

See discussions, stats, and author profiles for this publication at: <https://www.researchgate.net/publication/332152849>

CHAPITRE 13 L'ONERA (Office national d'études et de recherches aérospatiales)

Chapter · April 2019

CITATIONS

0

READS

2,798

1 author:



Jean-Pierre Marec

Office National d'Études et de Recherches Aérospatiales

111 PUBLICATIONS 435 CITATIONS

SEE PROFILE

CHAPITRE 13

L'ONERA (Office national d'études et de recherches aérospatiales)¹

INTRODUCTION

On se limite ici aux moyens d'essais les plus importants de l'ONERA (pour l'aérodynamique, la propulsion, la mécanique du vol, l'analyse modale des structures), ceux qui sont utilisés essentiellement dans le cadre de l'assistance technique aux industriels pendant la phase de développement, ce qui n'exclut pas leur utilisation pour des recherches appliquées ou même des recherches de base. Les autres moyens expérimentaux, comme par exemple les « souffleries de recherche » des centres de Meudon, de Lille et de Toulouse, sont évoqués dans le document du COMAERO *Etudes et recherches*² à propos des différentes finalités. Ce document présente également des généralités sur l'ONERA³.

Dans ce chapitre, il est 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 paru en 2007, 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 Carpentier⁴.

Pour la plupart des moyens d'essais présentés ici, des rappels historiques – limités, sauf exception, à la période considérée (1946-1995) – concernent leur définition, leur construction, leur évolution et leur exploitation⁵. Une description assez précise en est parfois donnée ; les moyens d'essais ayant évidemment souvent beaucoup évolué, dans une recherche constante d'adaptation aux besoins et d'amélioration de la productivité, il s'agit le plus souvent d'une photographie en fin de période, c'est-à-dire au début des années 1990.

¹ Par Jean-Pierre Marec, avec le concours de Marcel Cado (SOPEMEA), Jean Carpentier (F4) et Alain Cochet (Cellules ATD).

² Paru en 2008.

³ Rappelons seulement ici, pour être homogène avec les autres chapitres, que l'ONERA a été successivement dirigé par : René Jugeau (1946), Eugène Vellay (1948), Maurice Roy (1949), Lucien Malavard (1962), Paul Germain (1963), Raimond Castaing (1968), Pierre Contensou (1973), André Auriol (1979), Jean Carpentier (1984), Marcel Bénichou (1991), Michel Scheller (1995), puis Jean-Pierre Rabault (1999) et Denis Maugars (2003).

⁴ Voir la bibliographie à la fin du chapitre.

⁵ Pour l'exploitation, d'autres détails peuvent être trouvés dans le document *Etudes et recherches*, Tome II.

Après la présentation des grandes souffleries et des bancs d'essais de l'ONERA, puis des moyens d'analyse modale ONERA-SOPEMEA, quelques actions menées par l'ONERA en liaison avec certains centres d'essais de la DCAé (CEV, CEAT, CEPr) sont brièvement rappelées.

1 - LES GRANDES SOUFFLERIES ET LES BANCS D'ESSAIS

1.1 - Introduction

Le principe de la soufflerie est simple (figure 1). Il est basé sur la « similitude » existant entre l'écoulement aérodynamique autour du véhicule 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 $Re = \rho VL/\mu$ (ρ : masse volumique, L : dimension, μ : viscosité) qui conditionne en particulier la similitude de transition entre les régimes d'écoulement laminaire et turbulent (figure 2). Les « effets de paroi » nuisent évidemment à la représentativité, d'où l'utilisation éventuelle de parois perforées ou adaptables. L'« effet de sol » pour les phases de décollage ou d'atterrissage est également mal restitué, sauf utilisation d'un plancher en tapis roulant⁶.

Au début des recherches en aérodynamique puis en aviation, on s'intéresse uniquement aux basses vitesses, et les faibles dimensions de la maquette, imposées par celles de la soufflerie, ne permettent pas de respecter convenablement le Reynolds. La tendance va donc être d'augmenter la taille des souffleries et, en conséquence, leur puissance (à vitesse d'écoulement donnée).

Les premières souffleries apparaissent à l'aube du XX^e siècle, un peu partout en Europe. Le premier prototype rudimentaire est mis au point au Royaume-Uni par Frank Wenham en 1871. En France, Charles Renard réalise en 1896 la première soufflerie de l'Etablissement de Meudon. Tous les grands noms de l'aérodynamique mettent ensuite au point leur outil de recherche : les Frères Wright aux Etats-Unis en 1901, Thomas Stanton en Grande Bretagne et Arturo Crocco en Italie en 1903, Dimitri Rabouchinsky en Russie en 1904, Ludwig Prandtl en Allemagne en 1908.

En 1909, le constructeur Gustave Eiffel bâtit au Champ de Mars la première soufflerie française intéressant directement les avions. Les avionneurs comme Louis Breguet lui demandent de tester des profils d'ailes. En effet, les débuts de l'aviation sont marqués par de nombreux accidents, parfois mortels, et il est difficile de déterminer s'ils sont dus à des erreurs de pilotage ou à un défaut de conception de l'avion. Le passage de prototypes en soufflerie permet de réduire les risques. Obligé de quitter le Champ de Mars en 1911, Gustave Eiffel construit une nouvelle soufflerie à Auteuil.

Il y a d'autres souffleries à Issy-les-Moulineaux et à l'Institut aérotechnique de Saint-Cyr⁷, parmi les plus grandes installations au monde avec des veines

⁶ Voir, par analogie, le tunnel hydrodynamique horizontal THALES du CERT/DERAT, dans le document *Etudes et recherches*, Partie III, Chapitre 1, § 4.2 et Fig. 1.

⁷ Pour certaines de ces souffleries, Gustave Eiffel a joué un rôle important.

d'expérience de 3 m de diamètre. Pourtant, dès la fin des années vingt, elles vont se révéler trop petites.

En 1929, Albert Caquot, devenu directeur général technique au ministère de l'Air, envisage la réalisation d'une soufflerie pour essais d'avions en vraie grandeur, de 10 à 12 m d'envergure, avec pilote à bord et moteur en fonctionnement ! La plus grande soufflerie alors connue est une soufflerie américaine de 6 m de diamètre. Le Centre aéronautique de Meudon, bien abrité au fond d'un vallon (figure 3), est choisi pour accueillir l'installation. Le projet de l'ingénieur en chef Antonin Lapresle est retenu définitivement en 1931, après des essais satisfaisants effectués à Issy-les-Moulineaux. A côté du laboratoire et de l'atelier d'aérostation du colonel Charles Renard, s'ouvre en juillet 1932 un énorme chantier pour la construction de la Grande Soufflerie de Meudon.

1.2 - Centre de Chalais-Meudon

1.2.1 - Introduction

Lorsque le chantier de la Grande Soufflerie de Meudon débute, le Centre de Meudon a déjà une longue histoire, liée à la fois à l'aérostation (hangars Y et AT de la figure 3) et à l'aviation, et sur laquelle il n'est pas inutile de revenir, car l'ONERA en a hérité.

Rappelons en effet quelques dates (figures 4 et 5) : le 2 avril 1794, la première compagnie d'aérostiers est créée, sous le commandement du capitaine Jean-Marie Joseph Coutelle ; le 31 octobre 1794 voit la création de l'Ecole nationale d'aérostation militaire, qui sera supprimée par Bonaparte en 1799 en même temps que les deux compagnies d'aérostiers ; en 1877 est créé l'Etablissement central de l'aérostation, dirigé par le capitaine Charles Renard ; le 9 août 1884, le dirigeable *La France* (hangar Y), avec à son bord Charles Renard et Arthur Krebs, effectue le premier voyage aérien en circuit fermé, à proximité de l'étang de Chalais ; en 1904, Charles Renard essaye deux modèles d'hélicoptères à deux rotors coaxiaux ; le 27 mai 1905, Ferdinand Ferber réalise le premier vol motorisé stabilisé en Europe, avec son aéroplane *n°6 bis* lancé à vitesse suffisante par un système de câbles ; le 10 février 1910, l'Etablissement de Meudon réceptionne deux biplans Wright, les premiers aéroplanes destinés à l'armée ; en 1911, l'indicateur de vitesse, conçu à Meudon par Albert Etévé pour éviter le décrochage aérodynamique, devient réglementaire à bord de tous les avions militaires français ; en mars 1915 est créé le ballon captif Caquot (hangar AT), mis en service aux armées en mai ; en octobre 1915 sont expérimentés les premiers parachutes opérationnels pour les ballons d'observation.

1.2.2 - Soufflerie S1Ch

Dans ce site historique de Meudon, la construction de la Grande Soufflerie s'étale de 1932 à 1934. Dans son principe, la soufflerie ne pose pas de problème : elle est de type Eiffel (figure 6), concept déjà utilisé dans de nombreuses souffleries. Mais la réalisation d'un monument de cette taille, avec un cahier des charges aussi exigeant, relève de la prouesse technique. Il s'agit alors de construire la plus grande soufflerie au monde.

Description.

La soufflerie, composée de quatre chambres principales, a les dimensions et l'allure d'une véritable cathédrale. Le collecteur d'air est le chœur, donnant sur le transept : la monumentale chambre d'expérience. Le long diffuseur et la chambre d'aspiration forment la nef qui se termine par l'immense rosace des six ventilateurs. La forme originale, elliptique, de sa section est bien adaptée aux essais d'avions en vraie grandeur, ou au moins de grandes maquettes.

L'air extérieur s'engage dans le collecteur par un orifice elliptique de 350 m² (24,8 m x 16,8 m) équipé d'un crible métallique. Il est ensuite canalisé, puis accéléré par le rétrécissement de la section du collecteur à 100 m² (16 m x 8 m), jusqu'à la chambre d'expérience. C'est une veine libre longue de 11 m, dans une immense salle de 21 m sous plafond. Là, les conditions de l'écoulement sont les meilleures, la vitesse de l'air la plus élevée. Un mât supporte l'appareil à tester, équipé des instruments qui doivent mesurer les forces aérodynamiques. Les mesures de pression se font par multimanomètres. Des fils de laine collés à la paroi permettent de visualiser les décollements. L'écoulement est ensuite repris et ralenti dans un conduit divergent, le diffuseur, un tube en béton armé long de 38 m, dont 34 sans appui ! Il débouche dans une chambre d'aspiration, monumentale par son volume, qui sépare le diffuseur des ventilateurs. Absorbant une puissance de 6 000 CV, six ventilateurs de 8,7 m de diamètre créent ainsi par aspiration⁸ l'écoulement qui peut atteindre une vitesse de 180 km/h environ dans la veine d'essai. En fin de course, l'air est rejeté à l'atmosphère.

Les six composantes de l'effort et du moment aérodynamique sur la maquette sont mesurés à l'aide de balances situées dans un local sous la chambre d'essais, où se tient aussi l'équipe d'essais.

Construction.

La construction débute en 1932 (figure 7). L'entreprise chargée du gros œuvre, la Société anonyme des entreprises Limousin, va devoir faire preuve d'ingéniosité pour résoudre toutes les difficultés soulevées. L'ouvrage doit pouvoir supporter la dépression qui règne à l'intérieur du bâtiment pendant les essais (effet Venturi). Il faut éviter que les 6 000 CV des ventilateurs ne fassent vibrer tout l'édifice. Pour cela, le pignon qui les soutient est indépendant de la construction. La structure même du pignon doit être capable de supporter les 51 t que pèsent chaque ventilateur et son moteur. Enfin, le diffuseur doit allier résistance et précision malgré une forme originale en tronc de cône droit elliptique. Réalisé avec une grande précision, le tube en béton armé mesure, comme il a été dit plus haut, 38 m de long, dont 34 sans aucun appui, pour 7 cm d'épaisseur.

En octobre 1934, la construction est achevée. La mise en place des équipements électriques et de mesure s'effectuent au cours de l'année 1935 et en octobre les essais de réception de l'installation commencent. Entre temps, les Américains ont bâti à Langley Field, en Virginie, une soufflerie sœur, mais légèrement plus grande. En 1935, la Grande Soufflerie n'a donc, par sa taille, qu'une rivale au monde, aux États-Unis.

Une chambre de tranquillisation est rajoutée en 1950 en amont de l'entrée du collecteur pour rendre la soufflerie moins sensible au vent extérieur.

⁸ et non par soufflage, comme le laisse supposer un dessin d'Hergé dans l'une de ses bandes dessinées ! L'aspiration permet d'obtenir un écoulement plus régulier dans la section d'expérimentation.

Après avoir été le fleuron de l'histoire industrielle et aéronautique pendant plusieurs années, la soufflerie S1Ch est fermée en 1976 et classée monument historique.

Exploitation.

Comme pour l'historique de la création de S1Ch, avant de nous intéresser à l'exploitation pendant les années relatives à la période considérée dans ce document (1946-1995), il paraît opportun de revenir un peu en arrière.

En effet, l'exploitation commence dès 1936 (figure 8) et elle est surtout consacrée à l'étude de maquettes motorisées, à l'échelle 1/4 ou 1/5 des gros avions en projet de l'époque : Wilbault, avion commercial quadrimoteur de 28 t transportant 25 passagers sur 400 km ; hydravion Breguet 730 de grande croisière, capable de voler sur 4 500 km ; bombardier Amiot 370, bimoteur célèbre pour avoir battu quatre records du monde de charges embarquées ; hydravion Gourdou G 120, destiné à la lutte anti-sous-marine, etc.

D'autres aéronefs originaux sont également essayés : autogire La Cierva ; projet Riout d'un appareil original, dont la propulsion et la sustentation devaient être assurées par le battement et le gauchissement simultanés de deux paires d'ailes en tandem ! ; « Pou du Ciel » HM 14, avion à construire soi-même (nous dirions à présent « en kit »), présenté au Grand Palais en 1934, et qui depuis rencontre beaucoup de succès auprès du public, bien que donnant lieu à des accidents graves du fait de son instabilité en tangage !

En 1939, la seconde guerre mondiale éclate et, en juin 1940, tout le personnel du Service des recherches aéronautiques est replié à Toulouse en zone libre. Lors du retrait français, il n'y a pas de destructions, mais certains éléments servant aux mesures sont démontés et cachés. Le Centre de Meudon est alors occupé par les scientifiques allemands, bien conscients des capacités du Centre et notamment de sa soufflerie S1Ch. Les recherches menées par les Allemands pendant cette période d'occupation semblent avoir porté sur les ailes en flèche à basse vitesse.

Après la guerre, la Grande Soufflerie, appelée désormais S1Ch, est remise en marche dès le deuxième trimestre 1945. Les maquettes des premiers avions à réaction français y sont testées, en particulier pour les dispositifs hypersustentateurs qui permettent de réduire leurs vitesses d'atterrissage et de décollage.

C'est ainsi qu'en 1948 des essais de contrôle de l'écoulement sur le prototype d'avion de combat SO 6020 à aile en flèche sont effectués. La maquette est placée sur les trois mâts de pesée. Des mesures de pression sont effectuées par multimanomètres. Des fils de laine collés à la paroi permettent de visualiser les décollements. Le système d'aspiration et de soufflage de la couche limite permet de doubler la sustentation de l'avion. Cette configuration est appliquée avec succès quelques années plus tard sur un avion expérimental, le Breguet Vultur destiné aux porte-avions.

Pour le Breguet 941⁹, l'hypersustentation est obtenue par utilisation du souffle de ses quatre hélices qui « colle » l'air sur les ailes, même lorsque les volets descendent à la verticale ! La portance de l'avion est ainsi augmentée à vitesse réduite. Ce quadrimoteur de 20 t est capable d'atterrir et de décoller sur un terrain de football. Malgré son avance, le Breguet 941 ne trouve pas son marché. Le concept d'avion à décollage et à atterrissage courts (ADAC) peut cependant s'avérer *a priori*

⁹ Voir le document *Etudes et recherches*, Partie III, Chapitre 1, Figs. 31 et 32.

intéressant pour certaines applications, militaires ou civiles (desserte de petites îles, facilitation du trafic aéroportuaire, etc.).

D'autres aéronefs sont essayés à S1Ch : Morane-Saunier 472, le premier avion d'entraînement français à voler après la guerre ; avion Hurel-Dubois ; avion de l'Institut géographique national ; avions commerciaux (Armagnac, Caravelle) ; avion-fusée de combat Trident, détenteur du record du monde d'altitude en 1958 ; hélicoptère Djinn, premier dont le rotor est entraîné par réaction.

Une mention spéciale doit être faite des avions à vitesse de croisière supersonique, essayés en subsonique dans les phases de décollage et d'atterrissage.

En 1954, le Deltaviex est essayé en soufflerie¹⁰ et en vol¹¹. Il s'agit d'un petit avion supersonique expérimental conçu par l'ONERA, de 3,5 m d'envergure, construit pour éprouver en subsonique les qualités de vol de l'aile en queue d'hirondelle alors envisagée pour le vol supersonique. Le projet reste sans suite, car l'avion est instable, cependant il permet de perfectionner les méthodes de contrôle et la connaissance de l'aérodynamique des ailes à forte flèche. Notamment, il conduit à l'élaboration d'un système original de « contrôle actif » mixte, par gouvernes aérodynamiques et jets, qui est à rapprocher de celui que l'on retrouvera plus tard sur la Navette spatiale américaine !

En 1971, des essais permettent l'étude de l'aérodynamique du Concorde¹² à basse vitesse, en phases d'atterrissage et de décollage, à des angles d'incidence et de dérapage inhabituels pour vérifier que l'air alimente bien les réacteurs, même dans des configurations extrêmes.

Enfin, il faut citer quelques essais effectués hors du secteur aérospatial, au titre de la diversification : maquette de train à vapeur ; Renault 4 CV, Volkswagen Coccinelle ; éoliennes ; éléments architecturaux ; skieurs, avant les Championnats du monde de Portillo en 1966, pour démontrer l'intérêt de la « position de l'œuf » ; ballon PEGASE¹³ ; aile Rogallo¹⁴ ancêtre du deltaplane, sur demande de la DGAC, compte tenu des accidents dus aux qualités aérodynamiques insuffisantes de certaines ailes, mises en évidence par les essais (Claudius La Burthe).

1.2.3 - Soufflerie S2Ch

En 1964, une nouvelle soufflerie à basse vitesse vient rejoindre la Grande Soufflerie S1Ch à Meudon. Bien qu'elle ne puisse pas vraiment être considérée comme une soufflerie industrielle mais plutôt comme une soufflerie de recherche, cette soufflerie S2Ch¹⁵ trouve sa place ici compte tenu de ses dimensions. Elle est installée dans le grand hangar AT qui avait servi à la construction de nacelles et de ballons aux époques de Renard et de Caquot. Cette soufflerie n'est pas neuve puisqu'elle a été dessinée et construite à Issy-les-Moulineaux par Gustave Eiffel en 1920. En 1945, les Allemands l'ont dépouillée de tous ses équipements, si bien qu'il n'en reste que le gros œuvre. Son intérêt et son emplacement décident néanmoins le Service technique aéronautique à la remettre en état et à la moderniser. En 1954, elle est prête et donne des résultats exceptionnels. La qualité du courant d'air est

¹⁰ Voir le document *Etudes et recherches*, Partie III, Chapitre 1, Fig. 25.

¹¹ Voir Fig. 89.

¹² Voir le document *Etudes et recherches*, Partie III, Chapitre 1, Fig. 50.

¹³ Voir le document *Etudes et recherches*, Partie III, Chapitre 1, Fig. 59.

¹⁴ Voir le document *Etudes et recherches*, Partie III, Chapitre 1, Fig. 55.

¹⁵ A ne pas confondre avec la petite soufflerie S2LCh (voir le document *Etudes et recherches*, Partie III, Chapitre 1, § 4.2).

bien améliorée, sa turbulence considérablement diminuée et sa vitesse portée à 430 km/h. Mais en 1962, elle est menacée par le tracé du nouveau boulevard périphérique ceinturant Paris. Les éléments mécaniques essentiels sont sauvegardés et la soufflerie est alors reconstruite à Meudon.

Cette soufflerie de taille modeste, 3 m de diamètre, est bien adaptée à l'étude d'éléments d'avion aux vitesses réelles de décollage et d'atterrissage. On y teste dès 1965 les entrées d'air de réacteurs de l'avion Concorde, des éléments d'avions de combat comme le Mirage IV, le Mirage F1, le Mirage 2000, l'Alphajet, le Jaguar, une maquette BB Rapace préparatoire au programme Rafale, ou de transport comme l'ATSF (Avion de transport supersonique futur) (figure 9). Des recherches de base sont menées sur les tourbillons d'ailes delta et le contrôle de leur éclatement, le décollement tridimensionnel, etc. S2Ch est également utilisée pour le château d'eau de Valence et la Tour Montparnasse afin de déterminer leurs caractéristiques vibratoires, ainsi que pour la carène d'un pétrolier et celle d'un sous-marin nucléaire. Mais la soufflerie va surtout s'illustrer dans l'étude aérodynamique et dynamique des rotors d'hélicoptères (Jean-Jacques Philippe), à partir de 1974, grâce à des bancs d'essais adaptés (figures 10 et 11), et même dans des essais aérodynamiques sur des maquettes d'hélicoptères complets (rotor + fuselage) (figure 12).

La soufflerie S2Ch est fermée en 1999.

Avant de clore cette section consacrée aux grandes souffleries de Meudon S1Ch et S2Ch, aujourd'hui fermées, rappelons que le Centre de Meudon dispose de plusieurs souffleries de recherche en fonctionnement, mentionnées dans le document *Etudes et recherches*, dont l'importante soufflerie transsonique continue S3Ch.

Il faut également rappeler le rôle éminent joué par Pierre Rebuffet dans la conception et l'exploitation des souffleries de Chalais-Meudon. Comme le dit Philippe Poisson-Quinton : « Au cours des 40 premières années de l'ONERA, Pierre Rebuffet a marqué deux générations d'élèves¹⁶ et de collaborateurs qui se souviendront toujours de lui comme d'un merveilleux pédagogue et comme l'"âme" de Chalais-Meudon ».

1.3 - Centre de Modane-Avrieux

1.3.1 - Introduction

Un historique très complet de ce Centre figure dans les ouvrages de Marcel Pierre¹⁷. On se contente ici d'un rappel succinct et de la description de moyens tels qu'ils existent au début des années 1990 (figures 13 et 14).

Créé juste après la seconde guerre mondiale, à Avrieux près de Modane, en Savoie, le Centre de Modane-Avrieux (CMA) reçoit son énergie motrice principale directement de la chute d'Aussois, constituée par deux barrages d'une réserve globale de 12 millions de mètres cubes, alimentant une conduite forcée de 1,40 m de diamètre. La hauteur de chute est de 850 m, le débit maximal autorisé est de 15 m³/s correspondant à une puissance d'entraînement maximale d'environ 110 MW. La

¹⁶ de SUPAERO, par son cours d'*Aérodynamique expérimentale*, Librairie Polytechnique Ch. Béranger, 1958.

¹⁷ le « père » du Centre de Modane, qui avait eu la vision de l'intérêt de l'utilisation directe de l'énergie hydraulique, avant la « découverte » du chantier en Autriche.

conduite se divise en deux collecteurs alimentant soit les groupes de la centrale EDF d'Aussois, soit les turbines des souffleries du Centre.

Les installations d'essai sont les suivantes :

- La soufflerie sonique, à fonctionnement continu, S1MA, dont la veine d'essais mesure 8 m de diamètre et 14 m de long. Elle est mise en service en 1952 et elle est dotée de trois chariots d'essais interchangeables. La puissance maximale est de 88 MW. *Elle reste la seule soufflerie transsonique au monde de 8 m de diamètre.*

- La soufflerie transsonique et supersonique, à fonctionnement continu, S2MA, munie de deux veines d'essais interchangeables (1,80 m x 1,75 m environ), mise en service en 1961. Sa puissance maximale est de 57 MW.

- La soufflerie transsonique et supersonique, à rafales, S3MA pouvant être équipée de plusieurs veines d'essais, de hauteur 0,80 m environ. Elle est mise en service en 1959.

- La soufflerie hypersonique S4MA, équipée d'un réchauffeur à billes d'alumine, est mise en service en 1970. Elle ne dispose alors que d'une tuyère Mach 6,4 (diamètre de sortie 0,68 m environ). Des tuyères supplémentaires jusqu'à Mach 12 sont mises en service en 1989.

- Le caisson à vide S4B, dans lequel la pression peut baisser jusqu'à 15 mbar.

- La soufflerie de grilles d'aubes R4.3, avec veines d'essais en transsonique et en supersonique. Elle est mise en service en 1977.

- Les bancs de d'ynalpie BD1 et BD2 à gaz froid ou à gaz chaud pour l'étude de maquettes de tuyères ou d'arrière-corps de réacteur.

Donnons maintenant quelques détails.

1.3.2 - Soufflerie S1MA

Historique

Comme le dit Marcel Pierre, « la création du centre d'essais de Modane-Avrieux débute par la construction de la grande soufflerie, dont l'histoire commence à Berlin en 1937, se précise à Munich en 1940, se poursuit à Ötztal dans le Tyrol autrichien pendant la guerre, et se termine dans les Alpes françaises ».

Cette soufflerie est en effet une « prise de guerre » française. En 1940, elle fait partie des installations devant constituer le nouveau centre d'essais d'Ottobrunn, situé près de Munich, dans le cadre de l'effort de guerre allemand décidé en 1934 et accentué en 1937. Sa puissance étant incompatible avec les possibilités du réseau électrique régional, il faut se tourner vers une source de puissance hydraulique, les turbines entraînant directement les ventilateurs, ce qui est décidé en 1939, la même année qu'une proposition basée sur le même concept faite par Marcel Pierre et Henri Girerd au ministère de l'Air français, sans succès compte tenu de la conjoncture. Cette proposition est présentée à nouveau en 1940, après l'armistice, au GRA (Groupement français pour le développement des recherches aéronautiques), sans plus de succès. En Autriche, les travaux commencent en 1942 sur le site d'Ötztal, au confluent de l'Inn et de l'Ötz. Un barrage permet de fournir 100 000 CV sous 530 m de hauteur de chute. La fabrication et le montage du circuit aérodynamique, qui pèse environ 5 000 t (Tour Eiffel ~ 7 500 t), sont confiés aux sociétés Dingler et MAN.

En 1945, le chantier est repéré par Louis Girerd, puis à l'occasion d'une mission d'information sur l'état des recherches aéronautiques allemandes et des laboratoires existants ou en construction, à laquelle participent notamment Henri Girerd et Lucien Malavard. La soufflerie d'Ötztal présentant une possibilité de récupération comme prise de guerre, Henri Girerd le signale à l'ingénieur général Paul Dumanois, alors président du GRA, qui charge Lucien Malavard de la comparaison entre la poursuite de la construction soit *in situ*, soit après transfert en France. Le montage à Ötztal est exécuté à 50 %, et 25 % des éléments métalliques sont sur les aires de montage. Les autres pièces sont dispersées dans des zones d'occupation non françaises. Les Américains, Anglais et même Russes se montrent également intéressés ! L'impression générale est que le démontage est difficile mais possible. De plus, le choix d'une chute d'eau d'une hauteur supérieure à celle d'Ötztal serait favorable, ce qui serait vraisemblablement le cas en France. Une étude plus approfondie montre que cela n'est pas possible dans les Pyrénées, mais faisable dans les Alpes, à Bissorte ou mieux à Aussois en Savoie. La décision est prise par le ministre de l'Air, Charles Tillon, sur proposition de l'IG Paul Dumanois. Les usines Dingler de Zweibrücken sont remises en activité (Henri Girerd).

Il s'agit de récupérer 200 t de matériel se trouvant à la société MAN à Augsburg, en zone américaine, pour les diriger vers Zweibrücken. De même pour 200 t de matériel de la société Voith (Heidenheim). Certaines pièces (arbres de ventilateurs) sont déjà parties aux Etats-Unis ! Les Américains ne sont pas toujours très coopérants et il faut signaler l'action conciliante et efficace de Théodore von Karman, en liaison étroite avec Joseph Pérès et Lucien Malavard.

Le démontage à Ötztal et le transport vers Modane présentent des difficultés. Il faut découper la grande structure de la soufflerie en morceaux suffisamment petits pour être placés sur les wagons, sans provoquer des déformations irrécupérables. Un wagon spécial surbaissé sert à transporter la roue Pelton de 35 t, dont il faut démonter quelques augets. Fin mars 1946, la soufflerie est entièrement démontée. La fraction ramenée d'Ötztal sera évaluée à environ 11 % de l'ensemble de la soufflerie¹⁸.

Le responsable de la fabrication à Zweibrücken est Louis Girerd. L'objectif est de « fabriquer de l'ordre de 3 000 t de tôlerie et de mécanique dans un pays sans ressources ». A la fin de 1947, 1 100 t de pièces sont expédiées à Modane, en plus du matériel de montage et d'outillage de chantier. En 1948, les fabrications atteignent le rythme de 300 t/mois lors de la période de pleine activité de montage à Modane. Notons cependant que la production concernant l'ONERA n'est pas expédiée totalement à Modane, une partie va à Chalais-Meudon pour la construction de la soufflerie « pilote » S3Ch¹⁹, à l'échelle 1/8 de S1MA.

En parallèle avec cet effort de transfert de la grande soufflerie de l'Autriche vers la France et afin de préparer l'avenir, des études sont conduites concernant le fonctionnement des souffleries transsoniques et même supersoniques. C'est ainsi que Lucien Malavard effectue une mission en novembre 1945 à Innsbruck pour approfondir nos connaissances sur les souffleries supersoniques du Centre de Kochel. Heinrich Peters est chargé de réfléchir aux enseignements tirés de ces enquêtes, d'approfondir certains points avec les scientifiques allemands et d'établir les bases nécessaires à l'élaboration d'un projet de centre d'essais de Modane. Ce

¹⁸ Il s'agit de la *valeur* du matériel de tôlerie ramené d'Ötztal (2067 t) rapportée au coût total de la soufflerie en état de marche.

¹⁹ Voir le document *Etudes et recherches*, Partie III, Chapitre 1, § 4.2. et Fig. 1.

travail est effectué dans un bureau d'études installé à Munich. L'éloignement de ce bureau constitue un handicap que l'on cherche à faire disparaître par un transfert en France. André Raffin est chargé de trouver des locaux. Il en trouve à La Tronche, quartier résidentiel de Grenoble. Ce bureau d'études travaille en liaison avec celui de la firme Dingler à Zweibrücken et avec tous les bureaux d'études des sociétés participant à la construction de la grande soufflerie et, bien entendu, avec les services du GRA, puis de l'ONERA, intéressés par la conception, la réalisation et le contrôle. La seule charge de travail concernant la grande soufflerie est écrasante. Les études des souffleries supersoniques et d'un banc d'essais de compresseur passent en seconde urgence. La documentation alors disponible en France ne constitue pas une base suffisante pour définir ces souffleries. Des études sont entreprises sur différents sujets. A partir d'avril 1947, les études exécutées à La Tronche sont suivies, de Châtillon, par Guy Fasso. Le premier plan d'ensemble du Centre est établi en mai. Les souffleries supersoniques sont évoquées, ainsi que le banc d'essais de compresseur. En 1953, le bureau d'études de La Tronche est dispersé et les ingénieurs répartis entre Châtillon et Modane.

La construction de S1MA s'échelonne de 1945, avec les premières reconnaissances sur le site, au 19 octobre 1950, date de la première rotation d'un des deux groupes turbine-ventilateur.

André Raffin est chargé de toutes les actions se déroulant à Modane. Il jouera un rôle primordial dans la construction et la mise en route de S1MA. A la mi-1945, les premiers wagons en provenance d'Ötztal arrivent à Modane, ville sinistrée à 90 % ! Le volume du matériel qui arrive d'Ötztal et de Zweibrücken saturant rapidement les aires de stockage disponibles à Modane, les trains sont bientôt dirigés sur Vénissieux, près de Lyon, et sur La Capuche, à côté de Grenoble.

L'organisation du chantier ne va pas sans difficultés, notamment en ce qui concerne l'alimentation en énergie électrique et eau potable. La société Dingler envisage l'envoi de six équipes échelonnées entre le 20 mars et le 1^{er} août 1947. Le personnel est complété par des ouvriers français embauchés par l'ONERA, sur contrat de la DTI (Direction technique et industrielle). En mars 1947, l'Etablissement de recherches de Modane est créé et placé sous la responsabilité de Marcel Pierre. La société Dumez est choisie pour exécuter les travaux de génie civil.

L'étude du sol est effectuée par la Direction des matériaux de l'ONERA (Marcel Mathieu, Arthur Iablokoff) et les sondages par la société Dumez.

Les terrassements concernent, en premier lieu, l'emprise de la voie ferrée, puis les différentes plates-formes. Ils sont exécutés sur plusieurs années.

Dans le cas où la roche n'est pas à faible profondeur, les fondations sont exécutées sur pieux. Celles des ventilateurs sont importantes, non seulement en raison des efforts (poids et poussée), mais également par suite des sollicitations dynamiques des rotors dues aux forces instationnaires aérodynamiques et au déséquilibre résiduel.

Au printemps 1947, la voie ferrée est posée et en mai le pont sur l'Arc est terminé. Le raccordement du chantier avec la SNCF permet l'arrivée massive d'éléments métalliques et de matériaux de chantier provenant de tous les lieux de stockage.

Les travaux s'étalent ainsi de 1946 à 1950, caractérisés par ces quelques chiffres : déblais : 275 000 m³ ; béton : 27 000 m³ ; coffrage bois : 63 000 m² ; fer à béton : 3 300 t ; poids du circuit et des chariots : 5 300 t ; soudures : 42 km de cordon, 40 t de baguettes ; surface de tôles peintes : 94 000 m² (30 t de peinture !).

Le 19 octobre 1950, la soufflerie est mise en marche.

La période de mise en route couvre quatre années, de 1950 à 1954. A cette dernière date, l'état d'avancement de la soufflerie est de 95 %.

La mise au point technologique ne soulève pas de difficultés particulières, notamment en ce qui concerne l'entraînement hydraulique des ventilateurs. Par contre, une rupture des pales se produit²⁰. Heureusement, des rechanges ont été prévues.

La mise au point aérodynamique est plus longue que prévu, car différents réglages interagissent, par exemple ceux des aubages des coudes. Pour mieux caractériser l'écoulement aérodynamique, des prises de pression statique sont réparties à la paroi de la soufflerie. Des peignes de prises de pression d'arrêt, placés dans l'écoulement, sont montés sur des supports profilés situés selon des diamètres ou des extrémités de diamètres.

En juillet 1953, l'organisation du centre évolue. Le service des Grandes souffleries de Modane-Avrieux (GSMA) est créé.

La préparation des premiers essais s'effectue dès que les services officiels et les constructeurs aéronautiques précisent les programmes et le choix des maquettes, pour des essais aérodynamiques ou des essais avec combustion : Caravelle ; moteurs à pistons ; turbopropulseurs ; turboréacteurs ; statoréacteur Arsenal ; avion Breguet M 960 ; déviateur de jet réel sur avion Vampire, pour la SNECMA ; etc.

Pour un fonctionnement correct en transsonique, la veine d'essais est améliorée par affinement de la loi des aires et introduction d'une faible porosité des parois pour éviter le blocage de l'écoulement à Mach 1²¹. Les dispositions envisagées sont préalablement testées dans la soufflerie « pilote » S3Ch de Meudon. A la fin de l'année 1955, Mach 1,02 est obtenu lors d'un essai effectué à l'aide de la demi-aile RAE (*Royal Aircraft Establishment*), sans blocage aérodynamique.

« La grande soufflerie de Modane-Avrieux est devenue transsonique ».

Description

La soufflerie S1MA (figures 15 et 16) frappe par ses dimensions. Elle est animée par deux ventilateurs contrarotatifs de 15 m de diamètre entraînés par des turbines hydrauliques. La vitesse peut varier de quelques mètres par seconde à Mach 1 environ. La pression génératrice est la pression atmosphérique, soit 0,9 bar (l'altitude est de 1 100 m environ). La température génératrice est ajustable par le taux d'échange d'air avec l'atmosphère jusqu'à plus de 50°C, ce qui permet d'éviter les problèmes de condensation de l'eau contenue dans l'air atmosphérique.

La soufflerie est bien adaptée aux essais d'éléments d'avions réels ou de maquettes et de systèmes propulsifs de grandes dimensions jusqu'au transsonique élevé.

Trois veines d'expériences interchangeableables sont utilisées :

- La veine n° 1 est équipée de 4 parois planes donnant une section rectangulaire à coins coupés de 6,74 m de largeur et de hauteur 6,27 m (section 40 m²) ou 6,85 m

²⁰ Il sera découvert que cet incident est lié à un sabotage des pales destinées à la soufflerie autrichienne, par des ouvriers français du travail obligatoire en Allemagne !

²¹ A l'origine, la soufflerie était prévue pour $M = 0,7$. A la fin des années 1950, l'ONERA a modifié le chariot n° 1 pour atteindre $M > 1$ avec des fentes et des remplissages adaptables (loi des aires). C'est peut-être ce qui explique la fatigue des ventilateurs et les casses (années 1980). Le remplacement des ventilateurs est prévu.

(section 42,6 m², avec plancher surbaissé pour essais à la paroi). Elle est dotée de quatre fentes assurant une perméabilité de 1,7 %.

Ses équipements comprennent :

- . Un support tripode²² pour montages en dard avec variation d'incidence de 45° et de dérapage de - 10° à + 10°. De très nombreux dards supports permettent diverses configurations de montage (dard droit, dard en Z, dard dérive).

- . Une interface permettant le montage d'un support au plancher (possibilité d'essais de largages et de simulation de trajectoires avec dispositif d'animation de charges captives).

- . Un plancher avec tourelle et balance à 6 composantes pour essais à la paroi.

- La veine n° 2 (figure 17), utilisée pour des essais à basse vitesse et qui sera transformée ultérieurement (2000) en veine transsonique. Elle peut être équipée d'un plancher, avec tourelle. Un dispositif à plusieurs degrés de liberté motorisés est utilisable pour les essais de mécanique du vol avec un plancher comportant un soufflage de couche limite. Une version particulière de ce dispositif est adaptée aux essais d'effet de sol de maquettes comportant éventuellement une simulation de la motorisation.

- La veine n° 3 est utilisée dès l'origine pour les essais de moteurs réels (elle dispose d'un banc d'alimentation en kérosène), les essais de rotor d'hélicoptère ou de convertibles (nouveau banc d'essai avec entraînement par moteur électrique jusqu'à une puissance de 500 kW), et les essais d'hélice (entraînement par deux moteurs Turmo, puissance 850 kW).

Le nouveau banc d'essai de rotor, qualifié fin 1987, remplace le banc en service depuis 1967. Il permet les essais de rotor d'hélicoptère, ou d'hélice de convertibles, jusqu'à 5 m de diamètre pendant les différentes phases du vol. Le basculement de l'axe du rotor est possible de - 95° à + 25° par rapport à la verticale. La rigidité du banc a été étudiée pour éviter les problèmes dynamiques. La tête basculante est équipée d'une balance à six composantes et d'un collecteur tournant de 150 pistes, y compris des pistes puissance d'alimentation de dégivreurs. Une alimentation du rotor en air comprimé est possible (volets fluides). La sécurité de ce banc est assurée par une surveillance permanente et un secours électrique complet en cas de défaillance de l'alimentation normale du moteur.

Le banc d'essai d'hélices existant, entraîné par deux moteurs Turmo, délivre jusqu'à 850 kW et permet des essais d'hélices réelles ou à grande échelle instrumentées, jusqu'en transsonique. Plusieurs nouveaux bancs d'hélices sont prévus. Le chariot 3 peut également recevoir des bancs d'essais d'hélices rapides à plus petite échelle, simples ou contrarotatives, avec motorisation par air comprimé. Un revêtement acoustique des parois est utilisable jusqu'à 150 m/s et l'étude d'un revêtement capable du transsonique est effectuée²³. Les méthodes et moyens de la Division acoustique de la Direction de la physique sont utilisés pour la qualification du champ acoustique autour des maquettes, avec ou sans parois spéciales.

Un mât support, avec tête d'incidence et dérapage, monté au plancher, est utilisé pour les essais de largage de charges sous avion. Pour les essais de trajectoire captive avec dispositif d'animation à 6 degrés de liberté, un mât tripode est utilisé.

²² Non prévu initialement pour la soufflerie autrichienne et conçu ultérieurement (dans les années 1960) par Guy Fasso de l'ONERA.

²³ Il sera réalisé à la fin des années 1990.

Les parois du chariot comportent plusieurs trappes transparentes permettant de loger projecteurs et caméras à grande vitesse nécessaires à la cinématographie des charges larguées.

Des dispositifs spéciaux permettent l'exécution d'essais divers, tels que : essais de prises d'air, largage de verrière, ouverture de parachute, essais aux intempéries, pluie, givrage quand les conditions atmosphériques le permettent (température inférieure à -20°C, soit environ un mois par an).

Plusieurs dispositifs d'essais banalisés sont utilisables dans S1MA : dispositif de sondage d'écoulement externe à 4 degrés de liberté, mât vertical à chariot motorisé, dispositif de trajectoires captives, dispositif de stabilité dynamique, dispositif de sondage de prise d'air.

De nombreuses techniques de visualisation sont mises en œuvre : visualisations de transition par acénaphène ou thermovision infrarouge, visualisations pariétales par fils, bouillies et fluides colorés, visualisation du champ par fumées, PSP (*Pressure Sensitive Paint*, peinture sensible à la pression), etc.

Plusieurs techniques de mesure des déformations sont utilisables : capteurs optiques de déplacement, torsiomètre à lumière polarisée et, plus tard (2000), restitution stéréographique à partir de caméras CCD.

Les chariots sont raccordables aux réseaux de distribution d'air comprimé à 9 bar, et 64 bar avec débit maximum de 16 kg/s (essais de motorisation avec simulateurs de réacteurs ou banc d'hélice à échelle réduite). Une extension du réseau d'air 200 bar (maxi 15 kg/s) vers S1MA est ensuite réalisée.

La chaîne d'acquisition de mesures²⁴ comprend une dotation de base d'une centaine de voies pouvant être renforcée en cas de besoin, et à laquelle peuvent être associés des moyens d'acquisition banalisés spécifiques : essais instationnaires conventionnels ou avec PCM (*Pulse Code Modulation*), analyseur Fourier, utilisation des fils et films chauds, etc. Les systèmes de sous-commutation des pressions (scanivalves mécaniques et PSI²⁵ électroniques) sont couramment utilisés. Le traitement des informations est réalisé en temps réel par un ordinateur VAX 782 réservé à la soufflerie.

Exploitation

L'exploitation industrielle de la soufflerie S1MA débute en 1954.

Les essais au profit des *avions militaires* 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) (figure 18), le fuselage du cargo Transall (1960), le Mirage IV pour la visibilité à travers le pare-brise par temps de pluie (1963)

²⁴ Les moyens de mesure ont fait des progrès considérables. Encore en 1964, des multimanomètres à mercure photographiés sont utilisés. Puis viennent les enregistreurs graphiques à élévation. Puis la numérisation de ces enregistreurs et les premiers rubans perforés (Facit) permettent le traitement informatique à Châtillon ou chez IBM Paris. Enfin ce sont les amplificateurs et les multiplexeurs électroniques, en passant par l'étape figeage des mesures simultanément avec des relais électromécaniques. Les commutateurs de pression électromécaniques Solartron puis Scanivalve ont à présent fait place aux commutateurs électroniques PSI.

²⁵ PSI, marque américaine de multicapteurs électroniques. L'ONERA a collaboré avec PSI pour être le premier à introduire ces capteurs en Europe.

(figure 19), l'adaptation des moteurs de sustentation Rolls-Royce RB162 au Mirage III V à décollage vertical (1964) (figure 20), l'hypersustentation du Breguet Jaguar (1967) et du Mirage G (1968), le Super Mirage (1975), l'Alphajet (1975), le Mirage 2000 à forte incidence (45°) sur le nouveau montage en dard (1977) (figure 21), le Rafale²⁶.

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 (1955), Fouga CM170 (figure 22), Aquilon, Vautour, Trident, Alizé, Etendard IV, Mirage IV ; ou encore à la tenue des casques des pilotes après largage (1966). Comme signalé plus haut, depuis 1994 la soufflerie S1MA est équipée (comme S2MA depuis 1976) d'un Système de trajectographie captive (STC) à six degrés de liberté permettant les essais de séparation de charges tirées ou larguées depuis un avion porteur (par exemple : tir de missile Apache ou Mica sous Mirage 2000).

Pour les *avions civils*, des essais sont effectués pour la Caravelle (1957), le Mystère 20 (1964), le Concorde sur une demi-maquette au 1/6^{ème} (10 m de long, 2 m de demi-envergure) réalisée par la BAC (*British Aircraft Corporation*) pour des mesures à grande incidence (1969), l'Airbus A300, le Mercure au décollage (1972, figure 23 ; 1973 ; 1977), le Falcon 50 (1977), le Falcon 20X (1979) (figure 24), le Falcon 900, l'A320²⁷, l'A340 (figure 25), un projet d'avion de transport régional dans le cadre du programme de recherche européen GEMINI (figure 26). La soufflerie S1MA permet l'essai de grandes maquettes d'avions motorisées avec des turbines alimentées à l'air comprimé (dispositif TPS, *Turbo Powered Simulator*, sans ou avec²⁸ réverse) (Jean-Paul Bècle).

La soufflerie S1MA permet d'effectuer des *essais aéroélastiques* 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) ou pour l'empennage du Jodel (1966).

Des *hélices* classiques de différents modèles sont également passées en soufflerie : Ratier, Astazou, Potez, Nord 262, Nord 262 MH, Breguet 941 (1967).

Un dispositif d'essais de *rotors* de 4 m de diamètre est disponible à partir de 1964 et permet notamment d'effectuer des essais de rotors de l'Aérospatiale pour hélicoptères (1968, figure 27 ; 1970 ; 1977) et convertibles (1976).

Plusieurs *engins* ou *missiles* sont également essayés dans S1MA : l'engin cible SFECMAS CT20 équipé d'un turboréacteur Marboré (1954), l'engin SA 4500 équipé de son réacteur (1958), le Malafon (1959), la cible Emir portée par l'engin Aérospatiale CT20 (1971), l'engin Matra Tesco Otomat équipé de son réacteur (1971), l'engin de reconnaissance Aérospatiale R20 avec son réacteur (1971), le

²⁶ Voir le document *Etudes et recherches*, Partie III, Chapitre 1, Fig. 22.

²⁷ Voir le document *Etudes et recherches*, Partie III, Chapitre 1, Fig. 33.

²⁸ en basse vitesse et avec effet de sol.

missile Aerospatiale Exocet (1974) (figure 28), l'AM39 de l'Aérospatiale, le missile Apache²⁹.

D'autres essais sont effectués pour des lance-roquettes (1961), des ogives SEREB avec parachute de récupération (1961), des bombes réelles (1961).

Certains essais concernent la *propulsion* : propulseur composite SFECMAS³⁰ turbo-stato (1954), combiné turbo-stato du Griffon (1956) (figure 29), groupe moteur SIPA 1100, turboréacteur ATAR de l'avion SNECMA Coléoptère à décollage vertical (1959), hélices contrarotatives du turboréacteur à hélices rapides (THR) de la SNECMA, avec coopération de General Electric (figure 30).

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 Concorde³¹, l'aile de l'avion VC 10 (1962), le radôme réel du Transall de Nord-Aviation (1967), le Corvette (1973), des rotors de l'Aérospatiale (1974), l'ATR 72 (figure 31). Des études plus fondamentales portent sur le givrage à échelle réduite (1968), la comparaison des formes de givre obtenues par le calcul et les essais (1976), etc.

Parmi les essais effectués pour l'*étranger*, citons ceux concernant le Fiat G91 (1961), le Concorde (maquette au 1/30^{ème} du RAE) (1965), le Convertible de Boeing (rotor de 4 m de diamètre) (1968, 1969, 1972), la maquette MBB (*Messerschmitt-Bölkow-Blohm*) pour étude à grande incidence³², etc.

Des essais ont un caractère marqué de *recherche de base* ou appliquée, comme par exemple ceux concernant l'efficacité d'ailerons en transsonique (1959), l'étude des jets liée aux applications ADAV (Avion à décollage et atterrissage verticaux) (1965), ou l'aérodynamique des avions de combat en transsonique en régime de tremblement (*buffeting*).

Enfin, au titre de la *diversification* signalons quelques essais effectués hors du secteur aérospatial : pantographe SNCF (1955, 1982), voilier de compétition transatlantique Manureva d'Alain Colas (1975), réduction de la traînée des skieurs de compétition (1975).

Conclusion

Conçue pour créer un écoulement à des vitesses allant de quelques mètres par seconde jusqu'à près de Mach 1, dans une section de veine de 8 mètres de diamètre, la soufflerie S1MA présente des *caractéristiques uniques au monde*. Constamment améliorée, notamment par la constitution de trois veines interchangeables, optimisées pour des essais de types différents, et par l'installation de dispositifs de mesure de grande précision, la soufflerie S1MA a acquis une renommée mondiale qui lui a attiré des clients de tous pays, tant en ce qui concerne les avions, les hélicoptères, les moteurs que les missiles et les lanceurs spatiaux. La fidélité des essais, la précision des mesures et la confidentialité garantie grâce à la

²⁹ Voir le document *Etudes et recherches*, Partie III, Chapitre 3, Fig. 98.

³⁰ Société française pour l'étude et la construction de matériels aéronautiques et spatiaux.

³¹ Voir le document *Etudes et recherches*, Partie III, Chapitre 1, Fig. 50.

³² Voir le document *Etudes et recherches*, Partie III, Chapitre 1, Fig. 26.

conception des veines et de leurs moyens d'exploitation, sont autant de qualités très appréciées des utilisateurs.

1.3.3 - Soufflerie S2MA

Historique

La soufflerie S2MA, continue, sub-, trans-, et supersonique est évoquée pour la première fois lors de la séance du Conseil d'administration de l'ONERA du 11 octobre 1946, sous la dénomination M2 (Modane, Mach 2). Pour sa définition, deux équipements principaux dominent : le compresseur et la tuyère. En 1946, la puissance est limitée à 100 000 CV.

En 1947, un projet de veine de 3 m x 3 m permet d'atteindre au plus Mach 2,2, ce qui est jugé insuffisant par certains membres du Conseil scientifique comme Joseph Pérès, Maurice Roy et Lucien Malavard. La puissance de 115 000 CV dépassant la limite admise, la section est ramenée à 2,80 m, puis à 2,70 m pour augmenter le Mach jusqu'à 3. On hésite entre un seul compresseur de 100 000 CV et deux compresseurs de 50 000 CV chacun, montés en parallèle.

En 1950, la possibilité d'essais avec combustion est demandée par Jean Surugue, ce qui sera abandonné en 1952.

En 1951, on s'interroge sur l'utilisation de tuyères interchangeable ou d'une tuyère déformable. Roland Willaume effectue à cette occasion une mission aux Etats-Unis.

En 1952 débute l'installation du chantier et l'IG Paul Mazer, alors Directeur technique et industriel de l'aéronautique, joue un rôle déterminant pour garantir la continuité du financement du programme. Finalement, on s'oriente vers l'utilisation de deux veines, l'une transsonique avec des parties supérieure et inférieure fixes, l'autre supersonique avec une tuyère comportant une partie supérieure fixe et une partie inférieure mobile longitudinalement (bloc coulissant) pour obtenir une variation continue du Mach, comme dans une soufflerie analogue de la NASA. Les deux veines, montées sur un même bâti, s'insèrent alternativement dans le circuit aérodynamique. La veine transsonique comporte, à l'amont, deux parois déformables symétriquement fixant le nombre de Mach. La veine est équipée de parois perméables pour éviter le blocage de l'écoulement.

Pour la construction, les marchés sont passés, après appels d'offres, à Rateau pour le compresseur (1953), au groupement Ossude pour les travaux de génie civil (1955) et, en 1956, à Schneider pour la partie métallique centrale de la soufflerie et à Dingler pour le réfrigérant.

La première rotation a lieu le 10 avril 1961, suivie de l'inauguration le 21 avril.

Description

La soufflerie S2MA (figure 32) est entraînée par un compresseur de 57 MW à 16 étages, mû par quatre turbines Pelton. Le refroidissement est assuré par un échangeur à eau, placé dans le circuit aérodynamique juste à l'aval du compresseur.

Deux veines d'essai rectangulaires, interchangeables par déplacement latéral, sont installées dans une enveloppe étanche :

- la veine transsonique (1,75 m x 1,77 m), à parois pleines ou perforées (nombre de Mach de 0,1 à 1,3) ;

- la veine supersonique (1,75 m x 1,93 m). La variation du nombre de Mach de 1,5 à 3,1 s'obtient par la translation longitudinale du bloc inférieur de la tuyère asymétrique. La pression génératrice peut varier de 0,15 bar jusqu'à une valeur maximale, variable avec le nombre de Mach. Les temps de vidange du circuit sont réduits, grâce à l'utilisation d'extracteurs à effet de trompe ajoutés dans les années 1960 et alimentés par les machines de pressurisation.

Les équipements de la soufflerie comprennent :

- un secteur porte-dard télécommandé en incidence et rotation (incidence $\pm 12,5$ degrés, rotation ± 360 degrés) compatible avec une portance au centre de la veine de 24 000 N et un couple de roulis de 2 000 Nm.

De nombreux dards permettant une conception modulaire des montages sont utilisables. Plusieurs supports motorisés associés à ces dards augmentent le domaine d'incidence-dérivage réalisable :

- un dard à coude variable centré au centre de la veine (coude - 10 à + 25 degrés, capacité en portance 14 000 N), pouvant recevoir une tête de roulis motorisée sur 360° (couple 120 Nm) ; il a été créé pour augmenter le domaine d'incidence et de dérivage jusqu'à 40°, pour le Mirage 2000 ;

- un ensemble de dards déportés à coudes fixes et roulis motorisé (600 Nm) supportant 24 000 N, constituant un ensemble modulaire capable globalement avec le secteur, de 33° d'incidence et 15° de dérivage ;

- une tourelle de paroi (rotation ± 180 degrés) pouvant notamment recevoir l'une des balances de paroi avec traversée d'air comprimé (essai motorisé de 1/2 maquette à la paroi) ou un support d'essai d'arrière-corps.

Plusieurs dispositifs d'essais particuliers sont utilisables dans S2MA : dispositif d'animation de charges captives pour étude de trajectoires sous avion ou de sondage d'écoulement, dont les 6 degrés de liberté sont animés par ordinateur (1976), dispositif de mesure des coefficients de stabilité dynamique par oscillations forcées, etc.

Les dispositifs d'essais, secteur porte-dard et montage à la paroi, sont raccordables aux réseaux d'air comprimé 9 bar, 64 bar (simulation de jets, air moteur pour la simulation des motorisations) et 150 bar (maxi 15 kg/s).

La soufflerie S2MA est équipée d'un dispositif d'ombroscopie. De nombreuses autres techniques de visualisation sont utilisées telles les visualisations de transition par acénaphène ou thermovision infrarouge, les visualisations pariétales par bouillies et fluides colorés.

La chaîne d'acquisition de mesures comprend une dotation de base de 80 voies pouvant être renforcée en cas de besoin et à laquelle peuvent être associés des moyens d'acquisition banalisés spécifiques : essais instationnaires conventionnels ou avec PCM, analyseur Fourier, utilisation des fils et films chauds, etc. Les systèmes de sous-commutation des pressions (scanivalve et PSI) sont couramment utilisés. Comme à S1MA, le traitement des informations est réalisé en temps réel par un ordinateur VAX 782, réservé à la soufflerie.

Exploitation

Après une période de rodage en 1963, qui donne lieu cependant à quelques essais significatifs, l'exploitation industrielle de la soufflerie S2MA débute en 1964. Les essais sont le plus souvent aérodynamiques, mais également *aéroélastiques* en liaison avec la Direction des structures (OR) (figure 33). Les maquettes *aéroélastiquement* semblables, réalisées sous maîtrise d'œuvre du constructeur, sont fabriquées la plupart du temps par l'IMFL (Marc Deschamps, Francis Dupriez).

Les essais au bénéfice des *avions militaires* concernent ainsi 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-Rafale³³ (1984-1987). Nombreux sont les essais avec charges (missiles, réservoirs), très souvent alors *aéroélastiques* (figure 34). En 1975 est effectuée une importante comparaison vol-soufflerie des résultats pour le Mirage III (Jean-Michel Duc, Jacques Lerat).

Pour les *avions civils*, de nombreux essais intéressent le TSS/Concorde³⁴ (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 (figure 35) (1969-1990) et, évidemment, les Airbus A300, A310 (figure 36), A300-600 et A340 (1971-1986). En 1990, des essais sont effectués pour le compte de la Direction des structures (OR), dans le cadre de l'opération DYVAS (Dynamique vibratoire de l'avion souple) en collaboration avec l'Aérospatiale, MBB et le DLR, pour créer une banque de données sur les phénomènes de tremblement, de flottement et sur l'efficacité des gouvernes « rapides » dans l'optique du CCV/CAG (Contrôle actif généralisé).

C'est à S2MA que l'ONERA développe la technique des simulateurs de réacteurs (Jean-Paul Bècle), ultérieurement utilisée à S1MA et F1 (et, plus récemment, à CEPRA19). Les bancs d'étalonnage de ces simulateurs sont créés dans le caisson S4B (voir plus loin, au § 1.3.6), ce qui permet une précision unique et difficilement crédible pour les américains pourtant à l'origine de ces premiers simulateurs. Avant ces TPS (*Turbo Powered Simulators*) – devenus SDR (Simulateurs de réacteurs) lorsqu'ils sont fabriqués en France, avec l'aide de l'ONERA pour les calculs (Georges Meauzé) – des techniques de simulation des entrées d'air et de jets par air comprimé avaient déjà été développées à S2MA.

D'autres essais concernent les *missiles* : Matra R536, Sud-Aviation Bélier (1963), Nord-Aviation SABA, Matra AS 37, MD 620 (1964), NS10 et X422 de Sud-Aviation (1965), Sistel (1971), Matra 550, Crotale, sol-air Matra, corps de rentrée (1974), ASMP (1975), Matra V4 (1976), Roland (1983), ASTER (1987) (figure 37). Deux séries d'essais sont à noter plus particulièrement car ils concernent les fusées-sondes de l'ONERA : Titus (1966), dans le cadre de l'opération menée en liaison avec le CNES pour l'observation d'une éclipse de soleil en Argentine, et Tibère (1968) dans le cadre de l'opération Electre (plasmas de rentrée). La mise en service

³³ Voir le document *Etudes et recherches*, Partie III, Chapitre 1, Fig. 22.

³⁴ Voir le document *Etudes et recherches*, Partie III, Chapitre 1, Fig. 50.

en 1976 du dispositif à six degrés de liberté, déjà cité, destiné à l'étude des trajectoires des charges larguées sous avion et remplaçant l'ancien support motorisé à un degré de liberté, facilite notamment l'analyse de la séparation des missiles lors des tirs (figure 38).

Certains essais concernent les *lanceurs* Ariane (1975,1976), Ariane 3 (1981) (figure 39), Ariane 4 (1984), puis le composite Ariane 5-Hermès pour tester son comportement aéroélastique.

Quelques essais sont effectués au profit de l'*étranger*: HFB 320 (1965), Boeing SST (1973), Lockheed T33 (1976).

Enfin, il faut mentionner l'important effort de comparaison des résultats obtenus dans plusieurs souffleries françaises et étrangères sur des *maquettes étalons* (1971), dont les ailes étalons M5 (1972) et M6 (1973) (Bernard Monnerie, Volker Schmitt).

1.3.4 - Soufflerie S3MA

Description

La soufflerie transsonique et supersonique à rafales S3MA (figures 40 et 41), est alimentée à partir du stockage d'air comprimé du Centre (de 500 à 5 500 m³ d'air sous une pression de 9 bar) avec décharge, selon les conditions d'essais, soit à l'atmosphère, soit dans des sphères à vide. La durée utile des rafales varie d'une dizaine de secondes à une dizaine de minutes. Un réchauffeur électrique permet des variations de la température génératrice (330 à 530 K).

Elle comporte plusieurs veines d'essai interchangeables et principalement :

- une veine subsonique et transsonique, $h = 0,78$ m, $l = 0,56$ m, à parois pleines ou perforées, $M = 0,1$ à $1,3$;
- une veine subsonique et transsonique à parois perforées, de même section, pour essais de profils en courant plan ;
- une veine supersonique, $h = 0,80$ m, $l = 0,76$ m, avec des tuyères symétriques à blocs fixes $M = 2$, $M = 3,4$, $M = 4,5$, $M = 5,5$ et une tuyère à Mach variable de $M = 1,7$ à $M = 3,8$, créée dans les années 1980.

La pression génératrice maximale est de 4 bar pour les veines transsoniques, de 4 à 7,5 bar pour la veine supersonique ; avec échappement sous vide, la pression génératrice minimale varie de 0,2 à 1,4 bar selon le nombre de Mach.

Les équipements comprennent :

- un secteur porte-dard télécommandé (incidence ± 12 degrés) pouvant recevoir une motorisation complémentaire en roulis (120 mN) ;
- de nombreux dards, et en particulier un dispositif à coude variable motorisé permettant les essais à très grandes incidences (jusqu'à 90°), qui se montent sur le porte-dard ;
- un montage pour essai de maquettes à la paroi, avec tourelle motorisée, balance de paroi et traversée d'air comprimé, plaque de garde ;
- la possibilité de montages sur mâts au plancher ;
- une installation pour essais d'érosion à la pluie (jusqu'à Mach 0,83).

La soufflerie est desservie par les réseaux d'air 9 bar, 64 bar et 150 bar (simulation de jets).

Un banc optique, placé de part et d'autre de la veine d'essai, permet les visualisations par ombroscopie et strioscopie (champ 800 mm, 300 mm dans la veine courant plan). L'enregistrement est fait sous forme de vidéo rapide, photographies ou films. Un banc ONERA de vélocimétrie laser 2D est utilisable.

De nombreuses techniques de visualisation sont utilisées, telles les visualisations de transition par acénaphène, les visualisations pariétales par huile et pigments colorés. Plusieurs moyens vidéo ou cinématographie rapide sont employés (tirs, restitution de trajectoire).

La chaîne de mesure comprend une dotation de base de plus de 80 voies pouvant être renforcée en cas de besoin, et à laquelle sont associés suivant les essais des moyens d'acquisition particuliers. Comme dans toutes les grandes souffleries de l'ONERA, le traitement des informations est effectué en temps réel.

La soufflerie S3MA est caractérisée par une grande souplesse d'utilisation, en raison de l'accès commode et rapide aux maquettes par une porte motorisée occupant tout le côté de la veine d'essai. L'interchangeabilité des tuyères est également rapide. C'est à S3MA que sont testés et mis en service, avant d'autres installations, les systèmes automatiques de maîtrise des motorisations (installation et maquettes) et des traitements de mesures.

Exploitation

Après une période de mise au point comportant quelques essais en 1959 et 1960, l'exploitation débute véritablement en 1961.

Parmi les essais concernant les *avions militaires*, citons ceux effectués sur maquettes du Mirage IVA et du Mirage IV (1961), du Mirage IIIG à géométrie variable (1967) et sur la maquette BB Rapace (1982) dans le cadre des recherches pour 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 (1968) sous Mirage IIIC, engin AS30 sous Jaguar (1969) (figure 42), missile Matra Super 530 sous Mirage 2000 (1977).

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

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, puis par divers essais en 1963, par l'étude de la stabilité dynamique à Mach 2 (1965) et par celle du transfert de chaleur par visualisation pariétale en 1966. De très nombreuses campagnes d'essais ont lieu sur la maquette du Concorde au 1/75^{ème}.

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

Dans le domaine de la *propulsion*, des essais concernent les inverseurs de poussée des réacteurs à double flux de la SNECMA.

Mais les essais les plus nombreux sont relatifs aux *engins et missiles tactiques*, par exemple le CT41 de Nord-Aviation pour des essais de spoilers (1959) et de largage de chariot (1959) ; les engins Matra 511 et 530, Nord-Aviation 5103 et 5401, Sidewinder, seuls puis placés sous Mirage III, IIIC et IIIE, Etendard IV et IVN, Mirage IV et IVB (1961) ; les engins Matra 536 (1963) et AS37 (1964) ; une partie de l'engin SABA (1964) ; le demi-empennage réel de l'engin MD620, pour des essais de flottement (1964) ; l'engin Latécoère Véronique avec freins déployés (1965) ; l'engin Latécoère 400 (1967) ; le largage des coiffes de l'engin Matra R638 (1967) ; l'engin NS20 (1968) ; la forme des aérofreins de la pointe avant de l'engin Atlas (1970) ; l'engin Matra Super 530 pour l'étude de l'échauffement cinétique à l'aide de peintures thermosensibles (1973) ; le statoréacteur à combustible solide et accélérateur intégré (1974) ; les deux maquettes (respectivement à 4 et 2 prises d'air) de missile probatoire à statofusée (1977) ; le carénage du missile Roland (1980) ; un missile piloté par jets (1981) ; des obus, dans le cadre de l'étude sur la propulsion additionnelle (1981, 1992) ; différentes configuration de missile de croisière (1981) ; le missile HOT (1982) ; le missile ACMP (Anti-char moyenne portée) (1984) ; une demi-maquette échelle grandeur de l'engin MLRS (*Multiple Launch Rocket System*, à sous-munitions) (1984), d'autres essais ont lieu en 1990 et 1991 ; la maquette FIACRE (Faisabilité et intérêt aérodynamique du concept récent d'engin) (1986) ; coiffes de missiles avec pare-vent pour réduire la traînée (1987) ; missile SACP³⁵ 2000 (1989) ; un missile grande vitesse propulsé par statoréacteur (1989) ; le missile ASTER (1990) ; le missile MPSR2, ONERA-Matra (Missile probatoire à stato-fusée rustique 2^{ème} génération) (1991) (figure 43).

Les essais dans le domaine des *missiles balistiques* portent sur la séparation d'étages de SSBS (1966), la combustion au culot du missile Aérospatiale M4 (1986), les corps de rentrée (1962, 1971).

L'*espace* donne également lieu à divers essais. Pour les *lanceurs*, citons : le largage de demi-coiffes protectrices du satellite Topaze, pour la SEREB (1963) ; la mesure des caractéristiques aérodynamiques globales d'Ariane muni de toutes ses protubérances (1976) ; le largage des propulseurs à liquide (PAL) d'Ariane 4 (1984) ; les essais sur le lanceur brésilien VLS (1988) ; la séparation des propulseurs de l'étage d'accélérateurs à poudre (EAP) d'Ariane 5 (1992).

Pour les *véhicules de rentrée*, les essais pour l'ESRO sur maquette de corps de rentrée cylindriques en utilisant la technique du tir à contre courant (1971) ; le montage simulant une tuile du revêtement d'Hermès (1988).

Certains essais relèvent davantage de *recherches et études*. En 1970, trois maquettes homothétiques M1, M2, M3 sont essayées à Mach 0,84 pour évaluer l'effet d'obstruction de la veine. En 1974, l'échauffement cinétique est étudié sur des sphères à l'aide de peintures thermosensibles et cette même année voit la première utilisation de la vélocimétrie laser dans une soufflerie industrielle. En 1976, une recherche expérimentale est conduite avec Lockheed sur le contrôle du décollement

³⁵ Sol-air, courte portée.

en transsonique à grande incidence et l'effet favorable d'un soufflage est mis en évidence.

En vue d'applications CCV/CAG, des essais sont effectués sur un profil d'aile avec gouverne battante (1976), un profil avec volet et spoiler (1980), et le profil RA16SC1 avec spoiler fixe d'extrados et volet de bord de fuite oscillant (1984). En 1981, des résultats d'essais concernant le profil CAST 7 sont comparés avec ceux obtenus dans la soufflerie cryogénique T2 du CERT/DERAT dans le cadre du GARTEur.

En 1984, une nouvelle tuyère à Mach variable de 1,65 à 3,80 est mise en service. En 1992, la soufflerie permet l'étude de la dégradation des images reçues par un équipement optronique à travers un écoulement aérodynamique. Des essais sur les profils supercritiques et les profils pour pales d'hélicoptères sont également à signaler.

Enfin, au titre de la *diversification*, il faut citer les essais effectués hors du secteur aérospatial concernant la stabilité aéroélastique du pont de Saint-Nazaire à Saint-Brévin (1973), des ponts mexicains de Tampico et de Coat-Zacoalcos (1981), et du Pont de Normandie (1987).

1.3.5 - Soufflerie S4MA

Historique

L'exploration du domaine hypersonique est envisagée dès le projet initial du CMA. Dans une première proposition de 1947, il est question de couvrir l'hypersonique et le supersonique avec la même installation, nommée M8. Cinq compresseurs seraient entraînés par des turbines hydrauliques Pelton. Trois circuits seraient branchés en parallèle.

En 1948, S4 se substitue à M8. Il est alors question de détendre l'air atmosphérique dans un réservoir dans lequel on a fait le vide.

Vers 1956, S4 est différé au profit des souffleries de recherche de Chalais-Meudon (Pierre Carrière), mais les réflexions se poursuivent. Pour ne pas avoir une température trop basse après détente, il faut chauffer préalablement l'air. Le chauffage électrique direct conduirait à de trop petites installations. Le chauffage par accumulation utilisant des métaux limiterait la température génératrice à environ 450°C. L'utilisation d'une masse réfractaire, comme le préconise Hugues de l'Estoile après enquête aux Etats-Unis (NASA Langley et Ames) permet d'aller jusqu'à environ 1 900°C. Mais l'utilisation de billes de zirconium présentant des risques, comme le montre un accident survenu aux Etats-Unis en 1962, il leur est donc préféré des billes d'alumine qui permettent d'atteindre 1 600°C. Il reste prudent d'installer la soufflerie en galerie. Les problèmes les plus délicats concernent le réchauffeur et la vanne à ouverture rapide. Les rafales doivent pouvoir se succéder à une heure d'intervalle, dans une journée de huit heures. Dans l'année, quelque 800 rafales doivent pouvoir être exécutées.

La construction démarre en 1963. La pièce maîtresse est le réchauffeur, réservoir cylindrique de 1,90 m de diamètre et 9 m de haut, qui contient sur 3 m de hauteur 11 t de billes d'alumine de 19 mm de diamètre.

Après une période de mise en route et de premiers essais en 1969, l'exploitation commence véritablement en 1970, avec la tuyère $M = 6,4$.

Description

La soufflerie hypersonique à rafales S4MA (figures 44 et 45) est alimentée à partir du stockage d'air comprimé haute pression du Centre (29 m³ sous une pression de 270 ou 400 bar), avec éjection soit à l'atmosphère, soit dans des sphères à vide (3 000 ou 4 000 m³). Le réchauffeur peut être porté à une température maximale de 1 850 K par combustion de propane. L'air sortant du réchauffeur est filtré à 10 micromètres en amont de la tuyère. Au début, la soufflerie ne possède qu'une tuyère Mach 6,4, de diamètre de sortie 0,68 m, refroidie par eau. L'équipement est complété, en 1989, par deux tuyères supplémentaires, Mach 10 et 12 (diamètre de sortie 1 m environ). La pression génératrice maximale pour M = 6,4 est de 40 bar ; elle est de 150 bar pour les tuyères à Mach supérieur.

Le caisson d'essai, de forme cubique, de 3 m de côté, est équipé d'une table de mise en incidence (± 15 degrés, vitesse de 2 à 5,5 degrés/seconde) et dérapage (± 50 degrés, vitesse de 2,8 à 11 degrés/seconde).

Un dispositif d'introduction rapide permet de soustraire la maquette aux effets d'amorçage et de désamorçage.

Une chaîne d'acquisition de mesures de 40 voies, avec possibilité d'extension par les moyens banalisés du centre, est associée à la soufflerie S4. Cette chaîne est reliée au VAX 750 des installations à rafales.

Les installations de S4MA sont aussi utilisées comme générateur de gaz chauds pour l'alimentation des prises d'air de statoréacteurs.

Exploitation

L'exploitation de la soufflerie S4 débute en 1970. Après un premier essai sur l'engin VERAS (Véhicule expérimental de recherches aérodynamiques et structurales) de Nord-Aviation, soutenu par la DRME, la soufflerie est essentiellement utilisée pendant plus de dix ans comme *générateur de gaz chauds* pour des essais de statoréacteurs.

Les essais sur le statoréacteur hypersonique ESOPE (Roger Marguet, Charles Huet) se font en deux séries (1970, 1972).

Le projet de missile SCORPION (à statoréacteur à 4 prises d'air latérales (Jean Trichard, Gérard Laruelle), soutenu par le CPE, donne lieu à des essais en 1973.

En 1979, l'ONERA propose à la DTEn le concept de missile statofusée à combustible solide et à accélérateur intégré, à quatre prises d'air latérales, pouvant voler à Mach 2 et à basse altitude (Roger Marguet, Philippe Cazin). Un essai de synthèse a lieu en 1975 dans S4MA, qui a dû être adaptée à ce type d'expérimentation. En 1976, les entrées d'air sont essayées à Mach 2, un second essai de synthèse est effectué et un tir réussi a lieu au CEL. En 1978, un nouvel essai a lieu dans S4MA sur une maquette pilotée.

Deux autres statofusées sont également essayés. Une maquette de l'Aérospatiale à quatre prises d'air biconiques, à statoréacteur à kérosène, est essayée avec un accélérateur alimenté avec de l'azote (1977), puis avec un accélérateur à poudre (1978). Une maquette de Matra à une prise d'air de révolution, à l'échelle 1/2, donne lieu à trois rafales en 1978.

En 1978, le STET demande l'extension des performances de S4MA pour mettre à disposition de l'Aérospatiale une installation capable de réaliser des essais de

transition et de combustion sur des éléments à échelle grandeur du missile ASMP (Air-sol moyenne portée) dont les essais s'étalent de 1979 à 1985 (figure 46).

En 1982 a lieu un essai de synthèse du SIMS (Statoréacteur intégré modulable solide) avec la SNPE, avec simulation de trajectoires « bas-haut-bas ».

Outre ces essais sur les statoréacteurs, quelques essais font appel à S4MA comme véritable *soufflerie hypersonique*³⁶. En 1973, a lieu l'essai d'une tête de rentrée Thesa. En 1973 et 1976, la soufflerie sert à l'étude de la tenue du matériau des radômes d'engins en silice vitreuse refrittée, dans un écoulement à haute enthalpie (25 bar, 1 650 K), en liaison avec les essais faits au four solaire d'Odeillo.

Vers le milieu des années 1980, à la demande du CNES en vue d'essais sur l'avion spatial Hermès, S4MA est remise dans son état d'origine de soufflerie hypersonique. En 1989 la tuyère Mach 10 est mise en service. Entre 1986 et 1992, plus de mille rafales concernent Hermès (figure 47).

En 1991, à la demande de Cryospace dans le cadre du programme Ariane 5, ont lieu des essais d'érosion thermomécanique destinés à caractériser les matériaux d'isolation des réservoirs cryotechniques.

Suit maintenant une description d'autres moyens du Centre de Modane tels qu'ils se présentent au début des années 1990.

1.3.6 - Caisson S4B

Le caisson réglementation-essais S4B (figure 48) de 2,5 m de diamètre et 10 m de long peut être vidé jusqu'à une pression de 15 mbar. Construit pour des essais de séparation d'étages de fusée (ELDO), il est ensuite essentiellement utilisé pour des étalonnages de nacelles de simulation de jet ou de nacelles motorisées par simulateur de réacteur (un banc pour les TPS jusqu'à 150 mm et un banc pour les TPS de 230 mm).

1.3.7 - Soufflerie de grilles R4.3

La soufflerie de grille R4.3 (figure 49), à rafales longues (plus de 10 minutes), est utilisée pour des essais de grilles d'aubes de turbomachines (1977). Elle est alimentée à partir du stockage d'air comprimé 9 bar du centre, avec éjection à l'atmosphère. Elle dispose de deux veines d'essais, de largeur 120 mm :

- une veine transsonique, de hauteur variable (de 210 mm à 370 mm) selon l'inclinaison de la grille. La pression génératrice maximale est de 2,5 bar ;
- une veine supersonique, de hauteur 600 mm, avec tuyère $M = 1,45$.

L'équipement comprend un dispositif de mise en incidence de la grille, un dispositif d'aspiration des couches limites réglable, un peigne pour exploration automatique des sillages, de nombreux éléments motorisés (diffuseur, volet, etc.) pour le réglage de l'écoulement, un dispositif d'ombroscopie. Une installation à rafales adaptée à des essais spéciaux, et notamment aux essais d'arrière-corps de nacelles avec écoulement externe, est implantée parallèlement à la soufflerie R4.3.

³⁶ Soufflerie hypersonique « froide » dans laquelle la température génératrice est juste nécessaire pour éviter la liquéfaction de l'air à la détente. A distinguer d'une soufflerie « à haute enthalpie » comme F4 (voir plus loin, au § 1.4.3).

1.3.8 - Bancs de dynalpie³⁷ à gaz froid (BD1) et à gaz chaud (BD2)

Alimentés à partir du réseau haute pression du Centre, avec éjection à l'atmosphère, ces deux bancs d'essais sont utilisés pour l'étude des tuyères et des arrière-corps de réacteurs à un ou plusieurs flux d'alimentation.

- BD1 : le débit primaire maximal est de 20 kg/s, la pression maximale de 12 bar, le débit secondaire maximal est de 8 kg/s. La capacité du dynamomètre de poussée est de 13 000 N. Le banc BD1 a été créé pour les études d'arrière-corps du Concorde ;

- BD2 (figures 50 et 51) : les débits maximaux sont de 17 kg/s pour le primaire et de 12 kg/s pour le secondaire. La pression maximale est de 25 bar et la température maximale 1 000 K. La capacité du dynamomètre de poussée est de 13 000 N.

La chaîne de mesures comprend 32 voies. Le traitement est assuré sur VAX 750.

1.3.9 - Bancs d'étalonnages dynamométriques

Les balances dynamométriques utilisées au CMA et au CFM (Centre du Fauga-Mauzac) sont des équipements essentiels des souffleries. Elles sont étudiées par le bureau d'études de Châtillon avec l'aide de programmes d'éléments finis. Elles sont équipées (jauges classiques ou jauges à semi-conducteurs) et étalonnées au Centre de Modane-Avrieux. L'ONERA acquiert ainsi une grande expérience et une réputation mondiale dans ce domaine particulièrement important pour assurer la qualité des essais.

Cette expérience porte sur les balances dard monobloc à 6 composantes, sur les balances dard assemblées, sur les balances de parois à dynamomètres assemblés, les balances particulières (balance d'hélice, d'abord fixe, puis tournante, au début des années 2000), sur les équipements dynamométriques locaux des maquettes.

Des améliorations permanentes sont obtenues concernant l'accroissement des capacités à précision et encombrement donnés, l'accroissement de la raideur des structures dynamométriques, la compensation des effets thermiques, le découpage des alimentations en air comprimé.

Deux bancs appropriés aux balances à six composantes et un banc destiné aux dynamomètres à une composante sont utilisés pour les étalonnages au CMA :

- un banc d'étalonnage à 6 composantes, de capacité 10 kN ;
- un banc d'étalonnage à 6 composantes, de capacité 150 kN ;
- un banc de 250 kN, permettant d'étalonner les dynamomètres en traction ou compression. Ce banc est agréé par le BNM (Bureau national de métrologie). Sa précision est de $2 \cdot 10^{-5}$ de la charge appliquée.

1.3.10 - Moyens informatiques

Vers 1990, le CMA dispose de moyens informatiques puissants permettant l'acquisition de débits très élevés de mesures et leur traitement en temps réel³⁸. La capacité de calcul donne des possibilités d'exploitation des résultats en léger différé,

³⁷ Grandeur permettant notamment d'exprimer aisément la poussée d'une nacelle propulsive.

³⁸ Ces moyens, mis en place depuis le milieu des années 1970 (en commençant par S3MA), ont remplacé les moyens d'acquisition CII 10010 et de dépouillement CII 10020 qui, eux-mêmes, avaient remplacé les rubans perforés dépouillés à Châtillon, et la règle millimétrée utilisée dans le dépouillement des bandes papier enregistrées !

allant au-delà des dépouillements classiques, et préparant l'exploitation complète faite dans les bureaux d'études des clients. Les systèmes d'acquisition sont constitués autour d'ordinateurs HP 1000. Pour le traitement des mesures, les souffleries S1MA et S2MA disposent localement chacune d'un ordinateur VAX 782.

Deux ordinateurs VAX 750 sont implantés dans le bâtiment informatique ; ils assurent trois fonctions distinctes : traitement des mesures des souffleries à rafales S3MA, S4MA, et des installations spécialisées ; préparation des essais, mise au point des programmes de traitement ; secours éventuel en cas de panne sur les ordinateurs de S1MA et S2MA.

Étant donné la fiabilité des matériels, cette dernière fonction n'est en fait pas utilisée. Des liaisons existent entre le bâtiment informatique et le bâtiment d'exploitation où sont situés les bureaux des ingénieurs d'essai. Un réseau DECNET relie les quatre ordinateurs du Centre, autorisant, en cas de besoin, et par procédure assurant la confidentialité, des transferts de charge d'un ordinateur à l'autre. Le remplacement des ordinateurs VAX anciens par des ordinateurs plus puissants est effectué vers 1990.

Les divers logiciels mis au point donnent une grande souplesse dans l'exécution des essais. Ils représentent, pour les systèmes d'acquisition, un volume d'environ 10 000 instructions Fortran et 40 000 instructions en langage assembleur, et, pour les systèmes de traitement, environ 110 000 instructions Fortran (commentaires exclus).

Des moyens particuliers sont utilisés pour les mesures à très grandes cadences, en instationnaire par exemple, pour l'analyse des distorsions dans les prises d'air : les mesures de pression dans le plan d'entrée du compresseur sont enregistrées sur bande PCM, pour exploitation complète en différé. Un système d'acquisition rapide, à déclenchement conditionnel, peut enregistrer 256 cartes de pression, à une cadence maximale de 16 kHz, qui sont traitées en temps quasi-réel par le VAX 782. Une « boîte » spéciale calcule en temps réel les coefficients de distorsion. L'ingénieur d'essais dispose ainsi en temps réel d'informations suffisantes pour conduire l'essai et infléchir éventuellement le programme.

1.3.11 - Réseaux d'air comprimé

Ces réseaux sont essentiels pour le fonctionnement des souffleries, aussi sont-ils toujours maintenus à niveau.

La production d'air comprimé à 9 bar est assurée par trois compresseurs centrifuges identiques, entraînés chacun par une petite turbine Pelton. Le débit de chaque compresseur est de 7 kg/s. Le volume de stockage peut varier de 500 à 5 500 m³. Les compresseurs peuvent être utilisés en pompes à vide et pour vider les sphères jusqu'à une pression de 100 mbar. Une pompe centrifuge, entraînée par moteur électrique, permet de descendre la pression jusqu'à 15 mbar environ.

Un compresseur à pistons, de débit nominal 3 kg/s à pression de refoulement 270 bar, est alimenté par la réserve d'air à 9 bar. Le volume de stockage est de 29 m³. Pour certains usages, ce stockage peut être porté à 400 bar, par un compresseur 9 bar-400 bar, de débit 0,36 kg/s.

Le stockage haute pression alimente par l'intermédiaire d'un détendeur la soufflerie S4MA (pression maximale 150 bar). Un réseau de distribution à 64 bar dessert les diverses installations (S1, S2, S3, S4.B, BD, R4), un réchauffeur permettant de porter l'air à une température comprise entre l'ambiante et 85°C (en fonctionnement continu de 0 à 3 kg/s, par rafales de 3 à 16 kg/s). Les souffleries S2MA et S3MA disposent, de plus, d'une alimentation en air comprimé haute pression jusqu'à 150 bar, 3 kg/s en continu, 15 kg/s par rafales.

Les moyens en air comprimé sont améliorés à partir de 1988 :

- augmentation de la capacité de stockage d'air à haute pression (270 bar) qui passe de 29 m³ à 69 m³ puis 109 m³ ;
- développement des réseaux de distribution ;
- augmentation de 3 kg/s à 6 kg/s du débit de production d'air comprimé haute pression (270 bar) ;
- mise en place d'une sphère supplémentaire de 4 000 m³ pour une pression de 9 bar ou le vide.

Avant de clore cette section relative au CMA, rappelons que ce Centre a été dirigé successivement par Georges Bardin, puis Jean Laverré, et que Maurice Daniel a été pendant plusieurs années responsable des essais.

1.4 - Centre du Fauga-Mauzac

1.4.1 - Introduction

De création plus récente (1973), dans le cadre de la politique de décentralisation de l'époque, le Centre du Fauga-Mauzac (CFM) (figure 52) dispose, à 30 km au sud de Toulouse, en bordure de la Garonne, d'un vaste terrain de 1,5 km² de superficie³⁹. Outre les souffleries F1, F2 et F4, ce Centre comprend des installations appartenant à d'autres directions de l'ONERA. Certaines sont évoquées dans le document *Etudes et Recherches* du COMAERO, où est également présentée la soufflerie F2 à vocation recherche.

1.4.2 - Soufflerie F1

Introduction

Les premiers travaux de construction de la soufflerie F1 (figure 53) débutent en 1974. Cette soufflerie subsonique (123 m/s) a pour vocation les études d'hypersustentation liées au développement des programmes d'avions de transport civil dont l'augmentation des dimensions nécessite de veiller plus particulièrement aux effets de nombres de Reynolds⁴⁰ de vol de plus en plus élevés.

Les concepteurs de F1 imaginent alors des solutions en avance sur leur temps qui font de F1, aujourd'hui encore, un modèle d'efficacité dont s'inspirent les grands projets à l'étranger : soufflerie continue, pressurisée à 4 bar, construite en béton précontraint, elle est équipée de palettes dotées de leur propre système d'acquisition permettant la succession rapide des essais sans occupation inutile de la soufflerie, et un accès direct aux maquettes sans dépressurisation complète du circuit.

³⁹ Ce terrain était initialement destiné à l'implantation d'une usine de fabrication d'explosifs pour l'OTAN.

⁴⁰ Voir § 1.1 et Figs. 1 et 2.

L'adaptation permanente des moyens permettra ensuite d'ouvrir le créneau des avions de transport régionaux, avec la possibilité de simuler les motorisations des turbopropulseurs.

Description

Mise en service en 1977, la soufflerie subsonique, pressurisée, à fonctionnement continu F1 (figure 54) est animée par un ventilateur à pas variable et régime constant, entraîné par un moteur électrique de puissance maximale 9,5 MW. Le refroidissement est assuré par un réfrigérant à eau. La pression maximale est de 4 bar, la vitesse maximale de 123 m/s, correspondant à un Mach de 0,36. La veine, de section rectangulaire, hauteur 3,50 m, largeur 4,50 m, a une longueur de 10 m. La pressurisation permet d'atteindre un Reynolds de 8×10^6 .

La veine d'essai est placée à l'intérieur d'un chariot mobile (figure 55) qui peut se déplacer sur rails le long des alvéoles de préparation. Les parois latérales et le plafond de la veine restent fixés au chariot, mais le plancher, qui supporte les dispositifs d'essais, est amovible. Cet ensemble amovible est appelé « palette ». Après un essai, la palette utilisée est sortie du chariot et placée dans un alvéole, puis le chariot reçoit la palette de l'essai suivant et reprend sa place dans le circuit. La sortie du chariot peut s'effectuer sans dépressurisation de l'ensemble du circuit, grâce à la présence de deux portes escamotables d'isolement placées de part et d'autre de la veine d'expérience. Le volume à dépressuriser est ainsi limité à 450 m^3 , à comparer au volume total de $13\,000 \text{ m}^3$.

La soufflerie dispose de 4 palettes complètement équipées. Chaque palette porte sa propre chaîne de mesure, à 64 voies, reliée à l'ordinateur VAX 782 de la soufflerie. Au cours de la préparation d'essai, faite en alvéole, tous les circuits de mesures et le programme de dépouillement sont vérifiés. Le passage de la palette dans le chariot, pour l'essai, se fait sans débranchement des circuits à bas niveau, seule la liaison entre l'ordinateur HP 1 000 d'acquisition de la chaîne et le VAX 782 étant interrompue pendant le déplacement.

Les moyens informatiques de la soufflerie F1 sont analogues à ceux de S1MA et de S2MA, présentés plus haut. Ils sont remplacés par des moyens plus puissants en 1990. La chaîne de mesures instationnaires est également utilisée à F1.

Palette n° 1

Elle est équipée d'un secteur porte-dard piloté par ordinateur (variation en incidence : 42 degrés à une vitesse variable jusqu'à 1 degré/seconde, variation $\pm 180^\circ$ en roulis). Un mouvement supplémentaire de rotation en incidence de la ligne de dard par rapport au secteur permet, soit d'augmenter le domaine de variation d'incidence de $\pm 10^\circ$, soit de maintenir le centre de rotation de la maquette à altitude constante. Un dard (alpha, bêta), avec motorisation en roulis, est utilisé pour les essais en incidence et dérapage.

Palettes n°2, 3 et 4

Les équipements comprennent :

- Une tourelle pouvant supporter, soit une balance à 6 composantes, pour essais de demi-maquettes à la paroi ou de maquettes complètes sur un support 3 mâts, soit une table d'incidence pour essais de maquettes complètes montées sur monomât. La palette n°4 est dotée d'une seconde position de tourelle permettant l'implantation

des maquettes très en amont dans la veine. Un dispositif spécial placé sur le dynamomètre de traînée de la balance de paroi permet le choix entre deux capacités ($\pm 10\,000\text{ N}$ et $\pm 25\,000\text{ N}$) dans le but de mieux adapter la balance aux efforts à mesurer sur une maquette, selon qu'elle est en configuration lisse ou en configuration hypersustentée, ou selon les conditions génératrices de l'essai.

Les efforts sont mesurés dans des axes liés à la maquette. Ce montage peut être complété par une tourelle supérieure pesée et un disque tournant, de façon à mesurer les efforts dans les axes Eiffel, liés au vent.

- Un dispositif, dit « $2k\pi$ », pour essais de maquettes à de très grands angles d'incidence et de dérapage. Il est constitué d'un support en arc de cercle monté sur la tourelle et la table d'incidence et lié, par l'intermédiaire d'une tête motorisée en roulis, au dard porte-maquette.

- Un dispositif d'essais de prises d'air d'avion de transport. Le débit capté par la prise d'air est réglé et mesuré par un système de vannes et de débitmètres placés sur la canalisation de mise en communication à l'atmosphère. Le débit maximal possible est de 75 kg/s pour une pression génératrice de 4 bar . La maquette peut être placée face au vent, sur un montage à rotule permettant de régler l'incidence et le dérapage ($\alpha_{\text{max}} = 35\text{ degrés}$, $\beta_{\text{max}} = 15\text{ degrés}$). L'influence du vent transversal à très faible vitesse, ou au point fixe, est étudiée en disposant verticalement dans la veine, sur le conduit d'extraction, l'ensemble constitué par la prise d'air et son support articulé.

- Un montage d'essais de profils en courant plan. Trois valeurs de l'écartement des panneaux sont possibles : 1 m ; $1,50\text{ m}$ et 2 m . L'incidence de la maquette est commandée par une tourelle motorisée. Les panneaux sont munis, au droit de la maquette, de dispositifs d'aspiration de couche limite, en vue d'assurer la bidimensionnalité de l'écoulement. Un dispositif de sondage, piloté par ordinateur, permet l'exploration du sillage et de l'écoulement autour du profil.

La soufflerie F1 est desservie par les réseaux d'air 11 bar pour la pressurisation et 120 bar pour les simulations de motorisation.

Des dispositifs d'essais particuliers sont utilisés dans F1 : dispositif de sondage d'écoulement à 4 degrés de liberté avec ou sans mât de translation verticale, dispositif à 6 degrés de liberté, dispositif de sondage de prise d'air.

Les techniques d'acquisition particulières, fils et films chauds, commutateurs de pressions (scanivalve et PSI) sont couramment utilisées.

Plusieurs techniques de visualisation sont utilisées : visualisation de transition par acénaphène ou thermographie infrarouge, visualisation pariétale par bouillies et pigments colorés, par fils en lumière noire, etc. Un montage de tomoscopie laser installé sur le plafond fixe de la veine et commun à toutes les palettes permet les visualisations par fumées.

Un vélocimètre laser 2D peut être installé sur l'une des parois latérales de F1.

Les dispositifs de mesure des déformations déjà évoqués pour S1MA (détecteurs optiques, torsiomètre polarisé, caméras CCD) peuvent fonctionner dans F1.

Exploitation

Les figures 56 à 59 rappellent quelques essais effectués dans la soufflerie F1⁴¹.

⁴¹ Voir également le fascicule *Etudes et recherches*, Partie III, Chapitre 1, Figs. 22, 33, 41.

Conclusion

En Europe occidentale, il n'existe que trois souffleries subsoniques, avec veine de grandes dimensions :

- la soufflerie DNW germano-hollandaise installée aux Pays-Bas, dont les caractéristiques (veine de 8 m x 6 m, et pression atmosphérique) conviennent aux essais d'aérodynamique et d'aéroacoustique à faible vitesse, tant pour l'industrie automobile, jusque dans les années 1990, que pour l'industrie aéronautique, mais moins bien pour l'étude de l'effet du nombre de Reynolds ;
- la soufflerie RAE 5 mètres⁴², installée à Farnborough (veine de 5 m x 5 m, et pression de 1 à 5 bar), bien adaptée à l'étude de l'effet Reynolds sur l'hypersustentation des avions ;
- la soufflerie F1 de l'ONERA au Centre du Fauga-Mauzac (veine de 4,5 m x 3,5 m et pression de 1 à 4 bar) parfaitement conçue pour effectuer, avec précision, fidélité et confidentialité, les essais des grands avions de transport, avec simulation du fonctionnement des moteurs au décollage et à l'atterrissage.

Les performances de la soufflerie F1, en nombre de Reynolds, sont intéressantes : 8 millions, à Mach 0,36, à comparer à 3,5 millions, à Mach 0,25, pour DNW. Pour obtenir des nombres de Reynolds plus élevés, il faut utiliser des souffleries fonctionnant à très basse température, telles que la soufflerie européenne ETW⁴³ (*European Transonic Wind-tunnel*) (figure 60), installée à Cologne, dans laquelle l'ONERA est actionnaire (31 %). Fonctionnant avec de l'azote pressurisé à 4,5 bar, à -150°C, dans une veine de 2 m x 2,4 m, ETW permet d'obtenir, à Mach 0,8, un Reynolds de 50 millions, qui est très voisin de celui d'un gros avion de transport, en vol de croisière.

Les souffleries de l'ONERA, F1 et S1MA (cette dernière capable d'un Reynolds de 8 millions, à Mach 0,8) sont complémentaires entre elles, ainsi qu'avec la soufflerie européenne ETW.

La compétence acquise par les équipes de l'ONERA, avec les souffleries de Modane et du Fauga, ainsi qu'avec celles de l'IMFL à Lille, a été très précieuse pour concevoir, réaliser et exploiter ETW depuis la fin des années 1990, en coopération avec les autres partenaires (Allemagne, Royaume-Uni, Pays-Bas).

1.4.3 - Soufflerie F4⁴⁴

Introduction

Lors de leur rentrée dans l'atmosphère, les missiles balistiques stratégiques et les véhicules spatiaux subissent des phénomènes physico-chimiques intenses et complexes. L'ONERA commence leur étude, dès 1965, en effectuant des calculs et des simulations dans des souffleries hypersoniques à rafales (Jean-Pierre Chevallier). La soufflerie Arc 2 utilise alors les installations de l'EDF à Fontenay et les résultats d'essais permettent de valider les calculs et de procéder au tir de la fusée Tibère de l'ONERA, au Centre d'essais des Landes (CEL) en 1971 et 1972. Cette opération « ELECTRE » constitue une grande « première », car elle fournit des

⁴² Cette soufflerie a connu des fermetures et elle est aujourd'hui essentiellement utilisée par Boeing.

⁴³ Voir le document *Etudes et recherches*, Partie I, Chapitre 2, § 3. Rappelons que Xavier Bouis, de l'ONERA, a été le représentant français dans le groupe de projet international de ETW, avant de devenir directeur-adjoint (1988-92) puis directeur général (1992-93).

⁴⁴ Par Jean Carpentier.

données essentielles pour la compréhension des phénomènes d'ionisation dans la couche de choc lors de la rentrée hypersonique des missiles balistiques français.

En 1985, la décision du CNES de lancer l'étude du véhicule aérospatial Hermès conduit l'ONERA à reprendre ses travaux en hypersonique, dans les conditions de la rentrée des véhicules spatiaux. La question se pose alors de choisir entre une « soufflerie numérique » (c'est-à-dire de tout miser sur les calculs) et un moyen expérimental suffisamment représentatif. C'est l'occasion d'un échange de vues très approfondi entre le CNES et l'ONERA. Le professeur Jacques-Louis Lions, spécialiste de l'analyse numérique dans lequel il a acquis une renommée mondiale, préside alors le CNES. Claude Capelier, Directeur de l'aérodynamique (OA) à l'ONERA, le convainc que, pour valider les calculs des effets aérothermiques à la rentrée, il faut disposer d'un moyen expérimental, encore plus puissant et davantage instrumenté que la soufflerie Arc 2, qui, d'ailleurs, ne peut plus être mise en service à Fontenay-aux-Roses, en raison de son trop grand appel de puissance au réseau électrique de la région parisienne.

Ce nouveau moyen expérimental est la soufflerie à haute enthalpie F4, que l'ONERA a conçue, sous l'impulsion du grand aérodynamicien Pierre Carrière, spécialement pour l'étude de l'écoulement autour des véhicules spatiaux au cours de leur rentrée dans l'atmosphère. Ceux-ci subissent alors des phénomènes aérothermo-chimiques très complexes. Les rentrées de missions orbitales s'effectuent vers 7,5 km/seconde. Pour les rentrées de missions lunaires ou en provenance de l'espace lointain, la vitesse dépasse 10 km/seconde. A ces vitesses, à partir de 80 km d'altitude, les molécules d'oxygène et d'azote de l'air sont excitées en vibration, puis se dissocient derrière l'onde de choc créée par le véhicule. Les atomes résultant de ces dissociations s'ionisent, d'où le « black-out » pour les télécommunications. L'écoulement, d'abord moléculaire devient continu. Il est caractérisé par une couche limite épaisse qui interagit avec l'écoulement extérieur.

C'est le « régime d'interaction visqueuse », dominé par la valeur élevée du paramètre de similitude M/\sqrt{Re} (M : Mach, Re : Reynolds) appelé paramètre de raréfaction. Le véhicule décélère rapidement, du fait de l'accroissement de la densité atmosphérique, les flux thermiques sont les plus élevés, l'écoulement est celui du régime d'« hypervélocité à haute densité », caractérisé par des effets de gaz réels, avec dissociation des molécules et recombinaison.

Ensuite, l'écoulement devient plus classique, avec les effets de Mach et de Reynolds ; il est dominé par l'état de la couche limite (laminaire, transitionnel, turbulent). Les lois physiques dans cette phase sont relativement bien connues ; elles tiennent compte de la température élevée des parois.

La phase la plus difficile à simuler au sol est celle du régime d'hypervélocité. Les mécanismes prépondérants sont la dissociation et la recombinaison de l'oxygène et de l'azote, qui se produisent dans la gamme de vitesses de 7,5 à 3 km/s. La dissociation des molécules dépend du nombre de collisions entre elles. Aussi fait-on intervenir des paramètres de cinétique chimique, tels que le produit de la densité par une longueur caractéristique (pour les collisions binaires) et le produit du carré de la densité par la longueur caractéristique (pour les collisions triples).

Description

La soufflerie F4 (figures 61 et 62) utilise l'énergie transmise au gaz (azote pur ou air de synthèse) par un arc électrique alimenté par un générateur pouvant délivrer

150 MW pendant plusieurs dizaines de millisecondes. Cette énergie est stockée dans un volant d'inertie de 15 tonnes tournant à 6 000 tours/minute. La pression d'arrêt peut atteindre 2 000 bar et l'enthalpie d'arrêt 15 MJ/kg avec l'azote. Dans la veine d'essai, la vitesse du gaz peut alors atteindre 5 000 m/s. La veine d'essai à jet libre représente un cylindre de 0,6 m de long et de 0,4 m de diamètre. Ceci permet d'utiliser des maquettes de dimensions raisonnables, par exemple une maquette de la navette américaine à l'échelle 1/90.

F4 peut fonctionner avec plusieurs tuyères différentes, ce qui permet d'obtenir différentes valeurs du paramètre de cinétique chimique et du paramètre d'interaction visqueuse. La durée des essais est de 50 à 100 millisecondes, très supérieure à celle (de l'ordre de la milliseconde) des autres souffleries existantes.

F4 est dotée de dispositifs de mesure ayant des performances élevées : balances dynamométriques (avec correction des forces d'inertie) (figure 63), capteurs de pression et jauges de température à très faible temps de réponse, visualisation de l'écoulement par strioscopie, détermination de la température de l'écoulement et de sa composition chimique, par des techniques non intrusives, telles que la Diffusion Raman anti-Stokes cohérente (DRASC) (Jean-Pierre Taran) ou l'absorption infrarouge par diode laser. La vitesse de l'écoulement peut être mesurée directement, par le décalage, en translation, de la décharge électronique très rapide d'un canon à électrons.

Exploitation

La soufflerie à haute enthalpie F4, mise en service en 1992, a bénéficié de la compétence acquise au cours de plusieurs décennies par les aérodynamiciens et les physiciens⁴⁵ de l'ONERA. Elle a largement été utilisée à l'occasion du projet Hermès. Elle est le moyen sol de simulation le plus représentatif⁴⁶ des phénomènes de rentrée spatiale et le mieux instrumenté, parmi ceux qui sont actuellement disponibles dans le monde entier.

1.4.4 - Réseaux d'air comprimé

Le réseau basse pression (11 bar) du Fauga est alimenté soit par le compresseur centrifuge BP1 (débit 5,5 kg/s), soit par les compresseurs BP1 et BP2 (3 kg/s), travaillant en parallèle. Le réservoir, à partir duquel s'opère la pressurisation de la soufflerie F1, a un volume de 300 m³.

L'air haute pression (270 bar) est fourni par un compresseur à pistons (débit 3 kg/s), fonctionnant en série avec le compresseur BP2. Le réservoir de stockage a un volume de 40 m³. Pour son utilisation, l'air est d'abord détendu à une pression réglable entre 60 et 120 bar et un réchauffeur primaire ramène sa température à 20°C. Il est ensuite détendu à la pression d'essai ; un réchauffeur secondaire permet d'obtenir la température désirée.

Un banc d'essai de simulateur de réacteur (TPS), utilisant le réseau d'air comprimé et les moyens ONERA de pilotage des simulateurs, est utilisé par les industriels pour la mise au point et la maintenance de ces machines.

⁴⁵ La principale difficulté de la mise au point a été la maîtrise de l'arc électrique et la détérioration des électrodes pendant la durée de l'arc, ce qui polluait l'écoulement. Il a alors fallu également faire appel aux compétences de l'ONERA dans le domaine des matériaux.

⁴⁶ Il n'est pas possible de simuler expérimentalement, à échelle réduite, la globalité des phénomènes. Seul le calcul numérique permet une synthèse basée sur des extrapolations, et un moyen comme F4 permet de concevoir et de valider les composants numériques entrant dans cette synthèse.

Avant de clore cette section relative au CFM, rappelons que ce Centre a été dirigé successivement par Henri Chareyre puis Jean-Marie Carrara.

1.4.5 - La direction des Grands moyens d'essais (GME)

Comme il a été vu plus haut, le centre d'essais de Modane doit beaucoup à Marcel Pierre qui fut le principal artisan de sa création et le premier directeur des Grandes souffleries de Modane-Avrieux (GSMA) en 1953. C'est en 1977 que la Direction GSMA devient, avec la mise en service de la soufflerie F1 du Fauga-Mauzac, la Direction des Grands moyens d'essais (GME), dirigée par Gérard Dorey, puis par Xavier Bouis (1994)⁴⁷.

Au début des années 1990, les grandes souffleries des centres de Modane et du Fauga, dont les caractéristiques sont rappelées sur la figure 64, relèvent donc de la Direction GME qu'il semble utile de présenter avec quelque détail compte tenu du rôle très important qu'elle a joué dans le développement des programmes aérospatiaux.

La première mission de GME est alors d'assurer une assistance technique à l'industrie et aux équipes de recherche du secteur aérospatial sous forme d'exécution d'essais dans ses installations de Modane et du Fauga. Cette assistance peut consister également en une collaboration à la préparation et à l'exécution d'essais effectués dans d'autres laboratoires, français ou étrangers. Ce rôle implique un développement des méthodes et des moyens d'essais, conduit en accord avec les services d'État et les constructeurs, et en liaison avec les autres directions de l'ONERA.

La seconde mission concerne l'étude et la réalisation, pour le compte d'autres directions de l'ONERA, d'installations ou d'équipements importants ou complexes dont elles ont la maîtrise de l'ouvrage, la Direction GME étant maître d'oeuvre. Cette activité est exercée par la Division ingénierie, implantée à Châtillon.

En plus de ces deux missions essentielles, la Direction GME peut être amenée à fournir des prestations techniques diverses à différents organismes en dehors du secteur aérospatial.

L'effectif total vers 1990 est d'environ 340 personnes, réparties entre l'établissement de Châtillon, les deux centres d'essai et le Groupe de projet de la soufflerie transsonique européenne ETW⁴⁸, au sein duquel, à Amsterdam et Cologne, sont alors détachés 6 ingénieurs de GME.

Dans toutes les installations les dispositions sont prises pour assurer une rigoureuse confidentialité des essais.

Outre la direction, la section centrale de Châtillon comprend :

- le bureau des programmes, chargé de la gestion des budgets de fonctionnement et d'équipement, du suivi des contrats et des plannings d'essais. Il dispose de moyens informatisés, reliés d'une part à l'ordinateur central de gestion de l'Office et d'autre part aux bureaux locaux de gestion des deux centres d'essais ;

⁴⁷ et qui deviendra, plus tard, la direction des Grands moyens techniques (GMT), dirigée successivement par Xavier Bouis (1997), Maurice Bazin (2003) et Patrick Wagner (2008).

⁴⁸ Voir le document *Etudes et recherches*, Partie II, Chapitre 3. Rappelons encore que Xavier Bouis, de l'ONERA, a été le représentant français dans le groupe de projet international.

- le groupe des ingénieurs d'essais qui, premiers interlocuteurs des clients, vont jouer par la suite un rôle de maîtrise d'oeuvre dans la négociation puis dans la préparation de l'essai. Après les premiers contacts, pris à Châtillon, le programme d'essais est défini, une pose de problème est transmise au bureau d'études dont le rôle est précisé ci-dessous et un ingénieur est désigné, par le centre concerné, pour y prendre la responsabilité de la réalisation de l'essai.

Chacun en ce qui le concerne, le bureau d'études et le Centre transmettent l'évaluation des travaux à réaliser et un devis est adressé au client pour établissement d'une commande ;

- le bureau d'études « essais », formé d'une douzaine d'ingénieurs et de techniciens, est chargé de la préparation technique amont de l'essai : définition des montages, supports, lignes de dard, balances, établissement des plans de montage, des plans d'équipement des maquettes, éventuellement étude de la maquette elle-même, lancement des fabrications nécessaires, établissement des notes de calcul de la tenue mécanique en essai des divers éléments, etc. ;

- le groupe des ingénieurs de définition et le bureau d'études des équipements qui assurent les activités d'ingénierie au bénéfice de GME, d'autres directions de l'ONERA et parfois d'organismes extérieurs, et représentent un effectif de 9 ingénieurs et cadres et 6 techniciens.

Les bureaux d'études disposent de moyens performants d'assistance par ordinateur. Un poste de travail graphique est relié aux ordinateurs centraux de l'office (Cyber-Cray) et éventuellement à des ordinateurs extérieurs (CCSA pour les calculs par éléments finis utilisant REXBAT). Des postes de travail CFAO, reliés à un calculateur 4361 IBM supportant le logiciel CATIA, sont progressivement installés. Outre l'aide à la conception, cet outil CFAO permet d'améliorer la qualité et la rapidité de transmission des informations tant avec les clients constructeurs qu'avec l'atelier central de l'ONERA ou les entreprises effectuant les réalisations en sous-traitance.

Un programme de simulation des montages en soufflerie, interactif avec une bibliothèque CATIA contenant les nombreux éléments supports existants, permet la définition et le calcul rapide des montages. La micro-informatique est utilisée pour les calculs courants de résistance des matériaux.

D'une façon générale, le bureau d'ingénierie⁴⁹ garde la responsabilité de la conception d'ensemble des équipements, mais, selon leur importance, prend en charge ou sous-traite, en tout ou partie, les études de détail. Il travaille, bien entendu, en étroite coopération avec le bureau d'études « essais », avec les deux centres, avec le Service des approvisionnements techniques responsable de l'Atelier central et avec le Service des travaux neufs de l'ONERA.

Parmi les réalisations des années antérieures à 1990, peuvent être cités à titre d'exemple : les souffleries F1 et F2, les installations d'air comprimé haute pression de Modane et du Fauga, la nouvelle mécanique du tripode et le banc d'essais de rotor de S1MA, le laboratoire d'étude de propulsion du Fauga pour la Direction de l'énergétique, les nouveaux tunnels hydrodynamiques de la Direction de l'aérodynamique, l'isolation thermique de la soufflerie T2 du CERT pour les essais en

⁴⁹ Précurseur du groupe d'ingénierie de GME, un groupe de 5 à 6 ingénieurs, dont une majorité d'origine allemande et autrichienne, assurait à GSMA l'ingénierie des installations. Ce groupe a été notablement renforcé au moment de la réalisation de la soufflerie F1, sous l'autorité de Jean Christophe.

cryogénie, la participation à la réalisation de la soufflerie anéchoïque CEPRA 19⁵⁰ du Centre d'essais des propulseurs (CEPr), la réalisation de dynamomètres étalons pour le Bureau national de métrologie.

Vers 1993-95, la rationalisation du parc des souffleries françaises, conduite par le C3S (Comité consultatif de coordination des souffleries) sous l'égide de la DGA, a entraîné la fermeture de certaines souffleries (Vernon, Sigma 4, S5 CEAT, T2, etc.) et la confirmation du rôle national, européen et international que devait jouer le dispositif ONERA/GME.

Avant de clore cette section relative à GSMA/GME, rappelons le rôle éminent joué pour les essais par Stanislas Schneider, Bertrand Costes, Jacky Leynaert et Xavier Bouis, et pour l'ingénierie par Guy Fasso, André Schweich, Jean Christophe et Maurice Bazin.

1.5 - Centre de Palaiseau⁵¹

On se limite ici aux moyens d'essais de propulsion les plus importants (cellules ATD). Signalons aussi cependant le Caisson A75 qui a servi aux essais de séparation d'étages de missiles balistiques et de lanceurs.

Dans le milieu des années 1950, les recherches sur la combustion du kérosène dans l'air en déplacement rapide conduisent l'ONERA à étudier et réaliser à Palaiseau une centrale d'air comprimé et un ensemble de neuf cellules dans lesquelles peuvent s'effectuer des expériences très variées en raison de la diversité des fluides qui y sont délivrés. Ces cellules, alimentées en air comprimé par la centrale, constituent les Laboratoires d'aérothermodynamique de Palaiseau qui sont finalement mis en service en 1958, en même temps que s'installe au Fort le personnel travaillant jusqu'alors au quai d'Ivry, ainsi qu'une bonne partie du personnel de la Direction énergie et propulsion qui travaille alors à Chalais-Meudon.

Les neuf cellules d'essais sont disponibles pour les travaux envisagés. L'insonorisation très poussée et les fournitures d'énergie et de fluides divers permettent toutes sortes d'applications dans un domaine d'emploi très vaste. L'exploitation de ces laboratoires s'oriente rapidement, conformément à leur vocation, vers les recherches sur les phénomènes de combustion et d'aérothermodynamique, en particulier vers l'étude des foyers de statoréacteurs et d'engins divers.

Ces installations sont bien évidemment adaptées et leurs capacités augmentées au fur et à mesure des besoins nécessités par les différents thèmes d'études traités.

A la fin de la période considérée dans ce document, ces Laboratoires sont essentiellement consacrés aux études expérimentales sur des systèmes propulsifs aérobies : soit sur des composants de moteurs, soit sur des moteurs à échelle 1 ou à échelle réduite (systèmes d'injection, foyers de turboréacteurs et de turbomoteurs de petites dimensions, foyers de statoréacteurs ou de superstatoréacteurs, etc.). Ils sont constitués par les différents sous-ensembles suivants :

- un ensemble de production et de distribution d'air basse pression (centrale d'air comprimé BP fournissant 10 kg/s sous 12 bar au niveau des cellules d'essais) ;

⁵⁰ Voir le chapitre 3 (CEPr) de ce document et le § 3.4 de ce chapitre.

⁵¹ Par Alain Cochet.

- un ensemble de production et de stockage d'air haute pression (stockage d'air HP de 21 tonnes sous 250 bar) ;
- des stockages et des circuits de distribution de différents fluides nécessaires aux expérimentations : hydrogène, oxygène, azote, kérosène, eau, etc. ;
- de neuf cellules d'essais (cellules ATD, figures 65-68), dont six d'entre elles peuvent être utilisées pour des essais mettant en œuvre de la combustion ;
- d'un vaste hall d'essais (banc M1) comportant 3 lignes pouvant accueillir des montages d'essais de chambre de combustion.

Au cours de leur utilisation depuis la création jusqu'à maintenant, de nombreux types d'essais sont menés par la Direction de l'énergétique (OE), mais également par d'autres directions comme l'illustre la photo de la figure 65 qui montre un montage d'essais pour les études de bruit de jet, exploité par la Direction de la physique (OP) en cellule 9 dans le milieu des années 1970.

A la même époque, en parallèle des études de combustion sur des montages spécifiques, une grande activité se développe autour de la propulsion par statoréacteur. Des investissements spécifiques sont alors réalisés (aménagement des cellules 8 et 9, réalisation d'un extracteur puissant, création d'un système de stockage d'air sous haute pression à 250 bar) permettant d'étudier ce type de propulsion. Ces études constituent alors un pôle important d'activité des cellules d'aérothermodynamique.

Parallèlement, les études portant sur les chambres de combustion aéronautiques civiles et militaires ou les études de réchauffe pour le compte de la SNECMA se déroulent au banc M1 situé en contrebas des cellules ATD.

1.6 - Centre de Lille (IMFL)

1.6.1 - Introduction

L'IMFL⁵², Institut de mécanique des fluides de Lille (figure 69), créé en 1930, est rattaché au GRA (Groupement français pour le développement des recherches aéronautiques) en 1938, à l'ONERA en 1946, à l'Université en 1950, à nouveau à l'ONERA en 1983, et prend le nom de Centre de Lille de l'ONERA en 1997. Il est dirigé successivement par Joseph Kampé de Fériet (1929), André Martinot-Lagarde (1945), Gérard Gontier (1968), Jean Gobeltz (1977), Marc Pianko (1983), Daniel Bahurel (1988), Francis Dupriez (1996)⁵³.

Sont rappelés ci-dessous les moyens d'essais les plus importants tels qu'ils se présentent vers 1990.

1.6.2 - Moyens du Groupe de mécanique du vol

Soufflerie verticale SV4

La soufflerie verticale est utilisée principalement pour l'étude du comportement des aéronefs à grande incidence à l'aide de maquettes adaptées à diverses configurations possibles : vrille libre, vrille instrumentée, balance rotative « tourne-broche ».

⁵² Voir également le document *Etudes et recherches*, Partie I, Chapitre 2, § 2.

⁵³ Puis Anne-Marie Mainguy (2001) et Pascal Geoffroy (2005).

La soufflerie est à veine ouverte, de 4 m de diamètre⁵⁴, et à retour à axe vertical (36 m de haut). La hauteur de la veine libre est de 3,5 m et la hauteur totale utilisable pour les observations est de 6 m. Le ventilateur à 13 pales est entraîné par un moteur à courant continu de 460 kW. La vitesse maximale du vent est de 40 m/s, pilotable continûment entre 0 et 40 m/s en 4 s environ.

Le gradient de vitesse est légèrement négatif selon la hauteur de la veine d'expériences. Ce gradient est réglable à l'aide de volets. La veine est entourée d'un filet de protection pour les essais de vrille libre, qui est escamotable à la demande.

- Vrille libre

À l'aide d'une maquette dynamiquement semblable à l'avion, il est possible d'étudier la vrille stabilisée ou non, et la sortie de vrille.

La maquette, d'une taille moyenne de 0,8 m, est entièrement libre dans la veine d'expériences et lancée en vrille à la main⁵⁵ avec toutes les conditions initiales souhaitées. La maquette peut être équipée d'une radio-télécommande (qui permet de modifier les gouvernes pendant l'essai ou de larguer des charges), d'un parachute, etc. La télécommande est soit proportionnelle soit séquentielle par micro-processeur. Les essais sont enregistrés en vidéo au format U-Matic Pal.

Les essais en SV4 ont pour objectif la définition des consignes de vrille et de sortie de vrille à fournir au pilote d'essais, et éventuellement l'étude des modifications géométrique applicables à l'avion de série en vue d'assainir des phénomènes jugés critiques, et des moyens de secours divers pour couvrir les essais en vol. En plus des essais de vrille libre, il est possible d'étudier la stabilité de corps divers dans un courant d'air, tels que sondes météo, parachutes, cabine éjectable Hermès, parachutistes, etc.

- Lanceur pour maquettes instrumentées

Ce dispositif permet de larguer une maquette de vrille libre, instrumentée en vrille, sous différentes attitudes et pour des « cloches », abattées, etc. La maquette est fixée au montage soit par un électro-aimant soit par deux doigts rétractables suivant les conditions initiales à imposer. L'instrumentation de la maquette se compose d'accéléromètres et/ou de gyromètres. La trajectographie optique complète l'information.

Le dispositif autorise le largage de maquettes d'une taille maximum de 1 m, à un taux de rotation de 1 000°/s pour une vitesse $10 < V < 40$ m/s.

- Balance rotative⁵⁶

Ce montage de simulation dynamique, appelé « tournebroche », permet l'étude quantitative en soufflerie verticale des mouvements avec rotation à faible incidence, du vol normal, des grands mouvements à forte incidence (perte de contrôle) et de la vrille proprement dite. Le passage de la configuration « balance rotative » à la configuration « vrille libre » se fait en une demi-journée. Les maquettes, jusqu'à 50 kg et 1,7 m de plus grande dimension, sont montées sur balance 6 composantes. Le taux de rotation maximum est de 11 rd/s (~ 2 tr/s) ; Reynolds : $Re = 2 \cdot 10^6/m$; incidence : $\alpha = 0$ à $\pm 135^\circ$; dérapage : $\beta = \pm 90^\circ$; rayon de vrille maximum : 0,2 m.

⁵⁴ Elle a remplacé en 1966 la soufflerie verticale SV2 de 2 m de diamètre de 1938.

⁵⁵ Voir le fascicule *Etudes et recherches*, Partie III, Chapitre 1, Figs. 22 et 56.

⁵⁶ Voir le fascicule *Etudes et recherches*, Partie III, Chapitre 1, Figs. 22 et 57.

Stations de catapultage de maquettes de vol libre

Les travaux effectués dans ces installations uniques en Europe sont étroitement liés au développement de méthodes d'identification aérodynamique de l'avion. Les conditions d'essais sont déterminées par la similitude physique qui permet de représenter sur maquette les caractéristiques mécaniques et dynamiques du comportement de l'avion. Le plus souvent les essais sont réalisés en vue de valider un modèle mathématique de représentation du phénomène étudié qui peut être lui-même transposé au niveau de l'avion.

Les maquettes sont entièrement réalisées à l'IMFL en similitude géométrique, massique et inertielle. Elles sont largement instrumentées selon la spécificité des travaux menés ; cet équipement comporte les éléments suivant : accéléromètres (X, Y, Z), gyromètres (p , q , r), jauges de contrainte, capteurs de pression (anémo-baroclinométrie V , α , β), actionneurs de gouvernes, ainsi que les éléments d'alimentation (batteries) et de transmission radio (PCM).

- Banc B5 (créé en 1964, démonté en 2004) – Installation d'étude de la perte de contrôle et de la vrille débutante. Les principaux axes d'études sont : « *Deepstall* », perte de contrôle, début de vrille.

L'installation (figures 70 et 71) se trouve dans un bâtiment de forme trapézoïdale : sa longueur est de 42 m, les deux petits côtés ont respectivement 4 et 12 m pour une hauteur qui atteint 13,5 m dans la zone de vol libre.

Les maquettes sont mises en vitesse par une catapulte hydraulique orientable d'une longueur de 12 m. Ce dispositif de largage hydraulique permet la mise en vol libre de maquettes de 3 à 6 kg et de 1,2 m maximum d'envergure ou de longueur, à des vitesses pouvant aller jusqu'à 25 m/s. La distance parcourue en vol plané peut atteindre 30 à 35 m selon la forme de la trajectoire.

- Banc B10 (créé en 1975, supprimé en 2003) (figure 72) – Installation polyvalente de mécanique du vol⁵⁷.

Les principaux axes d'étude sont : vol aux grandes incidences, stabilité et manoeuvrabilité, lois de commande, vol en turbulence atmosphérique, effet de rafales verticales ou latérales et optimisation de la réponse de l'avion à ces rafales.

L'installation est située dans un bâtiment de 75 m de longueur, dont la hauteur varie de 4,5 à 14 mètres.

La mise en vitesse des maquettes est effectuée au moyen d'une catapulte pneumatique ; la rampe de lancement a 36 m de longueur. Ce dispositif permet le largage de maquettes de 10 à 25 kg à des vitesses de 15 à 40 m/s : le vol plané est d'environ 40 m. Les rafales verticales peuvent être de formes diverses et ont au maximum 5,6 m de longueur. Les rafales latérales peuvent être modulées de 1,4 à 14 m de longueur.

Le banc B10 a été remplacé en 2002 par le banc B20 plus performant.

Laboratoire de qualification maquette

Le Laboratoire de qualification maquette de l'IMFL (figure 73) contribue à la reconnaissance des caractéristiques géométriques, massiques, inertielle et instrumentales des maquettes de vol libre. Celles-ci sont de tailles diverses allant de 30 cm à 2,5 m d'envergure pour des masses atteignant 25 kg.

⁵⁷ Voir le document *Etudes et recherches*, Partie III, Chapitre 1, Figs. 22, 33 et 48.

1.6.3 - Moyens du Groupe de mécanique des fluides appliquée

Les études menées dans les souffleries de ce Groupe sur les corps terrestres, marins ou aériens, sont de deux natures :

- La détermination des efforts dus au vent relatif. Il s'agit de déterminer les composantes d'efforts et de moments en fonction de la direction et du module du vent relatif. On utilise pour cela, selon le cas, une balance dynamométrique interne à la maquette ou une balance externe associée à la soufflerie.

- Les études d'écoulements. Il s'agit de décrire avec précision les écoulements, qu'il s'agisse d'écoulements externes (exemples : sillage, couches limites, décollements de zones fortement turbulentes, etc.) ou d'écoulements internes aux maquettes (exemples : écoulements de ventilation, alimentation d'entrées d'air ou d'hélices). Les techniques sont à base de mesures (exemples : manométrie, anémoclinométrie, anémométrie à fils chauds, analyse de gaz, etc.) ou de visualisation (par fils pariétaux, par enduits, par fumées, etc.).

Soufflerie horizontale subsonique L1⁵⁸

Cette soufflerie munie d'une veine circulaire de diamètre 2,40 m et 3 m de long, est à fonctionnement continu, à vitesse variable de 0 à 75 m/s.

Pour simuler un sol ou une surface lisse (figure 74), il y a possibilité d'adapter un plancher de 2 m de large.

Soufflerie de site grande veine L2

La veine rectangulaire, de section allant jusqu'à 8 m de large et 3 m de haut, est ajustable à la taille de la maquette. Les vitesses sont : 10 m/s en 8 m x 3 m ; 14 m/s en 6 m x 3 m ; 16 m/s en 8 m x 2 m ; 20 m/s en 4 m x 3 m.

Un plateau tournant, de diamètre 6 m, permet d'orienter les maquettes par rapport à la direction du vent. Cette soufflerie est particulièrement adaptée pour les études de sites complets, industriels ou urbains.

Soufflerie d'étalonnage S45

Il s'agit d'une soufflerie à retour, à fonctionnement continu, à vitesse variable de 10 m/s à 50 m/s, munie d'une veine carrée de 0,45 m x 0,45 m, longue de 0,7 m. Les parois de veine sont interchangeables. Elle est équipée d'un système automatisé de positionnement de sonde et maquette dans le domaine : α de -45° à $+45^\circ$ et β de 0° à 360° .

Cette soufflerie est plus particulièrement destinée à l'étalonnage de sondes et capteurs, et aux expérimentations sur maquettes de petite taille.

Installations hydrodynamiques

Canal hydrodynamique

Installé à l'Institut de mécanique des fluides en 1934, le canal hydrodynamique de Lille a subi une profonde rénovation en 1981 et 1982, tout en conservant ses caractéristiques dimensionnelles initiales : longueur : 22 m, largeur : 1,5 m, profondeur : 1,5 m.

Exemples de travaux effectués dans cette installation d'essai : impact de dièdres (hydroptères), étude de faisabilité d'un banc d'essais de dispositif récupérateur de pétrole en mer, études de carènes, étalonnage de sonde, etc.

⁵⁸ Voir le document *Etudes et recherches*, Partie III, Chapitre 1, Fig. 23.

Station d'impacts hydrodynamiques

Cette installation d'essais, mise en place en 1982, est attenante à la soufflerie verticale SV4.

La catapulte propulse un engin, ou maquette de corps sous-marin, calé en incidence sur le chariot d'entraînement, sur un plan d'eau de 2 m x 2,5 m, profond de 4,5 m. La séparation de la maquette de son support s'effectue lors du freinage du chariot avant l'impact. La visualisation des premiers instants du phénomène est possible par l'intermédiaire des hublots montés sur la partie haute du bassin. Le freinage du corps s'effectue environ après 1 m de course à l'aide d'un filet récupérateur.

Les expérimentations menées, concernent principalement l'étude du champ de pression instationnaire, les efforts et moments s'exerçant sur l'engin lors de la pénétration dans l'eau, et l'examen des différents phénomènes de cavitation associés.

Bureaux d'études et ateliers

Cette équipe a pour vocation première la conception et la fabrication des maquettes (figures 75 et 76) nécessaires aux groupes opérationnels pour mener à bien leur travaux expérimentaux.

1.7 - Autres souffleries ou moyens

D'autres moyens d'essais sont à signaler pour le rôle qu'ils ont joué dans les premières années de la vie de l'ONERA.

1.7.1 - Soufflerie de Cannes⁵⁹

La soufflerie S1Ca de Cannes, construite par la SNCASO en 1942-44 pour le compte du ministère de l'Air, subsonique jusqu'à 50 m/s, veine de 3 m de diamètre, est exploitée à partir de fin 1944. Elle est affectée à l'ONERA (Direction de l'aérodynamique, OA) le 1^{er} novembre 1946, dirigée par Amédée Bévert, puis fermée en 1978.

Laissons Philippe Poisson-Quinton raconter⁶⁰ :

« [La soufflerie de Cannes] apporta une inestimable contribution : elle possédait à la fois un atelier de construction de maquettes et un personnel magnifiquement doué pour les essais et leur exploitation. Nous y faisons tous nos « coups de sonde » sur une idée nouvelle, aussi bien que l'étude d'une maquette complète motorisée : c'était le rêve pour un chercheur ! ».

Des recherches sont ainsi effectuées sur les tourbillons d'apex des ailes élancées (1951) ; l'hypersustentation par contrôle de la couche limite ou de la circulation par soufflage des ailes, avec validation des concepts sur deux avions prototypes destinés aux porte-avions, le Vultur et l'Etendard ; l'aide au pilotage en roulis de l'avion expérimental Deltaviex de l'ONERA, par soufflage au bord de fuite ; et même l'atterrissage en plané, sur une maquette ONERA de planeur de rentrée spatiale (1961–1963).

⁵⁹ Voir le document *Etudes et recherches*, Partie I, Chapitre 2, § 2.

⁶⁰ Cf. *La Lettre de l'AAAF*, n°9, octobre 2004.

1.7.2 - Station d'essais de givrage du Mont-Lachat (Savoie)

Le 11 juillet 1946, le Conseil du Groupement français pour le développement des recherches aéronautiques (GRA) approuve le principe de la mutation à l'ONERA, qui sera effective au 1^{er} septembre 1946, du personnel et des installations qu'il gérait à la station de givrage du Mont-Lachat en Savoie.

L'utilisation de cette station est plus tard remplacée par celle de la soufflerie S1MA qui convient lorsque la température extérieure est suffisamment basse (voir § 1.3.2).

2 - LES MOYENS D'ANALYSE MODALE ONERA-SOPEMEA

2.1 - Introduction

La prévision du comportement dynamique des structures aéronautiques comprend, entre autres, l'étude de la stabilité aéroélastique qui permet de prévoir le phénomène de flottement.

Dès que la vitesse des avions est devenue importante, est apparu le risque de flottement (ou *flutter*), phénomène dangereux, responsable de nombreux accidents avant d'être compris et maîtrisé. A l'ONERA, cela a été une préoccupation majeure de la Direction scientifique des structures (OR) de Robert Mazet, puis Gabriel Coupry, Roland Dat et Roger Labourdette.

Le flottement d'une aile est dû à un couplage aéroélastique entre les mouvements vibratoires de torsion et de flexion de l'aile. Très schématiquement (figure 77), la torsion conduit à un supplément d'incidence locale $\Delta\alpha$ de l'aile, donc à un supplément de portance ΔR qui excite l'aile en flexion.

Ce phénomène peut s'avérer divergent et catastrophique lorsqu'une certaine vitesse « critique » de vol est atteinte, l'énergie responsable de la rupture de l'aile étant puisée dans l'écoulement.

Il est évidemment essentiel de connaître cette vitesse critique pour s'assurer qu'elle ne sera pas rencontrée dans le domaine de vol normal de l'avion, voire l'exclure de ce domaine par modification des caractéristiques aéroélastiques de l'avion.

Il faut déjà bien connaître les caractéristiques vibratoires de l'avion, sans écoulement d'air, par la détermination des modes de vibration par le calcul⁶¹ ou l'expérimentation au sol, sur maquette⁶² ou sur l'avion complet⁶³, avec les dispositifs appropriés d'excitation de ces modes (Christian Béatrix, Gérard Piazzoli, Pierre-Marie Hutin). Par exemple, cette analyse modale a nécessité 700 accéléromètres pour l'A340 en 1991.

Il faut également bien connaître les caractéristiques aéroélastiques de l'avion en présence de l'écoulement d'air, par le calcul, des essais en souffleries sur maquettes aéroélastiquement semblables⁶⁴, et des essais en vol avec des excitateurs de vibrations appropriés⁶⁵ (Roger Destuynder, Gérard Piazzoli). Cela permet de

⁶¹ Voir le document *Etudes et recherches*, Partie III, Chapitre 1, Fig. 9.

⁶² Voir le document *Etudes et recherches*, Partie III, Chapitre 1, Fig. 10.

⁶³ Voir le document *Etudes et recherches*, Partie III, Chapitre 1, Fig. 8.

⁶⁴ Voir le document *Etudes et recherches*, Partie III, Chapitre 1, Fig. 7.

⁶⁵ Voir le document *Etudes et recherches*, Partie III, Chapitre 1, Figs. 33 et 50.

s'approcher « prudemment » de la vitesse critique afin de la caractériser de façon encore plus précise.

Un calcul de flottement nécessite donc la connaissance d'un modèle dynamique de la structure. Celui-ci peut être fourni, soit par calcul (actuellement par une méthode d'éléments finis), soit par identification modale par un essai de vibration au sol. C'est ce dernier point qui va être développé ici. L'essai au sol, destiné à l'analyse modale, fournit les résultats suivants : modes propres, fréquences propres, paramètres généralisés (masse, coefficient d'amortissement).

Au cours des cinquante dernières années, ces essais ont été réalisés essentiellement par deux installations mobiles d'analyse modale de structure, l'une sous la responsabilité de la SOPEMEA (Société pour le perfectionnement des matériels et équipements aérospatiaux), surtout utilisée pour les essais d'avions d'armes, l'autre sous la responsabilité de l'ONERA, beaucoup plus adaptée aux essais des avions gros porteurs, les méthodes d'essais proprement dites ayant été confiées plus particulièrement à l'ONERA.

Depuis 2000, un nouveau moyen d'essai, dont l'étude remonte à 1992, est capable de répondre aux besoins des grands programmes aéronautiques et spatiaux futurs qui demanderont un grand nombre de voies de mesure, avec des fréquences des premiers modes de structure très basses.

Etudié et réalisé conjointement par l'ONERA et la SOPEMEA, il a servi, en particulier, à effectuer les essais sur les Airbus A340 et A380.

2.2 - Les moyens de l'ONERA

Les recherches de l'ONERA en aéroélasticité pendant la période considérée (1946-1995) sont présentées dans le fascicule *Etudes et recherches*, Partie III, Chapitre 1, § 1.2. Comme il a été dit, on se limite ici à l'aspect analyse modale au sol, dont les moyens et méthodes ont beaucoup évolué pendant cette période.

Les recherches en aéroélasticité de l'ONERA sont alors effectuées à la Direction de la résistance des structures (OR), dirigée successivement par Robert Mazet (1947), Gabriel Coupry (1968), Roland Dat (1987) et Roger Labourdette (1989-1997). Les essais de vibration au sol sont placés sous la responsabilité de Christian Béatrix (1955), Gérard Piazzoli (1971) et Pierre-Marie Hutin (1989-2000).

Années 1950

Dès sa création en 1946, l'ONERA étudie les phénomènes aéroélastiques pour prévoir les risques de flottement des nouveaux avions. Comme il a été vu, le flottement résulte du couplage entre l'écoulement d'air instationnaire et les déformations d'un avion. Il peut conduire à l'endommagement de l'appareil voire à sa destruction.

Ces études, indispensables à la réception des avions militaires et à la certification des avions civils, mêlent essais et simulation numérique.

Des essais de vibrations au sol, sur prototype ou sur maquette, fournissent les caractéristiques vibratoires de l'avion. Ces essais peuvent être complétés par des essais en soufflerie ou de maquettes en vol.

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 main !

Années 1960-1970

Dix ans plus tard, les avions sont de plus grande dimension et de masse plus importante. 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.

Au cours de ces années, l'ONERA exporte déjà son savoir-faire notamment en Allemagne. Par exemple, sur l'avion militaire Lockheed F104, qui a la réputation d'être un avion peu sûr, l'ONERA est sollicité pour faire des essais de vibrations⁶⁶.

Années 1970-1990

Au cours des années 1970, dans les essais de vibration au sol, les palpeurs sont remplacés par des accéléromètres. En effet, le DLR avait conçu un planeur pour mettre en évidence le déclenchement du flottement et ce planeur était déjà équipé de capteurs accélérométriques.

En France, des essais de vibrations au sol et de flottement en vol sont réalisés sur tous les avions développés : planeurs, avions légers et de transport (figure 78), y compris les gros porteurs.

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

Années 1990-2000

Avec les essais de vibrations au sol de l'A320 et de l'A330 (figure 79)⁶⁷, l'évolution du matériel est significative. Le nombre d'accéléromètres est plus important. Il va croître encore avec, respectivement, 700 points de mesure sur l'A340 en 1991 et 800 sur l'A380 en 2005 (voir § 2.4).

L'évolution de la puissance de calcul permet de modéliser de mieux en mieux la réalité grâce à la simulation numérique.

Des calculs de prévision de flottement sont réalisés d'après les résultats de mesures d'essais de vibrations au sol⁶⁸ et d'essais en soufflerie⁶⁹. Ils doivent garantir, avec une certaine marge de sécurité, que le phénomène de flottement n'apparaîtra pas en vol, puis ils sont validés en conditions réelles par les essais de vibrations en vol⁷⁰.

La coopération bilatérale ONERA-DLR, qui a pris forme vers 1992, est devenue 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,

⁶⁶ Voir le document *Etudes et recherches*, Partie III, Chapitre 1, Fig. 8.

⁶⁷ Voir également le document *Etudes et recherches*, Partie III, Chapitre 1, Fig. 33.

⁶⁸ y compris sur maquette à échelle réduite : voir le document *Etudes et recherches*, Partie III, Chapitre 1, Fig. 10.

⁶⁹ Voir Figs. 33 et 34 et le document *Etudes et recherches*, Partie III, Chapitre 1, Fig. 7.

⁷⁰ Voir le document *Etudes et recherches*, Partie III, Chapitre 1, Fig. 33.

l'ONERA et le DLR mettent en « *pool* » à la fois leurs équipes et leurs moyens expérimentaux.

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'A380.

2.3 - Les moyens de la SOPEMEA⁷¹

La SOPEMEA s'est vue confier très tôt, à la fin des années 50, par les Services officiels français de l'aéronautique (à signaler, en particulier, l'action déterminante de l'ingénieur militaire de l'Air Hughes de l'Estoile, du Service technique aéronautique), l'étude, la réalisation et l'exploitation d'un moyen mobile d'essais aux vibrations de structures complexes, afin d'appliquer, de façon industrielle, les méthodes élaborées par l'ONERA pour la détermination expérimentale des modes propres des avions.

Les installations

La première installation mobile d'essais est mise en service en 1956, placée dans un camion P 45, spécialement aménagé (figure 80), mais elle ne comporte que 4 voies d'excitation commandées en parallèle, l'acquisition des mesures se faisant point par point, manuellement à l'aide d'un capteur mobile de déplacement.

Cette installation, de performances relativement limitées, est remplacée, en 1966, par un nouveau moyen comportant un grand nombre d'améliorations, mieux adapté aux besoins de l'Aéronautique moderne :

- un plus grand nombre de voies d'excitation, à commande séparée en force et en phase ;
- une chaîne d'acquisition automatique pas à pas, de 300 voies ;
- une capacité de 300 capteurs de déplacement, mis en place pour toute la durée de l'essai, sur la structure à tester ;
- une amélioration de la qualité et de l'automatisme des mesures, avec, comme conséquence, une réduction du temps d'immobilisation pour les essais.

L'ensemble de cette installation mobile d'essais est mis en place dans un camion semi-remorque regroupant tous les moyens d'excitation et de mesure et dans un camion spécialement aménagé pour le transport des matériels de servitude. Cette installation procède, en particulier, aux essais d'analyse modale des avions Mirage F1 et Mystère 20.

En 1967, la SOPEMEA ayant été choisie pour effectuer les essais de vibration de l'avion Concorde, il est nécessaire, compte tenu de la géométrie et de la masse de l'avion, de disposer d'un plus grand nombre de points de mesure et de chaînes d'excitation de force plus élevée. Une installation complémentaire, pouvant d'ailleurs être utilisée de façon autonome, est donc réalisée. Elle comprend :

- 8 voies d'excitation, de 1 000 N ;
- une deuxième chaîne d'acquisition automatique, de 300 voies, ce qui porte ainsi la capacité totale des deux installations à 600 voies.

En 1974, pour répondre à l'évolution des méthodes de détermination expérimentale des modes propres, ainsi qu'à la nécessité de réduire les durées des

⁷¹ Par Marcel Cado.

essais, tout en augmentant le nombre des données acquises, la SOPEMEA associe à l'installation précédente un centre d'acquisition et de traitement informatique des données ayant, comme unité centrale, un ordinateur Philips P 880, avec une capacité de mesure portée à 700 voies, doté d'un multiplexeur analogique de 1 024 voies, les capteurs de déplacement étant remplacés par des accéléromètres.

Nouvelle modification en 1979 : de nouvelles méthodes d'analyse modale, mises au point en collaboration avec l'ONERA, apparaissent⁷² :

- une méthode dite « en excitation par appropriation » ;
- une méthode dite « en excitation globale ».

Pour les appliquer, un nouveau système informatique est intégré dans l'installation ; il comprend un mini-ordinateur CII – Mini 6, venant remplacer le Philips P 880, avec un processeur vectoriel FPS 100, et une chaîne d'acquisition rapide de 128 voies, venant compléter la chaîne d'acquisition de 1 024 voies déjà existante.

Parallèlement à ces améliorations apportées à l'installation mobile d'essais en ce qui concerne les mesures, la SOPEMEA effectue l'étude et la réalisation de systèmes de suspension élastique à coussins d'air.

Une dernière modification est apportée en 1991 à cette installation : le ordinateur Mini 6 est remplacé par un ordinateur MASCOMP.

Ces installations conçues dans les années 70 sont ainsi régulièrement mises à niveau pour tenir compte des progrès réalisés dans les systèmes et logiciels informatiques et pour s'adapter aux nouvelles méthodes d'essais.

Ceci étant, compte tenu de la complexité croissante de ces moyens, la SOPEMEA met également en place, en 1989, une installation légère munie de calculateurs analogiques disposant d'une chaîne d'acquisition de 128 voies, installée dans une simple camionnette, pour effectuer à moindres frais et rapidement, des essais d'analyse modale, en cas d'excitations naturelles (circulation de véhicules et de fluides, fonctionnement de machines, etc.).

Bilan des essais SOPEMEA

Au cours des quarante dernières années, environ 400 essais sont réalisés par les différentes installations de la SOPEMEA, dont une bonne partie sous la responsabilité de l'ingénieur Robert Gougeau.

Ces essais concernent, bien sûr, en premier lieu, les matériels aéronautiques :

- principalement, les avions de combat dans leurs différentes configurations : Mirage III, Mirage F1, Jaguar, Etendard, Super Etendard, Mirage 2000, Rafale (figure 81) ;

- mais aussi des avions de transport civils ou militaires, tels que les avions de la famille Mystère 20 – Falcon (près de 80 essais réalisés pour les différentes versions) (figure 82), le Transall, les Breguet Atlantic (générations 1 et 2), et quelques Airbus,

⁷² Dans la méthode d'excitation par appropriation, l'essai commence par la recherche des fréquences propres de la structure, suivie par une appropriation permettant d'isoler chaque mode et d'en calculer les paramètres généralisés (fréquence, amortissement, masse généralisée).

Dans la méthode d'excitation globale, la structure peut être excitée en sinus ou en aléatoire. Le lissage des fonctions de transfert mesurées permet de déterminer les pôles et les paramètres généralisés correspondants.

en coopération avec l'ONERA, sans oublier le Concorde 001, à Toulouse, en 1967 et le Concorde 01 à Bristol en 1971 (figure 83).

A signaler qu'Intespace, alors filiale de la SOPEMEA, réalise les essais d'analyse modale du satellite SPOT.

De nombreux essais (plus de 160) sont également effectués dans différents domaines industriels, sur des matériels tels que :

- bâtis métalliques de support pour engins ;
- cuves de réacteur nucléaire ;
- véhicules ferroviaires ;
- matériels de génération électrique ;
- berceau du moteur du sous-marin SNLE, etc.

2.4 - Le moyen commun ONERA-SOPEMEA : l'installation MIMOSA⁷³

Sur l'initiative des responsables techniques de l'ONERA (Roger Labourdette) et de la SOPEMEA (Alphonse Deck), l'idée de concevoir un nouveau et unique moyen d'essais adapté aux besoins des grands programmes aéronautiques futurs voit le jour en 1992, après signature d'une convention entre l'ONERA et la SOPEMEA recentrant les activités des deux organismes :

- ONERA, sur la recherche et le développement ;
- SOPEMEA, sur les essais.

Cette convention prévoit la mise en place de ce nouveau moyen, développé en commun, en accord avec le métier des deux partenaires. Ce nouveau moyen doit avoir un haut standard technologique pour satisfaire les besoins des avionneurs :

- grand nombre de voies de mesure ;
- fréquences de modes de structure très basses ;
- gain de temps sur les essais, tout en améliorant la qualité et la quantité des résultats fournis.

Ce moyen doit pouvoir également évoluer au fil du temps et permettre la poursuite des recherches et développements sur les méthodes, les matériels et les logiciels susceptibles d'y être intégrés. C'est pourquoi le moyen d'essai comporte deux configurations matérielles :

- une installation « industrielle », de grande capacité (784 voies de mesure), pour la réalisation des essais de vibration au sol ;
- une installation « pilote », de moindre capacité (112 voies de mesure), conçue avec des éléments matériels de base identiques à la précédente et mise à la disposition de l'ONERA pour servir de plate-forme de recherche et de développement.

L'installation industrielle comporte donc 784 voies de mesure et utilise, comme moyens informatiques, des ordinateurs PC HP KAYAK XU 800, chargés de piloter les forces d'excitation et de réaliser les acquisitions avec, soit le logiciel d'acquisition IDEAS (MTS) pour la méthode globale, soit le logiciel d'acquisition ONERA-SOPEMEA pour la méthode du « sinus approprié ».

⁷³ Par Marcel Cado.

Cette installation utilise des capteurs accélérométriques spécialement conçus par PCB (fabricant américain) et des excitateurs électrodynamiques PRODERA, d'une force maximale de 1 000 N.

Ces différents moyens sont installés dans deux véhicules :

- un véhicule laboratoire, en remorque porte-shelter, qui comprend essentiellement les moyens informatiques de mesure, d'acquisition et de traitement (chaînes d'acquisition et chaînes de traitement) (figure 84) ;
- un véhicule de servitude tracteur, permettant le transport des équipements d'essais (excitateurs, capteurs, câblages et outillages divers).

A signaler que cette installation est compatible avec celle développée par le DLR (Institut de recherches allemand de Göttingen), ce qui a permis de faire les essais sur les Airbus A340 et A380, en regroupant les moyens des organismes français et allemands.

2.5 - Conclusion

Cette présentation des moyens d'analyse modale en aéronautique montre combien a été efficace, durant ces cinquante dernières années, l'action de deux organismes français, l'ONERA principalement dans les études, la SOPEMEA dans les essais. Cette action, menée en étroite coopération, avec le soutien sans faille des services de la DGA, a permis d'acquiescer une totale indépendance dans ce domaine et de couvrir la totalité des besoins des constructeurs français.

Aujourd'hui, pour faire face aussi bien à la complexité croissante des futurs besoins des constructeurs qu'à la diminution du nombre des programmes, ces deux acteurs veulent, par une coopération encore renforcée, confirmer leur complémentarité et unir leurs efforts de recherche dans la conception de nouvelles installations d'essais.

Loin de rester franco-française, cette action est menée en liaison avec l'homologue allemand, le DLR, pour répondre, avec le maximum d'efficacité et de rapidité, à l'ensemble des besoins européens actuels et futurs.

3 - L'ONERA ET LES CENTRES D'ESSAIS DE LA DCAE

3.1 - Introduction

Les relations pendant la période considérée entre l'ONERA et certains centres d'essais de la DCAé (CEV, CEAT, CEPr) sont rappelées ici, sans chercher à être exhaustif, et c'est à cette occasion que sont évoqués le CRV (Centre de recherches en vol de l'ONERA, à Brétigny), et les souffleries S5 (CEAT) et CEPRA 19 (CEPr).

3.2 - L'ONERA et le CEV⁷⁴

L'ONERA, contrairement à certains de ses homologues européens et à la NASA, ne dispose plus de moyens de recherches en vol qui lui soient propres. Mais cela n'a pas toujours été le cas. En effet, dans les premières années de son existence,

⁷⁴ Voir le chapitre 1 de ce document.

l'ONERA dispose à Brétigny d'un Centre de recherches en vol (CRV) où diverses expérimentations sont effectuées (figures 85 à 87).

Une étude de base des années 50 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-même⁷⁵, et des essais sur maquettes en vol (figure 88), sont effectués, avant d'aborder de difficiles conditions de vol (figure 89), ce qui conduit cependant à étudier un système original de contrôle actif du roulis utilisant des jets pulsés au bord de fuite de l'aile, en combinaison avec les classiques gouvernes aérodynamiques⁷⁶.

Au début du projet Concorde, deux programmes d'expérimentation en vol sont menés à bien par l'Office pour fournir des données fondamentales, respectivement sur l'échauffement cinétique et le frottement en vol de croisière à Mach 2, et valider à la fois les méthodes de calcul et les mesures en soufflerie. C'est, tout d'abord le projet « D6 », maquette d'aile delta injectée à Mach 2 à l'aide d'une fusée sonde tirée au CEM (Centre d'essais de Méditerranée)⁷⁷ ; ces données recourent bien les mesures sur la même aile delta durant des rafales chaudes dans la soufflerie S3MA de Modane et permettent d'ajuster la modélisation théorique. Le frottement turbulent à Mach 2 est ensuite mesuré en vol au CEV sur l'aile d'un bombardier Mirage IV, avec le concours de la Société Dassault, puis comparé aux résultats d'expériences en soufflerie et aux prévisions théoriques qui doivent être utilisées sur Concorde.

Plus tard, d'autres opérations de recherches en vol, rappelées ci-dessous, sont conduites en collaboration avec le CEV. En 1992, une proposition de programme de recherches en vol, sous forme d'une quarantaine de fiches, est faite auprès de la DCAé.

La Direction des études de synthèse (DES) mène avec la Direction de l'aérodynamique (OA) des recherches en vol concernant les avions, comme la mesure de pressions sur voilure de Mirage III, l'étude de profils supercritiques sur T33 (figure 90), des mesures sur la transition du bord d'attaque de l'aile de Nord 2500.

Pour les équipements, des recherches coordonnées par DES sont effectuées dans les domaines de l'anémo-baro-clinométrie et de l'étalonnage de la pression statique, et elles sont ensuite orientées vers le traitement hybride, l'anémométrie par diode laser et les lidars aéroportés. Dans le domaine des radars, les stations BRAHMS servent aux mesures de signatures. En navigation, l'opération IRMA 89/Apache sur Transall se poursuit par l'opération ADA/MTDS avec la CASA. En ce qui concerne les radars à vision latérale (SAR), les opérations MARISA/MLRS et CAMREX/OTAN, sont menés avec le dispositif RAMSES sur Transall⁷⁸. Enfin, le radar à antennes réparties RIAS est expérimenté en fonctionnements sol, bistatique sol-air-sol, bistatique sol-air-air, et l'étude se poursuit dans le domaine des contre-

⁷⁵ Voir § 1.2 et le document *Etudes et recherches*, Partie III, Chapitre 1, Fig. 25.

⁷⁶ Rappelons que ce type de contrôle est à rapprocher de celui utilisé beaucoup plus tard pour la Navette spatiale américaine, dans la partie de la rentrée où l'autorité des gouvernes aérodynamique est encore trop faible.

⁷⁷ Voir le document *Etudes et recherches*, Partie III, Chapitre 1, § 3.4 et Fig. 50.

⁷⁸ Voir le document *Etudes et recherches*, Partie III, Chapitre 3, Fig. 101.

contre-mesures avec le radar transhorizon NOSTRADAMUS et un concept de radar de bord.

Le CERT/DERAT effectue des recherches en vol, en coopération avec Dassault, sur la laminarité en subsonique (opération « Nageoire » Falcon⁷⁹), qui est poursuivie dans le cadre du DTP FLAM (Falcon laminaire)⁸⁰. Une recherche en vol sur la laminarité en supersonique est menée en coopération avec l'EPNER, en utilisant un Mirage III.

Le CERT/DERA participe à des études d'identification sur le Dauphin Recherche lorsqu'il devient disponible au CEV.

Le CERT/DERMO mène de son côté une étude sur un radiogoniomètre pour hélicoptère.

A l'IMFL, dans le domaine du vol à grande incidence et de la vrille, une importante opération dite « Synthèse Alphajet »⁸¹ est menée, entre 1984 et 1987, en coopération avec AMD-BA. Elle permet d'améliorer la connaissance des modèles de mécanique du vol à grande incidence. Ces modèles sont ensuite utilisés pour le Rafale.

Dans le domaine de l'aviation générale et de l'aide à la certification FAR 23, la résistance à la perte de contrôle de l'ATL Robin est étudiée dans le cadre de l'Opération CARAPACE⁸², en vue de déboucher sur la définition de dispositifs antiville et de moyen de secours, et de faciliter l'élaboration de la réglementation. Une sonde anémo-baro-clinométrique SAGA multitrous pour mesure aux grands angles est mise au point.

La Direction des structures (OR) participe à l'importante opération ASTRE⁸³ sur le vol en turbulence des avions d'armes. 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.

Enfin, la Direction de la physique (OP) procède, en 1984, 1986 et 1988, à des campagnes de caractérisation en vol à bord d'un Transall du phénomène de foudroiement⁸⁴.

Dans le domaine de la discrétion infrarouge, les mesures de SIR en vol sont effectuées à bord d'une Caravelle, équipée de l'instrumentation SICAP-CIRAP (1989-1994) (figure 91).

L'interface ONERA-CEV s'améliore beaucoup avec la mise en place de l'équipe de Salon-de-Provence. La proximité géographique facilite les contacts. Le programme de recherches en vol proposé par l'ONERA sert de base à un accroissement de la coopération, en particulier dans le domaine de la mécanique du vol, en liaison avec l'Ecole de l'Air.

⁷⁹ Voir le document *Etudes et recherches*, Partie III, Chapitre 1, Fig. 38.

⁸⁰ Voir le document *Etudes et recherches*, Partie III, Chapitre 1, Fig. 39.

⁸¹ Voir le document *Etudes et recherches*, Partie III, Chapitre 1, § 2.3.

⁸² Voir le document *Etudes et recherches*, Partie III, Chapitre 1, § 3.5.

⁸³ Voir le document *Etudes et recherches*, Partie III, Chapitre 1, Fig. 22.

⁸⁴ Voir le document *Etudes et recherches*, Partie III, Chapitre 1, Fig. 19.

3.3 - L'ONERA et le CEAT⁸⁵

L'ONERA coopère avec le CEAT depuis de nombreuses années. Les deux organismes sont complémentaires, l'ONERA se situant en général plus en amont, dans le domaine des essais de recherche et le CEAT plus en aval, dans celui des essais de qualification. En ce qui concerne les essais industriels sur les structures, le CEAT est chargé des essais statiques et de fatigue, et l'ONERA et la SOPEMEA des essais de vibration au sol (voir § 2). Il faut noter cependant, pendant quelques années, une certaine concurrence entre l'ONERA et le CEAT dans le domaine des souffleries.

Pour la coopération, plusieurs directions de l'ONERA sont concernées.

La Direction des structures (OR) coopère un temps dans les domaines de l'établissement et de la validation de modèles de progression de fissure sous chargements spectraux et de l'identification de lois de comportement viscoplastiques cycliques de matériaux pour aubes et disques de turbines (en liaison avec SNECMA et Turboméca). Une action sur le vieillissement des structures d'avions est menée ensuite, dans le cadre du GARTEur.

La Direction des matériaux (OM) effectue, sous l'égide de Turboméca, un important programme de caractérisation de l'alliage pour aubes monocristallines AM3 en vue d'une utilisation sur moteurs. En 1991, dans le cadre d'une coopération ONERA-IMPHY-Turboméca-CEAT, démarre une coopération pour caractériser l'alliage Astroloy filé-forgé conventionnel pour disques (propagation de fissures en fatigue-fluage sur éprouvette ICBR).

La Direction de l'aérodynamique (OA) effectue des essais de profils, en stationnaire et instationnaire, pour pales d'hélicoptères ou ailes d'avions légers, et des mesures sur les sillages en instationnaire, dans la soufflerie S10⁸⁶ du CEAT.

L'IMFL procède à la caractérisation aérodynamique à grande incidence de l'Alphajet sur le montage $2k\pi$ de la soufflerie S4⁸⁷ du CEAT. Plus tard, l'IMFL effectue, sous l'égide du STPA et de l'Aérospatiale, la caractérisation aérodynamique et l'étalonnage de sondes anémo-clinométriques intégrées dans la maquette d'Airbus A300 au 1/22^{ème} pour mesure en vol de l'effet de sol, dans la soufflerie S4 et le tunnel de l'Hers. Des compléments d'essais sont effectués pour caractériser finement l'effet de sol statique et dynamique sur Mirage 2000 et comparer les résultats avec ceux des essais en vol de la maquette.

La Direction de la physique (OP) coopère avec le CEAT dans les domaines des essais de foudroiement (figure 92)⁸⁸ et du développement d'un imageur spectral. Des essais de choc de tension et de développement de courant sont effectués en 1989 et 1990 sur hélicoptère Écureuil modifié et sur voilure d'Airbus, dans le cadre de l'AFARP 27. Plus tard, des études sont menées sur les procédures d'essais des matériels aéronautiques en choc de tension, et les procédures pour les tests de

⁸⁵ Voir le chapitre 2 de ce document.

⁸⁶ aujourd'hui fermée.

⁸⁷ qui dépend maintenant de l'ENSICA.

⁸⁸ Voir également le fascicule *Etudes et recherches*, Partie III, Chapitre 1, Fig. 33.

qualification des réservoirs de carburant en matériaux composites. D'autre part, une maquette d'imageur spectral SERISIS, puis l'imageur lui-même sont réalisés.

Au CERT/DERMO, la coopération se limite à des opérations ponctuelles portant sur la mise au point d'un banc de caractérisation électromagnétique de matériaux.

Le problème de la « rationalisation » de l'utilisation des souffleries du CEAT et de l'ONERA est alors traité dans le cadre du C3S (Comité consultatif de coordination des souffleries).

La soufflerie S5 ($\varnothing = 5$ m), maintenant fermée, était utilisée surtout par les industriels, Dassault et Aérospatiale.

3.4 - L'ONERA et le CEPr⁸⁹

L'ONERA coopère également avec le CEPr depuis de nombreuses années. Les deux organismes sont complémentaires, l'ONERA se situant en général plus en amont, dans le domaine des essais de recherche, et le CEPr plus en aval, dans celui des essais de qualification à grande échelle. La coopération dans le domaine des essais acoustiques, dans le cadre de la convention DCAé-ONERA sur la soufflerie anéchoïque CEPRA 19, est à classer à part (voir plus loin).

La Direction de l'énergétique (OE) participe à la conception des bancs MINOS et RACE⁹⁰. Le banc RACE est ensuite exclusivement utilisé par les industriels. L'ONERA apporte son assistance pour des mesures particulières, notamment des mesures laser dans les compresseurs centrifuges pour Turboméca. Rappelons que la SNECMA dispose de sa propre équipe de mesures qui opère sur place en fonction de ses besoins. L'ONERA échange également avec les industriels des informations sur les bancs turbines en cours de conception.

La Direction de l'aérodynamique (OA) effectue d'une part la définition d'une tuyère Mach 3 et du tube de reprise pour les essais de combustion du missile ASMP à haute altitude, dans le cadre d'une convention du STEn ; d'autre part, l'avant-projet d'un banc de statoréacteur pour le missile TRISTAN, sous convention STEn ; enfin, la définition de prises d'air permettant de restituer au point fixe une distorsion donnée à l'entrée d'un moteur (sous contrat SNECMA). La coopération se poursuit ensuite dans le domaine des nouvelles prises d'air pour la qualification du moteur M88 dans les conditions de vol en incidence.

La Direction des matériaux (OM) procède pendant plusieurs années à des demandes d'essais mécaniques, notamment de fluage. En 1991 démarre une coopération SNECMA-ONERA-CEPr pour caractériser l'alliage pour disques Astroloy filé-forgé isotherme (propagation de fissures en fatigue-fluage, éprouvettes RT).

Enfin, la Direction de la Physique (OP) effectue en 1975, des essais acoustiques dans la soufflerie anéchoïque CEPRA 19. Un nouveau protocole est signé en juin 1990. Des détails sont donnés ci-dessous sur cette soufflerie.

⁸⁹ Voir le chapitre 3 de ce document.

⁹⁰ Voir le document *Etudes et recherches*, Partie II, Chapitre 2.

CEPRA 19 (figure 93)⁹¹

Depuis 1966, le CEPr met en œuvre une chambre anéchoïque de grandes dimensions particulièrement équipée pour les mesures de bruit de jet au point fixe. La charge de cette installation n'a cessé de croître et dès 1971 les demandes d'essais justifient le lancement d'un deuxième moyen analogue. Laissons Jean Carpentier raconter :

« L'expérience des mesures en vol ayant montré que les essais au point fixe n'étaient pas représentatifs des phénomènes acoustiques en vol et qu'il fallait faire intervenir la vitesse de déplacement, on est conduit à réaliser une soufflerie anéchoïque. Deux projets⁹² sont alors proposés, l'un par le CEPr, à la DTI, et l'autre, par l'ONERA⁹³, à la DRME. Les spécifications sont identiques : il s'agit d'étudier les effets acoustiques de l'écoulement de l'air, sur des maquettes actives (avec bruit de jet, tuyères, rotors) ou passives (ailes avec volets hypersustentateurs), dans une veine ouverte, de diamètre 3 mètres pour les vitesses jusqu'à 60 m/s et de 2 mètres pour les vitesses jusqu'à 130 m/s. Cependant, les projets sont différents, dans leur conception et dans leur utilisation, le projet CEPr étant orienté vers les essais à caractère industriel, alors que celui de l'ONERA est mieux adapté aux études et recherches. Ceci conduit la DTI et la DRME à inciter le CEPr et l'ONERA à se rapprocher en vue de proposer un projet commun. L'ingénieur général Jean Gay, directeur du CEPr, et l'ingénieur général Pierre Contensou, directeur de l'ONERA, se mettent d'accord sur un nouveau projet, appelé CEPRA 19 (CEPr + ONERA) qui associe les deux équipes et bénéficie de leurs compétences, qui sont complémentaires. La soufflerie anéchoïque est installée au sein du CEPr⁹⁴, mise au point et utilisée par les deux équipes. CEPRA 19 est un bel exemple de coopération entre ces deux organismes qui ont ainsi doté la France d'un moyen d'essai de renommée internationale. »

L'installation entre en service en 1977. Elle est utilisée notamment pour les programmes de recherche européens. Actuellement encore, cette installation de très grande qualité fait toujours l'objet d'études afin d'améliorer ses performances aérodynamiques⁹⁵ et acoustiques. Les méthodes les plus récentes d'analyse des écoulements y sont utilisées (sondages 3D d'un jet par PIV, etc.). Son exploitation est entièrement assurée par la Direction des grands moyens techniques (GMT) de l'ONERA depuis 1999.

BIBLIOGRAPHIE

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

Plaquette : *De l'aérostation à l'aérospatial : le Centre de recherche de Chalais-Meudon*, ONERA, 2000.

⁹¹ Voir également le document *Etudes et recherches*, Partie III, Chapitre 1, Fig. 20.

⁹² Il semble qu'un troisième projet ait été présenté initialement par le CEAT.

⁹³ Rappelons que Pierre Rebuffet a été l'un des concepteurs de l'installation, en s'appuyant sur le bureau d'études de GSMA.

⁹⁴ en utilisant certains matériels disponibles au CEPr.

⁹⁵ CEPRA 19 a été dotée à l'origine d'un dispositif de simulation de jets unique en son genre, car capable du supersonique, ce qui a permis des avancées notables dans l'étude de ces phénomènes. Plus récemment, l'utilisation de simulateurs de réacteurs a été possible en faisant appel à l'azote liquide, selon des techniques développées pour ETW.

Marcel Pierre, *Création du Centre d'essais de l'ONERA à Modane-Avrieux*, 2^{ème} édition, ONERA, 1996.

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

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

Jean Carpentier, « Recherches et progrès aérospatiaux : le quarantième anniversaire de l'ONERA », *La Vie des Sciences*, Comptes rendus, série générale, tome 4, n° 5, p. 405-436.

Jean Carpentier, « La recherche aéronautique et les progrès de l'aviation », *Revue Scientifique et Technique de la Défense (RSTD)*, N°40, 1998-2.

Plaquette : *Les Grands Moyens d'Essais*, ONERA, 1988.

Plaquette : *Institut de Mécanique des Fluides de Lille*, ONERA, 1988.

Plaquette : *L'ONERA en région Nord Pas-de-Calais : La science fait décoller votre projet*, ONERA, 2001.

Philippe Poisson-Quinton, « Chalais-Meudon : la naissance de l'ONERA – le rôle de Pierre Rebuffet », 1789-1989 : De l'aérostation à l'aérospatial, *Les Nouvelles de l'ONERA*, 14 juillet 1989, pp. 74-93.

Philippe Poisson-Quinton, « L'Aéronautique des "Années 60" : souvenirs d'un chercheur », *La Lettre de la AAAF*, n° 9, octobre 2004.

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

Film *Les cathédrales du vent*, Jean Tensi, ENSMA, 2008.

REMERCIEMENTS

L'auteur de ce chapitre remercie chaleureusement Maurice Bazin, Xavier Bouis, Marcel Cado, Jean Carpentier, Alain Cochet, Marie-Claire Coët, Jean Détery, Paul Kuentzmann, Roger Labourdette, Jean-Luc Monlibert, Jean-Jacques Thibert et Jean-Marc Weber pour leurs contributions et/ou les documents communiqués et les remarques judicieuses lors de la relecture de tout ou partie du texte, ainsi que Jean-Pierre Bébert, François Fouquet, Philippe Pla et Ghyslaine Thomas-Fouquet pour l'aide apportée pour les illustrations.

Marcel Cado remercie vivement Bernard Colomies pour les informations concernant la SOPEMEA.

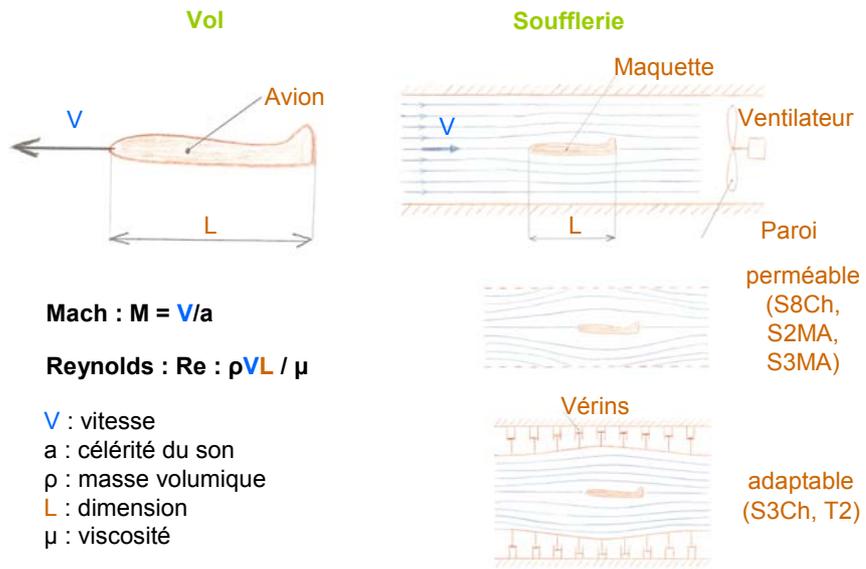
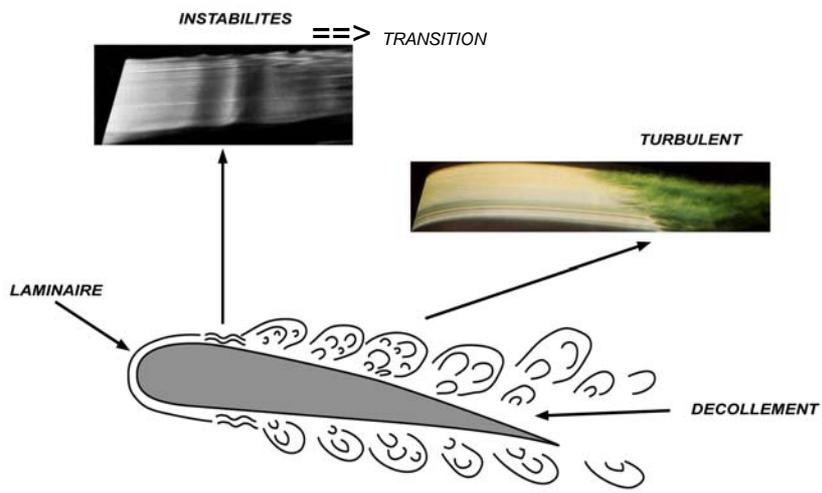


Fig. 1
Similitude



Reynolds : $Re = \rho V L / \mu$

ρ : masse volumique
 V : vitesse
 L : dimension
 μ : viscosité

Fig. 2
Couche limite

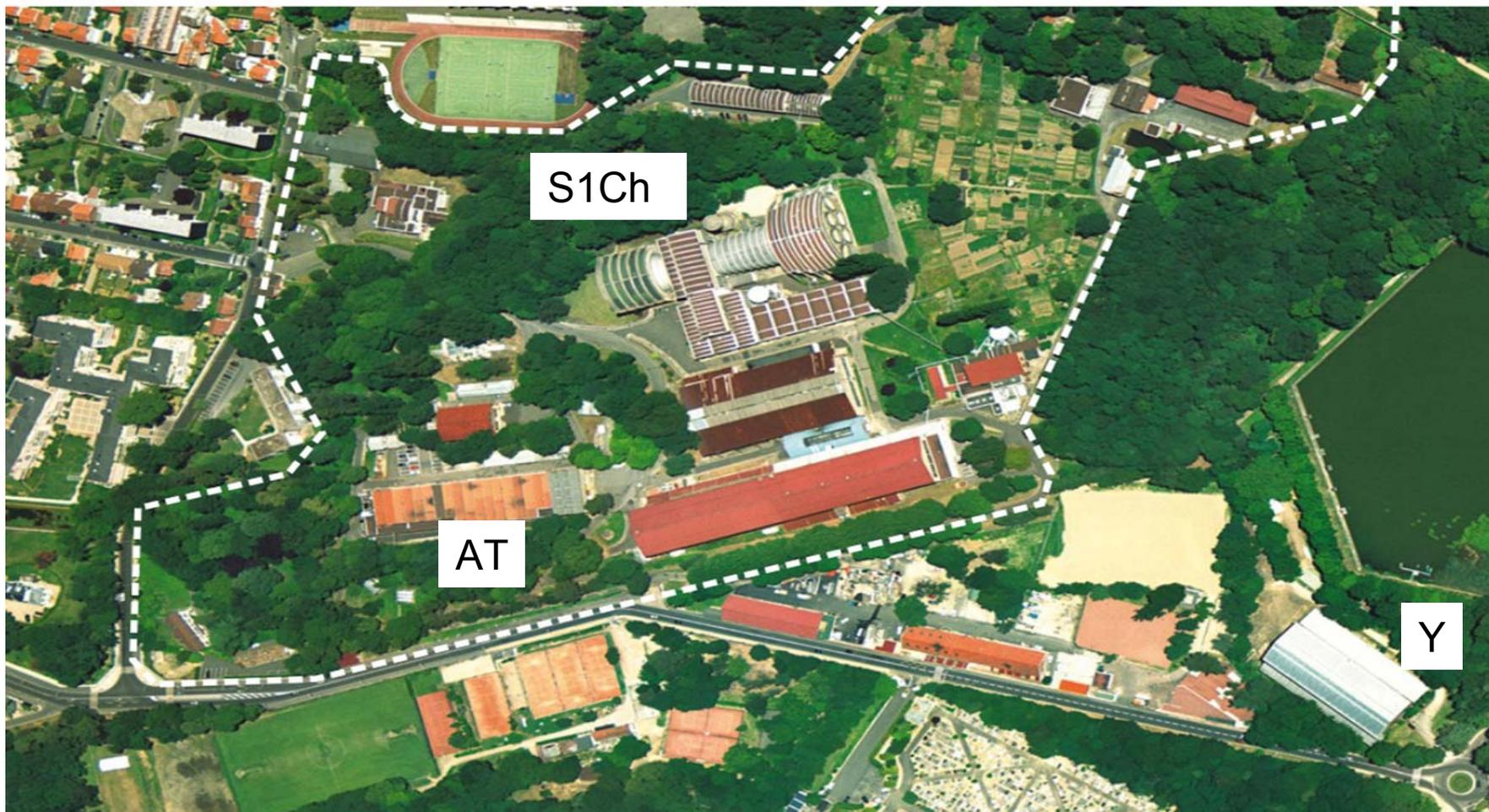
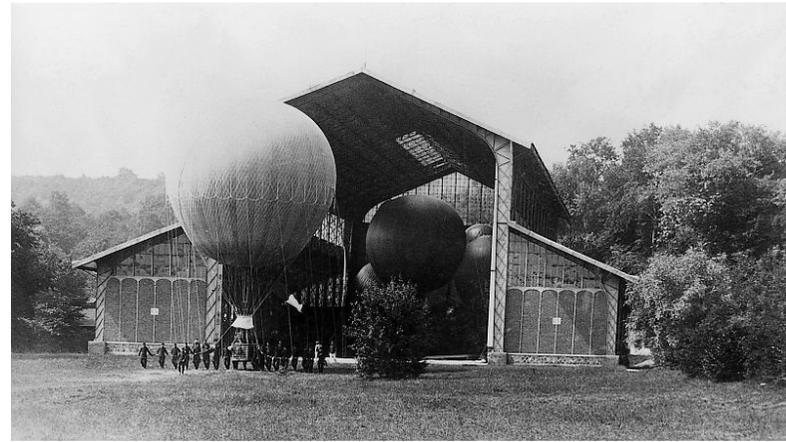


Fig. 3
Centre de Meudon

COMAERO



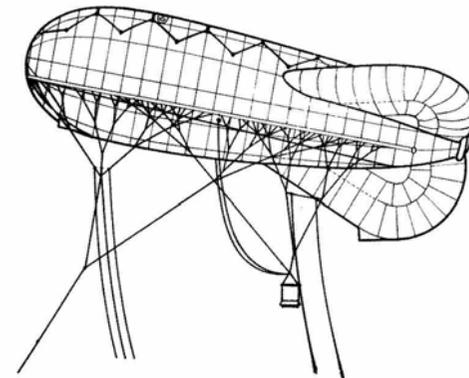
L'Entreprenant au siège de Mayence (1795)



Hangar Y (1880)



La France (Renard et Krebs, 1884)

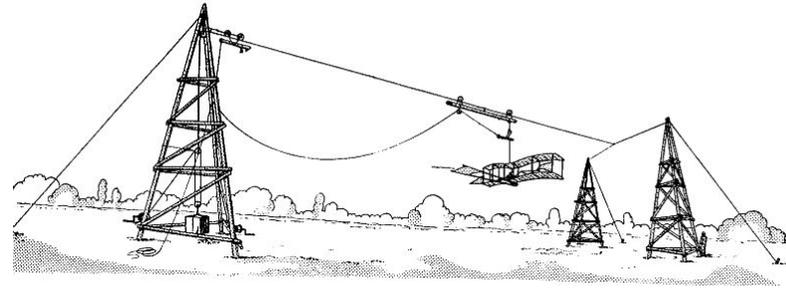


Ballon Caquot (1915)

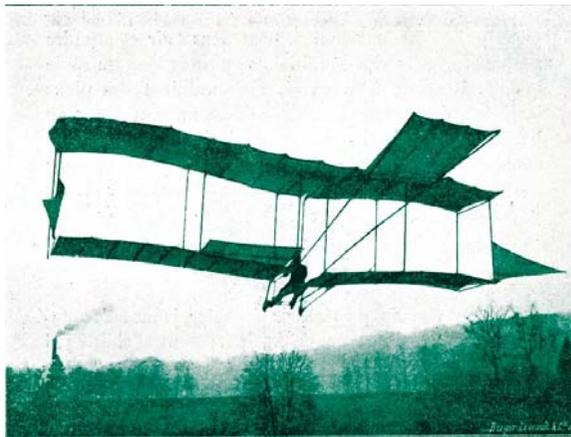
Fig. 4
Meudon et l'aérostation



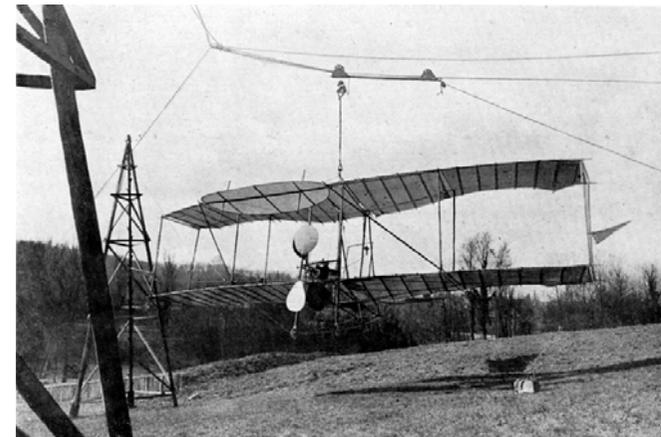
Le capitaine Ferber



L'Aérodrome 2

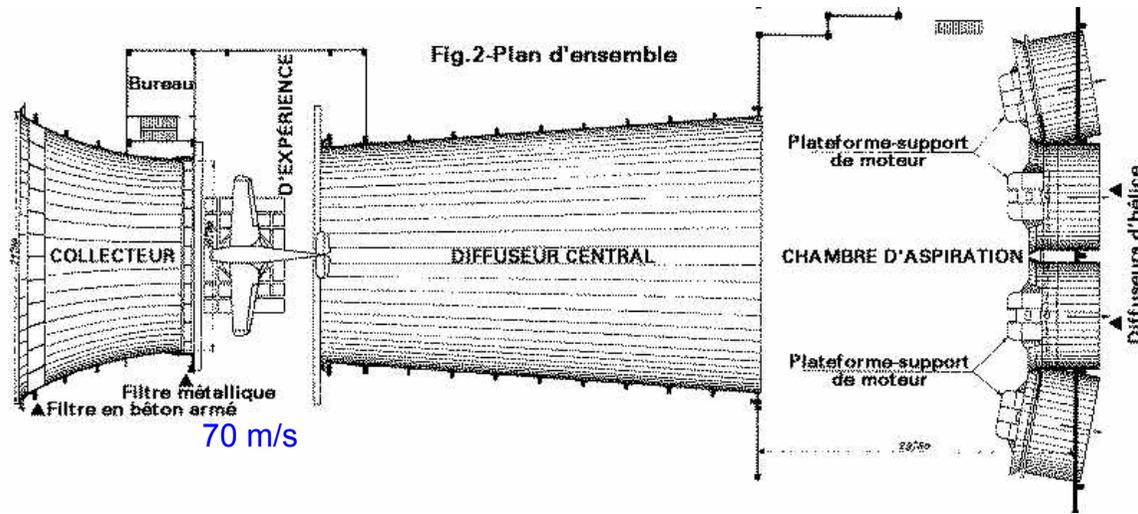


Vol plané



Aéroplane 6 bis (1905)

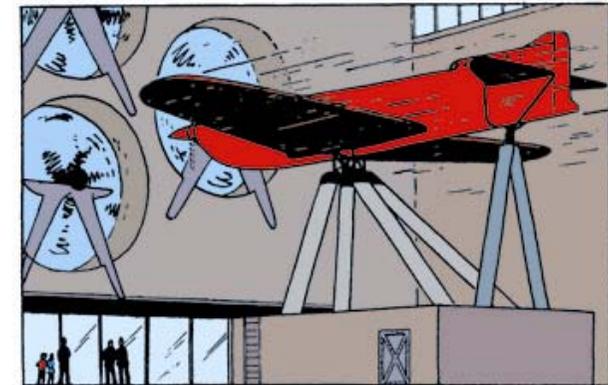
Fig. 5
Ferber à Meudon



Entrée du diffuseur 16 m x 8 m



Ventilateurs
6 000 CV

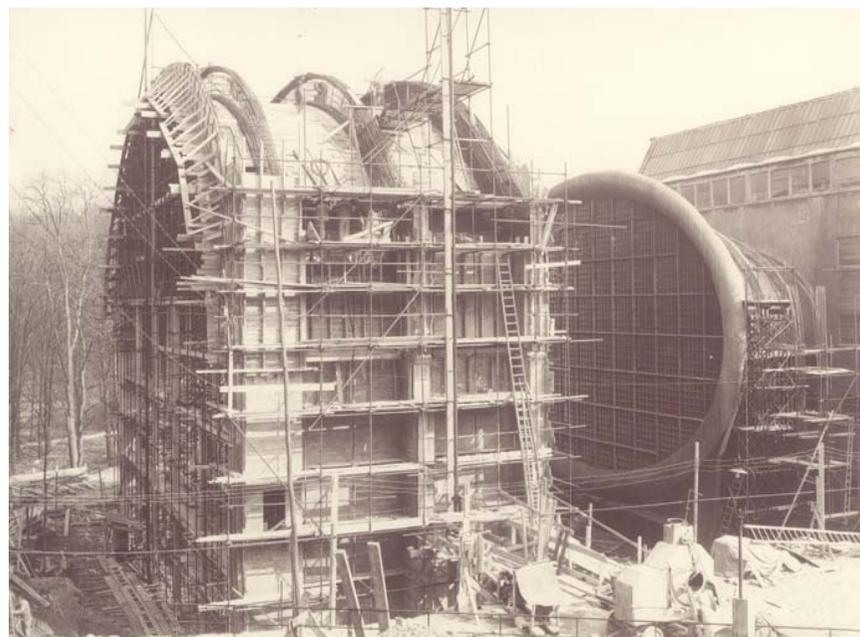


Hergé à S1 Ch !
Que remarque-t-on ?

Fig. 6
Soufflerie S1Ch de Meudon (1935)



Chantier en 1933



Modification de la partie amont (1950)

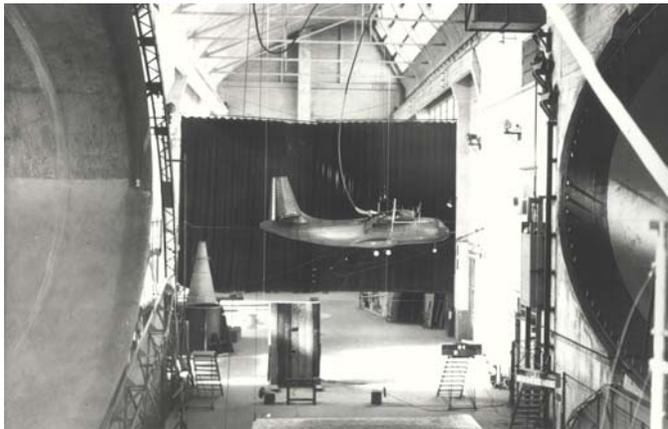
Fig. 7
Construction de la soufflerie S1Ch de Meudon



« Pou du ciel » (1936)



Morane –Saulnier 315 (1937)



Breguet 941 (1960)



Aile Rogallo (1976)

Fig. 8
Exemples d'essais dans la soufflerie S1Ch de Meudon



Fig. 9
Essai d'une maquette d'un projet d'ATSF (Avion de transport supersonique futur)
dans la soufflerie S2Ch de Meudon

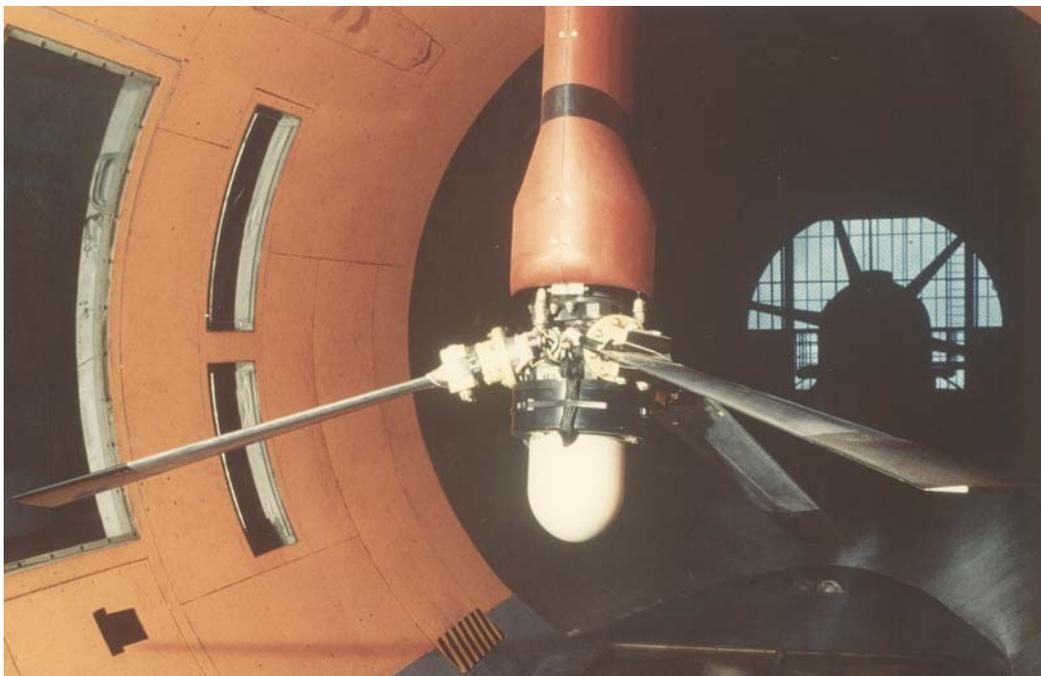


Fig. 10
Essai aérodynamique de rotor d'hélicoptère tripale (extrémité de pale
rectangulaire) dans la soufflerie S2Ch de Meudon



Fig. 11
Banc d'essais dynamiques de rotors dans la soufflerie S2Ch de Meudon



Fig. 12
Etude par vélocimétrie laser de l'écoulement aérodynamique autour d'une maquette d'hélicoptère Dauphin dans la soufflerie S2Ch de Meudon



Fig. 13
Les souffleries de Modane. Au premier plan, la conduite d'alimentation des turbines Pelton

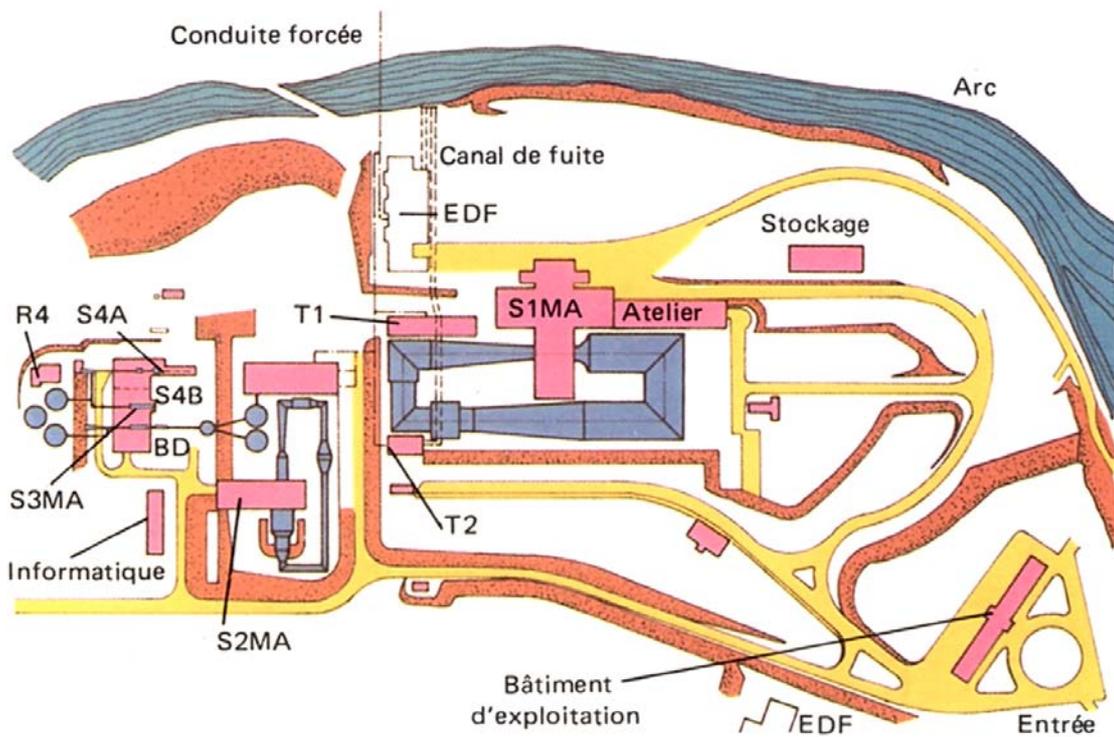
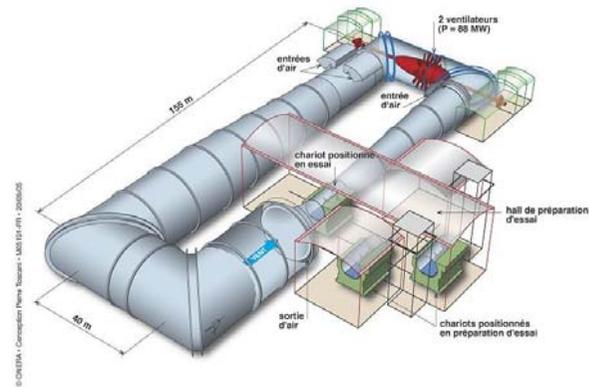


Fig. 14
Plan du Centre de Modane. La photo (Fig. 13) est prise depuis un point de vue situé en haut du plan



Section veine d'essais :
 $\text{Ø} = 8 \text{ m}$

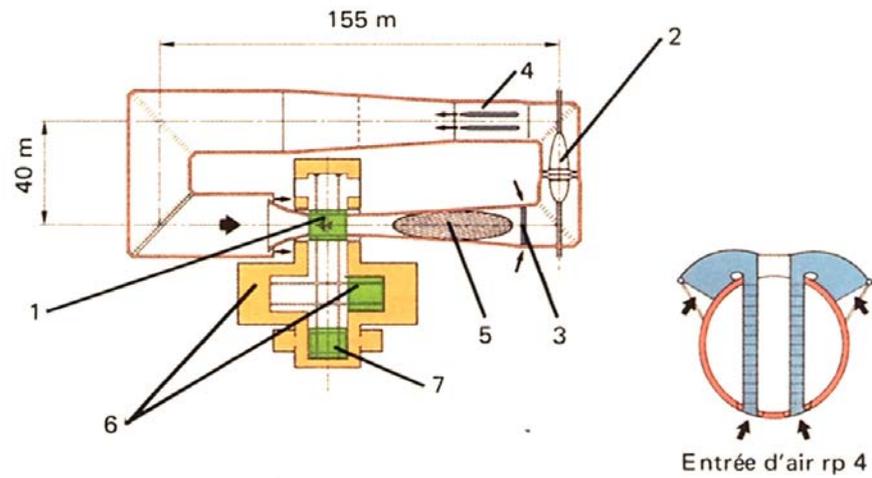


Vannes de guidage de l'écoulement ($\text{Ø} = 24 \text{ m}$)



Ventilateurs
($\text{Ø} = 15 \text{ m}$, 88 MW)

Fig. 15
Soufflerie transsonique S1MA de Modane (1952)



- | | |
|-------------------------------|--|
| 1. Veine d'essai, chariot | 5. Filet |
| 2. Ventilateurs V1, V2 | 6. Alvéoles de montage |
| 3. Entrée d'air 1 annulaire | 7. Position essai de moteurs au point fixe |
| 4. Entrées d'air 2 verticales | |

Fig. 16
Plan de la soufflerie S1MA de Modane

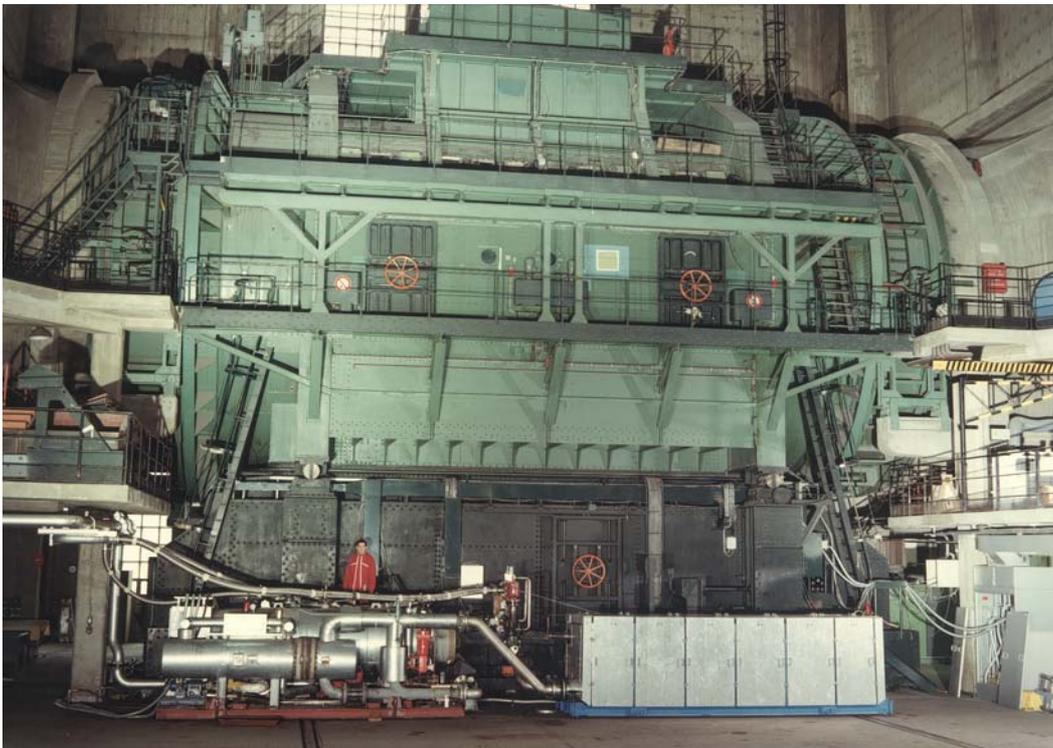


Fig. 17
Chariot n° 2 et unités de conditionnement d'air à haute pression de la soufflerie S1MA de Modane

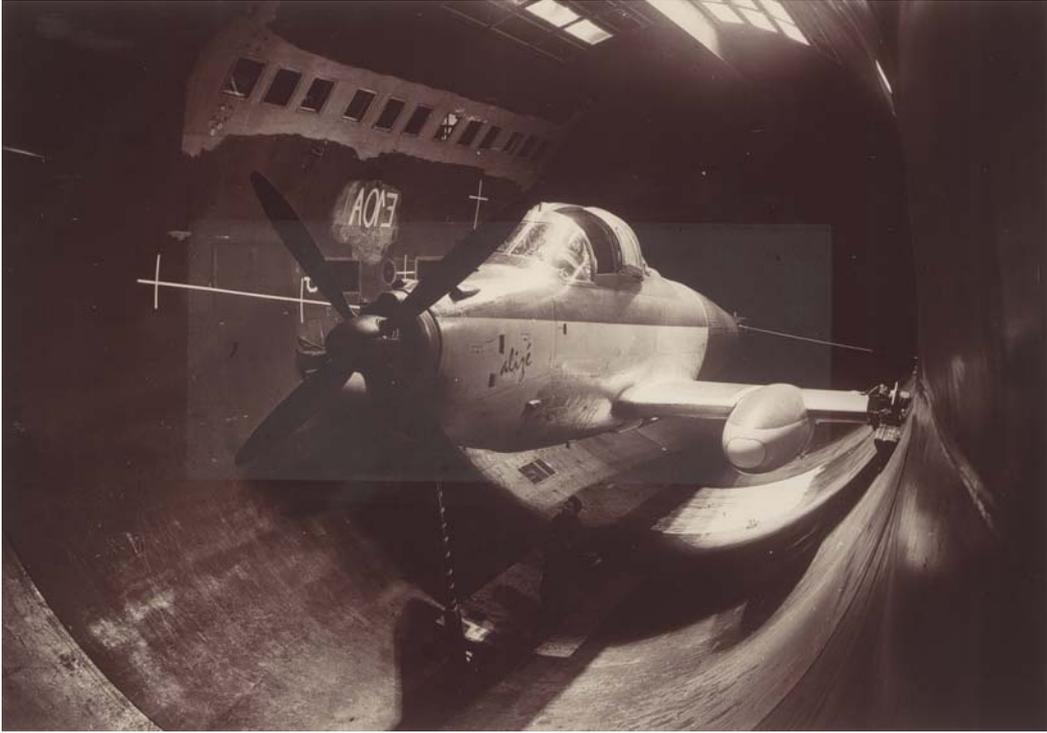


Fig. 18
Essai d'une maquette de Breguet Alizé dans la soufflerie S1MA de Modane (1960)

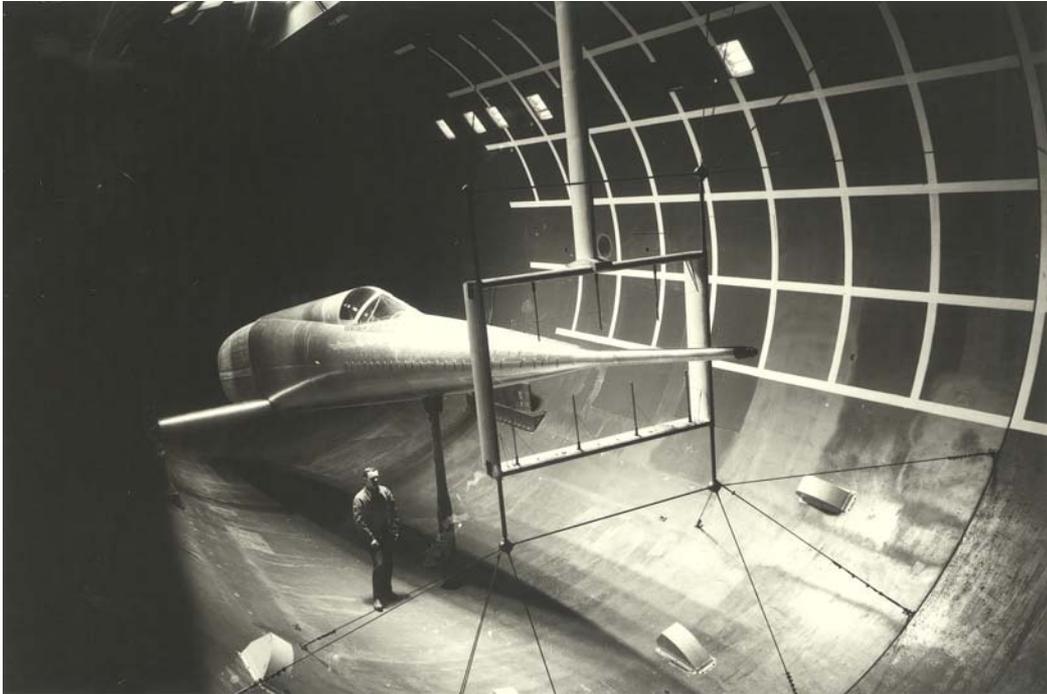


Fig. 19
Essai de visibilité à travers le pare-brise du Mirage IV par temps de pluie, dans la soufflerie S1MA de Modane (1963)

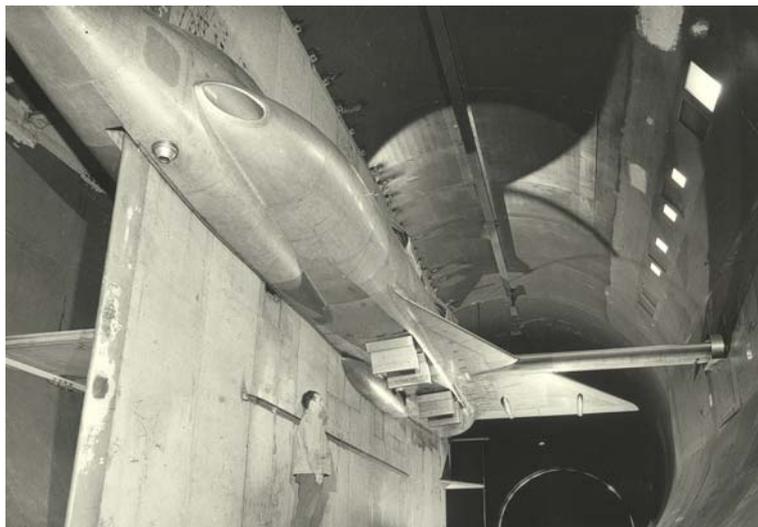


Fig. 20

Etude d'adaptation des moteurs de sustentation Rolls-Royce RB162 sur l'avion à décollage vertical Mirage III V, dans la soufflerie S1MA de Modane (demi-maquette échelle 1) (1964)



Fig. 21

Essai d'une maquette du Mirage 2000 dans la soufflerie S1MA de Modane (1977)

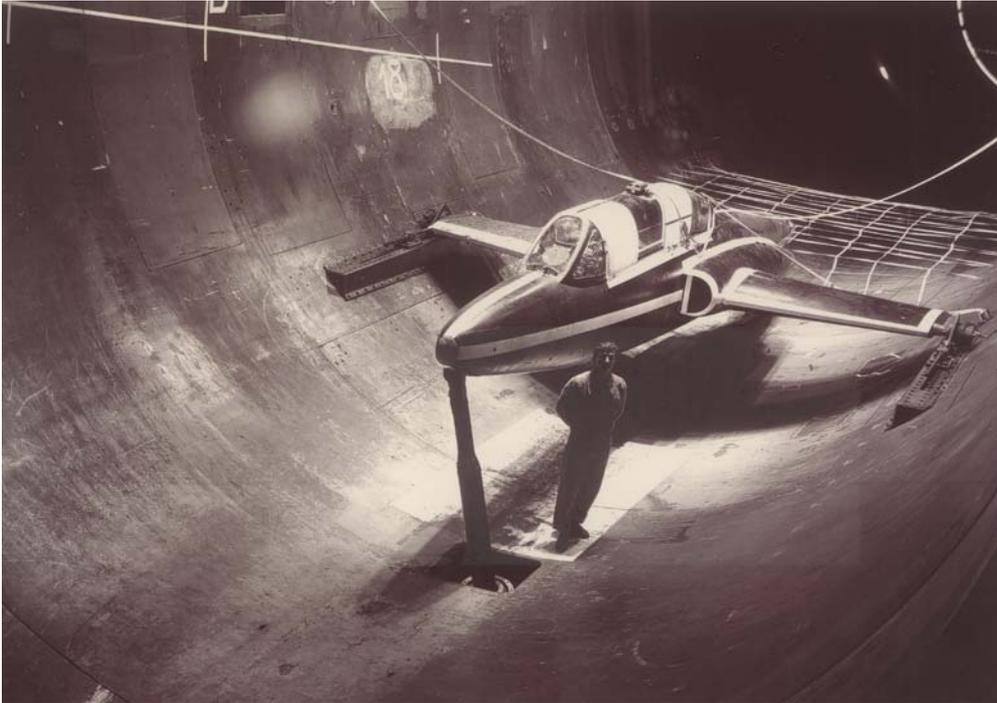


Fig. 22

Essai de largage de verrière sur avion Fouga dans la soufflerie S1MA de Modane



Fig. 23

Essai d'une demi-maquette de l'avion Mercure (éch. 1/5) dans la soufflerie S1MA de Modane (1972)

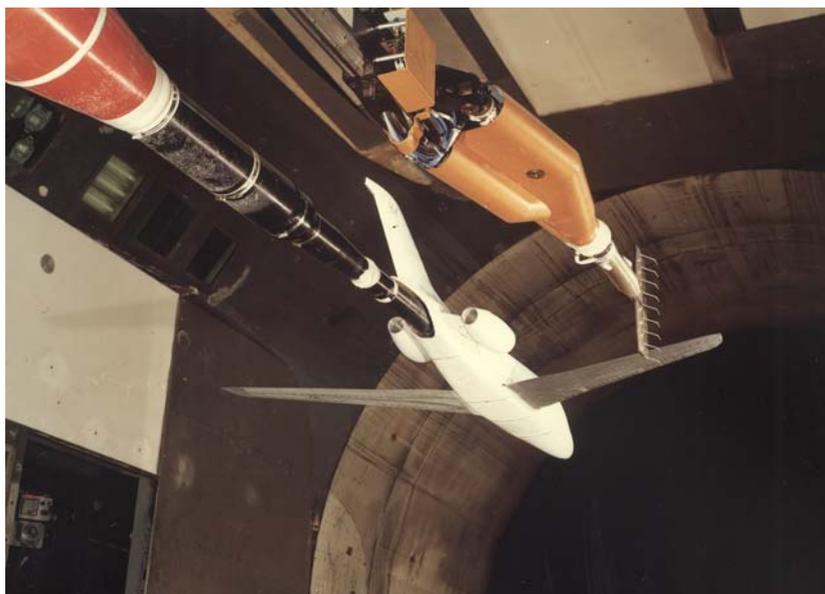


Fig. 24

Essai d'une maquette du Falcon 20X dans la soufflerie S1MA de Modane, avec peignage de l'écoulement aval (1979)

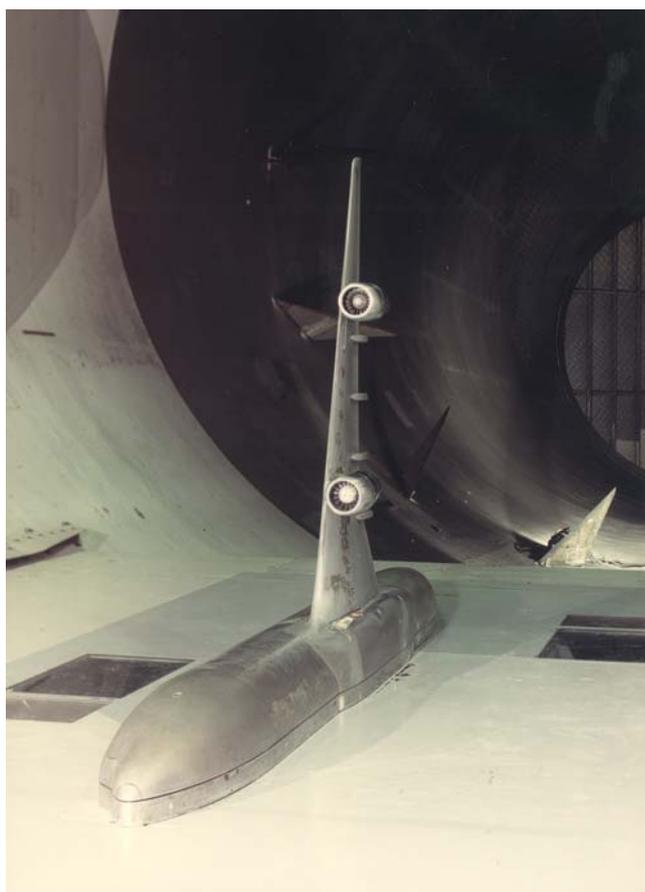


Fig. 25

Essai d'une demi-maquette d'Airbus A340 motorisée dans la soufflerie S1MA de Modane



Fig. 26

Essai d'une maquette motorisée d'avion de transport régional dans la soufflerie S1MA de Modane (Programme de recherche européen GEMINI)



Fig. 27

Essai d'un rotor de 4 m de diamètre dans la soufflerie S1MA de Modane (1968)



Fig. 28
Essai d'une maquette en vraie grandeur du missile Exocet MM40 dans la soufflerie S1MA de Modane (1974)



Fig. 29
Le Griffon vu depuis la chambre de tranquillisation de la soufflerie S1MA de Modane (1956)

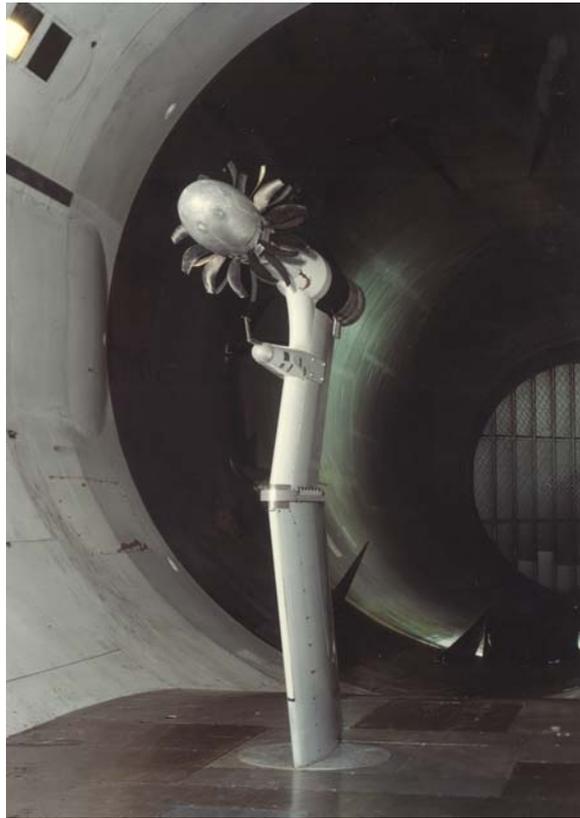


Fig. 30
Essai d'hélices contrarotatives du turboréacteur à hélices rapides (THR) de SNECMA-General Electric



Fig. 31
Essai de givrage sur une aile d'ATR 72 dans la soufflerie S1MA de Modane

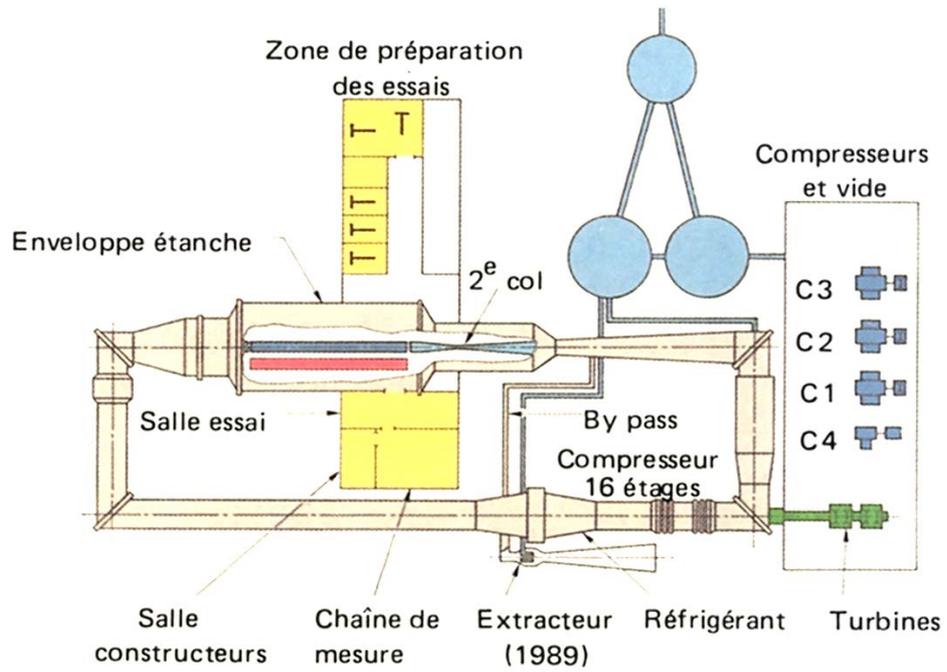


Fig. 32
Plan de la soufflerie S2MA de Modane

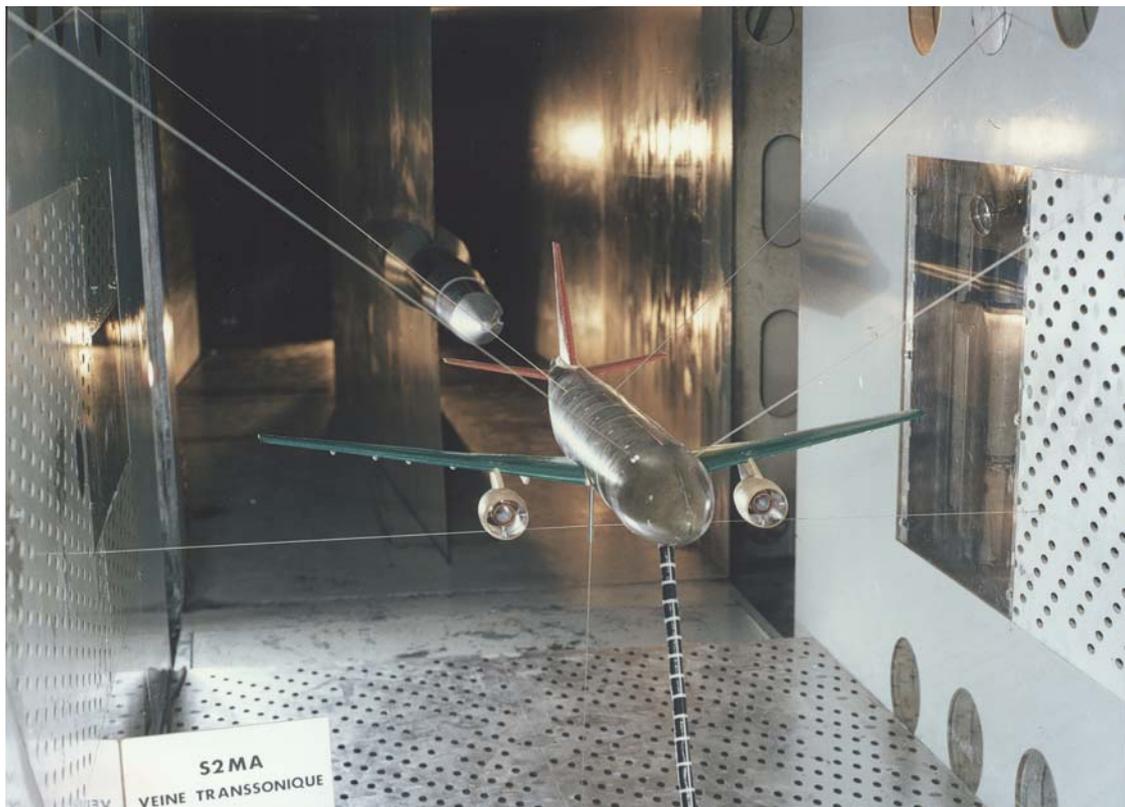


Fig. 33
Essai de flottement d'une maquette d'Airbus A300B dans la soufflerie S2MA de Modane

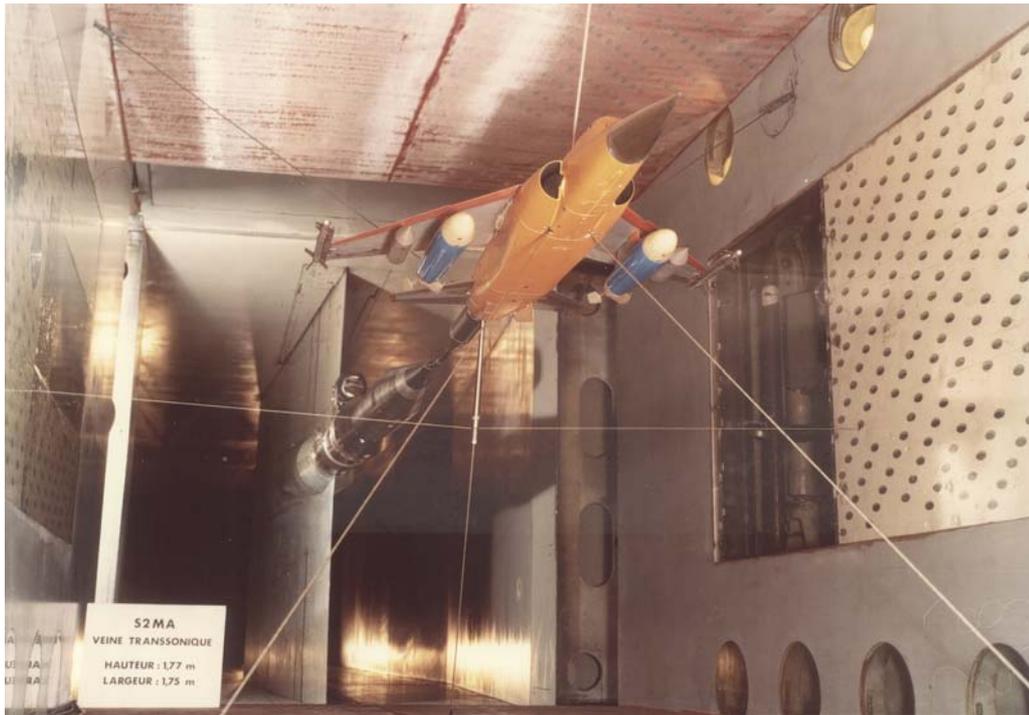


Fig. 34
Essai de flottement sur une maquette de Mirage F1 avec charges, dans la soufflerie S2MA de Modane

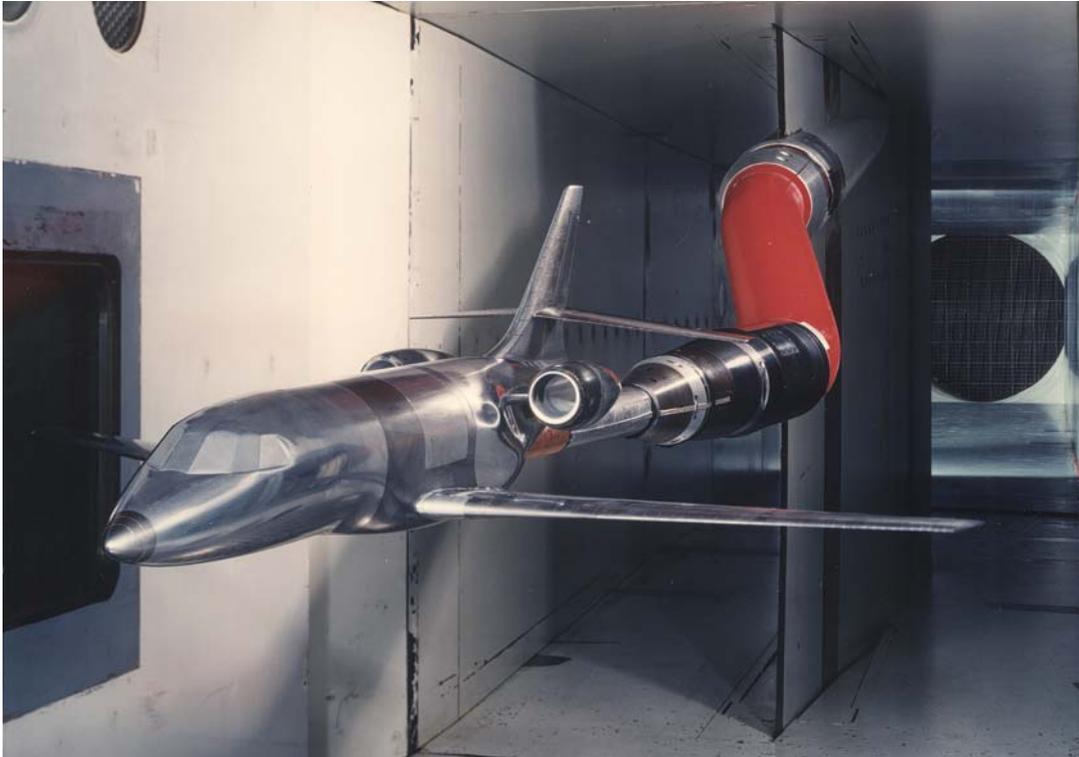


Fig. 35
Essai d'une maquette de Falcon 2000 dans la soufflerie S2MA de Modane

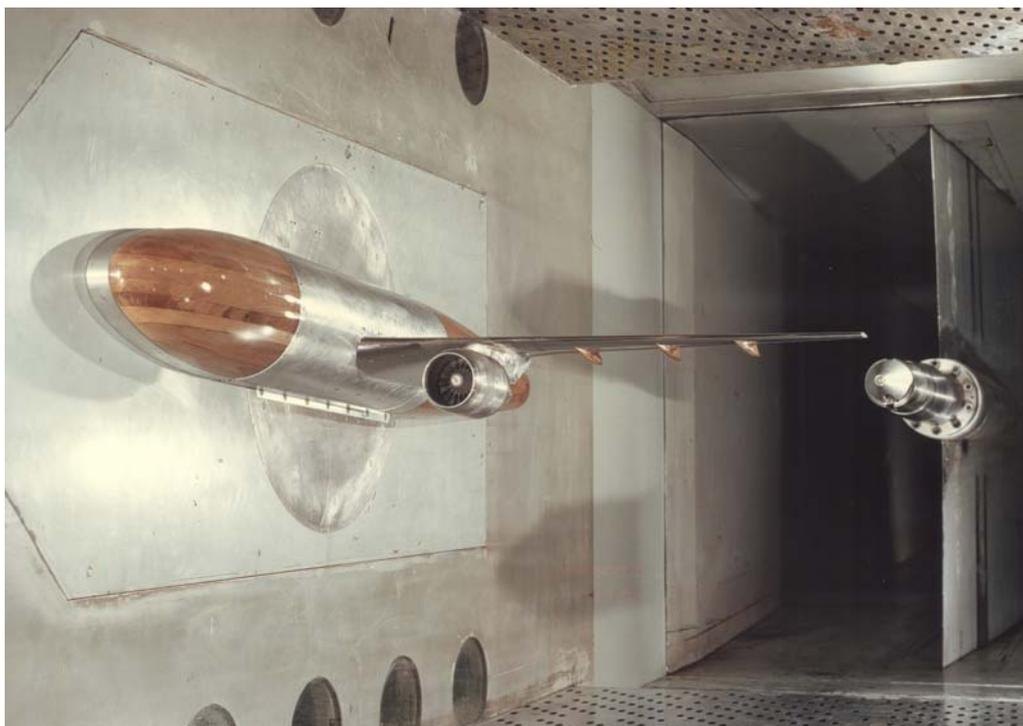


Fig. 36
Essai à la paroi d'une demi-maquette d'Airbus A310 dans la soufflerie S2MA de Modane

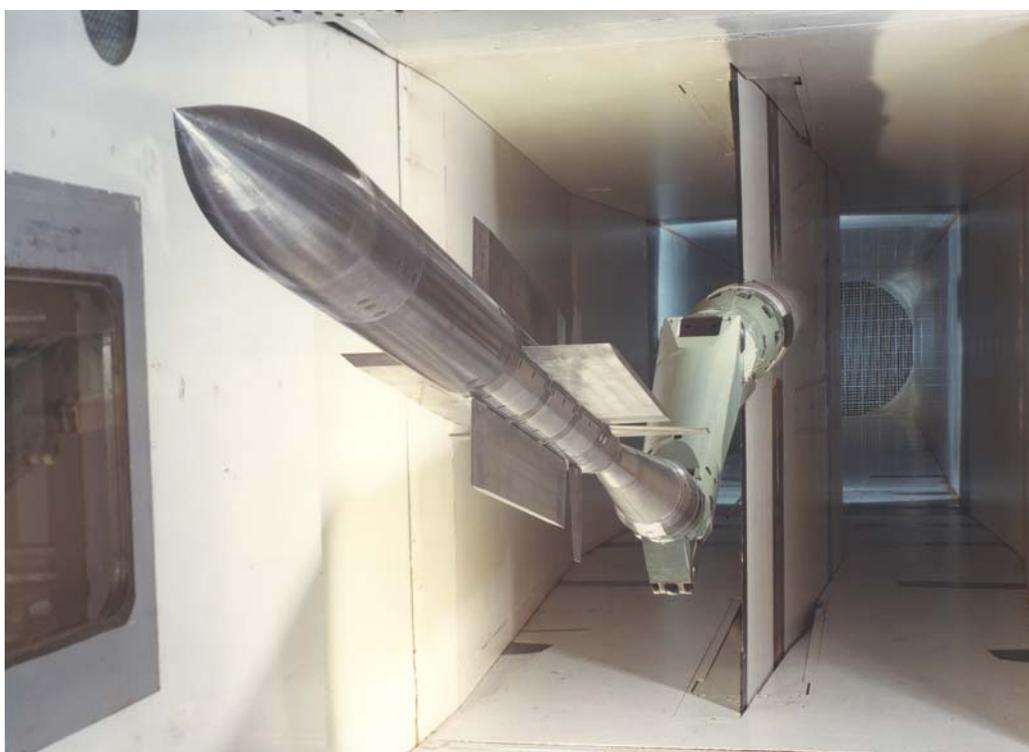


Fig. 37
Essai du missile ASTER de l'Aérospatiale dans la soufflerie S2MA de Modane (1987)

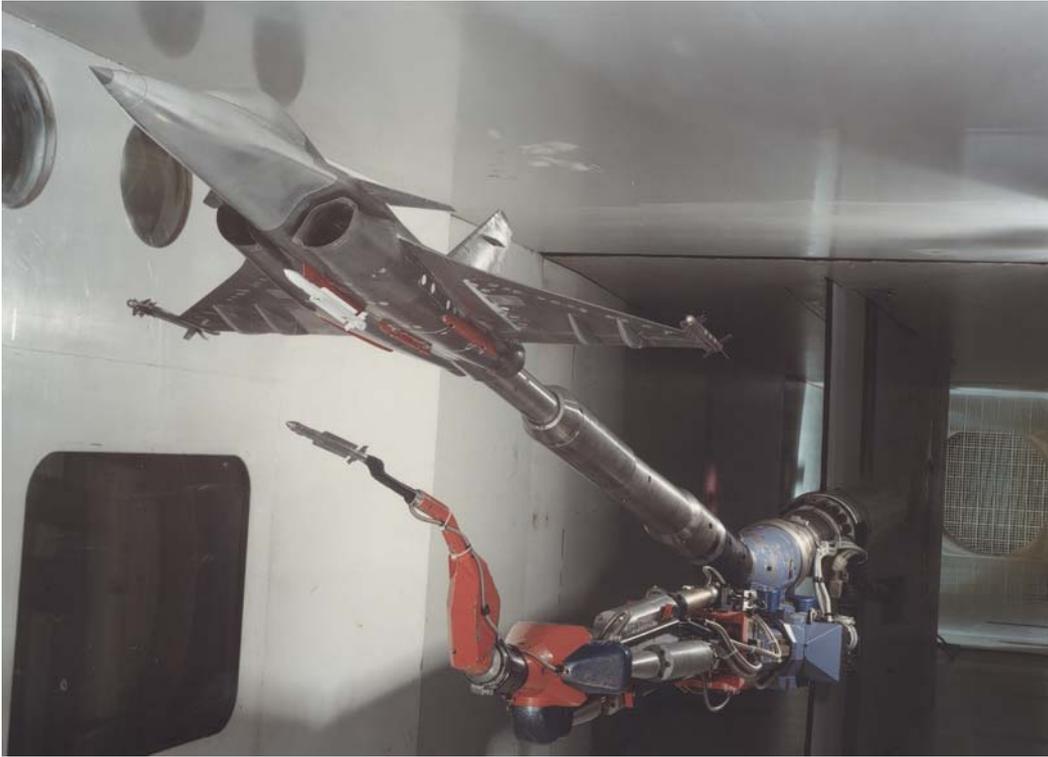


Fig. 38

Etude, au moyen du dispositif à six degrés de liberté de la soufflerie S2MA de Meudon, de la trajectoire initiale d'un missile MICA porté par un Rafale



Fig. 39

Essai de séparation d'un propulseur d'appoint du lanceur Ariane 3 dans la soufflerie S2MA de Modane (échelle 1/55) (1981)

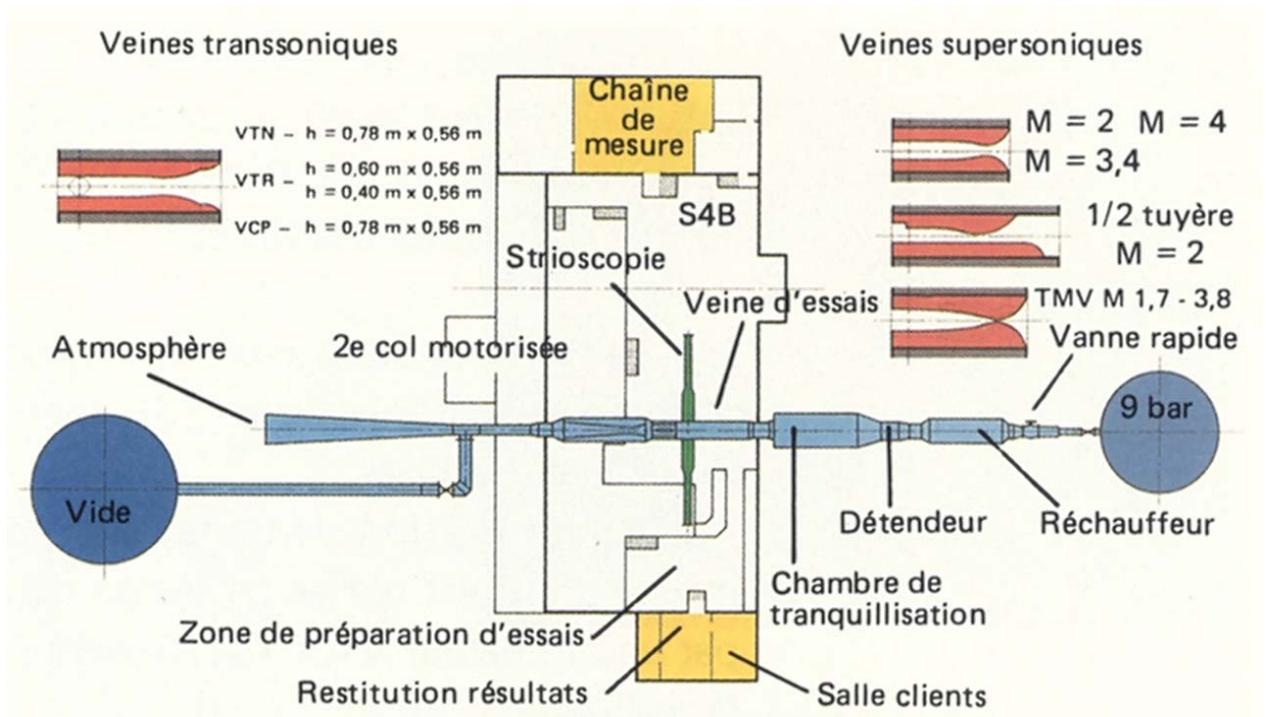


Fig. 40
Plan de la soufflerie S3MA de Modane

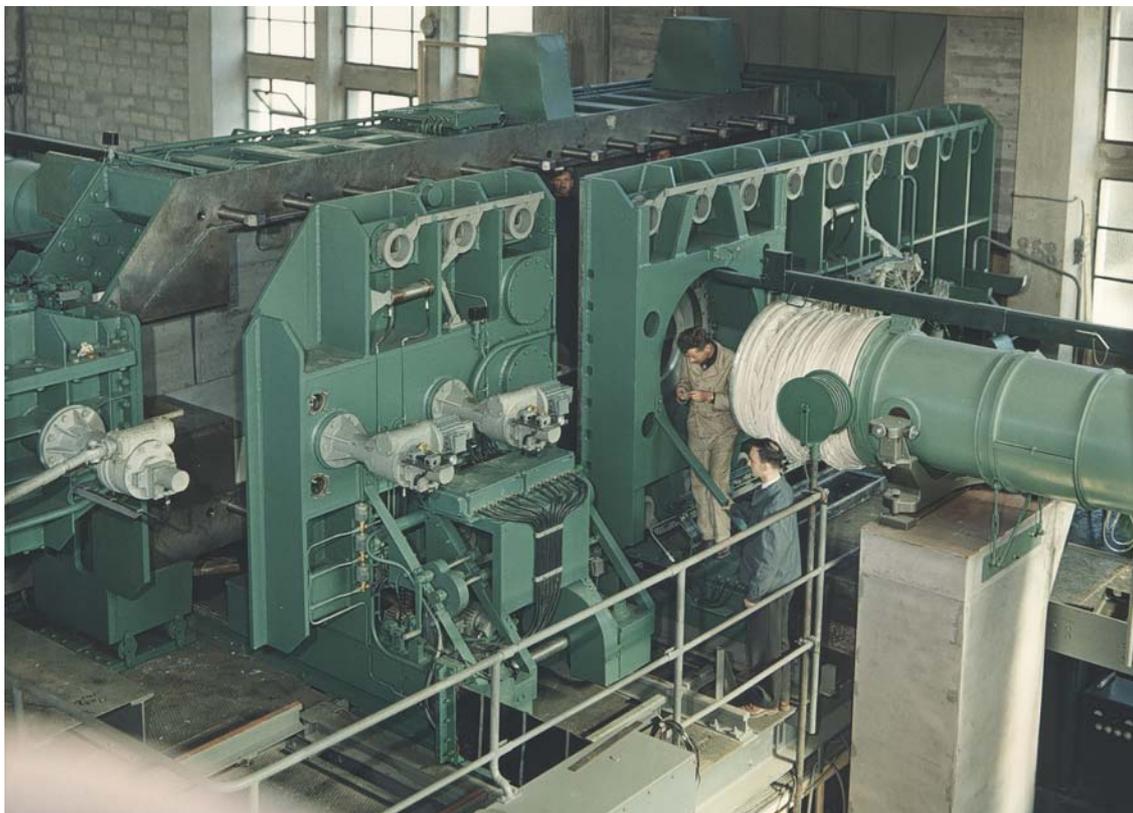


Fig. 41
Vue générale de la soufflerie S3MA de Modane

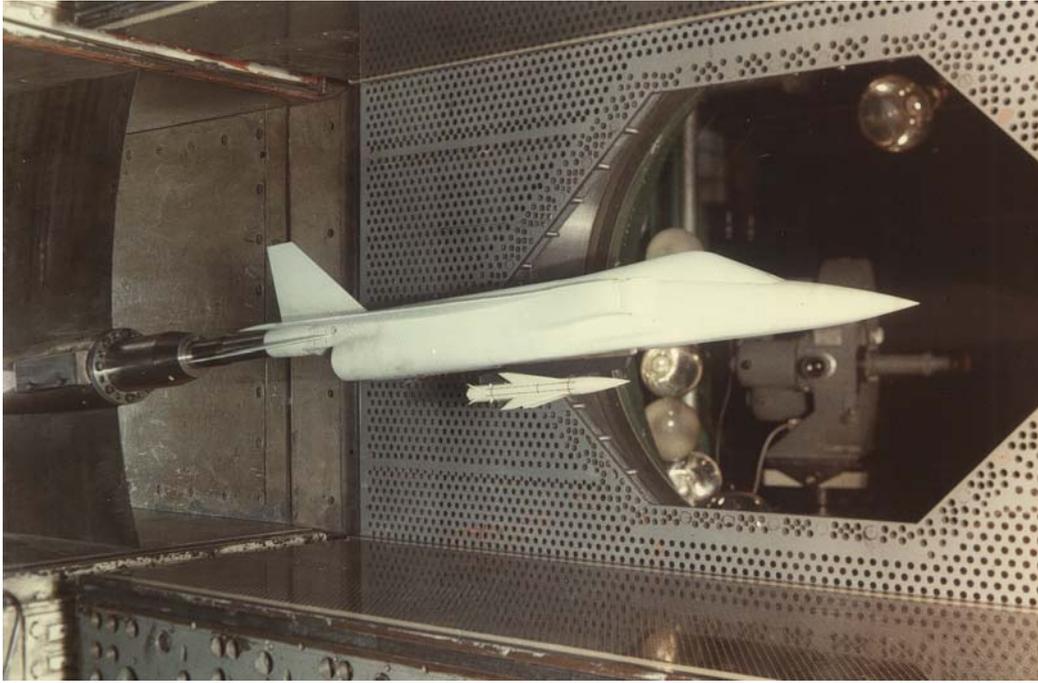


Fig. 42

Essai de tirs d'engins AS30 sous Jaguar (échelle 1/15) dans la soufflerie S3MA de Modane (1969)

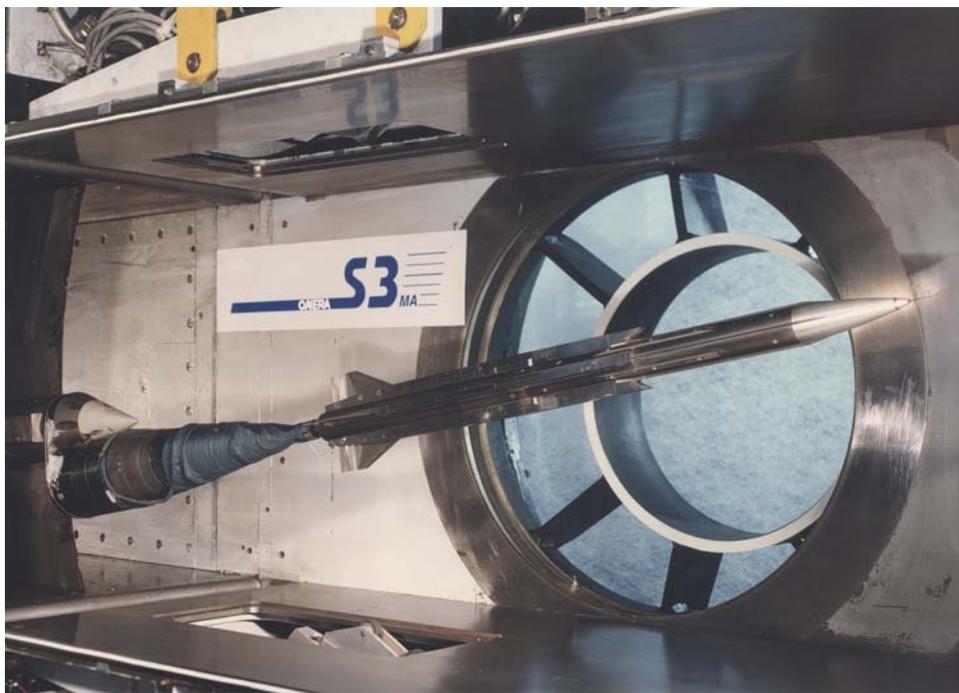


Fig. 43

Essai d'aérodynamique externe d'une maquette du missile ONERA-Matra MPSR2 (Missile probatoire à statofusée rustique 2^e génération) dans la soufflerie S3MA de Modane (1991)

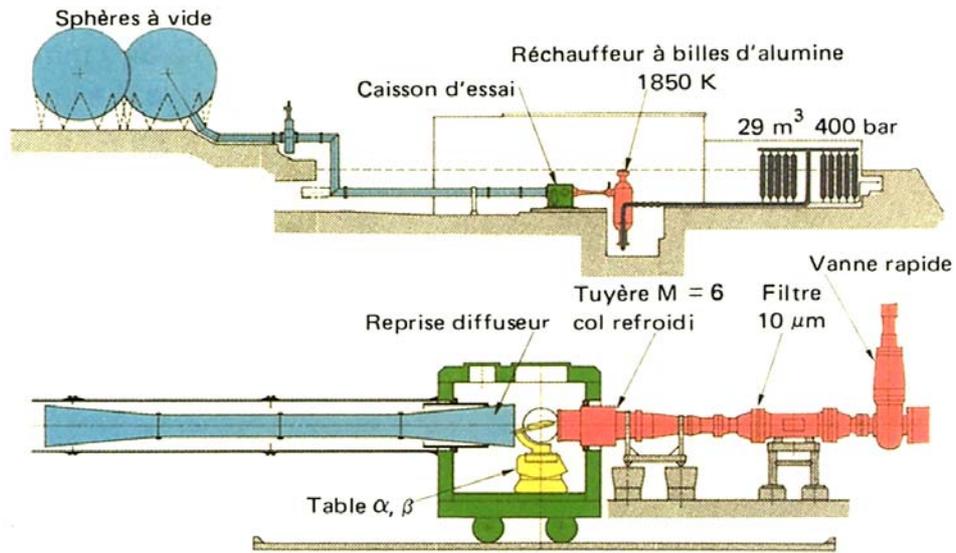


Fig. 44
Schéma de la soufflerie S4MA de Modane



Fig. 45
Vue de la soufflerie S4MA de Modane

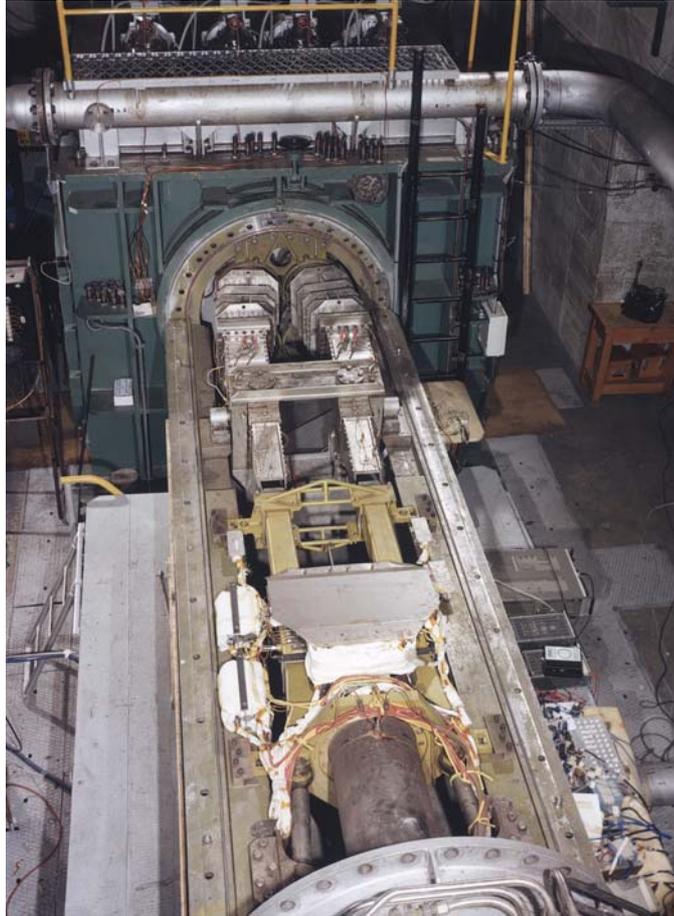


Fig. 46
Etude des entrées d'air de l'ASMP dans la soufflerie S4MA de Modane

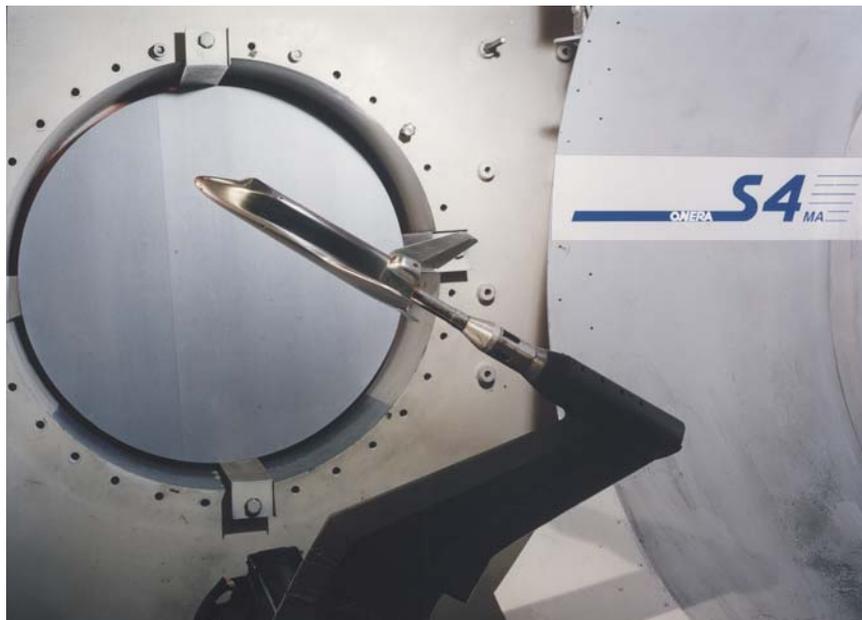


Fig. 47
Essai d'une maquette d'Hermès à l'échelle 1/30 dans la soufflerie S4MA de Modane



Fig. 48
Caisson S4B de Modane

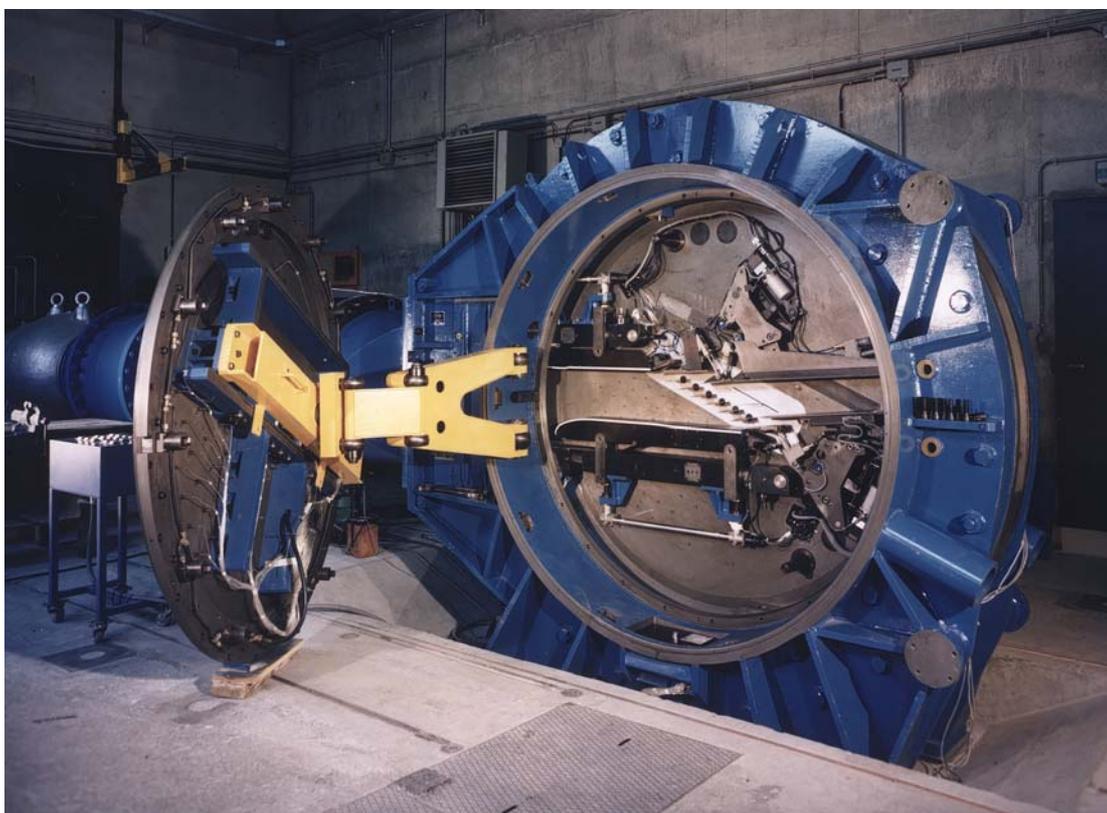


Fig. 49
Soufflerie de grille d'aubes R4.3 de Modane

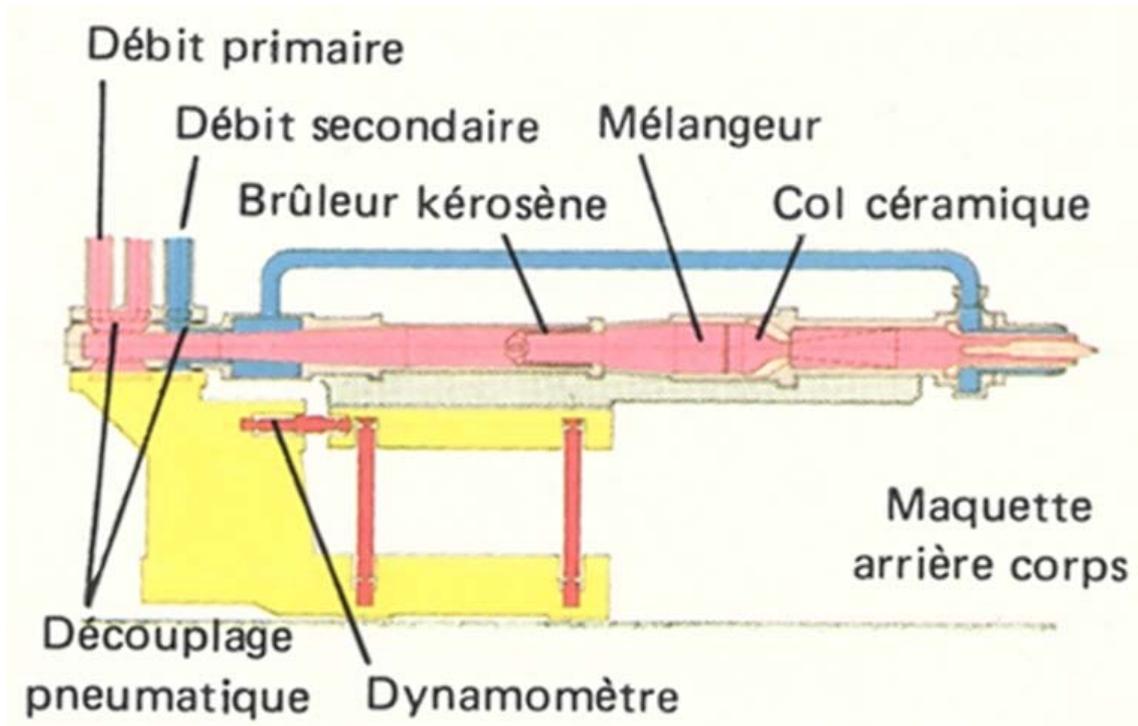


Fig. 50
Banc de dyanlpie BD2 de Modane

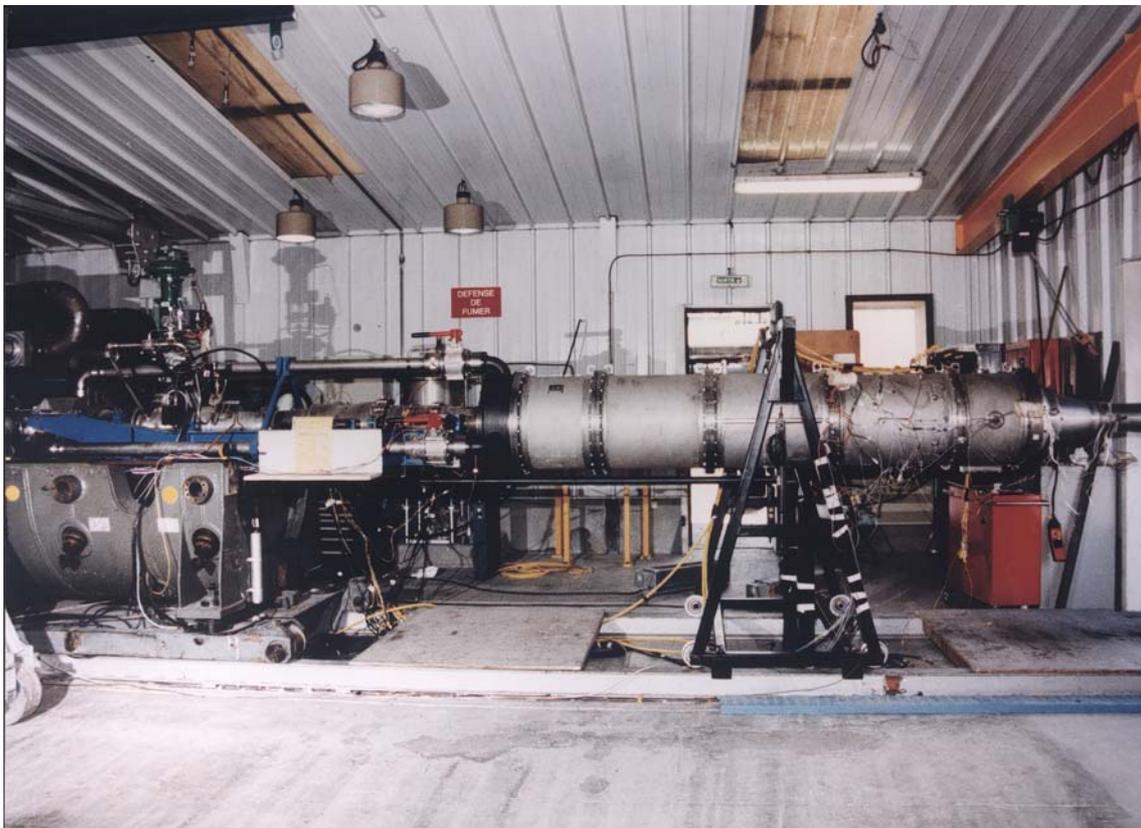


Fig. 51
Essai de qualification du banc de dyanlpie BD2 au CMA



Fig. 52
Le Centre du Fauga-Mauzac (CFM) en 1994



Fig. 53
Soufflerie F1 du Fauga, en construction

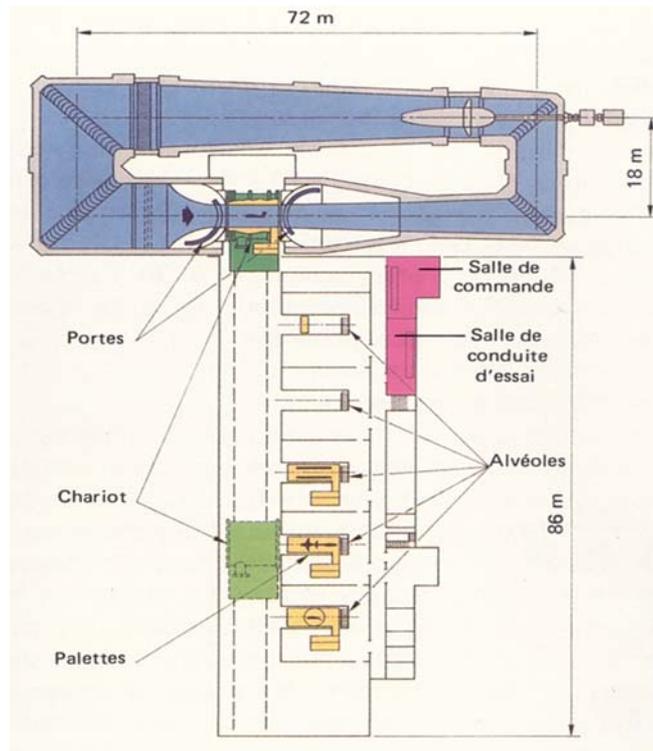


Fig. 54
Plan de la soufflerie F1 du Fauga



Fig. 55
Préparation d'un essai sur maquette Airbus dans l'un des chariots de la soufflerie F1 du Fauga



Fig. 56

Essai d'une maquette du Mirage 2 000 (éch. $\frac{1}{4,28}$) dans la soufflerie F1 du Fauga



Fig. 57

Essai d'une maquette (échelle 1/10) du Mercure 100 hypersustenté dans la soufflerie F1 du Fauga



Fig. 58
Essai d'une maquette (échelle 1/8) de l'ATR 42 dans la soufflerie F1 du Fauga



Fig. 59
Essai d'une maquette Aérospatiale d'Airbus A340 dans la soufflerie F1 du Fauga

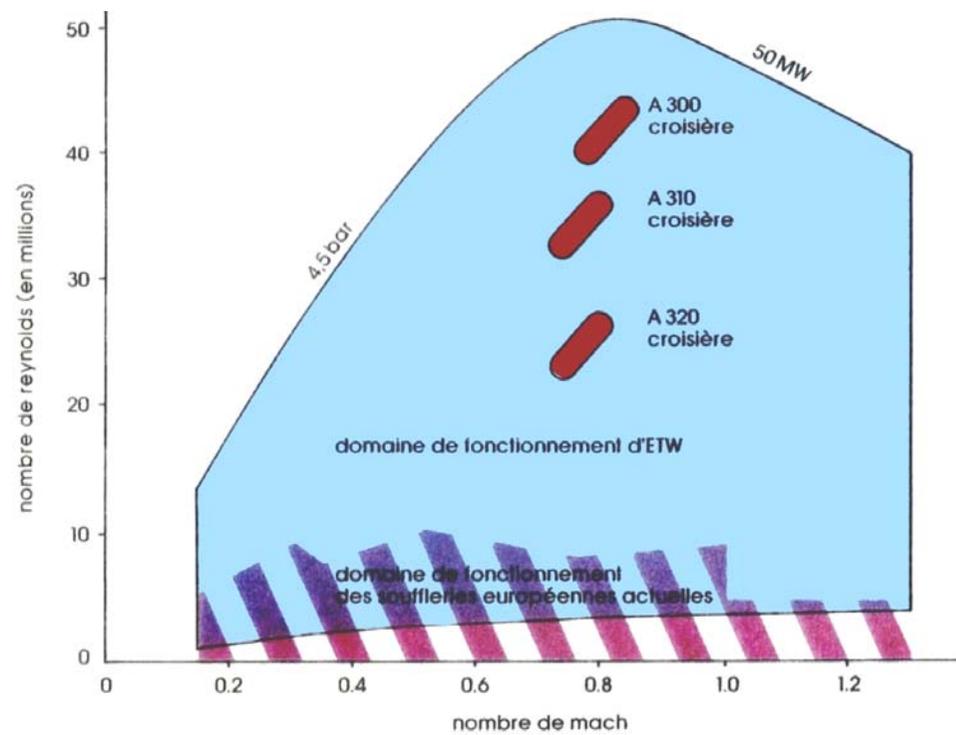


Fig. 60
Soufflerie transsonique cryogénique européenne ETW (1995)

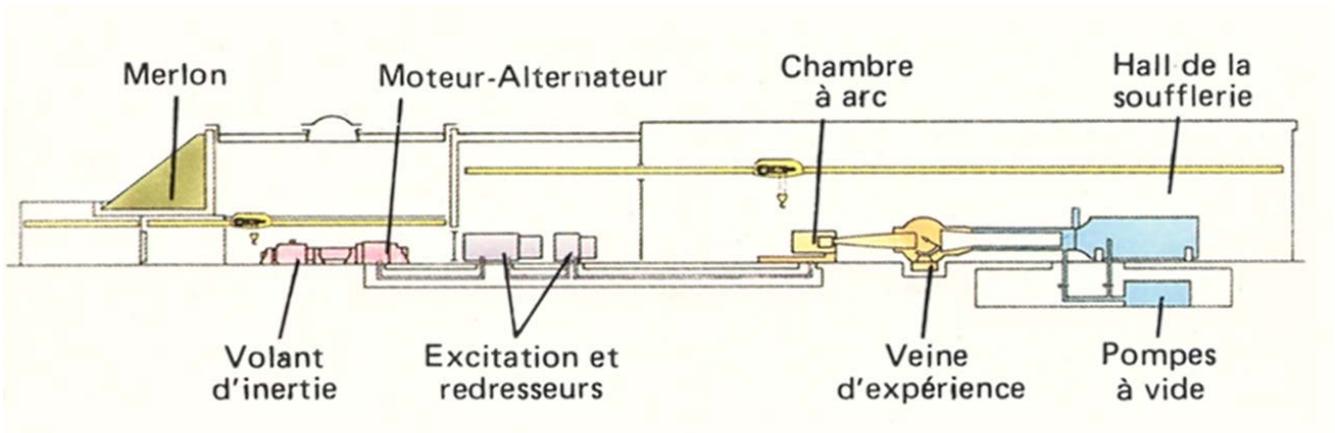


Fig. 61
Soufflerie F4 du Fauga

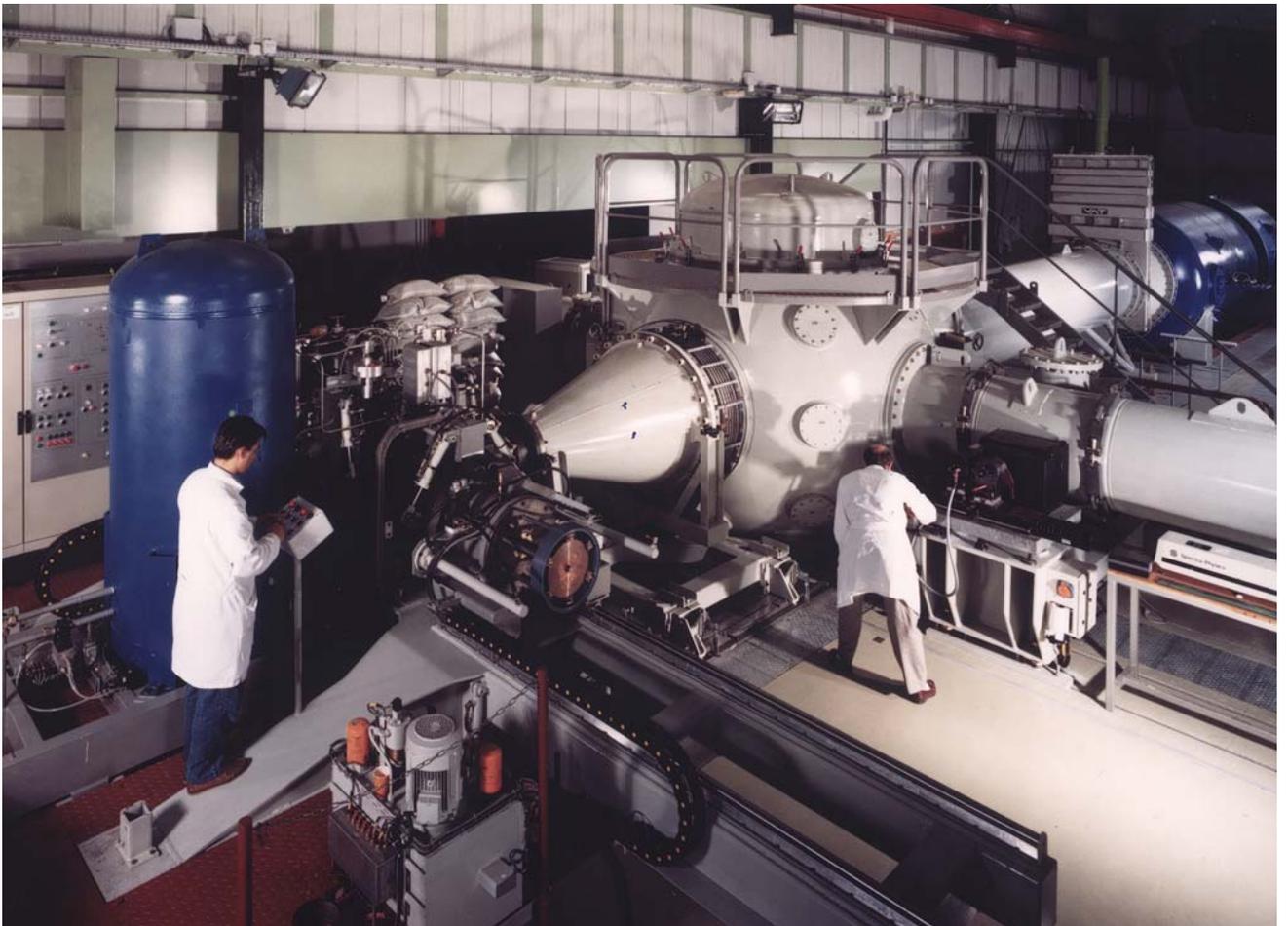


Fig. 62
Soufflerie hypersonique F4 au CFM



Fig. 63
Essai d'une maquette X38 à l'échelle 1/24 pour des mesures d'efforts, dans la soufflerie F4 du Fauga

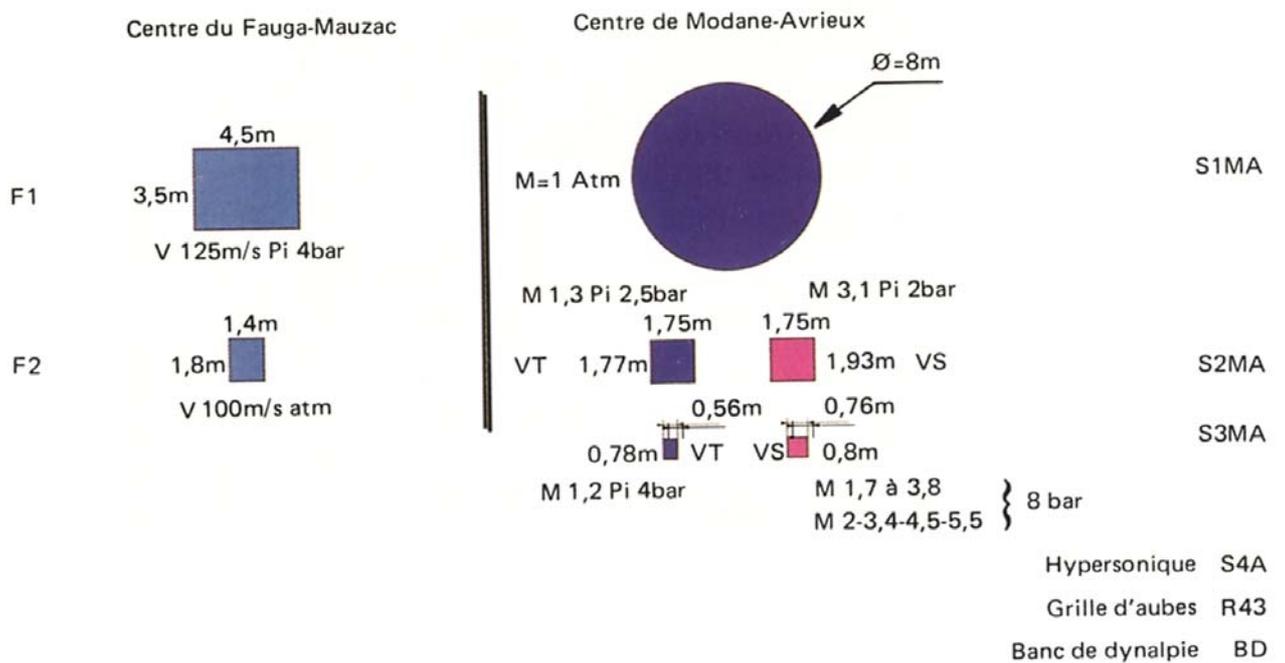


Fig. 64
Principales installations des Grands moyens d'essais (GME) de l'ONERA (hors F4)

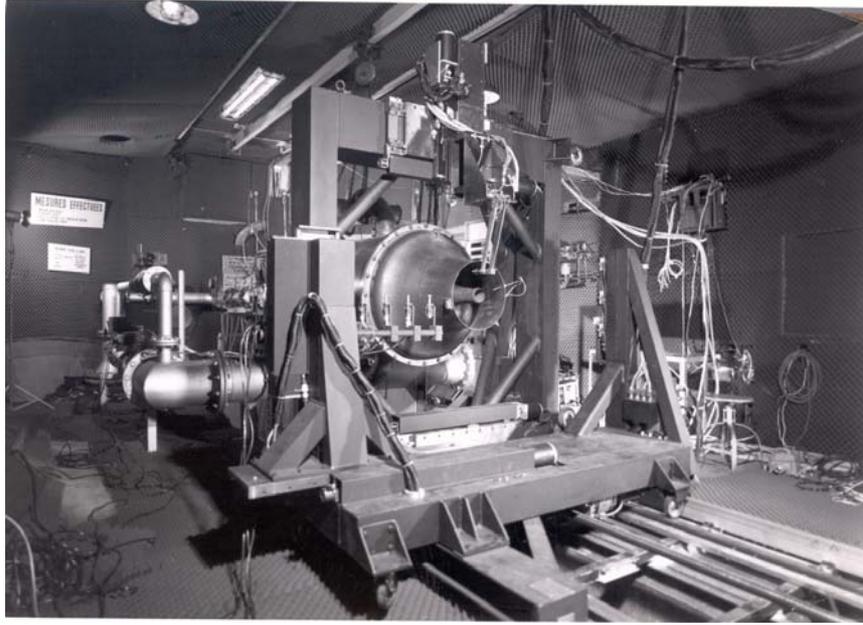


Fig. 65

Montage d'essais pour les études de bruit de jet effectuées en cellule ATD9 par la Direction de la physique (OP) dans le milieu des années 1970

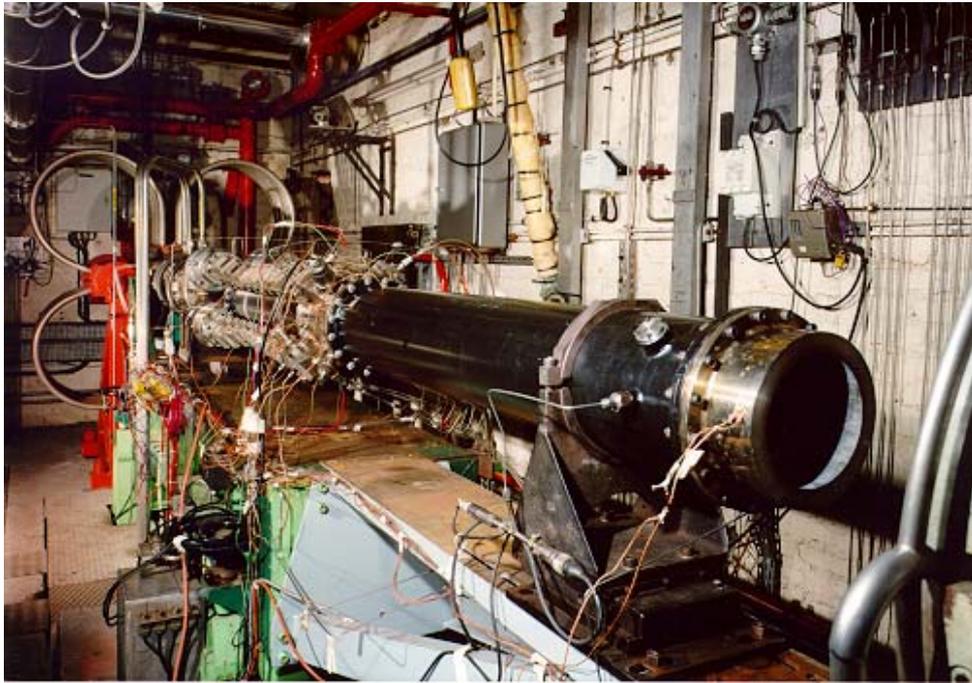


Fig. 66

Banc d'essais de statofusée en cellule ATD8

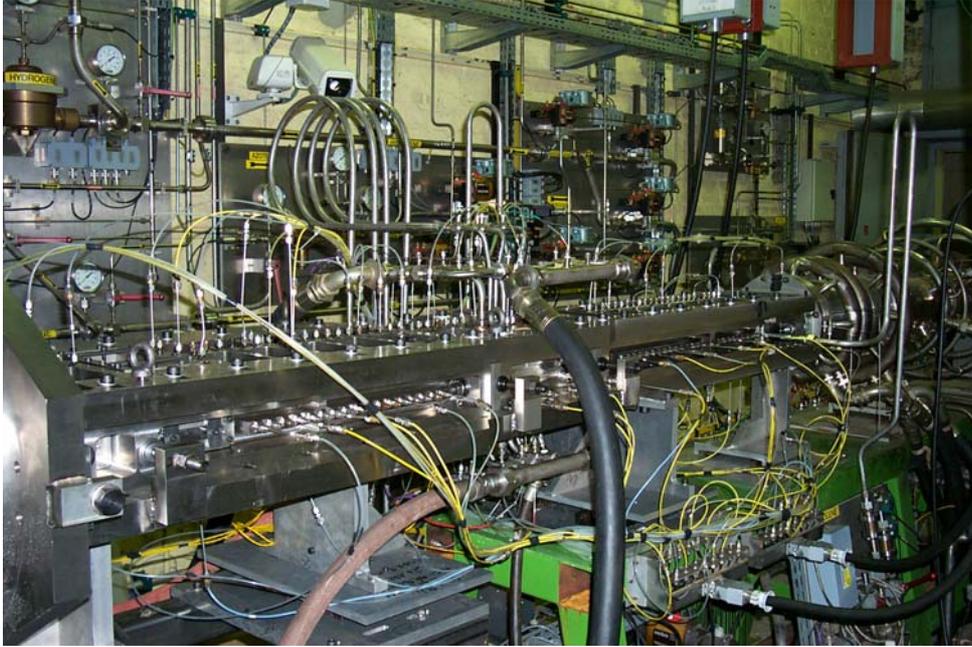


Fig. 67
Banc d'essais de superstatoréacteur en cellule ATD5

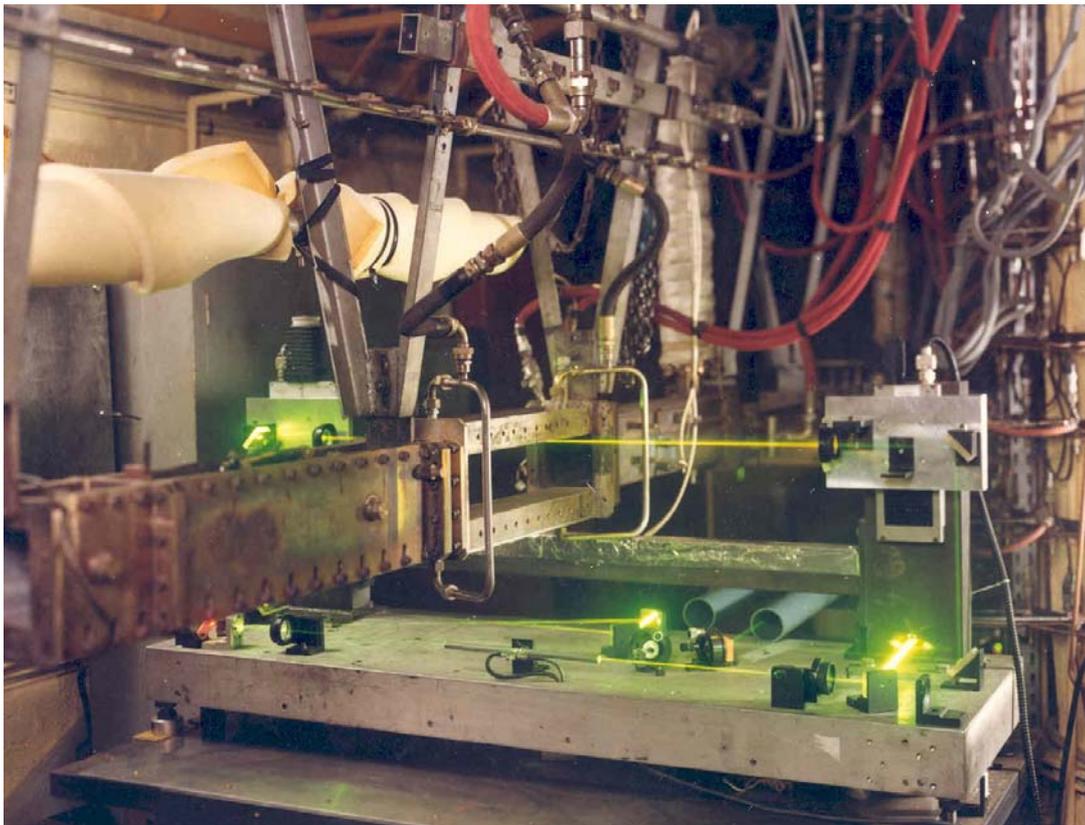
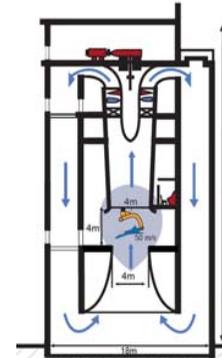


Fig. 68
Mesure de température par DRASC (Diffusion Raman anti-Stokes cohérente) en cellule ATD5 dans le milieu des années 1980



Centre de Lille (IMFL)



Soufflerie verticale SV4



Vrilie libre



Balance rotative (« tournebroche »)

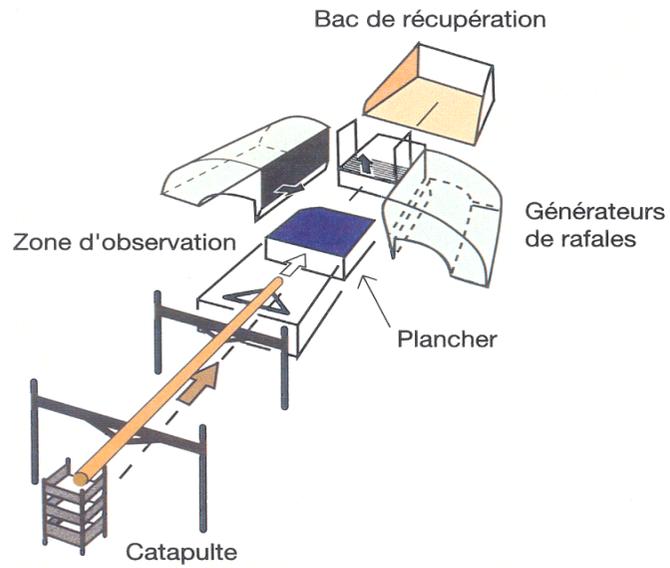
Fig. 69
Vol à grande incidence



Fig. 70
Préparation d'un essai de largage sur la catapulte B5 de l'IMFL



Fig. 71
Essai de perte de contrôle à la catapulte B5 de l'IMFL. La maquette catapultée est visible au centre



Catapulte B10 de l'IMFL



Essai d'une maquette d'avion d'affaires TGA
(Très Grand Allongement)
au banc B10 , avec rafales verticales
(1982-1989)

Fig. 72
Vol en turbulence



Fig. 73
Contrôle d'une maquette de Rafale dans le laboratoire de qualification de maquettes de l'IMFL.



Fig. 74
Essai d'une maquette (échelle 1/50) du porte-avions Charles de Gaulle dans la soufflerie horizontale de l'IMFL. Au fond est visible la grille qui permet d'ajuster la couche limite amont



Fig. 75
Maquette d'Airbus fabriquée à l'IMFL



Fig. 76
Réglage et vérification de l'électronique embarquée dans une maquette d'A330
catapultée

Vol



Planeur SB9 – Extrait d'une vidéo DLR

Principe

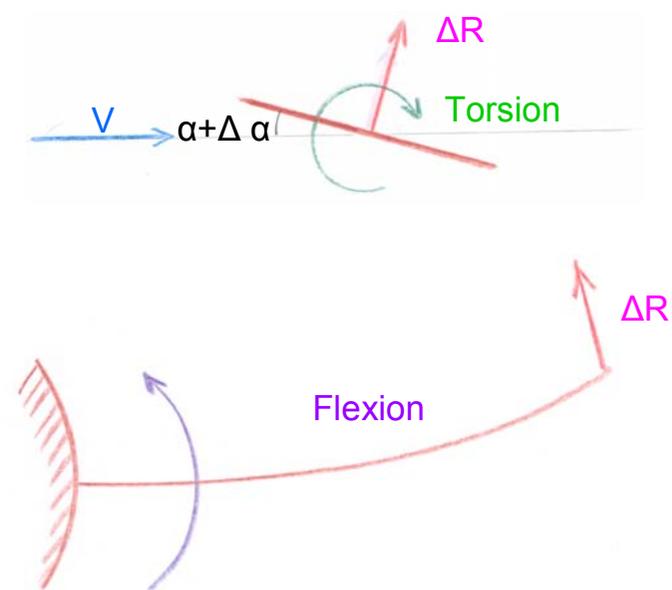


Fig. 77

Flottement (*flutter*)



Fig. 78
Essai de vibration au sol de l'ATR42 par l'ONERA



Fig. 79
Essai de vibration au sol de l'A330



Fig. 80
Première installation mobile d'essais de la SOPEMEA (1956)



Fig. 81
Essai de vibration du Rafale



Fig. 82
Essai de vibration d'un Falcon



Fig. 83
Essai de vibration du Concorde (1971)

MODAL ANALYSIS SYSTEM « MIMOSA »

Fig. 84
Installation MIMOSA



Fig. 85
L'équipe d'essais du Léo 45 au CRV en 1948



Fig. 86
Etude du comportement en vol de l'avion Gerfaut au CRV en 1956



Fig. 87
Equipe de vol sur la piste près du Mystère II au CRV en 1956



Fig. 88
Maquette Deltaviex sous avion Siebel au CRV en 1954



Fig. 89
Essais en vol de l'avion expérimental Deltaviex au CRV

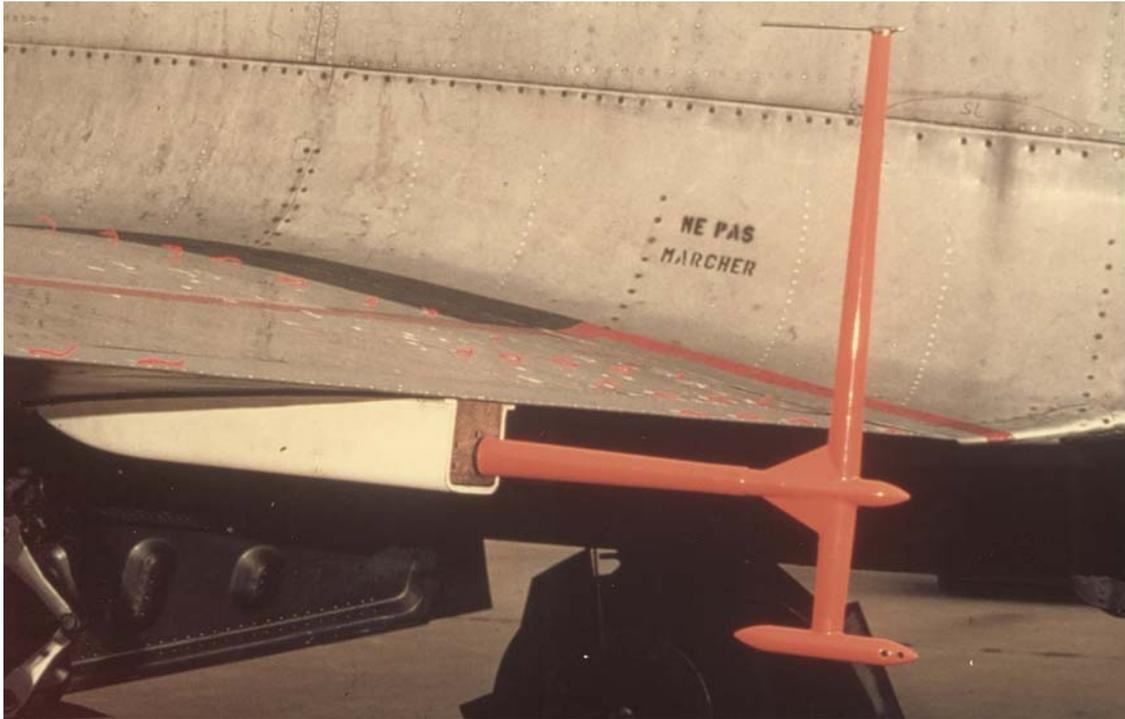


Fig. 90
Explorateur de sillage fixé à l'aile d'un T33 pour la mesure des pressions statique et dynamique

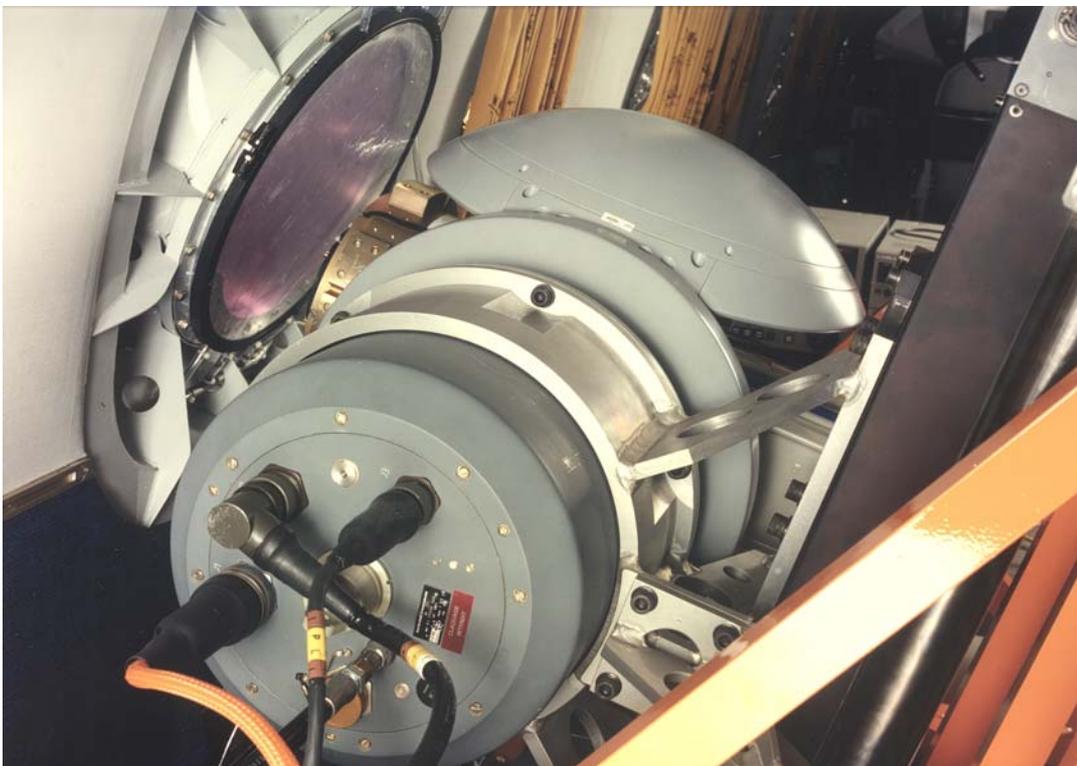


Fig. 91
Montage SICAP sur Caravelle au CEV de Brétigny



Fig. 92

Détermination par l'ONERA des zones d'impact de la foudre sur un Airbus A319 au CEAT dans le cadre du programme européen FULMEN

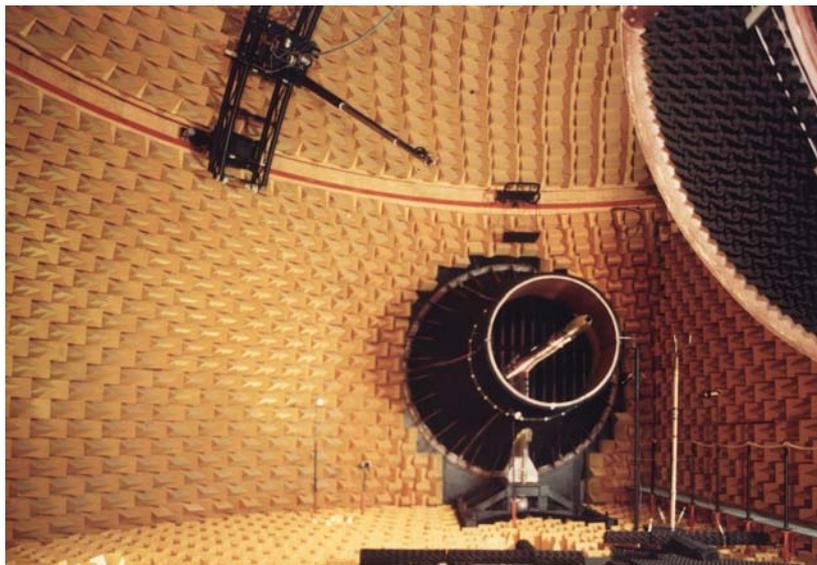


Fig. 93

Soufflerie anéchoïque CEPRA 19 au CEPr