I, 157
 Lesourne, Jacques, I, 15
 Lestel, Jacques, I, 27
 Leuchter, Otto, II, 16
 Lévy, Maurice, I, 213
 Lewy, Serge, II, 112
 Leynaert, Jacky, I, 65, II, 39, 77, 95
 Lions, Jacques-Louis, I, 23, 213
 Litaïse, Dominique, I, 31
 Longchambon, Henri, I, 17
 Longueville, Yves de, I, 31
 Lorin, René, II, 139
 Lourme, Daniel, II, 160, 165
 Lubrina, Pascal, II, 118
 Lureau, François, I, 24
 Luton, Jean-Marie, I, 213
 Lygrisse, Paul, II, 129, 166
 Malavard, Lucien, I, 18, 19, 20, 34, 50, 51, 53, 55-56, 65, 168, 204, 219 ; II, 12, 77, 86, 187
 Mallet, Jean-Claude, I, 20
 Mandeville, Jean-Claude, II, 170
 Manie, Francis, I, 21 ; II, 52
 Marçais, Victor, I, 44
 Marchal, Christian, II, 169
 Marchal, Jacques, I, 82, 44
 Marchal, Raymond, I, 82 ; II, 183
 Marchaud, André, I, 51
 Marchetti, Charles, II, 102
 Marec, Jean-Pierre, I, 8, 40, 55 ; II, 7, 9, 28, 46, 169, 194
 Maréchal, André, I, 48
 Maresca, Christan, I, 51, 49 ; II, 110
 Marguet, Roger, I, 44, 56 ; II, 77, 130, 136, 139, 140, 147, 160
 Martin-Neuville, Charles, I, 82
 Martinot-Lagarde, André, I, 53
 Martre, Henri, I, 20, 41
 Marze, Henry-James, II, 117
 Marzin, Pierre, I, 210
 Masure, Bernard, II, 77
 Mathieu, Christophe, I, 49
 Mathieu, Jean, I, 83
 Mathieu, Marcel, II, 24
 Maugars, Denis, I, 34 ; II, 100
 Maurain, Charles, I, 49
 Maynard Maurice, I, 49
 Mazet, Robert, I, 77, II, 16
 McCroskey, Williams James, II, 110
 Meauzé, Georges, I, 8, 84, 99 ; II, 194
 Mercier, Jacques, I, 28
 Mescam, François, II, 89, 100
 Messmer, Pierre, I, 18-19, 211 ; II, 186
 Meunier, Raymond³¹
 Michal, Thierry, II, 181
 Michaud, Bertrand, I, 16
 Michaut, Christiane, II, 31, 51, 70, 78, 100
 Michel, Roger, II, 10, 12, 77, 93
 Mission, G, I, 81
 Monnerie, Bernard, II, 10, 39
 Moreau, Bernard, II, 154
 Morice, Philippe, II, 12
 Morin, Roland, I, 48
 Mouille, René, I, 9 ; II, 101, 107, 194
 Moutet, André, II, 143
 Moutet, Hélène, II, 165
 Muller, I, 210
 Münzberg, Hans-Georg, I, 81, 106
 Mussier, M., II, 157
 Narjes, Karl, I, 60
 Natta, Maurice, I, 19

Néel, Louis, I, 23, 148, 150 ; II, 136
 Néron, Michel, II, 52
 Neubauer, G, I, 106
 Nguyễn Van Nhân, II, 46
 Nuc, Mireille, II, 119

Oberländer, Georg, I, 82
 Oestrich, Hermann, I, 81
 Ohayon, Roger, II, 23
 Ornano, Michel d', I, 47
 Ortoli, François-Xavier, I, 47

Pacaud, Louis, I, 16
 Painlevé, Paul, I, 50
 Palewski, Gaston, I, 47, 219
 Parinet, Michel, II, 149
 Paris, Henri, I, 20
 Pélegrin, Marc, I, 14-15, II, 28, 73
 Pellat, René, I, 23, 41, 213, II, 170
 Peltier, Jean-Pierre, II, 89, 133
 Pérès, Joseph, I, 13, 14, 32, 50, 51, 55 ; II, 86, 187
 Perrier, Pierre, I, 65
 Perrin, Francis, I, 210
 Perroud, Paul, I, 178
 Pertica, Gérard, I, 82
 Petiau, Christian, I, 71, 77
 Petit, Bernard, II, 148-150, 157
 Petit, Georges, II, 102
 Petot, Didier, II, 117
 Pétré, Michel, II, 150
 Peyrefitte, Alain, I, 47
 Peyrony, Marcel, I, 71
 Philibert, I, 23
 Philippe, Jean-Jacques, I, 8 ; II, 101, 108, 109-110
 Pianko, Marc, I, 53, 56
 Piazzoli, Gérard, II, 19-20
 Picinbono, Bernard, I, 205
 Pierrat, Jean, I, 211
 Pierre, Marcel, I, 39, 50 ; II, 9, 11, 51, 100, 188
 Pierson, Jean, I, 15
 Piet-Lahanier, Nicolas, II, 101, 118
 Pigache, Daniel, II, 173
 Piganiol, Pierre, I, 18, 48, 211-212
 Pinet, Jean, I, 169
 Planiol, André, I, 82
 Pluchon, Auguste, II, 149
 Poincaré, Léon, I, 32, 52
 Poirier, Lucien, I, 20
 Poisson-Quinton, Philippe, I, 50, 56, 60, 65 ; II, 9, 32, 39, 51, 77, 94, 100, 108, 119, 188
 Polychroniadis, Michel, II, 117
 Poncin, Henri, I, 53

Ponte, Maurice, I, 18
 Pot, Thierry, II, 64
 Pouchou, Jean-Louis, II, 28
 Pouit, Christian, II, 150
 Prieur, Jean, II, 101, 112

Queinec, Alain, I, 59
 Quenzer, Alain, I, 22
 Quillevéré, Alain, I, 110

Rabault, Jean-Pierre, I, 34
 Racine, G, I, 81
 Rahier, Gilles, II, 112
 Ramette, Philippe, I, 56
 Randet, Denis, I, 148
 Rateau, Auguste, I, 81
 Ravaud, René, I, 26 ; II, 191
 Ravel, Maurice, II, 136
 Ravier, Alain, II, 148
 Rebach, Colmar, II, 12
 Rebuffet, Pierre, I, 52 ; II, 15, 93, 100, 188
 Recourcé, Marie-Paule, II, 173
 Regard, Dominique, II, 40
 Renard, Charles, II, 82
 Renaud, Ivan-G, I, 27
 Renaud, Jean, II, 120
 Renaudie, Jean F, I, 55-56
 Reneaux, Joël, II, 52, 56, 108
 Richalet, Jacques, I, 15 ; II, 28
 Richard, Alain, I, 41
 Richter, G, I, 114
 Rigal, Jean-Louis, II, 86
 Ripoll, Jean-Claude, I, 15
 Robert, Henri, I, 14
 Robert, Marc, I, 27
 Roche, Jean-Baptiste, I, 14
 Rodde, Anne-Marie, II, 108
 Roméro, Manola, II, 170
 Rosch, I, 210
 Rosier, Bernard, II, 176
 Roubine, Ernest, I, 205
 Rousset, André, I, 22
 Rousset, Gérard, II, 181
 Roy, Maurice, I, 14, 210, 218 ; II, 11, 159, 185, 187, 189

Sainte-Claire Deville, Henri, I, 123
 Saint-Victor, Xavier de, II, 111
 Sallé, Édouard, I, 214
 Salmon, Max, I, 65
 Salomon, Arnaud, I, 49
 Sava, Pierre-Georges, II, 136
 Schardin Hubert, I, 30
 Scheck, François-Xavier, II, 133
 Scheller, Michel, I, 34, 40 ; II, 51

Scherrer, Michel, II, 31, 96
 Schmitt, D., II, 165
 Schmitt, Volker, II, 52
 Schmitz, Fred, II, 112
 Schumann, Maurice, I, 81
 Schwaar, Pierre, I, 106-108
 Schweisch, André, II, 82, 109
 Séchaud, Marc, 181
 Sédille, Marcel, I, 81
 Seguin, Jean, I, 13
 Seince, Jacques, I, 50
 Sélince, Gérard, II, 149
 Séraphin, Léon, I, 125
 Sertour, Georges, I, 124, 126
 Servanty, Lucien, II, 78
 Seydoux, Robert, I, 209
 Sides, Jacques, II, 112
 Siestrunk, Raymond, I, 53
 Sillard, Yves, I, 41, 213
 Simon, François, I, 44
 Sintès, Pierre, I, 16
 Sirieux, Maurice, II, 15, 93-94
 Slodzian, Georges, II, 28
 Smigielski, Paul, I, 30
 Soize, Christian, II, 69
 Solignac, Jean-Louis, II, 16, 94
 Sollier, Jean, I, 15
 Sorlet, Jean, I, 44
 Soulatges, Dominique, II, 32
 Sourdille, Jacques, I, 47
 St Germain de, voir Le Febvre
 Suffrin-Hébert, Maurice, I, 14, 32
 Surugue, Jean, I, 56
 Syring, Willy, I, 82
 Szydowski, Joseph, I, 82, 207 ; II, 102

Taghizad, Armin, II, 101, 124
 Taillet, Joseph, II, 33
 Taran, Jean-Pierre, I, 91 ; II, 169
 Tardivel, François, II, 101, 119
 Tessier, Régis, II, 174
 Teszner, Jean-Louis, I, 149
 Théodore, Jean-Claude, II, 129, 149
 Théry, Christian, I, 178 ; II, 38
 Thévenin, Pierre, I, 37
 Thiaville, Jean-Marie, I, 107
 Thibert, Jean-Jacques, II, 39, 50, 52, 81, 100, 101, 108
 Thiry, René, I, 51
 Thomas, Fred, I, 58
 Thomas, Jean-Marc, I, 71
 Touboul, Pierre, II, 175
 Tournois, Pierre, I, 205

Toussaint, Albert, I, 49, II, 187-188
 Traineau, Jean-Claude, II, 148
 Trichard, Jean, II, 140
 Tricot, Roland, I, 125
 Trottier, Jean-Pierre, I, 141
 Truong, Khiem-Van, II, 110
 Turcat, André, II, 77, 140

Vaffier, Daniel, I, 56
 Vaillac, José d'Antin Tournier de, I, 15
 Vaillaud, Michel, I, 33, 34, 40
 Valensi, Édouard, I, 27
 Valensi, Jacques, I, 31
 Valette, François-Régis, II, 32
 Valid, Roger, II, 23
 Vallée, J, I, 178
 Vallières, Benno-Claude, I, 33
 Valroger, Pierre de, I, 14
 Vassy, I, 178
 Veaux, Jacques, I, 123, 134, 140
 Vellay, Eugène, I, 34
 Verbrugge, Robert, II, 28
 Vernotte, Pierre, I, 52
 Veuillot, Jean-Pierre, II, 12
 Veyssière, Patrick, II, 28
 Viala, Jean, II, 136
 Vialatte, André, I, 55, 81-82 ; II, 102
 Viard, Jean, I, 17
 Viaud, L., 140
 Viaut, André, I, 210
 Viellard, Henri, I, 27
 Viet, Loïc, I, 27
 Vignaud, Luc, II, 186
 Villat, Henri, I, 13, 50, 53
 Vincent de Paul, Michel, II, 52, 108
 Viviand, Henri, II, 12
 Voge, Jean, I, 215
 Vries, Michel de, I, 60
 Vuillet, Alain, II, 109

Walden, Simone, II, 81
 Wanner, Jean-Claude, I, 40, 56, 169, 178, 179 ; II, 32, 38
 Weisbuch, Claude, I, 24
 Werlé, Henri, II, 90
 Willaume, Rolland A, I, 56

Yerle, René, I, 20, 25, 27

Zeghal, Karim, II, 74
 Zeyons, Jacques, II, 89
 Zibi, Joëlle, II, 109

