

Conditions d'utilisation des contenus du Conservatoire numérique

1- [Le Conservatoire numérique](#) communément appelé [le Cnum](#) constitue une base de données, produite par le Conservatoire national des arts et métiers et protégée au sens des articles L341-1 et suivants du code de la propriété intellectuelle. La conception graphique du présent site a été réalisée par Eclydre (www.eclydre.fr).

2- Les contenus accessibles sur le site du Cnum sont majoritairement des reproductions numériques d'œuvres tombées dans le domaine public, provenant des collections patrimoniales imprimées du Cnam.

Leur réutilisation s'inscrit dans le cadre de la loi n° 78-753 du 17 juillet 1978 :

- la réutilisation non commerciale de ces contenus est libre et gratuite dans le respect de la législation en vigueur ; la mention de source doit être maintenue ([Cnum - Conservatoire numérique des Arts et Métiers - https://cnum.cnam.fr](#))
- la réutilisation commerciale de ces contenus doit faire l'objet d'une licence. Est entendue par réutilisation commerciale la revente de contenus sous forme de produits élaborés ou de fourniture de service.

3- Certains documents sont soumis à un régime de réutilisation particulier :

- les reproductions de documents protégés par le droit d'auteur, uniquement consultables dans l'enceinte de la bibliothèque centrale du Cnam. Ces reproductions ne peuvent être réutilisées, sauf dans le cadre de la copie privée, sans l'autorisation préalable du titulaire des droits.

4- Pour obtenir la reproduction numérique d'un document du Cnum en haute définition, contacter [cnum\(at\)cnam.fr](mailto:cnum(at)cnam.fr)

5- L'utilisateur s'engage à respecter les présentes conditions d'utilisation ainsi que la législation en vigueur. En cas de non respect de ces dispositions, il est notamment passible d'une amende prévue par la loi du 17 juillet 1978.

6- Les présentes conditions d'utilisation des contenus du Cnum sont régies par la loi française. En cas de réutilisation prévue dans un autre pays, il appartient à chaque utilisateur de vérifier la conformité de son projet avec le droit de ce pays.

NOTICE BIBLIOGRAPHIQUE

NOTICE DE LA REVUE	
Auteur(s) ou collectivité(s)	Auteur collectif - Revue
Titre	L'Industrie nationale : comptes rendus et conférences de la Société d'encouragement pour l'industrie nationale
Adresse	Paris : Société d'encouragement pour l'industrie nationale, 1949-2003
Collation	167 vol.
Nombre de volumes	167
Cote	INDNAT
Sujet(s)	Industrie
Note	Numérisation effectuée grâce au prêt de la collection complète accordé par la Société d'encouragement pour l'industrie nationale (S.E.I.N.)
Notice complète	https://www.sudoc.fr/039224155
Permalien	https://cnum.cnam.fr/redir?INDNAT
LISTE DES VOLUMES	
	1949, n° 1 (janv.-mars)
	1949, n° 2 (avril-juin)
	1949, n° 3 (juil.-sept.)
	1949, n° 4 (oct.-déc.)
	1949, n° 4 bis
	1950, n° 1 (janv.-mars)
	1950, n° 2 (avril-juin)
	1950, n° 3 (juil.-sept.)
	1950, n° 4 bis
	1951, n° 1 (janv.-mars)
	1951, n° 2 (avril-juin)
	1951, n° 3 (juil.-sept.)
	1951, n° 4 (oct.-déc.)
	1952, n° 1 (janv.-mars)
	1952, n° 2 (avril-juin)
	1952, n° 3 (juil.-sept.)
	1952, n° 4 (oct.-déc.)
	1952, n° spécial
	1953, n° 1 (janv.-mars)
	1953, n° 2 (avril-juin)
	1953, n° 3 (juil.-sept.)
	1953, n° 4 (oct.-déc.)
	1953, n° spécial
	1954, n° 1 (janv.-mars)
	1954, n° 2 (avril-juin)
	1954, n° 3 (juil.-sept.)
	1954, n° 4 (oct.-déc.)
	1955, n° 1 (janv.-mars)

	1955, n° 2 (avril-juin)
	1955, n° 3 (juil.-sept.)
	1955, n° 4 (oct.-déc.)
	1956, n° 1 (janv.-mars)
	1956, n° 2 (avril-juin)
	1956, n° 3 (juil.-sept.)
	1956, n° 4 (oct.-déc.)
	1957, n° 2 (avril-juin)
	1957, n° 3 (juil.-sept.)
	1957, n° 4 (oct.-déc.)
	1957, n° spécial (1956-1957)
	1958, n° 1 (janv.-mars)
	1958, n° 2 (avril-juin)
	1958 n° 3 (juil.-sept.)
	1958, n° 4 (oct.-déc.)
	1959, n° 1 (janv.-mars)
	1959, n° 2 (avril-juin)
	1959 n° 3 (juil.-sept.)
	1959, n° 4 (oct.-déc.)
	1960, n° 1 (janv.-mars)
	1960, n° 2 (avril-juin)
	1960, n° 3 (juil.-sept.)
	1960, n° 4 (oct.-déc.)
	1961, n° 1 (janv.-mars)
	1961, n° 2 (avril-juin)
	1961, n° 3 (juil.-sept.)
	1961, n° 4 (oct.-déc.)
	1962, n° 1 (janv.-mars)
	1962, n° 2 (avril-juin)
	1962, n° 3 (juil.-sept.)
	1962, n° 4 (oct.-déc.)
	1963, n° 1 (janv.-mars)
	1963, n° 2 (avril-juin)
	1963, n° 3 (juil.-sept.)
	1963, n° 4 (oct.-déc.)
	1964, n° 1 (janv.-mars)
	1964, n° 2 (avril-juin)
	1964, n° 3 (juil.-sept.)
	1964, n° 4 (oct.-déc.)
	1965, n° 1 (janv.-mars)
	1965, n° 2 (avril-juin)
	1965, n° 3 (juil.-sept.)
	1965, n° 4 (oct.-déc.)
	1966, n° 1 (janv.-mars)
	1966, n° 2 (avril-juin)
	1966, n° 3 (juil.-sept.)
	1966, n° 4 (oct.-déc.)
	1967, n° 1 (janv.-mars)
	1967, n° 2 (avril-juin)
	1967, n° 3 (juil.-sept)

	1967, n° 4 (oct.-déc.)
	1968, n° 1
	1968, n° 2
	1968, n° 3
	1968, n° 4
	1969, n° 1 (janv.-mars)
	1969, n° 2
	1969, n° 3
	1969, n° 4
	1970, n° 1
	1970, n° 2
	1970, n° 3
	1970, n° 4
	1971, n° 1
	1971, n° 2
	1971, n° 4
	1972, n° 1
	1972, n° 2
VOLUME TÉLÉCHARGÉ	1972, n° 3
	1972, n° 4
	1973, n° 1
	1973, n° 2
	1973, n° 3
	1973, n° 4
	1974, n° 1
	1974, n° 2
	1974, n° 3
	1974, n° 4
	1975, n° 1
	1975, n° 2
	1975, n° 3
	1975, n° 4
	1976, n° 1
	1976, n° 2
	1976, n° 3
	1976, n° 4
	1977, n° 1
	1977, n° 2
	1977, n° 3
	1977, n° 4
	1978, n° 1
	1978, n° 2
	1978, n° 3
	1978, n° 4
	1979, n° 1
	1979, n° 2
	1979, n° 3
	1979, n° 4
	1980, n° 1
	1982, n° spécial

	1983, n° 1
	1983, n° 3-4
	1983, n° 3-4
	1984, n° 1 (1er semestre)
	1984, n° 2
	1985, n° 1
	1985, n° 2
	1986, n° 1
	1986, n° 2
	1987, n° 1
	1987, n° 2
	1988, n° 1
	1988, n° 2
	1989
	1990
	1991
	1992
	1993, n° 1 (1er semestre)
	1993, n° 2 (2eme semestre)
	1994, n° 1 (1er semestre)
	1994, n° 2 (2eme semestre)
	1995, n° 1 (1er semestre)
	1995, n° 2 (2eme semestre)
	1996, n° 1 (1er semestre)
	1997, n° 1 (1er semestre)
	1997, n°2 (2e semestre) + 1998, n°1 (1er semestre)
	1998, n° 4 (4e trimestre)
	1999, n° 2 (2e trimestre)
	1999, n° 3 (3e trimestre)
	1999, n° 4 (4e trimestre)
	2000, n° 1 (1er trimestre)
	2000, n° 2 (2e trimestre)
	2000, n° 3 (3e trimestre)
	2000, n° 4 (4e trimestre)
	2001, n° 1 (1er trimestre)
	2001, n° 2-3 (2e et 3e trimestres)
	2001, n°4 (4e trimestre) et 2002, n°1 (1er trimestre)
	2002, n° 2 (décembre)
	2003 (décembre)

NOTICE DU VOLUME TÉLÉCHARGÉ	
Titre	L'Industrie nationale : comptes rendus et conférences de la Société d'encouragement pour l'industrie nationale
Volume	1972, n° 3
Adresse	Paris : Société d'encouragement pour l'industrie nationale, 1972

Collation	1 vol. (44 p.) : ill. ; 27 cm
Nombre de vues	48
Cote	INDNAT (100)
Sujet(s)	Industrie
Thématique(s)	Généralités scientifiques et vulgarisation
Typologie	Revue
Langue	Français
Date de mise en ligne	03/09/2025
Date de génération du PDF	08/09/2025
Recherche plein texte	Non disponible
Permalien	https://cnum.cnam.fr/redir?INDNAT.100

Note d'introduction à [l'Industrie nationale \(1947-2003\)](#)

[L'Industrie nationale](#) prend, de 1947 à 2003, la suite du [Bulletin de la Société d'encouragement pour l'industrie nationale](#), publié de 1802 à 1943 et que l'on trouve également numérisé sur le CNUM. Cette notice est destinée à donner un éclairage sur sa création et son évolution ; pour la présentation générale de la Société d'encouragement, on se reportera à la [notice publiée en 2012 : « Pour en savoir plus »](#)

[Une publication indispensable pour une société savante](#)

La Société, aux lendemains du conflit, fait paraître dans un premier temps, en 1948, des [Comptes rendus de la Société d'encouragement pour l'industrie nationale](#), publication trimestrielle de petit format résumant ses activités durant l'année sociale 1947-1948. À partir du premier trimestre 1949, elle lance une publication plus complète sous le titre de [L'Industrie nationale. Mémoires et comptes rendus de la Société d'encouragement pour l'industrie nationale](#).

Cette publication est différente de l'ancien [Bulletin](#) par son format, sa disposition et sa périodicité, trimestrielle là où ce dernier était publié en cahiers mensuels (sauf dans ses dernières années). Elle est surtout moins diversifiée, se limitant à des textes de conférences et à des rapports plus ou moins développés sur les remises de récompenses de la Société.

[Une publication qui reflète les ambitions comme les aléas de la Société d'encouragement](#)

À partir de sa création et jusqu'au début des années 1980, [L'Industrie nationale](#) ambitionne d'être une revue de référence abordant, dans une sélection des conférences qu'elle organise — entre 8 et 10 publiées annuellement —, des thèmes extrêmement divers, allant de la mécanique à la biologie et aux questions commerciales, en passant par la chimie, les différents domaines de la physique ou l'agriculture, mettant l'accent sur de grandes avancées ou de grandes réalisations. Elle bénéficie d'ailleurs entre 1954 et 1966 d'une subvention du CNRS qui témoigne de son importance.

À partir du début des années 1980, pour diverses raisons associées, problèmes financiers, perte de son rayonnement, fin des conférences, remise en question du modèle industriel sur lequel se fondait l'activité de la Société, [L'Industrie nationale](#) devient un organe de communication interne, rendant compte des réunions, publiant les rapports sur les récompenses ainsi que quelques articles à caractère rétrospectif ou historique.

La publication disparaît logiquement en 2003 pour être remplacée par un site Internet de même nom, complété par la suite par une lettre d'information.

Commission d'histoire de la Société d'Encouragement,

Juillet 2025.

Bibliographie

Daniel Blouin, Gérard Emptoz, [« 220 ans de la Société d'encouragement »](#), Histoire et Innovation, le carnet de recherche de la commission d'histoire de la Société d'encouragement, en ligne le 25 octobre 2023.

Gérard EMPTOZ, [« Les parcours des présidents de la Société d'encouragement pour l'industrie nationale des années 1920 à nos jours. Deuxième partie : de la Libération à nos jours »](#), Histoire et Innovation, carnet de recherche de la commission d'histoire de la Société d'encouragement pour l'industrie nationale, en ligne le 26 octobre 2024.

S. E. I. N.
Bibliothèque

L'INDUSTRIE NATIONALE

*Comptes rendus et Conférences
de la Société d'Encouragement
pour l'Industrie Nationale*

*fondée en 1801
reconnue d'utilité publique*



Revue trimestrielle
1972 - N° 3



SOMMAIRE

TEXTES SCIENTIFIQUES ET TECHNIQUES.

— Remise à la S.N.E.C.M.A. du Grand Prix LAMY,

p. 3

— Un exemple de travail scientifique dans l'Industrie : le développement des compresseurs à la S.N.E.C.M.A.,

p. 7

Publication sous la direction de M. Jacques TREFOUËL

Membre de l'Institut, Président

Les textes paraissant dans *L'Industrie Nationale* n'engagent pas la responsabilité de la Société d'Encouragement quant aux opinions exprimées par leurs auteurs.

Abonnement annuel : 40 F le n° : 20,00 F C.C.P. Paris, n° 618-48

TEXTES SCIENTIFIQUES ET TECHNIQUES

TEXTES SCIENTIFIQUES ET TECHNIQUES

*Cérémonie de remise du Grand Prix LAMY à la S.N.E.C.M.A.**

Allocution initiale de M. le Président Jacques TREFOUEL

MONSIEUR LE PRÉSIDENT,
MESDAMES, MESSIEURS,
MES CHERS COLLÈGUES,

C'est toujours une date importante pour notre Société, qui a pour vocation l'encouragement à l'Industrie nationale, que celle de la remise du Grand Prix LAMY, prix qui, par définition, doit être décerné à une firme ou entreprise ayant puissamment contribué au développement d'une région et au bon renom de l'industrie française dans le Monde.

Le prestige qui s'attache à cette distinction tient pour une large part à la valeur et à la notoriété des Firmes qui ont été les précédentes lauréates.

Leur liste étant déjà longue, je me contenterai de citer les plus récentes :

Société Nationale des Pétroles d'Aquitaine ; Compagnie de Saint-Gobain ; Régie Nationale des Usines Renault ; Compagnie Générale d'Electricité ; Société Fives Lille-Cail ; Société l'Air Liquide ; Société Anonyme des Automobiles André Citroën ; Société Ugine-Kuhlmann.

Avant de donner la parole à mon confrère, M. Trillat, à qui je laisse le soin de vous exposer, au nom du Comité des Arts Physiques, les motifs du choix de cette année, je tiens à remercier chaleureusement les personnalités qui, en honorant cette cérémonie de leur présence, nous apportent le concours de leur compétence et de leur autorité.

Je donne la parole à M. le Professeur Trillat.

Rapport pour l'attribution du GRAND PRIX LAMY à la S.N.E.C.M.A.

*par Monsieur J.-J. TRILLAT, membre de l'Institut,
au nom du Comité des Arts Physiques*

Créée en 1945, au lendemain de la Seconde Guerre mondiale, la S.N.E.C.M.A. (Société Nationale d'Etudes

et de Construction de matériel aéronautique est issue de la fusion de « GNOME-RHONE », des « Moteurs Renault pour

* 1^{er} février 1973.

l'aviation » et de divers Groupes d'études. Chargée par l'Etat, qui possède la majeure partie de son capital (80,03 %), d'étudier et de réaliser un propulseur puissant susceptible d'équiper les intercepteurs de l'Armée de l'Air française, la S.N.E.C.M.A. a su s'adapter rapidement aux exigences nouvelles de la propulsion aéronautique. C'est ainsi qu'est née la série des turbo-réacteurs « ATAR » équipant les Mystère, Vautour, Etendard et Mirage des Avions Marcel Dassault.

Simultanément, la S.N.E.C.M.A. s'est attachée, au cours des dernières années, à élargir son assise technique. C'est ainsi qu'elle a négocié, en 1960, avec United Aircraft Corporation un apport de licences, de sorte que cette firme possède aujourd'hui 10 % du capital de la Société ; depuis, les échanges techniques se sont développés entre les deux Compagnies.

Les regroupements nécessaires dans l'Industrie française ont conduit récemment à de nouvelles restructurations :

- en 1963 : Adjonction de l'Usine du Havre (filiale S.N.E.C.M.A. - Normandie).
- en 1968 : Rapprochement avec Hispano-Suiza qui apporte également ses filiales Bugatti et Sochata.
- en 1969 : Cession de l'Usine de Blanquefort où se réalisait l'activité Engins Espace à la Société Européenne de Propulsion (S.E.P.).
- Fin 1970 et 1971 : Rapprochement avec Messier dans le domaine des atterrisseurs par la création de la Société Messier-Hispano.

La S.N.E.C.M.A. a acquis un renom international dans le domaine militaire : ses matériels, en effet, sont exportés actuellement dans seize pays. Elle poursuit son effort dans ce domaine, notamment avec la mise au point du M 53, successeur de l'ATAR, mais elle cherche maintenant à s'implanter sur le marché civil.

Dans ce but, la S.N.E.C.M.A. a engagé, en coopération avec la Société britanni-

que BRISTOL, fusionnée ultérieurement avec la Société britannique ROLLS-ROYCE :

- le développement, la production, la vente et l'après-vente du moteur supersonique Olympus 593 de 17 000 kilos de poussée destiné au Concorde ;
- le développement, la production, la vente et l'après-vente du moteur M 45 H de 3 500 kilos de poussée, dont la première application est constituée par l'équipement de l'avion de transport allemand Vew-614

De plus, la S.N.E.C.M.A. a récemment conclu un accord de coopération avec General Electric pour la fourniture des moteurs CF 6-50 destinés à l'Airbus A-300 B.

Enfin, elle vient d'engager, en coopération avec cette même firme américaine, le développement, la production, la vente et l'après-vente du moteur CFM-56 de la classe des 10 tonnes de poussée ; d'autres motoristes européens pourront être également associés à l'opération, à l'initiative de la S.N.E.C.M.A. Ce moteur est destiné aux avions de transport à moyenne capacité, qu'ils soient à décollage conventionnel ou à décollage court ; il pourra notamment équiper la version évoluée du Mercure des avions Marcel Dassault.

Parallèlement à cette activité principale d'études, de fabrication et de vente de moteurs d'avions, la S.N.E.C.M.A. a développé des activités connexes (réparations, électronique pour moteurs) et des activités d'applications dérivées de son activité principale (turbines industrielles, matériels d'équipement nucléaire, forges-fonderies). Ce dernier secteur s'est étendu par son rapprochement opéré en 1968 avec la Société Hispano-Suiza.

Les études d'avant-garde que la S.N.E.C.M.A. est obligée de mener pour rester à la pointe du progrès lui font maintenir des liens très étroits avec l'Université et les Organismes de recherches. Ainsi de nombreux contrats

sont établis avec l'O.N.E.R.A., le C.N.R.S. Un laboratoire de l'Ecole des Mines est implanté dans le Centre de Corbeil, à proximité du Service des recherches. Enfin, de nombreux Ingénieurs de la S.N.E.C.M.A. enseignent dans des Ecoles d'Ingénieurs.

Lors de sa constitution, cette Société était exclusivement implantée à Paris ou en proche banlieue. Progressivement, son activité s'est étendue à des unités plus excentrées : en province avec le

Havre, Givors, Molsheim, Blanquefort (appartenant à la S.E.P. depuis 1970), Istres et, en région parisienne, avec le Centre d'essais et d'études de Melun-Villaroche et celui de production de Corbeil.

Ainsi, la S.N.E.C.M.A. répond parfaitement aux deux conditions spécifiquement prévues dans la clause d'attribution du Grand Prix Lamy, à savoir la part prise au développement d'une région et la contribution au renom de la technique française à l'étranger.

*Allocution de Monsieur l'Ingénieur général RAVAUD,
Président-Directeur Général de la S.N.E.C.M.A.*

MONSIEUR LE PRÉSIDENT,

C'est un grand honneur pour moi de recevoir aujourd'hui le Grand Prix que la Société d'Encouragement pour l'Industrie Nationale a bien voulu décerner à la S.N.E.C.M.A., lui permettant ainsi d'accéder comme d'autres grandes entreprises au Palmarès de votre société.

Lorsque la S.N.E.C.M.A. a été créée en 1945, elle héritait certes d'une longue tradition aéronautique qu'elle tenait notamment des sociétés GNOME-RHONE, LORRAINE, RENAULT, mais elle avait une tâche fort difficile à accomplir : celle de rattraper le retard dû aux années d'inactivité alors que des progrès considérables avaient été faits en dehors de notre pays et que se développait dans l'aéronautique la propulsion par réaction.

Aussi, la distinction que vous venez de me remettre honore surtout tous ceux qui, tant à l'intérieur qu'à l'extérieur de l'entreprise, ont consacré depuis plus de vingt-cinq ans de longs et patients efforts à réunir les hommes et les moyens nécessaires et ont ainsi permis à la S.N.E.C.M.A. de réaliser des matériels de qualité internationale, parmi lesquels les réacteurs de la famille ATAR équipant les avions MIRAGE,

dont la réputation est largement répandue dans de nombreux pays.

Je vous remercie, Monsieur le Président — ainsi que tous les membres de votre Société — d'avoir, par la décision que vous avez prise, reconnu le succès qui a couronné ces efforts.

Je remercie également toutes les personnalités et amis qui, se rendant à votre invitation, sont venus ce soir, témoigner de l'intérêt qu'ils portent à notre société.

Cependant pour maintenir et développer les positions qu'elle a acquises et assurer son avenir, la S.N.E.C.M.A. a encore bien des problèmes à résoudre.

Monsieur l'Ingénieur Général Marchal, Directeur Scientifique, qui, depuis 1945, apporte sa collaboration à la société, présentera tout à l'heure un exemple des problèmes posés par la haute technicité des moteurs en évoquant les difficultés à surmonter dans la définition d'un de leurs composants majeurs, le compresseur.

Je voudrais, pour ma part, souligner l'évolution à laquelle — du fait même de son accès au marché mondial — la S.N.E.C.M.A. doit faire face. Ce marché est, en effet, plus sévèrement que jamais soumis aux pressions de la conjoncture économique générale, obligeant les cons-

tructeurs à se livrer à une compétition très active, aussi bien en ce qui concerne l'aéronautique militaire que l'aéronautique civile.

Ceci conduit la Société :

- à mener, en liaison avec l'Université et les organismes spécialisés, d'importantes recherches pour rester à la pointe du progrès dans de nombreuses disciplines, telles que l'aérodynamique, la thermodynamique, la résistance des matériaux, la métallurgie, etc. ;
- à disposer de puissants moyens d'études et d'essais pour la mise au point des moteurs, d'équipements de production moteurs, les uns et les autres constamment ajustés à l'évolution des techniques ;
- à maintenir à un haut niveau de qualification des équipes d'hommes aptes à employer de la manière la plus efficace les moyens mis à leur disposition.

La Société doit aussi, en permanence, adapter ses structures et ses méthodes pour parvenir à une rentabilité d'ensemble suffisante et apprécier avec réalisme les prévisions d'activité. Cette dernière tâche est particulièrement délicate du fait des incertitudes qui affectent notamment le développement des ventes des avions civils.

Il faut, d'autre part, avoir conscience des risques qu'implique, à partir d'un niveau technique général élevé, le lancement d'un nouveau programme de moteurs. En effet :

- cinq à six ans sont nécessaires pour obtenir un état de mise au point suffisant pour permettre la mise en service,

- ensuite, de nombreuses heures d'utilisation doivent être effectuées pour déceler les imperfections auxquelles il faut porter remède.

Ce sont les résultats techniques atteints au cours de ces deux périodes, associés à ceux découlant d'un intense effort commercial, qui conditionnent — pendant les dix à quinze années qui suivent — les ventes d'une société comme la nôtre et, en conséquence, son activité de production et sa rentabilité.

Afin d'avoir les meilleures chances de déboucher sur un large marché international, la S.N.E.C.M.A. a engagé la plupart des programmes de moteurs sur lesquels repose son avenir à long terme, en coopération avec d'autres motoristes. A l'exception du M 53, tête d'une nouvelle famille de moteurs militaires qui doit assurer la relève des versions successives de l'ATAR, il en est ainsi pour :

- le LARZAC avec la société TURBOMECA et à la production duquel participera l'industrie allemande,
- le propulseur du CONCORDE et le M 45 H avec la société ROLLS-ROYCE,
- le moteur civil CFM 56 avec GENERAL ELECTRIC, programme auquel sont associés d'autres motoristes européens.

C'est de cette manière, et avec l'appui, nécessaire comme dans tous les pays, des services de l'Etat, que notre société pourra se développer et continuer à contribuer au bon renom de l'industrie française dans le monde, tout en offrant aux hommes des emplois de haute qualification dans les régions où sont implantés les centres d'activité de la S.N.E.C.M.A.

Un exemple de travail scientifique dans l'industrie :

Le développement des compresseurs

à la S.N.E.C.M.A.

par R. MARCHAL,
Ingénieur général de l'Air,
Directeur scientifique de la S.N.E.C.M.A.

MONSIEUR LE PRÉSIDENT,
MESDAMES,
MESDEMOISELLES,
MESSIEURS,

En décernant le Grand Prix Lamy à la S.N.E.C.M.A. *, la Société d'Encouragement pour l'Industrie Nationale a voulu, je crois, reconnaître et récompenser les efforts déployés par l'aéronautique française pour reprendre, malgré les épouvantables destructions de la guerre, le rang qui était le sien dans la période où l'aviation française fournissait son matériel à de nombreux pays étrangers. Qu'il me soit permis tout d'abord de remercier M. le Président Tréfouël et M. le Professeur Trillat de leur bienveillance.

J'ai personnellement vécu toute cette période, ayant été appelé à la Direction Technique de la S.N.E.C.M.A. dès sa fondation, le 1^{er} septembre 1945. C'est peut-être cette circonstance et le fait que j'en suis actuellement le Directeur Scientifique qui m'ont valu d'être désigné par mon Président, M. l'Ingénieur Général Ravaud, pour prendre la parole

ce soir devant vous sur un sujet technique. Je désire également remercier M. Ravaud de cette désignation.

J'aimerais, avant de commencer mon exposé, vous rappeler que la S.N.E.C.M.A., avec 15 000 personnes, est le quatrième constructeur de moteurs d'avions du monde libre et le premier de l'Europe continentale. Les réacteurs d'avions constituent environ 90 % de son activité propre ; même si l'on tient compte de ses filiales qui réalisent, par exemple, des trains d'atterrissage ou des machines-outils, l'activité moteurs d'avions s'élève encore à 73 % de l'ensemble. Par ailleurs, l'organe du réacteur qui a donné lieu aux travaux les plus importants est le compresseur et il se trouve que des compresseurs dérivés de ceux que nous avons établis pour les moteurs d'avions ont été utilisés sur des turbines à gaz industrielles, dans des installations atomiques pour véhiculer le gaz carbonique refroidissant les piles ou l'hexafluorure d'uranium traversant à Pierrelatte les barrières poreuses qui en assurent la purification, ou encore dans les pompes à ultra-vide. Si l'on ajoute ces activités dérivées à l'ac-

* Société Nationale d'Etude et de Construction de Moteurs d'Aviation.

tivité principale que constitue le domaine de l'aviation, on s'aperçoit alors que 80 % des efforts du groupe S.N.E.C.M.A. sont tributaires de la technique des compresseurs. Il apparaît donc que c'est un sujet central particulièrement représentatif de la S.N.E.C.M.A. tant par l'importance des travaux auxquels il a donné lieu que par le poids relatif dont il pèse dans l'ensemble de nos activités.

I. — QUELQUES ORDRES DE GRANDEUR.

Il n'est pas inutile, pour éclairer la question, d'indiquer quelques chiffres relatifs aux moteurs d'avions. C'est ainsi, par exemple, que le moteur de Concorde (fig. 1), qui absorbe environ 170 kg d'air par seconde au point fixe au sol (soit le volume d'air contenu dans un grand salon), développe une poussée voisine de 15 tonnes grâce à un jet dont l'énergie cinétique est de 62 000 kW. Ceci signifie que si l'on ins-

tallait un moulin à vent — comprenez une turbine — qui serait actionné par ce jet et si cet organe de transformation n'avait pas de pertes, sa puissance serait effectivement de 62 000 kW. On remarquera au passage que ceci confère à l'avion qui a quatre moteurs une puissance de 250 000 kW, soit près de 340 000 CV, c'est-à-dire le double de ce dont dispose le paquebot « France », cette énergie étant produite par un système dont la masse totale, réservoirs et combustible non compris, est inférieure à 22 tonnes.

On peut aussi s'intéresser au rendement thermique de cette machine, c'est-à-dire au quotient de l'énergie cinétique produite dans le jet (minorée de l'énergie cinétique captée dans la manche d'admission) par l'énergie thermique développée par la combustion du fuel. Là encore les chiffres sont très remarquables. Au point fixe, avec postcombustion, le rendement thermique est de 22 % mais lorsque la postcombustion est éteinte il monte à 32,5 % pour voisiner 55 % lorsque l'avion vole à Mach 2 à 18 500 m d'altitude. Ce chiffre extra-

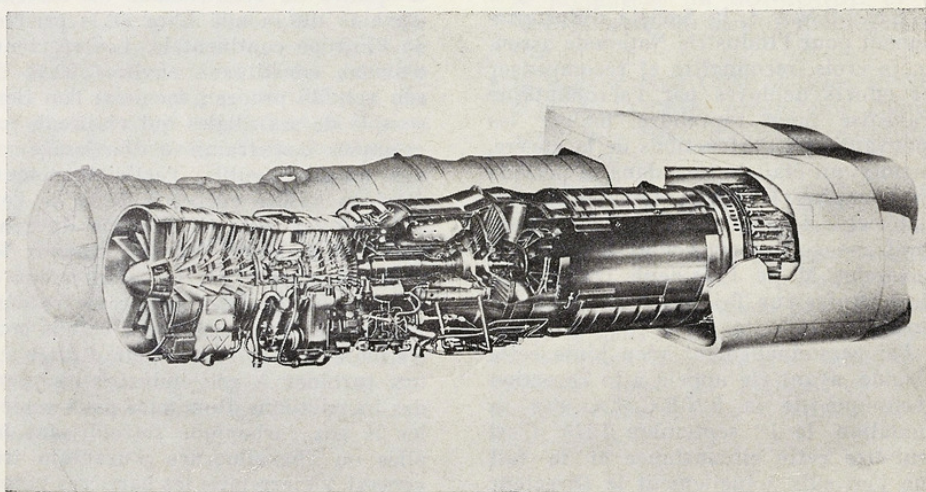


FIG. 1. — Moteurs Olympus 593 de Concorde. Ces moteurs sont jumelés par paire. On remarquera :

- Les deux turbines entraînant, la seconde le compresseur à basse pression à 7 étages, la première, le compresseur à haute pression à 7 étages ;
- L'importance du système d'éjection des gaz chauds produisant le jet.

ordinaire, qui reste supérieur au rendement des centrales thermiques les plus modernes (42 %) ou des moteurs Diesel les plus performants (40 %), est dû aux rapports de pressions et de températures très élevés que suppose le cycle d'une telle machine. En effet, si le compresseur donne un rapport de pressions global voisin de 15 au point fixe et proche de 11 en croisière supersonique, ce résultat est multiplié par la compression due à la vitesse d'avancement de l'avion, compression dont l'effet est bien entendu nul au point fixe mais atteint une valeur de 6,5 en croisière supersonique, d'où un rapport de pressions global dépassant 70. Comme, en outre, la température à l'entrée de la turbine est supérieure à 1 050 °C pour une température d'admission de -55 °C, soit un rapport des températures absolues de 6,1, on comprend la supériorité de cette machine sur les centrales thermiques qui ne dépassent pas 570 °C pour la température de surchauffe de la vapeur, d'où un rapport de température de l'ordre de 2,8. Par rapport aux moteurs Diesel la température maximale est plus modeste mais le rapport de détente est beaucoup plus fort puisqu'il ne dépasse guère 20 dans les Diesel les plus comprimés.

Ces résultats peuvent surprendre. Ils s'éclairent si l'on examine le schéma général de toute machine motrice thermique ; celle-ci comporte en effet nécessairement :

- un dispositif au moyen duquel on élève la pression du fluide de travail,

- un dispositif au moyen duquel on augmente le volume de ce fluide comprimé,

- un dispositif dans lequel on détend ce fluide comprimé et dilaté.

Le travail utile est la différence entre le travail dépensé pendant la compression et le travail recueilli au cours de la détente, ce dernier étant supérieur au premier en vertu de la dilatation réalisée entre ces deux opérations.

Il est clair que l'effet produit est une fonction croissante du rapport de pressions réalisé qui détermine les forces

motrices et du rapport de températures qui fixe la dilatation génératrice de l'écart entre les puissances absorbée dans le compresseur et recueillie dans la turbine.

Les tableaux 1 et 2 qui se rapportent, le premier au moteur OLYMPUS 601 de Concorde qui est une machine compliquée pour avion de transport, le second au moteur M 53 de la S.N.E.C.M.A. (fig. 2) qui est une machine simple destinée à un avion de combat, fixent des ordres de grandeur caractéristiques. On y remarquera :

- la poussée exprimée en *da* N, c'est-à-dire pratiquement en kg,

- la puissance définie comme ci-dessus, exprimée en kW. Le M 53, dont la masse, sans habillage, est de 1 500 kg environ, développe plus de 120 000 CV, soit les trois quarts de la puissance du paquebot « Normandie »,

- le rendement thermique qui est exceptionnellement élevé pour l'Olympus et reste très bon pour le M. 53,

- le rendement de propulsion, c'est-à-dire le rapport entre l'effet utile transmis par le moteur à l'avion, qui est égal au produit de la poussée par la vitesse d'avancement, et la puissance développée par le moteur. Ce chiffre, qui dépassait 80 % pour les hélices mais à des vitesses nettement subsoniques, reste encore, dans leurs conditions d'adaptation, supérieur à 70 % pour les moteurs à réaction examinés,

- le rendement global qui est le produit du rendement thermique par le rendement de propulsion et qui traduit finalement la façon dont le pouvoir énergétique du carburant est utilisé à assurer la propulsion.

Il se trouve ainsi que les moteurs à réaction modernes sont les machines thermiques les plus performantes en rendement, en masse spécifique et en encombrement qu'on ait pu réaliser. Cependant l'étude détaillée de la question fait apparaître que l'efficacité propre du compresseur joue un rôle essentiel dans cette question.

TABLEAU I
Moteur Olympus 601

		Point fixe au sol	Accélération trans- sonique Mach 1,2 11 200 m	Croisière Mach 2 18 500 m
Débit d'air (kg/s)		169	96	73
Poussée da N	Avec PC	14 750	7 160	—
	Sans PC	12 400	5 360	2 980
Puissance développée kW	Avec PC	62 300	50 500	—
	Sans PC	44 800	34 600	23 650
Rendement thermique %	Avec PC	22	34,7	—
	Sans PC	32,5	49	54,5
Rendement de propulsion %	Avec PC	0	51	—
	Sans PC	0	55	75,5
Rendement global % ...	Avec PC	0	17,7	—
	Sans PC	0	27	41

TABLEAU II
Moteur M 53-02

		Point fixe au sol	Mach 1,2 au sol	Mach 2,5 15 200 m
Débit d'air (kg/s)		84	157	84,2
Poussée da N	Avec PC	8 300	12 250	5 860
	Sans PC	5 500	5 600	—
Puissance développée kW	Avec PC	39 700	91 400	59 200
	Sans PC	16 800	32 600	—
Rendement thermique %	Avec PC	18,7	24	30,5
	Sans PC	28,5	35	—
Rendement de propulsion %	Avec PC	0	55	73
	Sans PC	0	71	—
Rendement global % ...	Avec PC	0	13,1	22,3
	Sans PC	0	24,7	—

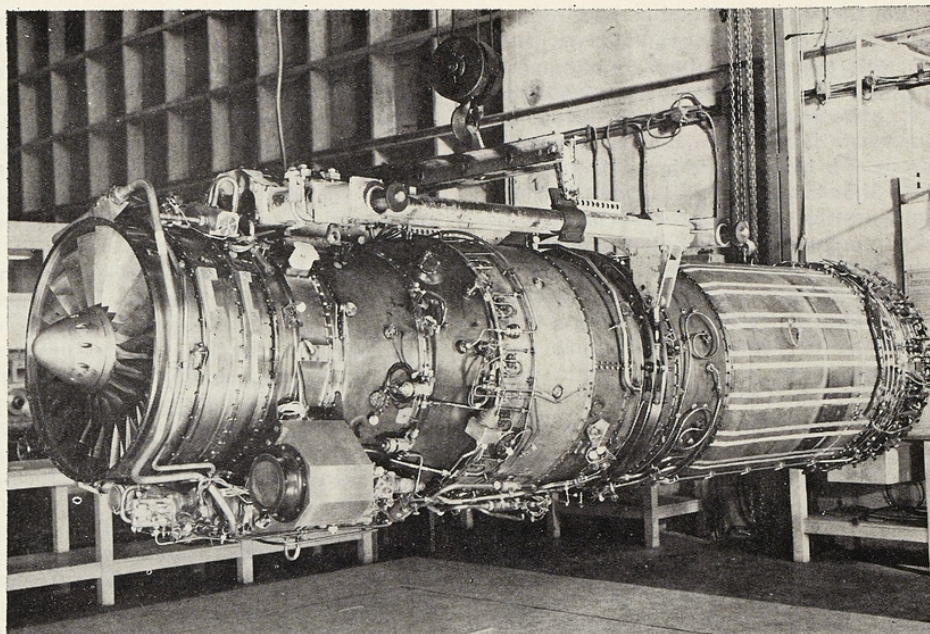


FIG. 2. — Le moteur M. 53 de 8 300 daN de poussée au point fixe développe, à basse altitude et à Mach 1, 2, une poussée de 12 250 daN, soit environ 120 000 CV pour une masse de 1 500 kg.

2. — IMPORTANCE DU COMPRESSEUR.

Les calculs thermodynamiques classiques appliqués au cycle des turbines à gaz permettent très facilement de mettre en évidence l'importance fondamentale du bon rendement des compresseurs. On trouvera ci-dessous quelques indications numériques à ce sujet.

Il est cependant intéressant d'essayer de prévoir par un raisonnement simple les résultats à attendre d'une telle spéculation. Le fait essentiel qui peut servir de guide en pareille matière est que la température délivrée par les chambres de combustion est bornée supérieurement par la technologie employée pour la turbine : le métal de celle-ci ne saurait résister aux contraintes centrifuges si les conditions de fonctionnement étaient thermiquement trop sévères. Il apparaît

alors que la quantité d'énergie qu'on peut fixer sur le fluide de travail par la combustion du fuel est elle-même fixée par l'écart existant entre la température de sortie du compresseur et la température d'admission de la turbine. Si cet écart est faible, la puissance thermique mise en jeu sera modérée et les pertes inévitables dans l'ensemble de la machine, particulièrement dans le compresseur et la turbine, prendront un poids relatif abaissant notablement le rendement. Si l'on veut au contraire augmenter la quantité de combustible brûlé dans les chambres, il faudra limiter la température de sortie du compresseur, c'est-à-dire le rapport de compression. D'après ce qui a été vu plus haut, l'abaissement corrélatif des pressions motrices va alors diminuer la puissance de la machine et par conséquent aussi son rendement. Bref, la recherche de hautes pressions s'accompagne nécessairement

de hautes températures et réciproquement. Comme ordre de grandeur on peut dire que, pour un moteur fonctionnant au point fixe au sol, avec une température de sortie de chambre de 1 000 °C, l'augmentation du rapport de compression de 9 à 15 améliore le rendement de 10 %. Si la température était de 1 200 °C, l'amélioration serait de 12 à 13 %.

Le rendement du compresseur intervient de deux façons différentes. D'abord, puisque la puissance utile est la différence entre l'énergie délivrée par la turbine et l'énergie consommée par le compresseur, il est bien clair que toute perte chez ce dernier se répercute d'une façon directe. Mais il y a plus car tout déchet de rendement du compresseur se traduit par une élévation de la température de l'air fourni par ce dernier. C'est dire qu'à égalité de pression délivrée par le compresseur, moins celui-ci sera bon, moins on pourra introduire de combustible dans la machine puisque la température d'admission à la turbine est bornée supérieurement : les pertes réparties sur une puissance moindre grèvent donc cette dernière d'une façon qui augmente en valeur relative. Pour fixer les idées on peut signaler que pour une température de 1 200 °C à l'entrée de la turbine le rendement thermique de l'installation s'abaisse de 13 % pour une diminution de 5 points de l'efficacité polytropique de compression. Une même baisse affectant l'efficacité de la turbine n'affecterait que pour 8 % seulement le rendement général de l'installation.

3. — AERODYNAMIQUE DU COMPRESSEUR

La recherche de l'encombrement minimum a conduit — au moins sur les moteurs qui ne sont pas de très petite dimension — à abandonner le compres-

seur centrifuge qui présente par principe un encombrement transversal notable, pour le compresseur axial beaucoup plus effilé puisque l'air circule, en gros, parallèlement à son axe. Les compresseurs axiaux sont constitués par une suite de roues à ailettes alternativement mobiles et fixes dans lesquelles s'effectue progressivement la compression (fig. 1 et 5).

L'origine de cette machine est ancienne, les premières réalisations étant dues à Parsons au début du siècle, mais ce n'est qu'autour de 1930 que des progrès aérodynamiques significatifs, dus en particulier à M. Darrieus, ont permis d'établir des compresseurs d'un rendement suffisant. Il s'agissait en l'espèce de substituer à la notion de canal formé par deux aubes successives la notion d'aile portante permettant d'appliquer le théorème de Kutta-Joukowski et les progrès de l'aérodynamique des surfaces portantes.

Je vais m'efforcer de passer ci dessous en revue les principaux problèmes que posent ces types de machines.

3.1. — Nombre de Reynolds.

La caractéristique fondamentale des surfaces portantes constituant les aubes des compresseurs est leur petitesse. La profondeur des cordes s'exprime en centimètres, ce qui donne des nombres de Reynolds (+) 50 à 100 fois plus faibles que ceux qui caractérisent les profils d'ailes. Le nombre de Reynolds a plusieurs interprétations physiques. Par exemple, il peut être considéré comme étant le rapport du flux d'enthalpie au flux d'énergie dissipée par frottement dans la couche limite. Il peut aussi être interprété en théorie cinétique des gaz comme le parcours d'écoulement séparant deux chocs sur la paroi rapporté au libre parcours moyen séparant deux chocs moléculaires. Il symbolise enfin

(*) $Re = \frac{\rho v d}{\mu}$, ρ , v , μ , masse spécifique, vitesse, viscosité du fluide, d , longueur de la corde du profil.

le rapport des forces d'inertie aux forces de frottement. Toutes ces interprétations mettent en évidence le fait que la viscosité joue dans les compresseurs un rôle bien plus considérable que dans les voilures d'avions. C'est pourquoi les problèmes d'équilibre de la couche limite, c'est-à-dire de la couche ralentie par la viscosité au voisinage du profil, se posent d'une façon beaucoup plus aiguë dans les compresseurs que dans les ailes d'avions.

Il n'est peut-être pas inutile d'insister sur ce point. Dans un écoulement ralenti (c'est le cas de l'écoulement entre les aubages du compresseur où la vitesse relative est transformée en pression), la pression va en augmentant au fur et à mesure qu'on suit le courant. La partie saine de l'écoulement trouve dans sa propre vitesse l'énergie nécessaire pour surmonter la pression croissante mais ce phénomène ne peut pas se produire dans la couche limite qui, par hypothèse, n'est animée que d'une très faible vitesse. Il en résulte une situation dans laquelle le gradient de pression finit par l'emporter sur l'entraînement tangentiel que subit la couche limite de la part de l'écoulement sain ; celle-ci est amenée à rebrousser chemin : c'est le phénomène bien connu du décollement. Dans les divergents de soufflerie l'expérience a montré qu'avec un angle au sommet inférieur ou égal à 7° le gradient de pression est assez faible pour ne pas amener de décollement. Si l'angle est plus fort, le décollement est assuré.

Dans un compresseur où un rapport de pression de l'ordre de 1,15 à 1,2 est réalisé sur un espace de quelques centimètres, le gradient de pression est considérable. C'est dire que les risques de décollement sont eux-mêmes importants, d'où l'orientation actuelle des études dans lesquelles on définit les profils, non pas en fonction de l'écoulement théorique qu'on espère obtenir, mais en fonction de la stabilité de la couche limite qui se développera nécessairement. Il s'agit là de méthodes mathématiques compliquées.

Il n'est pas inutile non plus d'insister sur une particularité peu connue des écoulements à grande vitesse autour de profils de petite dimension : il s'agit des accélérations extraordinaires que subit le courant dans la zone de survitesse correspondant au contournement du bord d'attaque du profil. A grande incidence cette valeur peut atteindre plusieurs millions de fois celle de la pesanteur. On conçoit qu'il en résulte de puissantes interactions dont l'étude pourrait engendrer de nouveaux progrès.

3.2. — *Forme circulaire des grilles d'aubes.*

On appelle grille d'aubes la figure constituée par l'ensemble des ailettes dont la configuration rappelle effectivement celle d'une grille.

La question est ordinairement abordée expérimentalement en la ramenant à un problème de deux dimensions, c'est-à-dire en réalisant une grille d'aubes droite. Cette façon de faire permet des expériences simples en soufflerie avec l'installation des moyens de mesure et de visualisation qui permettent d'étudier les phénomènes (fig. 3).

Le passage de ces expériences à l'application sur des roues s'est d'abord fait en découpant par la pensée ces roues par des cylindres coaxiaux à la machine et en supposant que l'écoulement défini entre deux cylindres infiniment voisins avait très sensiblement les mêmes caractéristiques que l'écoulement plan expérimenté en soufflerie. Cependant cette méthode élémentaire a vite trouvé ses limitations. Tout d'abord la rotation de la veine produit des forces centrifuges dont il faut tenir compte. En outre, la vitesse relative des ailettes et du flux varie du pied à la tête, cette évolution pouvant être très importante puisque le rapport de moyeu, c'est-à-dire le rapport du rayon de la veine à la base de l'ailette au rayon extérieur peut descendre jusqu'à 0,3. Il faut donc tenir compte de ce fait et cintrer davantage l'ailette au pied qu'à la tête afin que l'augmen-

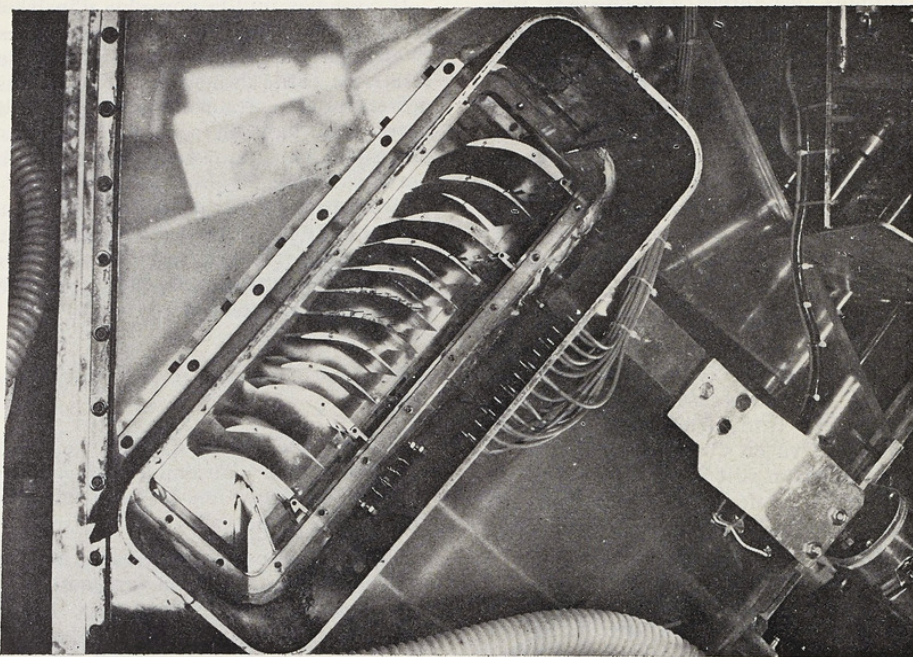


FIG. 3. — Grille d'aubes transsonique à forte déviation installée sur la soufflerie S. 5 de l'ONERA à Chalais-Meudon. On aperçoit : à droite, les prises de pression qui permettent d'étudier le courant gazeux défléchi ; sur les deux aubes centrales, les prises de pression permettant d'étudier l'écoulement entre les aubes. (Cliché ONERA).

tation de pression réalisée soit sensiblement la même sur toute la hauteur (fig. 4). Ceci conduit à des profils très évolutifs, à des distributions de vitesses compliquées à la sortie de la roue et enfin à des possibilités de blocage, c'est-à-dire de réalisation d'écoulements où, la vitesse du son étant obtenue dans toute la section de la veine, le débit a atteint la valeur limite d'Hugoniot et ne peut plus être augmenté.

Il faut enfin ajouter que la conicité de la veine, nécessitée par la compression qui diminue le volume spécifique de l'air, entraîne des vitesses radiales importantes sur les machines poussées. Cette circonstance accentue encore le

caractère tridimensionnel de l'écoulement et en complique naturellement considérablement l'étude.

3.3. — Elévation du nombre de Mach.

Chacun sait, depuis que les avions supersoniques sont devenus une réalité, l'importance du rapport de la vitesse d'écoulement à la célérité du son. Cette caractéristique a été particulièrement étudiée par Mach * mais avait été signalée antérieurement en France par Sarrau, professeur à l'Ecole Polytechnique, et même par Moisson.

Les premiers compresseurs axiaux mis en service étaient calculés de telle

(*) Mach, professeur émérite à l'université de Vienne, a, par ses travaux sur les fondements de la mécanique, contribué à former les idées d'Einstein sur la relativité.

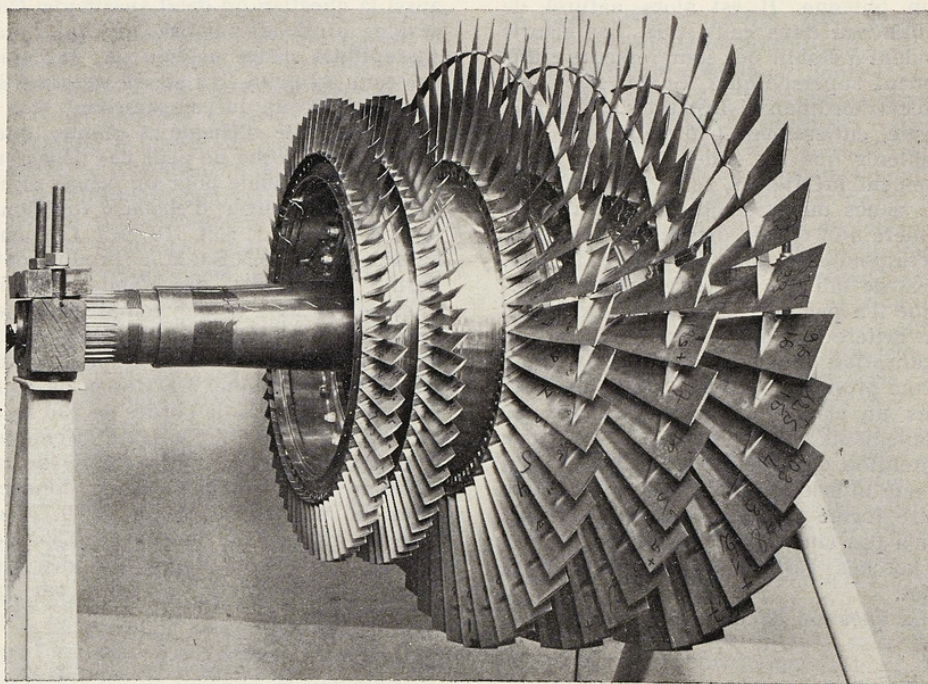


FIG. 4. — Le premier corps du moteur d'étude M. 45 F de 3 000 daN de poussée. On distingue les trois premiers étages assurant l'alimentation des deux flux, suivis de deux étages destinés au flux primaire. En raison de leur longueur et de leur flexibilité les ailettes des trois premières roues comportent des « nageoires » destinées à éliminer les vibrations. La photographie permet d'apprécier la forme plate de l'ailette au sommet et sa forme cambrée au moyeu.

sorte que le Mach relatif à chacun des étages reste partout inférieur à l'unité : il s'agissait de machines subsoniques dans lesquelles la compressibilité de l'air intervenait peu, ce qui pourra paraître paradoxal dans un dispositif dont l'objet est justement d'effectuer une compression. Cependant, dès 1955, la S.N.E.C.M.A. a commencé à admettre des vitesses nettement supersoniques pour la pointe des ailettes, la base restant subsonique. Ces sortes de machines sont appelées transsoniques, appellation qui prête à confusion car, pour un avion, le régime transsonique est celui qui s'établit lorsque le Mach rapporté à la vitesse de l'avion est compris entre 0,85 et 1,2, le régime supersonique commen-

çant au-dessus de 1,2. Dans un compresseur transsonique une fraction de la machine est complètement subsonique, une autre fraction se trouve tout à fait supersonique, la partie intermédiaire étant seule transsonique. Quoi qu'il en soit, à condition d'adapter convenablement les profils, l'expérience a montré que ces sortes de machines étaient douées de bonnes caractéristiques, cette particularité étant due probablement à la bonne volonté que manifeste la zone subsonique de l'écoulement pour se prêter aux conditions beaucoup plus rigides imposées à la zone supersonique.

L'augmentation des vitesses, c'est-à-dire du Mach, entraîne un accroissement du travail dépensé, donc de la compres-

sion obtenue. Il est alors naturel de poursuivre dans cette voie. Les efforts tendent à établir des compresseurs entièrement supersoniques, ce qui se heurte à d'extraordinaires difficultés car le problème, entièrement tridimensionnel, est d'obtenir que les ondes de choc, pratiquement inévitables, se produisent dans des zones où le Mach est relativement modéré afin que la dissipation d'énergie correspondante soit elle-même limitée. Il est de fait que l'aérodynamique théorique n'a pas encore permis de dégager un critère certain d'apparition et de localisation des ondes de choc. J'ai moi-même proposé il y a une vingtaine d'années un critère de ce genre pour les écoulements plans. Bien qu'il ait attiré l'attention d'éminentes autorités et qu'il ait été ultérieurement proposé sous une autre forme par des auteurs étrangers, il n'a pas encore fait l'unanimité et des recherches restent nécessaires sur ce sujet.

La question du nombre de Mach pose

aussi la question du débit spécifique. On désigne ainsi le nombre de kg d'air susceptibles d'être aspirés par le compresseur au point fixe au sol rapporté à la section droite du compresseur.

Le théorème d'Hugoniot montre que ce débit spécifique ne peut pas dépasser 240 kg par seconde pour un orifice complètement dépourvu d'obstacle fonctionnant à $Mach = 1$, soit 310 m/s. Les machines que la S.N.E.C.M.A. produit ont permis d'atteindre des débits spécifiques de 190 kg/s ce qui, compte tenu de l'existence obligatoire du moyeu, peut être considéré comme très proche du maximum théorique. La vitesse de l'air à l'entrée est alors de l'ordre de 230 m/s soit un Mach de 0,7. Le débit spécifique fixe évidemment le maître-couple de la machine pour une puissance donnée. Pour le M. 53, celui-ci est de 0,77 m avec un rapport de moyeu de 0,35. Le tableau 3 ci-dessous donne une idée des progrès réalisés sur ce sujet par la S.N.E.C.M.A.

TABLEAU III
Caractéristiques des compresseurs axiaux S.N.E.C.M.A.

	1956	1972
Rapport de pression par étage	1,25	1,55
Débit spécifique (kg m ⁻² . s ⁻¹)	145	185 à 190
Rapport de moyeu	0,5	0,35
Vitesse périphérique m. s ⁻¹	360	460
Mach en tête d'aubage	0,9	1,5
Rapport de pression total par corps	5 à 6	10 à 15
Efficacité isentropique	0,85	0,85 à 0,9 selon nombre de Mach

3.4. — Marche à faible charge.

Il ne suffit pas d'établir un compresseur ayant des caractéristiques brillantes dans ses conditions d'adaptation. Il faut également que le moteur puisse être mis en marche et aussi que le fonctionnement reste raisonnable à poussée réduite, notamment en permet-

tant de bonnes accélérations, condition nécessaire à une reprise rapide de la poussée si le pilote en éprouve le besoin.

Comme il a été signalé au paragraphe 3.2, lorsque le compresseur fonctionne dans ses conditions d'adaptation, l'air d'abord admis dans les conditions de captation voit son volume spécifique se

réduire progressivement. On est donc amené à diminuer corrélativement la section transversale de la veine, c'est-à-dire à limiter progressivement la hauteur des aubages.

Quand la machine tourne à faible vitesse, la compression qui, en première approximation, pourrait être considérée comme proportionnelle au carré de la vitesse angulaire, tombe très rapidement. C'est dire que les derniers étages sont alors trop petits pour laisser passer l'air que les premiers étages seraient capables d'aspirer. Il se produit une sorte d'effet de bourrage qui augmente l'incidence des aubes des premières roues et peut amener le décrochage. Les aérodynamiciens désignent sous ce terme une configuration particulière de l'écoulement qui se manifeste lorsque la contrainte que le profil voudrait lui imposer est excessive. L'écoulement se détache alors du profil et le rendement aérodynamique de l'ensemble devient détestable. Le problème se complique d'ailleurs parfois par l'apparition de vibrations susceptibles de détruire la machine.

Pour éviter cet effet, trois types de palliatifs ont été imaginés.

Le premier consiste à donner à l'excès d'air aspiré par les premières roues une issue shuntant les dernières roues du compresseur : c'est le dispositif appelé décharge. Un second consiste à modifier les conditions d'adaptation de la machine en changeant l'angle de calage des redresseurs. Ce moyen, très utilisé outre-Atlantique, n'a pas été retenu par la S.N.E.C.M.A. en raison de sa complication. Enfin, une troisième méthode consiste à scinder le compresseur en deux parties et à mettre en série deux machines conduites chacune par une turbine séparée. On aboutit alors à ce qu'on appelle un moteur à deux corps, solution envisagée par la Société RATEAU et M. Anxionnaz dès 1940 et qui a été utilisée très universellement pour les machines à fort rapport de compression (fig. 1) et par la S.N.E.C.M.A. pour son moteur LARZAC (fig. 5).

Pour intéressante qu'elle soit, cette solution est cependant onéreuse et relativement lourde. C'est pourquoi la

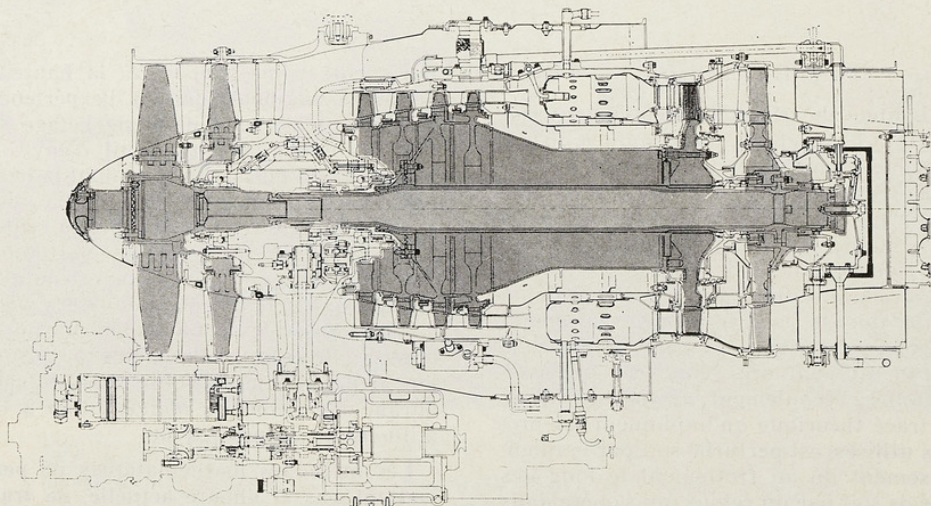


FIG. 5. — Le LARZAC, moteur simple de 1325 daN de poussée. Il est caractérisé par le fait qu'il comporte deux flux et deux corps, formule moderne lui conférant d'excellentes performances.

S.N.E.C.M.A. a aussi développé des efforts particuliers pour établir un moteur à deux flux et à un seul arbre qui allie à la simplicité la légèreté et le bas prix de revient : il s'agit du M. 53 dont le principe est décrit au paragraphe 4.1 (fig. 2).

D'une façon générale, on peut admettre que l'emploi de ces artifices n'est pas nécessaire lorsque le rapport de pres-

sion ne dépasse pas 5,7 par corps (c'est le cas des ATAR militaires) (fig. 6). Entre 5,7 et 8 ou 9, la décharge simple suffit. Au delà, l'adjonction d'aubages réglables devient nécessaire. Cependant l'adoption du système à deux flux sur le M. 53 a permis sur ce moteur de dépasser les limites ci-dessus grâce à la décharge automatique que constitue le deuxième flux.

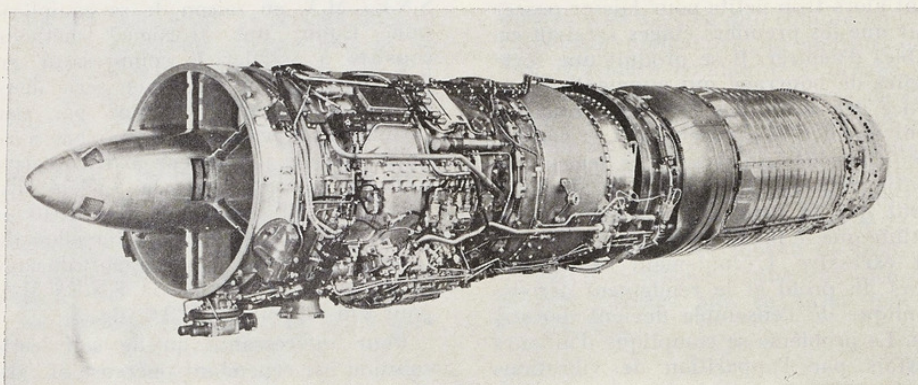


FIG. 6. — ATAR 9 K. 50. Moteur militaire simple corps, simple flux de 7 200 kg de poussée au point fixe avec post-combustion. Le compresseur a neuf étages ; la turbine deux.

3.5. — Courants secondaires.

L'étude théorique de l'écoulement visé aux § 3.1, 3.2 et 3.3, pour fouillée qu'elle soit, ne prend cependant pas en compte certaines réalités qui jouent un rôle important dans le fonctionnement aérodynamique des compresseurs : il s'agit du ralentissement de l'air dû au frottement au voisinage du moyeu et de la fuite qui se manifeste nécessairement entre l'extrémité de la pale mobile et le carter qui l'entoure. Dans les zones avoisinantes, l'écoulement, au lieu de suivre le tracé théorique qu'impliquent les profils utilisés, est perturbé soit par le ralentissement dû au frottement le long des parois soit par un retour qui s'opère dans le jeu d'extrémité de pale. Pour donner une idée de cette question, signalons que lorsque le jeu radial relatif, c'est-à-dire le

jeu périphérique rapporté à la hauteur de l'aube, augmente de 1 %, l'expérience montre que le rendement de l'étage se trouve corrélativement réduit d'environ 1 %. Pour les derniers étages dont la hauteur est couramment voisine de 25 mm, c'est une augmentation de jeu de seulement 2/10 mm qui entraîne cette chute de rendement. Ce phénomène est de même nature que la trainée induite des ailes d'avions associée au tourbillon marginal dont le Professeur Bradshaw a estimé l'incidence sur la consommation de carburant des avions du monde entier à 10 millions de tonnes par an.

Les méthodes mathématiques ne permettent pas, à l'heure actuelle, de traiter ce difficile problème. Des recherches sont en cours pour essayer de dégager des voies d'approche.

3.6. — Caractère transitoire de l'écoulement.

Ainsi qu'on peut en juger par ce qui vient d'être dit, le problème de la détermination des formes les plus satisfaisantes est extrêmement ardu et a fait l'objet de travaux continus depuis plus de vingt ans. Malgré ces efforts il a bien fallu accepter certaines approximations comme par exemple la constance, au moins sur un étage, des chaleurs spécifiques et de la viscosité alors qu'on sait bien que, même pour un gaz parfait, ces grandeurs dépendent de la température. Cependant l'approximation la plus criticable consiste à supposer que l'écoulement à l'entrée d'une grille d'aubes a

un caractère de répétition absolue : c'est négliger l'influence des sillages issus de la grille précédente.

Nous savons peu de chose encore sur l'aérodynamique des phénomènes instationnaires. J'ai cependant attiré l'attention des aérodynamiciens et de la D.G.R.S.T. * sur ce sujet par un rapport établi en 1968. Il apparaît en effet qu'au moins dans un certain nombre de circonstances les écoulements instationnaires, notamment ceux qui sont caractérisés par une modulation périodique de leurs caractéristiques, peuvent présenter des caractères notablement différents de ceux des courants permanents assurant le même débit. C'est ainsi qu'il semble bien établi que le vol ramé des oiseaux

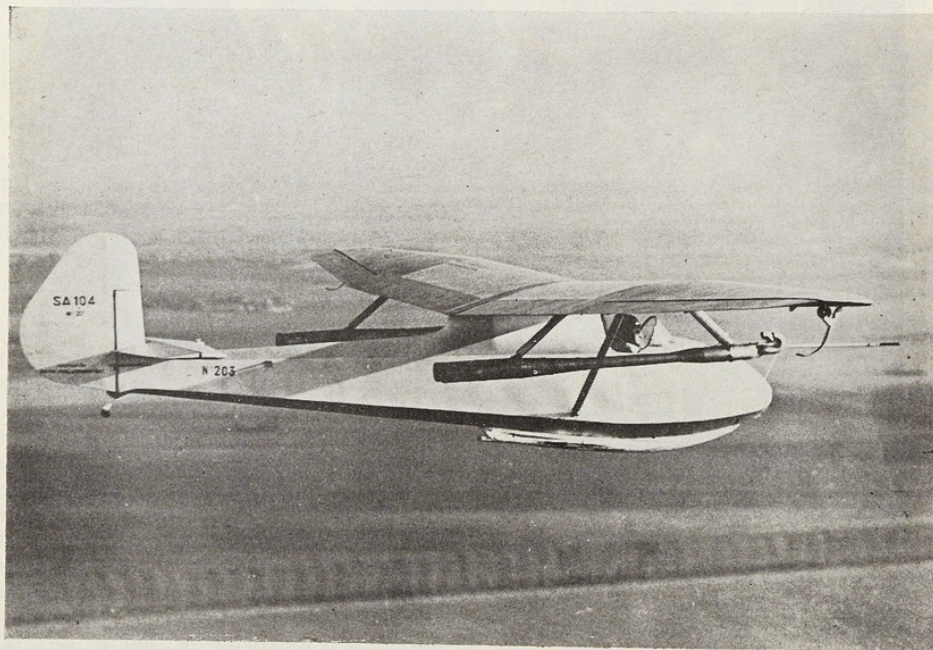


FIG. 7. — Planneur EMOUCHET équipé de quatre pulso-réacteurs sans clapets SNECMA-ESCOPETTE. Ces machines ont, pour la première fois au monde, assuré le vol, décollage compris, d'un avion équipé de moteurs dépourvus de toute pièce mobile. (1950).

(*) Délégation Générale à la Recherche Scientifique et Technique.

conduit à un rendement aérodynamique très supérieur à ce qu'on observe si l'on passe en soufflerie un oiseau naturalisé. De même j'ai pu, en collaboration avec Jean Bertin, établir à la S.N.E.C.M.A. dans les années 1950 des machines entièrement statiques susceptibles d'assurer le décollage et la propulsion d'un avion par combustion pulsatoire (fig. 7 et 8).

Enfin, la détente instationnaire d'un gaz permet d'obtenir, avec une machine dépourvue de pièces mobiles, un refroidissement que la conservation de l'enthalpie interdit aux dispositifs statiques à écoulement permanent. Cette technique neuve est en cours de développement dans l'industrie pétrolière où elle a trouvé des applications.



FIG. 8. — Présentation au Président de la République d'un moteur ESCOPETTE. Le Président apprécie la légèreté de la machine qui ne pèse que 4,5 kg.

Ces résultats remarquables, encore qu'obtenus dans des domaines très dispersés, semblent liés au fait, reconnu pour la première fois je crois par M. Vilat, que, lors de l'établissement d'un écoulement, l'effet de la viscosité n'apparaît que progressivement selon une

croissance liée à la racine carrée du temps. On conçoit alors qu'une modulation périodique de l'écoulement puisse minimiser l'effet nuisible de la viscosité en respectant des caractéristiques utiles comme la sustentation.

La question se pose donc d'analyser

d'une façon plus fine le comportement d'un courant d'air instationnaire autour des pales d'un compresseur. Des travaux sont engagés sur ce point et pourraient, avec un peu de chance, conduire à de nouveaux progrès.

4. — PROBLEMES CONSTRUCTIFS.

Il ne suffit pas d'avoir maîtrisé les problèmes aérodynamiques relatifs aux compresseurs pour faire une bonne machine. Il faut encore que celle-ci soit adaptée à l'usage auquel on la destine. Cette nécessité a conduit à une importante diversification et à des recherches étendues, notamment dans le domaine vibratoire et dans le domaine acoustique.

4.1. — Moteur à deux flux — Moteur à deux arbres.

Il a été fait allusion, au paragraphe 1, à la notion de rendement de propulsion qui caractérise la façon dont la puissance développée par le moteur est transformée en traction utile sur l'avion. Cette question a fait l'objet en son temps d'études théoriques, notamment par M. Maurice Roy, et il a été établi que le rendement de propulsion est d'autant plus favorable que la masse de fluide intéressée par la machine est plus grande, l'accélération qui lui est communiquée étant corrélativement diminuée. Ceci se comprendra facilement si l'on observe que la poussée est déterminée par l'accroissement de quantité de mouvement, produit du débit d'air capté par l'accroissement de vitesse communiqué, alors que la puissance est l'accroissement d'énergie cinétique, celle-ci étant le produit de la masse d'air capté par le demi-carré de la vitesse. A égalité de poussée, le produit $D \frac{v^2}{2}$ est d'autant plus élevé pour une poussée $D v$ donnée que v est grand. C'est cette considération qui justifie le succès qu'ont eu si

longtemps les hélices brassant une masse d'air considérable et lui communiquant un médiocre accroissement de vitesse.

Dans les turbo-réacteurs purs la vitesse d'éjection ne dépend que du cycle thermodynamique choisi puisque, par hypothèse, la détente dans la turbine est calculée de telle sorte qu'elle produise exactement le travail d'entraînement du compresseur, le surcroît de détente disponible produisant la vitesse du jet. Avec des vitesses de jet de l'ordre de 6 à 800 m/s on ne peut pas attendre de bons rendements de propulsion sauf sur des avions volant à des vitesses extrêmement élevées (Concorde).

Pour des avions moins rapides comme ceux qui équipent actuellement nos lignes aériennes, cet excès de vitesse se traduit par un gaspillage d'énergie qu'on s'est efforcé de diminuer.

La méthode consiste à diviser en deux la quantité d'air absorbé par le compresseur, à en employer une partie pour faire fonctionner la machine motrice et à utiliser le reste pour produire un jet à accroissement de vitesse modéré. Bien entendu, cette disposition dont le principe thermodynamique avait été indiqué par le Commodore Whittle dès 1936 et dont le mode technologique actuellement en usage a été breveté en 1940 par M. Anxionnaz et la Société RATEAU suppose, à égalité de poussée, un diamètre du moteur plus considérable puisqu'il s'agit de mettre en jeu une plus grande masse d'air. C'est ainsi que les réacteurs Pratt & Whitney JT9D du gros avion de transport BOEING 747 brassent au sol 695 kg d'air par seconde. Leur soufflante a un diamètre de 2,43 m.

On pourrait penser que cette disposition consiste, sans vouloir le reconnaître, à revenir à l'hélice. Ce serait commettre une erreur car, s'il est vrai que l'hélice avait en commun avec les soufflantes carénées la capacité de brasser une grande masse d'air, elle n'avait pas la possibilité d'assurer un bon fonctionnement à des vitesses de vol approchant 1 000 km à l'heure. Le carénage placé à

l'avant de la soufflante permet à l'air capté de se ralentir dans des conditions telles que son fonctionnement aérodynamique reste satisfaisant, ce qui ne serait pas le cas d'une hélice fonctionnant à l'air libre. Ce point est très exactement précisé dans le brevet Rateau-Anxionnaz du 4 décembre 1940.

Les moteurs de ce type sont appelés moteurs à deux flux.

La soufflante a, bien entendu, un diamètre très supérieur à celui qu'il faudrait conférer au compresseur nécessaire à la partie motrice de la machine. Si donc on cale sur un même arbre la soufflante et le compresseur alimentant les chambres de combustion, la limitation nécessaire de la vitesse périphérique des aubes de la soufflante aura pour effet de ramener à un niveau très bas la vitesse

des aubes du compresseur proprement dit. Ce dernier travaillera dans de mauvaises conditions et l'on est alors conduit à faire tourner la soufflante et le compresseur à des vitesses différentes. Ceci conduit au concept de la machine à deux arbres déjà signalé au paragraphe 3.4.

Les moteurs S.N.E.C.M.A. Larzac (fig. 5) et M. 45 H équipant l'avion allemand FVW 614 (fig. 9) comportent deux corps dont le premier est constitué par la soufflante de dilution et sa turbine.

Il ne faut cependant pas donner à ces considérations un caractère absolu et la recherche du compromis le meilleur peut parfois conduire à des synthèses heureuses entre des conditions contradictoires. C'est ainsi que le moteur militaire M. 53 de la S.N.E.C.M.A.

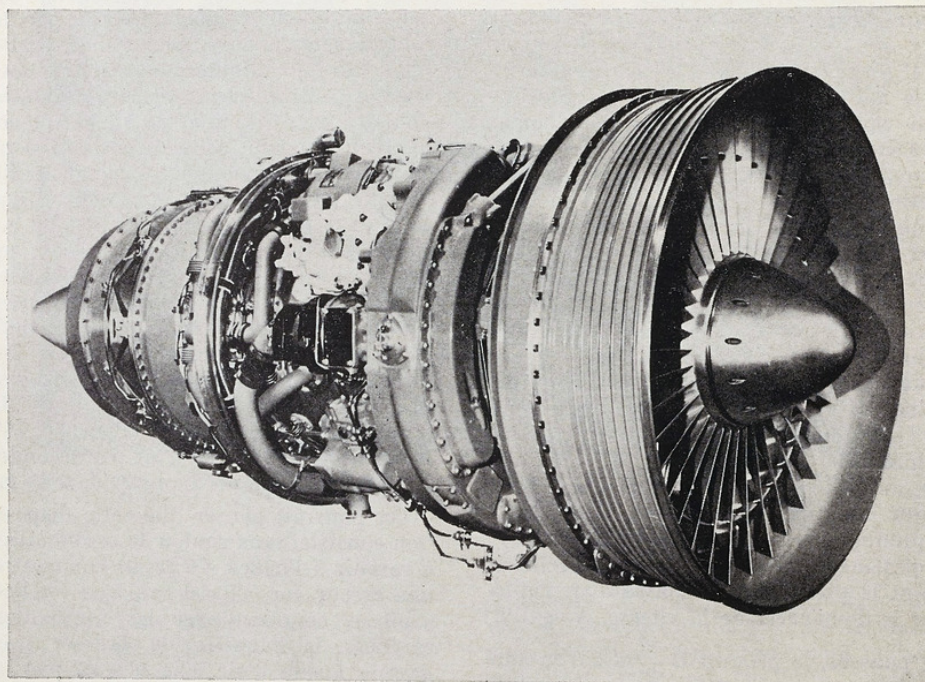


FIG. 9. — Le moteur M. 45.H, développé en coopération avec Rolls-Royce, est destiné à des avions commerciaux subsoniques. Sa poussée au point fixe est de 3 450 daN. Les problèmes de bruit ont été particulièrement étudiés.

(fig. 2) allie la simplicité technologique de la machine à un seul arbre à l'avantage du moteur à deux flux. Des études longues et difficiles ont montré que, s'il était nécessaire, pour satisfaire au programme demandé par les militaires, d'accepter la combinaison des deux flux, on pouvait néanmoins dans ce cas particulier éviter la complication des deux arbres sans nuire au fonctionnement aérodynamique de la machine qui se trouve ainsi réaliser, dans une voie originale, une synthèse particulièrement harmonieuse.

4.2. — Vibrations

Les ailettes des compresseurs sont longues et minces : elles sont donc flexibles et peuvent vibrer sous l'action d'une excitation convenable.

Divers modes sont possibles, le mode fondamental conduisant ordinairement aux plus grandes amplitudes mais non nécessairement aux plus grandes contraintes.

L'analyse attentive de ce phénomène a permis de mettre en évidence trois types d'excitation :

- L'excitation par ordre entier de la vitesse de rotation de la machine. Celle-ci est produite le plus souvent par les sillages des bras des carters ou des aubes de la grille immédiatement antérieure. La fréquence correspondante est élevée et détermine par conséquent des modes élevés de vibrations. Une autre cause possible est la distorsion de la carte des vitesses à l'entrée de l'étage qui peut se manifester en cas de vol à grande incidence ou en cas de vol dérapé (cette situation se produit sur un avion multimoteurs lorsqu'un moteur est stoppé).
- L'excitation par ordre non entier de la vitesse de rotation. Celle-ci est principalement provoquée par le décollement tournant qui est une manifestation particulière du décollement dont la possibilité a déjà été signalée au paragraphe 3.4.

— Les vibrations de flottement. Ce phénomène est très différent des deux précédents qui trouvent leur source dans une cause extérieure. Le flottement est un phénomène d'aéro-élasticité dans lequel la déformation de la surface portante sous l'influence des charges aérodynamiques auxquelles elle est soumise modifie ces dernières d'une façon telle que l'effet puisse s'amplifier : par exemple, pour une aile d'avion, si la déformation élastique de l'aile entraîne une diminution d'incidence ayant pour effet d'accroître le couple de torsion, il peut se trouver des conditions dans lesquelles l'accroissement du couple de torsion aérodynamique l'emporte sur l'accroissement de la réaction élastique de l'aile. L'effet peut se manifester sous forme statique, c'est-à-dire avec une continuité qui n'interdit pas la rapidité, ou sous forme dynamique, c'est-à-dire avec des vibrations dont l'amplitude va en croissant jusqu'à la rupture. Cette question est connue depuis longtemps pour les structures d'ailerons et a fait l'objet de travaux très importants de l'O.N.E.R.A. sous la direction de M. Mazet. Cependant la transposition des connaissances ainsi acquises au domaine des compresseurs a présenté deux difficultés de principe :

Tout d'abord, les fréquences d'oscillation des ailes d'avions sont relativement basses, si bien que les forces d'inertie agissant sur elles restent du même ordre que les forces aérodynamiques. Au contraire, dans les compresseurs, les fréquences sont élevées et les forces d'inertie sont nettement prépondérantes. Par ailleurs les expériences sur les avions d'essais se font aisément en excitant la voilure au laboratoire au moyen de masses excentrées entraînées par des moteurs électriques fixés sur la voilure. Ce procédé n'est évidemment pas transposable sur les ailettes de compresseurs et des travaux sont en cours à l'O.N.E.R.A. pour essayer de produire

une excitation sous forme de bruit blanc au moyen d'un courant d'air très turbulent. Enfin la déformation des ailettes due aux actions centrifuges auxquelles elles sont soumises pendant la marche du moteur en modifie sensiblement la géométrie par rapport à ce qu'elles sont

au point fixe. L'expérimentation doit donc être conduite sur une machine en marche, ce qui la complique évidemment d'une façon considérable.

On combat les excitations par ordre entier en déplaçant la fréquence des aubes par variation de leur épaisseur et

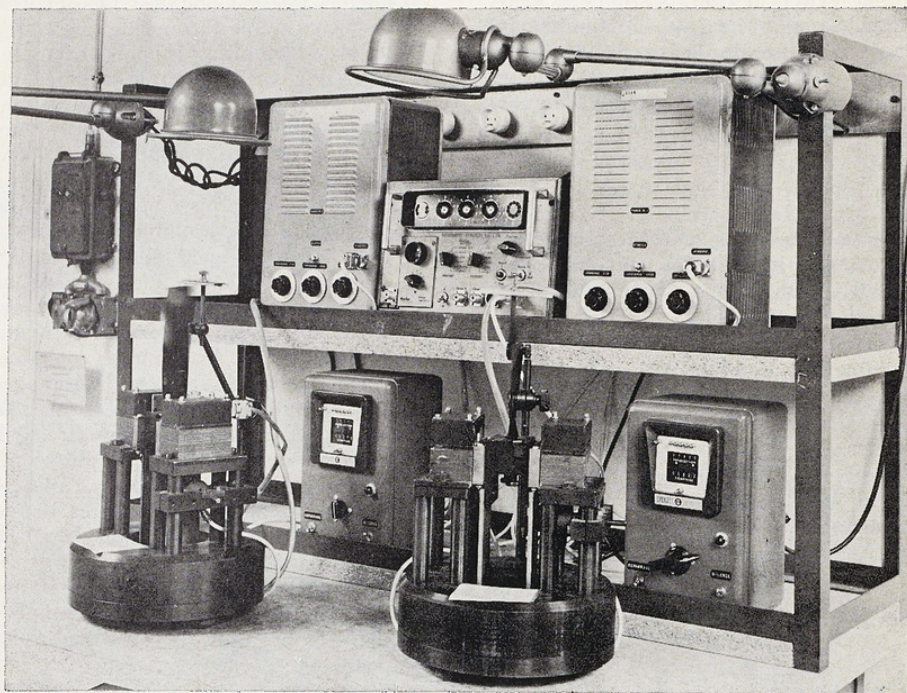


FIG. 10. — Banc d'essai de fatigue pour ailette. Des ailettes, montées sur un support convenable, sont excitées de façon à vibrer selon les mêmes modes que ceux qui ont été reconnus sur la machine complète. On mesure, en fonction de l'amplitude de la vibration, les contraintes et le nombre d'alternances susceptibles d'être supportées sans rupture.

les excitations par ordre non entier en s'efforçant d'éliminer le phénomène initial. Cette remarque est aussi valable en ce qui concerne la distorsion de la carte des vitesses.

Les vibrations de flottement se manifestent souvent aux grands angles et par conséquent un dévissage de l'ailette peut apporter quelques améliorations. Cependant le procédé le plus fréquem-

ment retenu pour les ailettes longues consiste à les solidariser au moyen de pattes venues de fabrication qu'on appelle « talons » si elles sont placées à la périphérie et « nageoires » dans le cas contraire (fig. 4).

Les nageoires nuisent ordinairement au rendement aérodynamique alors que les talons s'opposant à la fuite en bout de pale sont aérodynamiquement avan-

tageux. Cependant les contraintes dues aux forces centrifuges rendent les talons beaucoup plus difficiles à utiliser que les nageoires.

La S.N.E.C.M.A. a procédé à un grand nombre d'expérimentations en laboratoire sur des ailettes excitées par

voie électro-magnétique (fig. 10). Les contraintes sont mesurées par des jauges convenablement placées. On considère à l'heure actuelle qu'une contrainte vibratoire atteignant le tiers de la limite de fatigue est admissible, ce qui conduit à des chiffres de l'ordre de 15 à 20 hbar,

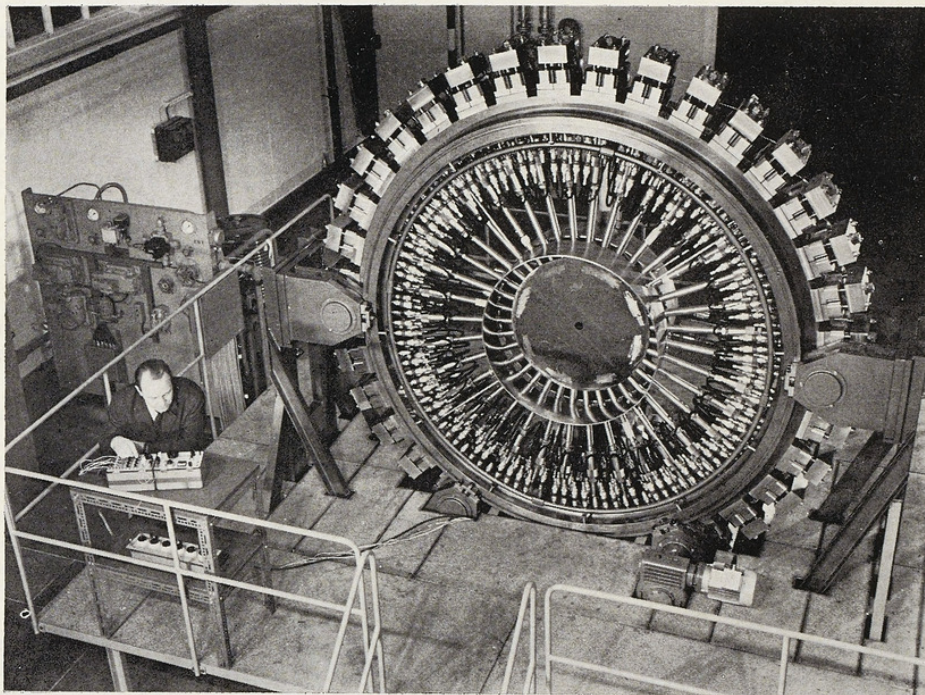


FIG. 11. — Le banc d'essai de fatigue oligocyclique des disques de compresseur et de turbine. L'expérimentateur permet d'apprécier l'échelle de la machine.

à condition que le fonctionnement correspondant ne présente qu'un caractère transitoire.

Il va de soi qu'un moteur ne peut pas être mis en service avant que les problèmes vibratoires aient été entièrement maîtrisés.

4.3. — Fatigue oligocyclique.

Les vibrations dont il a été question au paragraphe 4.2 engendrent des contraintes dont le principe est connu

et dont les effets ont été très largement étudiés par la S.N.E.C.M.A. dans les années 1945 à 1950, période où 250 machines de fatigue, fonctionnant nuit et jour, ont permis de casser plus de 5 000 éprouvettes sous 10^8 alternances. Cependant les turbomachines ont fait apparaître un phénomène nouveau qui est désigné sous le nom de « fatigue plastique » ou « fatigue oligocyclique ».

Lorsqu'on met en marche une turbomachine, les contraintes centrifuges qui s'établissent tendent à faire lentement

fluer la matière. Cette modification, qui est naturellement facilitée par l'augmentation de température peut également se produire à froid puisque les métaux sont doués d'une certaine plasticité. Il s'établit donc un nouvel équilibre des contraintes dues au glissement plastique mais, lorsqu'on immobilise la machine, la suppression des forces centrifuges crée un état de contrainte différent de celui qui était réalisé en marche, d'où un nouveau glissement plastique. C'est dire qu'à chaque cycle de mise en marche et d'arrêt la matière subit une lente déformation dont l'accumulation peut, au bout d'un temps suffisant, déterminer des amorces de rupture. Ce mécanisme est très différent de celui qui se manifeste sur une éprouvette en flexion rotative où la rapidité des alternances ne permet pas au glissement plastique de se manifester de façon sensible. La fatigue plastique se manifeste pour un nombre d'alternances compris entre 10^3 et 10^6 .

Les disques supportant les ailettes sont, beaucoup plus que ces dernières, sensibles au phénomène dont il s'agit, d'où la nécessité d'étudier ce phénomène. Pour ce faire, la S.N.E.C.M.A. a mis en service une importante machine constituée essentiellement par une centaine de vérins disposés en cercle, susceptibles de produire sur un disque de compresseur ou de turbine les efforts de traction centrifuge dus aux ailettes. Un programmeur permet de faire varier l'effort de ces vérins selon une loi prédéterminée, à une fréquence basse dont la rapidité maximale est de 1 Hertz. En outre, pour éviter que l'action de la pesanteur crée des dissymétries, l'ensemble est susceptible de tourner à très faible vitesse afin que tous les points du disque soient, en moyenne, sollicités de la même manière.

Un dispositif de chauffage permet de maintenir le disque dans des conditions de température identiques à celles qui sont obtenues en réalité (fig. 11).

Les accidents de forme des disques constituent naturellement des zones de

surcontrainte. Telles sont, bien entendu, les encoches d'amarrage des ailettes mais les trous de fixation sont aussi des zones de concentration des contraintes. L'étude de ces questions se fait par photo-élasticimétrie sur figeage des contraintes. Pour ce faire, un disque en matière photo-élastique muni de ses ailettes est mis en rotation à une température suffisante pour que le système de franges optiques puisse se développer. En le refroidissant pendant qu'il tourne, on fige ce système de franges, ce qui permet de procéder aux examens d'où l'on tire la connaissance de la répartition des contraintes. La figure 12 donne une idée des résultats qu'on peut ainsi obtenir.

4.4. — Bruit.

Il n'est question, dans cette étude, que du bruit émis par les compresseurs. Celui-ci peut avoir plusieurs origines :

Le rotor, d'abord, constitue à lui seul un système émissif. Il faut noter ensuite les interactions des rotors avec les sillages des surfaces placées en amont et réciproquement puis enfin, pour les machines supersoniques, l'effet des ondes de choc attachées aux aubes mobiles. Pour être complet, il faut ajouter à ces sources de bruit dues au compresseur proprement dit l'effet de la circulation de l'air dans la manche d'admission et des modifications du son créé par le compresseur du fait de sa propagation dans les conduits.

On sait, depuis Stokes et Helmholtz, que l'amortissement du son par la distance est une fonction exponentielle du carré de la fréquence, ce qui minimise, à grande distance, la gêne due au compresseur par rapport à celle qu'apporte le jet. Il n'en reste pas moins que, pendant l'approche précédant l'atterrissage, le sifflement strident qui s'échappe par l'avant du moteur mérite l'attention des spécialistes.

De nombreux travaux théoriques ont été développés sur la question mais la théorie d'ensemble n'est pas encore aussi

nettement établie qu'en ce qui concerne l'aérodynamique. C'est pourquoi la S.N.E.C.M.A. s'est lancée dans un programme expérimental important pour lequel elle a constitué une chambre « anéchoïque » où l'on peut essayer di-

verses configurations de compresseurs, notamment en faisant varier la distance entre la grille mobile et la grille fixe (fig. 13). Des microphones déplaçables permettent d'enregistrer le niveau sonore émis. On aura une idée de l'effort

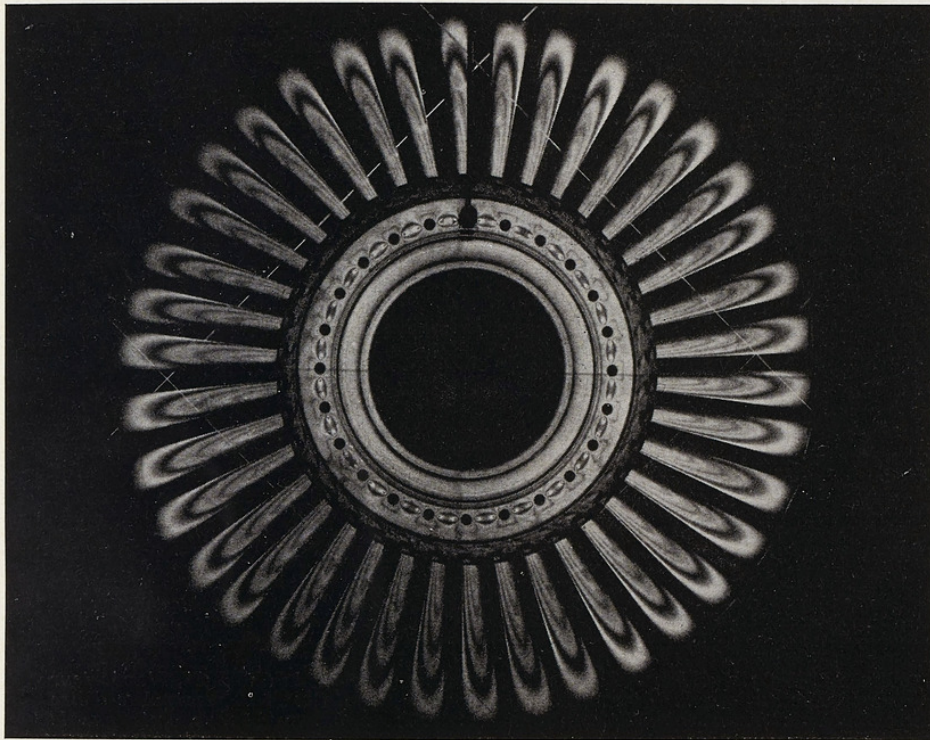


FIG. 12. — Analyse des contraintes par photoélasticimétrie. La photographie représente ce qu'on voit après que les contraintes déterminées par la rotation de cet ensemble aient été figées. On remarquera les concentrations de contraintes dans le disque dues aux trous d'assemblage.

consenti en sachant que les investissements d'installation représentent environ 15 M de francs et que l'ensemble des travaux effectués sur le sujet jusqu'à la mise en service de Concorde représentent, pour la S.N.E.C.M.A. seule, environ 40 M de francs dont une partie, il est vrai, a été consacrée à l'étude du bruit des jets.

Pour concrétiser ses recherches, la S.N.E.C.M.A. a construit une soufflante expérimentale mono-étage capable d'un rapport de pression très élevé de 1,55 pour une vitesse périphérique très modérée de 310 m/s. C'est dire que ce résultat n'a pu être obtenu qu'avec un nouveau profil d'ailette très cambré et des ailettes très rapprochées (fig. 14).

Les mesures de bruit en amont et en aval, avec recherche de l'écartement rotor-stator le meilleur et une manche d'entrée absorbante ont permis de ga-

agner 10 décibels par rapport à la machine primitivement envisagée, ce qui peut être considéré comme un résultat très brillant.

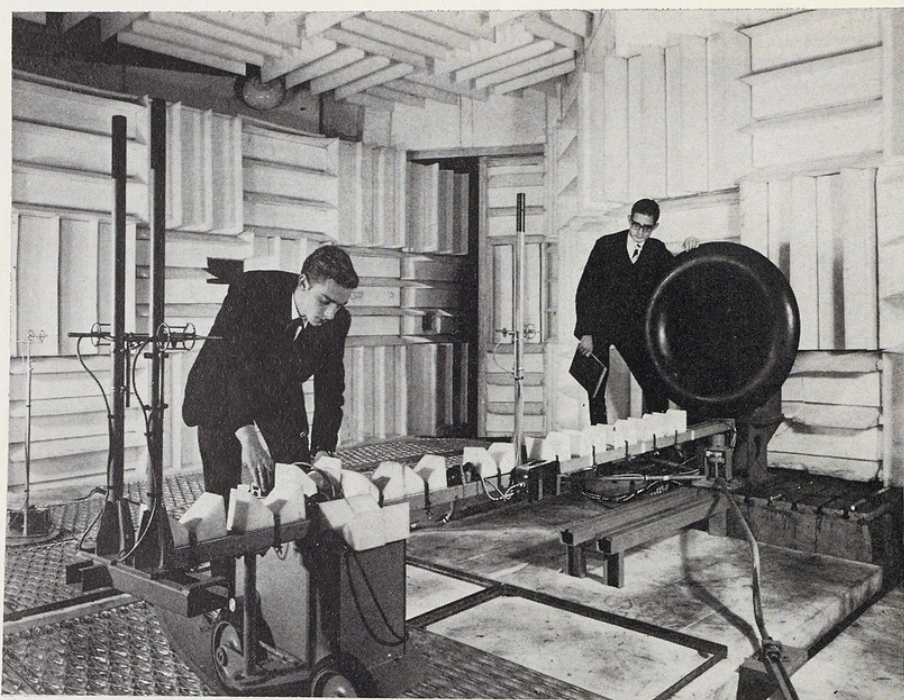


FIG. 13. — La chambre « sourde » ou « anéchoïque » de la SNECMA. L'opérateur de gauche dispose des instruments de mesure au bout d'un rail susceptible d'être orienté de façon variable afin de déterminer le champ sonore émis par le compresseur dont on voit le pavillon d'aspiration près du second opérateur.

5. — COMPRESSEURS INDUSTRIELS.

Ainsi qu'il a été indiqué au début de cette étude, la S.N.E.C.M.A. a appliqué ses connaissances acquises dans le domaine de l'aviation en matière de compresseurs à des domaines industriels. Il s'agit essentiellement de turbines à gaz non aéronautiques, de compresseurs à gaz carbonique destinés aux centrales atomiques de la première filière française et de compresseurs véhiculant

l'hexafluorure d'uranium pour les installations de séparation isotopique.

5.1. — Turbines à gaz industrielles.

Il a été dit à plusieurs reprises dans la presse que les sommes à investir pour réaliser le moteur M. 56 de 10 tonnes de poussée auquel la S.N.E.C.M.A. attache ses efforts nécessiteraient une dépense de 2 milliards de francs. Même si l'on suppose que la technologie plus

simple admissible pour un matériel industriel permettrait de réduire les dépenses dans le rapport de 20 à 1, il s'agirait encore d'une somme de 100 millions de francs qui ne pourrait être amortie que sur des séries extrêmement importantes dépassant toute prévision raison-

nable à l'heure actuelle. C'est pourquoi les turbines à gaz industrielles envisagées par notre Société ont toujours été dérivées très directement de nos matériels aéronautiques. Deux filières ont été suivies : la turbine M. 38 de 10 000 kW, dérivée du moteur ATAR, et les turbines

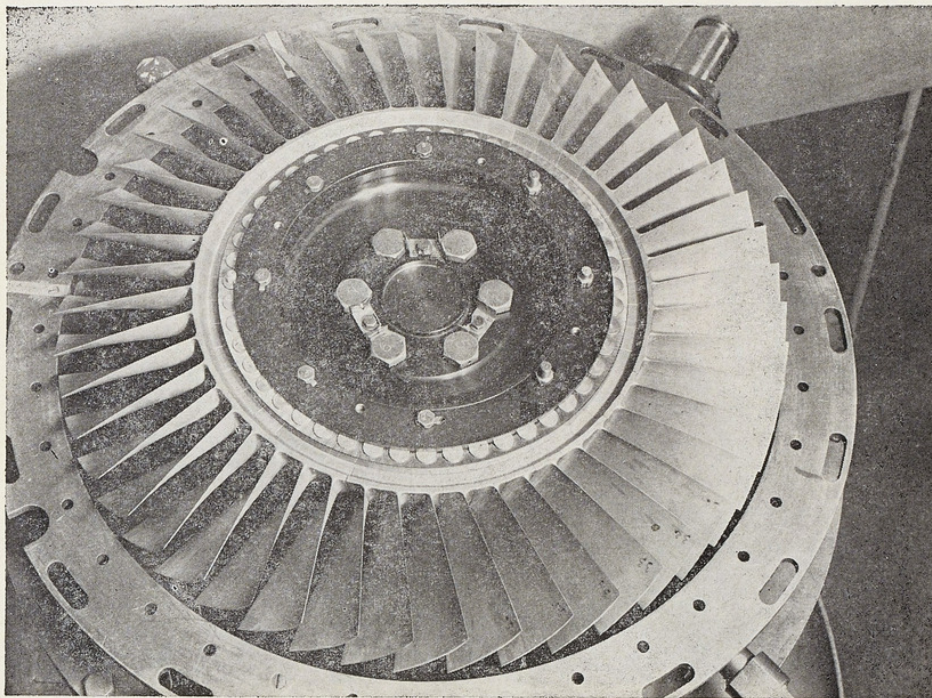


FIG. 14. — La soufflante expérimentale CA. 5. On notera la cambrure des ailettes nettement visible, même à la pointe de celles-ci.

T.H.M. 1000, 1100 et 1200 de notre Division Hispano-Suiza dérivées du moteur R 800.

Le passage du stade aéronautique au stade industriel se caractérise principalement par la recherche d'une très longue endurance qui ne soit pas grevée des travaux de surveillance et d'entretien qu'exige la sécurité aéronautique. En particulier, pour des installations comme celle que l'E.D.F. a demandée pour sa centrale de pointe

de Villemandeur de 10 000 kW, il s'agissait de réaliser un ensemble télécommandé, c'est-à-dire sans personnel sur place, qui puisse assurer la mise sous charge en un temps très bref. En fait la centrale de Villemandeur donne 90 % de sa puissance au bout de deux minutes et sa pleine puissance cinq minutes après la décision de mise en route (fig. 15).

Les problèmes plus particuliers qui se posent pour une installation de ce

genre sont relatifs au bruit et à l'encrassement du compresseur. Pour le bruit, des dispositifs de silencieux à l'aspiration ont été réalisés qui donnent satisfaction. L'encrassement est un problème plus difficile qui se résout par une

injection de solvant réalisée à intervalles périodiques.

Une autre version de ce matériel a été conçue sous forme de centrale mobile susceptible de se déplacer sur route et a été utilisée, notamment en Iran,

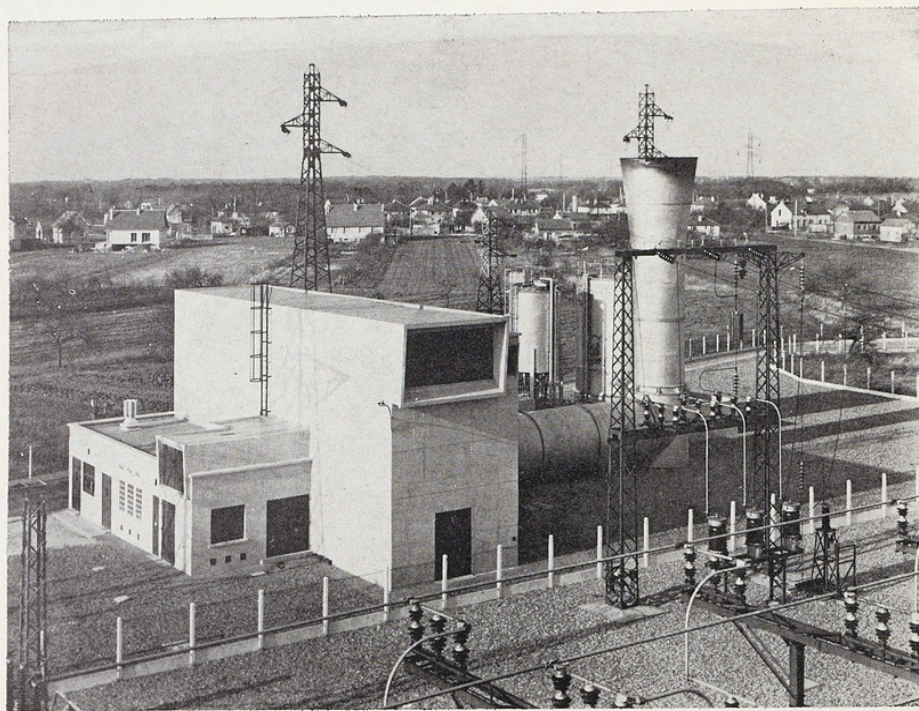


Fig. 15. — La centrale de pointe de Villemandeur (près de Montargis) de l'E.D.F. On observe, à gauche, la prise d'air insonorisée et, à droite, la cheminée insonorisée d'évacuation des gaz d'échappement.

comme source d'énergie pour l'exécution de grands travaux dans des zones semi-désertiques (fig. 16).

Une deuxième installation a été fournie à l'E.D.F. qui comporte six générateurs de gaz débitant sur une turbine de puissance de 63 000 kW. Cet ensemble est installé à Villejust, à 25 km au sud-est de Paris ; il est destiné à absorber les pointes de demande d'énergie au réseau à raison de 300 heures par an (fig. 17).

Pour les applications à la propulsion des bateaux un grave problème de corrosion à l'eau de mer s'est présenté ; il a été résolu en portant le taux de chrome du métal des ailettes de 13 à 17 %, en instaurant une protection par diffusion de nickel-cadmium et en prescrivant un rinçage périodique à faible vitesse tous les quinze jours. La machine totalise actuellement près de 2 000 heures de marche à la mer sur l'avis-escorte Balny.

Les moteurs T.H.M., séries 1100 et 1200, dont la puissance s'étage de 4 000 à 5 300 kW, ont été livrés à 80 exemplaires, principalement pour assurer le pompage du pétrole dans les pipe-lines. Elles totalisent 1 200 000 heures de fonctionnement.

Une version nouvelle, dérivée du moteur M. 45 H à deux rotors coaxiaux, à taux de compression élevé (16,5) et d'environ 5 000 kW subit actuellement des essais préliminaires au banc ; on en espère un rendement exceptionnel de 32 %.

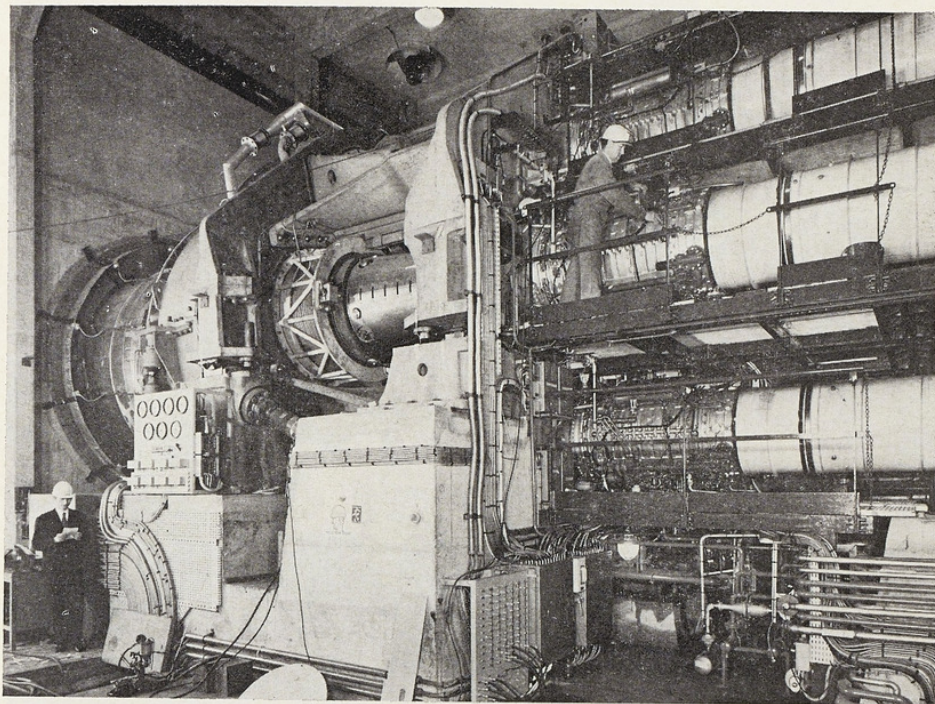


FIG. 17. — La centrale M. 42 de 63 000 kW établie à Villejust pour le compte de l'E.D.F. Cette centrale comporte six groupes générateurs de gaz agissant sur une turbine unique. Trois de ces groupes sont visibles sur la photographie.

5.2. — Compresseurs à gaz carbonique pour piles atomiques.

La filière développée par la France dans les années 1950 et 1960 était du type uranium-graphite-gaz carbonique. Il s'agissait de faire circuler le gaz carbonique dans les canaux de refroidissement de la pile au moyen de soufflantes entraînées soit par des moteurs électriques, soit par des turbines à vapeur.

Le problème, bien que nécessitant des connaissances du même ordre que celles qui avaient été acquises à l'occasion des matériels d'aviation, était cependant notablement différent. Il s'agissait tout d'abord de faire des machines à rapport de pression faible, de l'ordre de 1,08 qui étaient davantage des soufflantes que des compresseurs. En outre, le fluide véhiculé était du gaz carbonique maintenu, dans une première étape, à la pression de 25 bar

et à la température de 200 °C puis, dans une deuxième étape, à 38 bar et 230 °C. Dans ces conditions, le fluide avait une masse spécifique de 41 kg/m³, la vitesse du son étant 350 m/s et le rapport des chaleurs spécifiques 1,28.

De ce fait, le rapport $\frac{\rho}{\mu}$ de la masse

spécifique à la viscosité était 1,64 10⁶ s.m⁻² au lieu de 69 000 pour l'air. Comme, en outre, les cordes de profils étaient environ dix fois plus grandes que sur nos compresseurs aéronautiques, le Reynolds était multiplié par 240 environ, ce qui changeait très sensiblement l'aérodynamique de la ma-



FIG. 16. — La centrale mobile M.38 de 10 000 kW en cours de déplacement sur la route.

chine par rapport à ce qu'elle aurait été pour un moteur d'avion.

Le faible rapport de pression était obtenu avec une vitesse périphérique de 225 m/s, c'est-à-dire dans des conditions nettement subsoniques, le Mach en bout de pales étant de 0,64, mais de graves problèmes de flexion et de torsion des pales se présentaient en raison de la masse spécifique très importante du fluide véhiculé. Pour les machines à

pas variable en marche que la S.N.E.C.M.A. a réalisées, cette circonstance a posé de difficiles problèmes de tenue des roulements de pivotement et de commande de changement de pas.

Des difficultés complémentaires résultaient de la destination atomique de ces soufflantes : étanchéité rigoureuse au gaz carbonique susceptible d'être activé, étanchéité rigoureuse à l'huile dont la présence aurait pu colmater

des particules radio-actives, dispositifs de télémanipulation pour opérer les visites.

Malgré toutes ces difficultés, la S.N.E.C.M.A. a étudié et fourni les

trois soufflantes auxiliaires de la centrale E.D.F. 1 de Chinon qui sont actuellement les seules machines de ce genre à pas variable en service ; elles totalisent plus de 32 000 heures de marche sans incident (fig. 18).

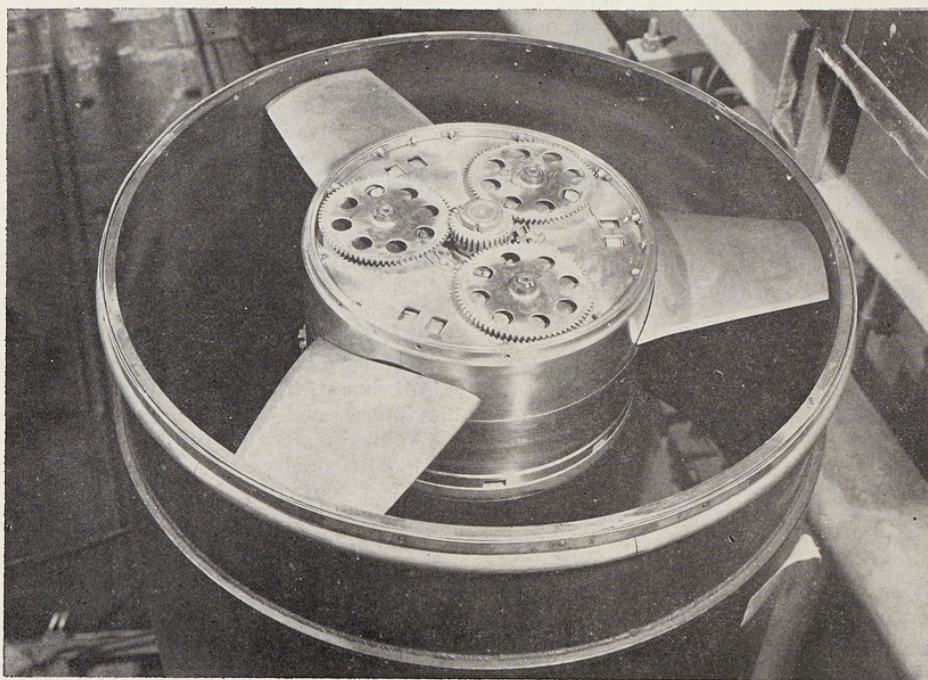


FIG. 18. — Soufflante auxiliaire à pas variable de la première centrale atomique française E.D.F. 1. On aperçoit le mécanisme de changement de pas qui est astreint à fonctionner à sec pour éviter le colmatage des particules radio-actives en provenance de la pile. Ces machines totalisent plus de 32 000 h de marche sans incident.

5.3. — Compresseurs à hexafluorure d'uranium.

Le fluide à comprimer est également très différent de l'air. C'est un gaz très dense en raison de la masse de l'uranium si bien que la vitesse du son dans ses conditions d'emploi (65 °C, pression comprise entre 0,6 et 2 bar) est de l'ordre de 90 m/s. Le rapport des chaleurs spécifiques est 1,06 et l'on est conduit à des Reynolds

analogues à ceux qui caractérisent nos compresseurs de turbo-réacteurs et à des machines seulement transsoniques si elles sont de type axial, ce qui pourrait surprendre si l'on oubliait que la dépense en énergie des installations de séparation isotopique est un critère essentiel du choix des matériels

Notre Division Hispano-Suiza, alors Société indépendante, a, comme on le sait, étudié et réalisé les compresseurs centrifuges supersoniques qui équipent

la plus grande partie de l'usine de Pierrelatte. Ceux-ci, au nombre de 1 200 environ, sont de trois types selon qu'ils sont affectés à la partie basse, moyenne ou haute de l'installation. Ces machines, en service depuis 1964, donnent entièrement satisfaction mais leur débit nécessairement limité ne permettrait pas de réaliser la grande usine européenne dont la presse a fait état. Pour ces motifs, la S.N.E.C.M.A. a étudié les compresseurs axiaux nécessaires en utilisant très largement les connaissances acquises dans le domaine aéronautique. Le caractère confidentiel de cette étude ne permet pas d'en décrire tous les aspects.

Il est cependant intéressant de signaler qu'un essai fait avec du fréon 114, gaz dont les propriétés se rapprochent de celles de l'hexafluorure d'uranium, a permis de mesurer une efficacité isentropique de 92 %, ce qui peut être considéré comme très remarquable.

6. — POMPES A VIDE.

Une pompe à vide n'est pas autre chose qu'un compresseur qui aspire l'air dans l'enceinte à vider et le comprime jusqu'à la pression atmosphérique afin de pouvoir le déverser à l'extérieur. Dans beaucoup de réalisations la compression a un caractère étagé, la pompe principale délivrant seulement une pression de refoulement de l'ordre de 10^{-3} Torr (*) susceptible d'alimenter convenablement un étage « primaire » constitué par des pompes à palettes ou des pompes type Roots capables, à partir de cette pression, de débiter sur l'atmosphère.

Les compresseurs axiaux présentent cette particularité, très intéressante en l'espèce, qu'on peut facilement disposer sur le même arbre un grand nombre d'étages de compression, ce qui permet

d'espérer atteindre un rapport de pression considérable, donc un vide poussé. C'est en 1961 que la S.N.E.C.M.A., en accord avec le Commissariat à l'Energie Atomique, a décidé de s'engager dans cette voie qui l'a, comme on va le voir, obligée à résoudre un très grand nombre de problèmes nouveaux.

6.1. — Problèmes aérodynamiques.

L'aérodynamique classique est fondée sur le fait que le libre parcours moyen des molécules gazeuses est très petit vis-à-vis des dimensions de la machine : pour de l'air dans les conditions atmosphériques normales celui-ci est de l'ordre du $1/10^6$ de micron. Il en résulte que le gaz se conduit pratiquement comme un milieu continu déformable dans lequel les actions se transmettent de proche en proche à la vitesse du son. Autrement dit, les surfaces actives n'intéressent pas directement l'ensemble des molécules du gaz mais seulement les molécules des couches limites et ce sont celles-ci qui transmettent leur action de proche en proche à l'ensemble de la masse gazeuse.

Dans un milieu où la pression n'est plus que 10^{-3} Torr, pression d'aspiration normale des pompes primaires, le libre parcours moyen est multiplié par près d'un million par rapport à ce qu'il est dans les conditions atmosphériques normales. C'est dire qu'il est de l'ordre de plusieurs centimètres et que, par conséquent, les molécules ne se rencontrent que très rarement les unes les autres.

Pour un vide plus poussé, ces rencontres deviennent tout à fait négligeables et la matière du compresseur interagit directement chacune des molécules. C'est donc le comportement des molécules interactionnées par la matière qui doit servir de guide dans une étude de ce genre.

Les spécialistes savent qu'une molécule gazeuse venant frapper une paroi

(*) 1 Torr = 1 mm de mercure, soit 133 Pa.

ne rebondit pas à la manière d'une balle de ping-pong mais est absorbée pendant un temps plus ou moins bref et se trouve en général réémise d'une façon qui ignore la vitesse incidente; celle-ci est perdue par l'adsorption, ce qui rend compte des phénomènes visqueux d'entraînement. L'émission se fait alors avec une probabilité symétrique par rapport à la normale à la surface, probabilité exprimée par la loi de Lambert qui la pose proportionnelle au cosinus de l'angle avec la normale.

J'ai alors pensé qu'on pouvait profiter de cette particularité pour disposer des surfaces telles que l'émission normale la plus probable fasse progresser les molécules dans un sens préférentiel et l'étude méthodique de la question a conduit à utiliser des ailettes inclinées à 28° pour les disques à basse pression qui doivent surtout assurer un grand débit et des ailettes inclinées à 12° pour les disques à haute pression.

En définitive, la machine a été constituée par un rotor en porte-à-faux comprenant 20 disques mobiles à ailettes entre lesquels sont intercalés les vingt disques à ailettes fixes du stator (fig. 19). Cette machine donne un taux de compression de 2 pour les roues à basse pression et de 3 pour les roues à haute pression, ce qui lui conférerait, s'il n'y avait aucun dégazage, un taux de compression extraordinaire de l'ordre de 10^{17} pour de l'air.

Il est remarquable que, puisque les molécules s'ignorent les unes les autres, la notion de vitesse du son perde toute valeur et que, cependant, une grandeur analogue intervienne très directement : c'est le rapport de la vitesse d'agitation moléculaire à la vitesse périphérique du disque. De ce fait la pompe est d'autant plus efficace que ce rapport est plus élevé, ce qui lui confère une efficacité de pompage exceptionnel vis-à-vis des vapeurs d'huile qui sont lourdes. Par contre, le rapport de pression qu'elle est susceptible de fournir pour l'hydrogène est de l'ordre de 100 000 seulement, ce qui ne constitue pas une gêne dans les applications.

6.2. — Difficultés constructives.

Le grand ennemi des pompes à vide est le dégazage. Il faut donc prendre des dispositions pour éviter toute capacité incomplètement close qui pourrait, pendant des durées considérables, alimenter l'espace vide en gaz. La pompe a donc été constituée par un rotor formé avec une série de disques empilés, assemblés par des tirants et susceptibles de tourner à grande vitesse (350 m/s de vitesse périphérique). Les faces d'appui de ces disques sont parfaitement dressées. Pour que cet assemblage ne se déforme pas en marche, on a ajouté, aux flasques d'extrémité supportant le rotor, des jantes dont l'effet centrifuge est tel que la compatibilité soit assurée entre les flasques et les disques malgré l'expansion de ceux-ci sous l'effet de la rotation et ceci quelle que soit la vitesse angulaire.

La machine, dérivée des compresseurs d'avions, présente une admission axiale favorisant l'aspiration. Cependant, l'impossibilité de placer un palier dans la zone de grand vide car les vapeurs d'huile auraient pu polluer ce dernier a posé un problème de vitesses critiques à première vue insoluble. Une disposition originale, consistant à positionner avec précision le centre de gravité du rotor au moyen d'un roulement puissant placé à cet endroit et à combattre les mouvements du rotor autour de son centre de gravité au moyen d'un roulement léger, a permis de rejeter la première vitesse critique au-delà des conditions d'emploi (fig. 20). On a également imaginé un procédé nouveau d'équilibrage consistant, après l'assemblage de la machine, à ajouter des masselottes au rotor et à mesurer en marche le balourd correspondant. En procédant à deux expériences avec deux emplacements différents des masselottes, on obtient des indications permettant de résoudre le système d'équations donnant la valeur du défaut d'équilibre de fabrication. La méthode permet, après correction, de vérifier que l'équilibrage demeure satisfaisant à la vitesse

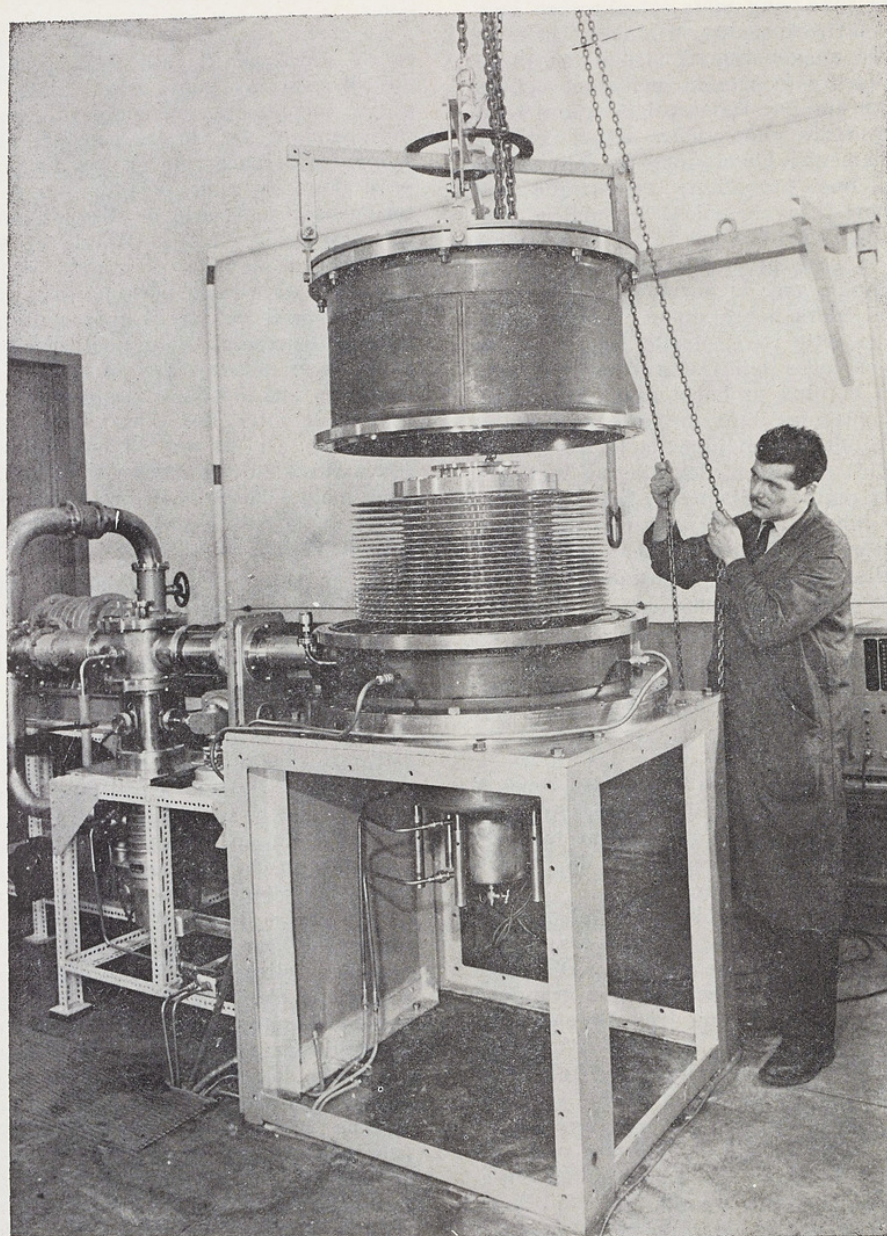
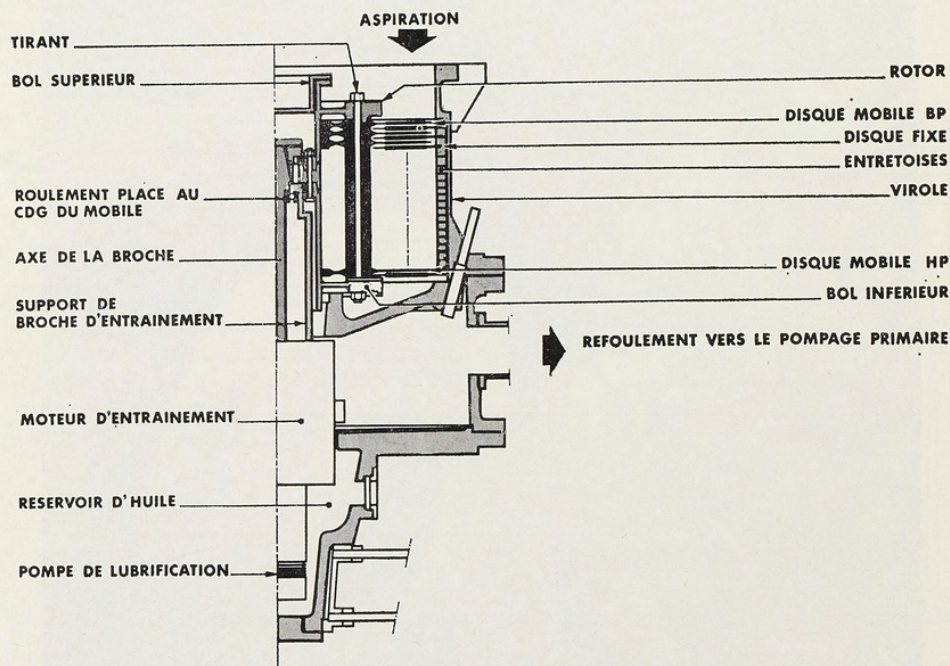


FIG. 19. — La pompe turbomoléculaire en cours d'assemblage. On distingue nettement le rotor comportant vingt disques à ailettes.

d'emploi malgré les déformations centrifuges qui en résultent.

Il a été indiqué au paragraphe 4.2 que les ailettes longues et minces étaient susceptibles de vibrer. C'était le

cas très spécialement de cette pompe à vide dont les roues avaient un diamètre de 700 mm ; aussi une construction originale a-t-elle été employée qui consiste à produire les ailettes par voie



POMPE TURBOMOLECULAIRE TYPE 96 0515 A 20 ETAGES



FIG. 20. — Pompe à vide (schéma). Ce schéma montre la disposition particulière adoptée sur la pompe turbomoléculaire SNECMA, grâce à laquelle les vitesses critiques ont pu être toutes rejetées au-dessus de la vitesse d'emploi au moyen d'un positionnement très précis du centre de gravité du mobile.

d'estampage en laissant à la périphérie du disque une zone continue constituant ainsi à bon marché des talons d'extrémité. La figure 21 donne une idée précise de la méthode.

D'autres problèmes se sont trouvés posés par le moteur électrique qui a été placé dans l'enceinte de la pompe

afin d'éviter des entrées d'air par l'arbre : il a fallu en refroidir aussi bien le rotor que le stator par une circulation d'huile puisqu'aucun refroidissement par circulation d'air ne pouvait être envisagé. De même les roulements de palier ont demandé une longue mise au point, l'expérience ayant montré que

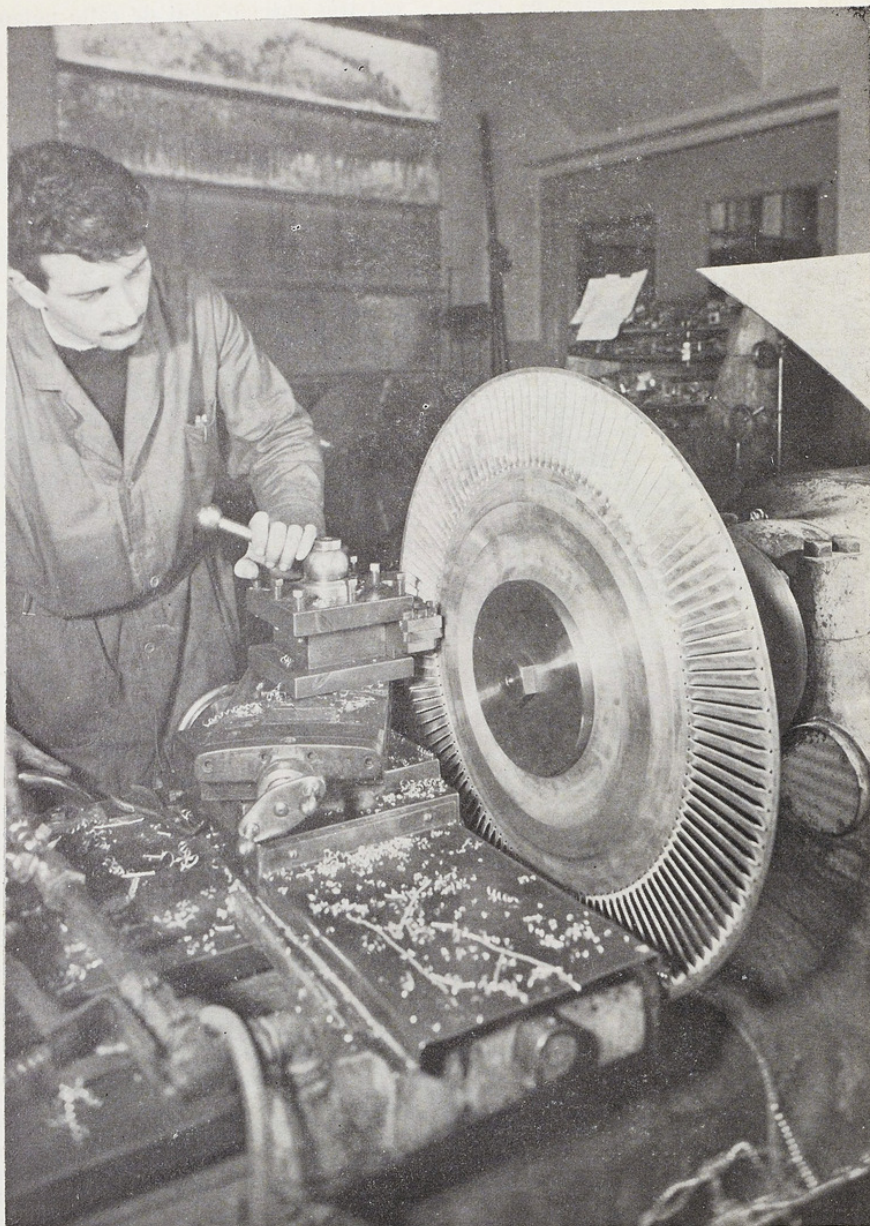


FIG. 21. — Un disque de la pompe turbomoléculaire en cours d'usinage. Pour éviter les déformations d'usinage, on dresse simultanément les deux faces d'appui du disque. Un des outils diamantés est visible sur la photographie ; l'autre opère sur la seconde face du disque.

le fonctionnement et la lubrification sous vide étaient beaucoup plus difficiles à assurer que dans les conditions normales.

6.3. — Résultats obtenus.

Les performances de cette pompe se sont montrées exceptionnelles puisque

le débit à 10^{-8} Torr est de 8500 l/s et que le vide limite obtenu a été de $1,4 \cdot 10^{-11}$ Torr, soit une raréfaction de l'atmosphère dans le rapport de un à cinquante mille milliards. Une analyse spectrographique de l'atmosphère résiduelle a montré que celle-ci était constituée par :

86 % d'hydrogène,

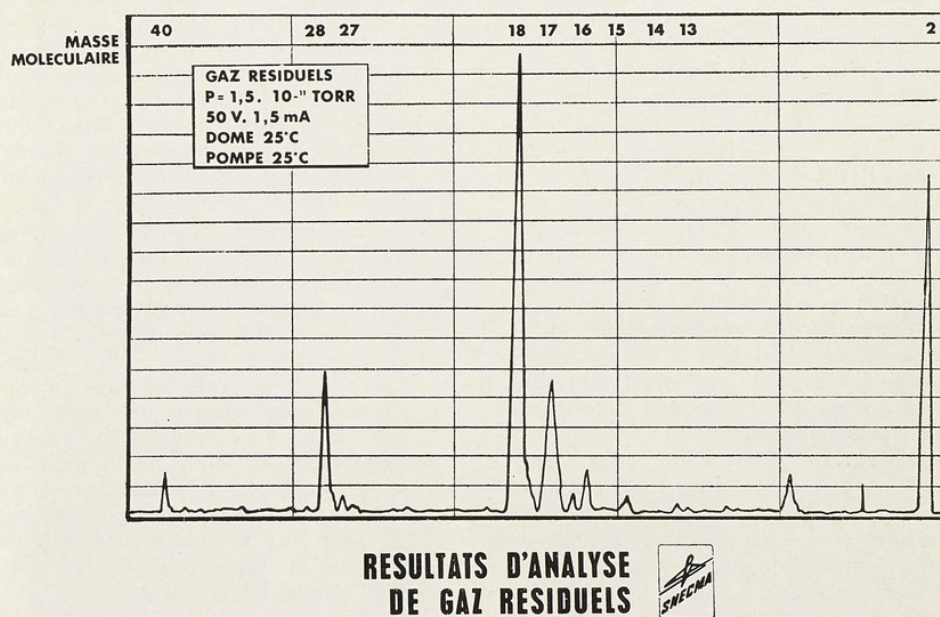


FIG. 22. — Analyse au spectrographe de masse des gaz résiduels après obtention d'un vide de $1,4 \cdot 10^{-11}$ Torr. On observe les raies de l'hydrogène (2), de l'eau (18), de l'azote (28), de l'argon (40) (la machine avait été stockée sous argon) et, probablement, de l'ammoniac (17). Il n'y a pas de pic en 32 (oxygène).

9 % de vapeur d'eau,
des faibles quantités d'azote
et d'ammoniaque

et il ne restait ni oxygène ni trace de vapeurs d'hydrocarbures, les corps denses étant pompés d'autant plus énergiquement qu'ils sont plus lourds (fig. 22).

L'apparition des pompes à titane a pu sembler un moment porter tort à la pompe turbomoléculaire grâce à leur

très grande vitesse de pompage et à leur faible prix de revient. Cependant la pompe turbo-moléculaire présente l'avantage sur la pompe à titane d'évacuer les gaz et non pas de les stocker, ce qui lui confère la possibilité de fonctionner indéfiniment. En outre, la pompe à titane présente la particularité d'être peu efficace vis-à-vis des gaz rares comme l'argon et l'hélium ; elle supporte très mal les hydrocarbures qui polluent sa surface active. Pour ces

raisons, même dans les cas où la pompe à titane a été retenue, il s'est trouvé des utilisateurs pour considérer que le montage en parallèle d'une pompe turbomoléculaire constituait une bonne opération. C'est ainsi que se sont équipés le Centre d'Etudes Nucléaires de Saclay et le Centre National d'Etudes Spatiales pour son grand simulateur spatial de Toulouse.

La S.N.E.C.M.A. a, sur ces bases, développé des pompes plus petites dont le débit allait de 500 l/s à 3 000 l/s. L'une d'elles a déjà dépassé 18 000 heures de marche en service continu.

7. — PROBLEMES ANNEXES.

Un bon compresseur ne suffit pas pour faire un bon moteur. Les chambres de combustion, la turbine, la tuyère d'éjection avec son silencieux ainsi que ses dispositifs de contre-poussée et de rechauffe, la régulation et bien d'autres points nécessitent un effort extrêmement intensif. La figure 23 donne une idée de la complexité de « l'habillage » du moteur.

Pour rester néanmoins dans le domaine du compresseur, il paraît utile d'indiquer que beaucoup de problèmes non évoqués ci-dessus se posent encore, soit qu'il s'agisse de faire marcher des machines telles qu'on peut les concevoir actuellement, soit qu'on s'efforce de promouvoir encore de nouveaux progrès.

7.1. — *Machines classiques.*

Les problèmes annexes que posent les machines classiques se rapportent aux sujets suivants :

- Roulements : ces derniers sont soumis au poids du rotor, à la poussée axiale de la machine et aux couples gyroscopiques qui prennent naissance lors de l'évolution des avions. Ils fonctionnent en outre dans une ambiance à haute température et posent de délicats problèmes de grais-

sage car il faut à tout prix éviter que le lubrifiant vienne polluer l'air prélevé sur le compresseur pour assurer les servitudes de l'avion et notamment sa pressurisation.

- Pression dans les carters : les carters sont des corps creux de grand diamètre qui peuvent facilement être soumis à des pressions de l'ordre de 20 ou 25 bar. Cette situation tend à les déformer, considération très importante puisque le jeu en bout d'ailette conditionne le rendement de la machine. Le raidissement des carters sans pénalisation de poids est un problème difficile qui pourrait, dans un proche avenir, amener l'apparition de dispositions constructives neuves.

- Résistance aux impacts : il arrive que des corps étrangers, notamment des oiseaux, soient absorbés par les prises d'air des moteurs. Les règles actuelles exigent que la machine résiste à l'impact d'un animal pesant 0,7 kg précipité dans la machine à une vitesse de l'ordre de 100 m/s. La vérification expérimentale de la tenue de la machine se fait au laboratoire au moyen d'un « canon à poulets » à l'aide duquel on projette, à une vitesse initiale convenable, des volailles normalisées et préalablement tuées.

L'impact des grêlons lors de la traversée des orages a conduit à abandonner, au moins provisoirement, les fibres de carbone qui avaient été préconisées par un grand constructeur.

- Métaux : les hautes températures de plus en plus fréquemment rencontrées par suite de l'accroissement de la vitesse des avions et de l'augmentation du taux de compression ont peu à peu obligé à substituer le titane à l'aluminium puis l'acier au titane. Ces substitutions ne vont pas sans un accroissement des sollicitations centrifuges des ailettes et des disques.
- Maintenance : la maintenance est devenue une préoccupation essen-

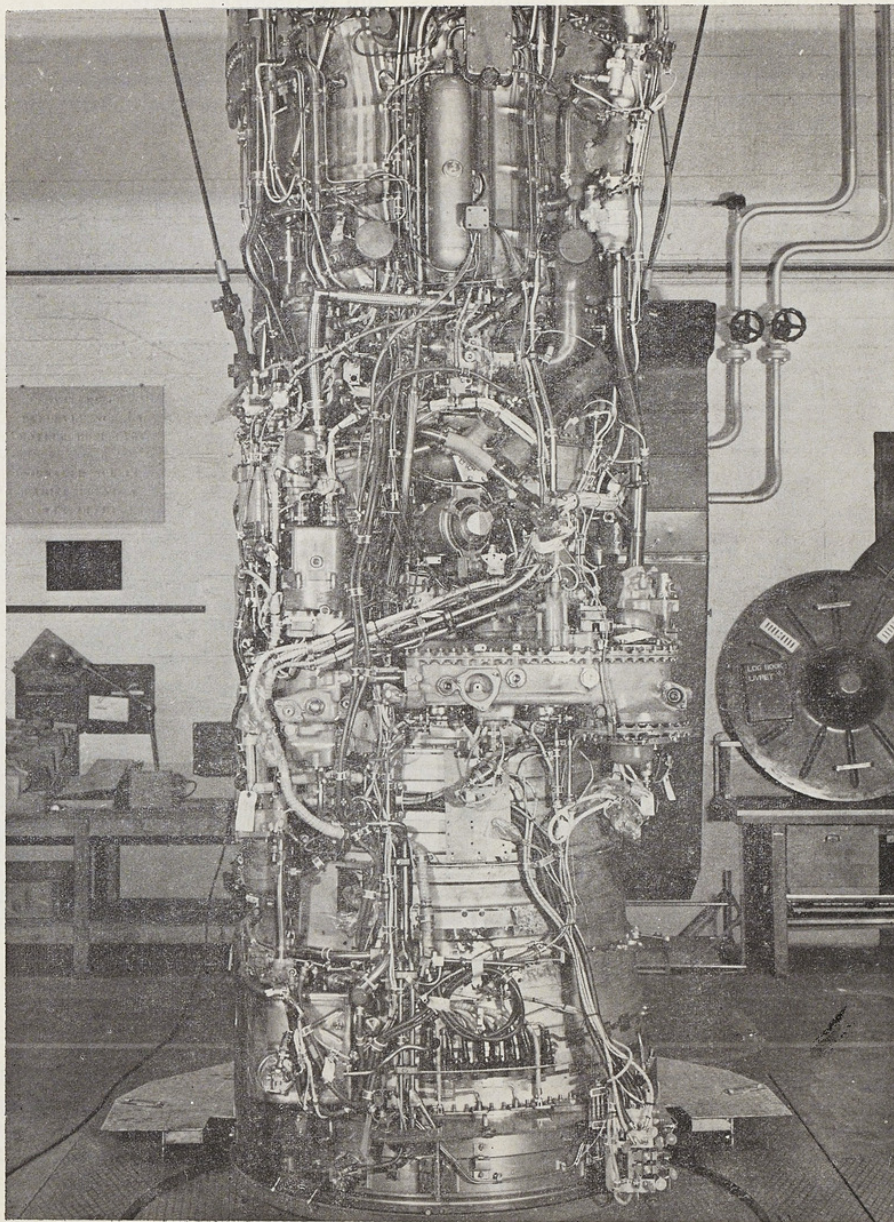


FIG. 23. — Le moteur OLYMPUS 593 en cours d'habillage à la SNECMA.
On notera l'extrême complexité des « accessoires ».

tielle des compagnies de transport aérien qui parviennent maintenant à faire voler leurs avions jusqu'à 12 heures par jour. Elle revêt dès à présent deux aspects : d'abord on prévoit des moyens d'examen interne de la machine grâce à des orifices

obturables convenablement placés qui permettent d'introduire un endoscope. En outre, la construction modulaire permet, sans dérèglement, de remplacer un ensemble partiel par un autre, neuf ou sortant de révision.



FIG. 24. — La salle des groupes LEONARD associés à des alternateurs à vitesse variable alimentant les bancs d'essais de compresseurs (Centre d'essais de Melun-Villaroche de la SNECMA).

— Moyens d'essai : enfin il faut noter que les moyens capables d'expérimenter en grandeur des compresseurs doivent être extrêmement puissants. C'est ainsi que la S.N.E.C.M.A. a réalisé dans les années 1950 une ligne d'arbre susceptible de délivrer une puissance allant jusqu'à 15 000 kW à des vitesses réglables jusqu'à un maxi-

mum de 11 000 tr/mn. Cette installation est la plus puissante ligne d'arbre conduite par moteur électrique de l'Europe continentale (fig. 24).

7.2. — Progrès à venir.

Les voies dans lesquelles il est possible de travailler pourraient être les suivantes :

- Matériaux : l'emploi des fibres pour renforcer la matière des ailettes a paru à un certain moment particulièrement intéressant. L'expérience a cependant montré que l'impact des grêlons lorsque l'avion traverse un orage pouvait entraîner la décohé-

sion des fibres. Un long travail reste donc à faire pour utiliser ces dernières dans de telles applications. Par contre, il se pourrait que les fibres puissent être utilement employées pour fretter les disques sur lesquels se fixent les ailettes.

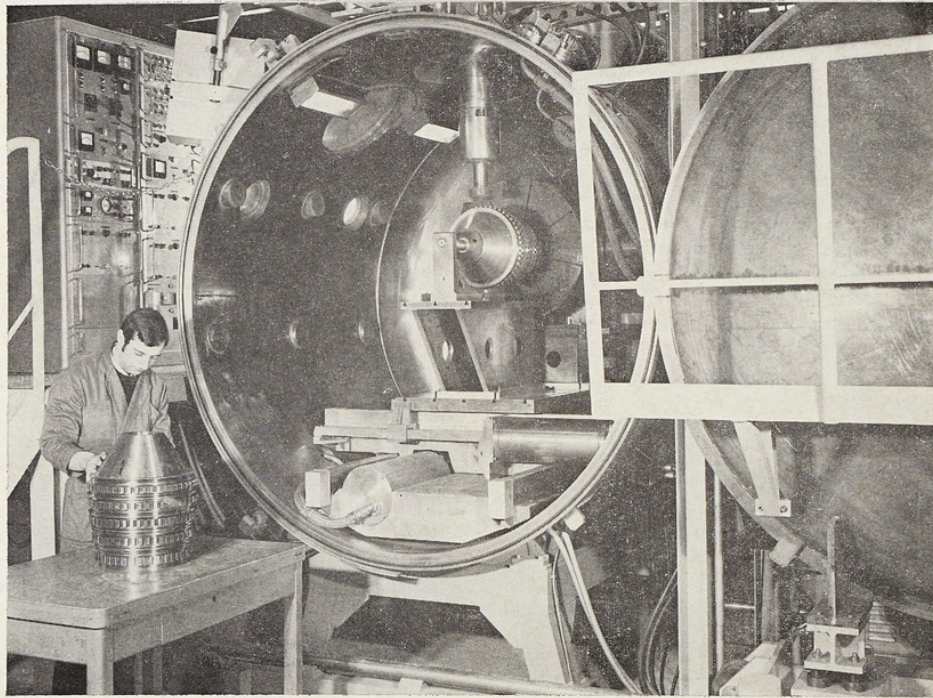


FIG. 25. — Soudure électronique d'un rotor de compresseur en titane. On aperçoit dans l'enceinte sous vide (ouverte au moment de la prise de la photographie) la pièce à souder sous son canon électronique. A gauche, sur la table, un contrôleur examine une pièce assemblée.

- Procédés de fabrication : les nouveaux procédés d'assemblage de la matière, comme par exemple la soudure électronique, permettent de constituer des corps creux comportant des renforts internes grâce à l'assemblage de tambours successifs (fig. 25). La soudure électronique qui engendre peu de contraintes et peu de déformations permet d'éviter l'assemblage par boulons et écrous

en procurant à la fois un gain de masse et une augmentation importante de la rigidité. Ce procédé est maintenant employé en série par la S.N.E.C.M.A.

- Mesures destinées à maintenir les performances en dépit de l'usure du matériel : les impacts que subissent les ailettes du compresseur déforment les profils des aubes qui perdent ainsi peu à peu leurs caracté-

ristiques initiales. Dans les machines telles qu'on les réalise à l'heure actuelle, on est obligé de tenir compte de ce fait dans l'établissement de la régulation afin que les conditions de pompage ne soient jamais rencontrées avant que la machine soit retirée du service. C'est dire qu'une certaine perte est consentie sur les moteurs neufs pour assurer leur fonctionnement sans défaillance pendant toute la durée de leur vie.

Un principe nouveau, qui permettrait un progrès substantiel, consiste à doter la régulation de moyens permettant la mesure des fonctions de transfert caractérisant le système et de moyens adaptant la régulation aux résultats de ces mesures : c'est la régulation auto-adaptative qui suit le matériel tout au cours de sa vie en lui donnant à tout instant les performances les meilleures qu'il est susceptible de développer, compte tenu de son état.

On comprendra qu'un tel programme est très ambitieux et ne peut être traité que par une symbiose profonde entre les spécialistes de la régulation et les spécialistes du compresseur. La S.N.E.C.M.A. s'y est, dès à présent, attachée et a déjà procédé à des expériences très intéressantes sur le sujet.

- Compresseurs d'un nouveau modèle : des recherches étendues sont activement poursuivies pour essayer

de développer des formules neuves, comme par exemple une augmentation de la déviation, la suppression éventuelle des ondes de choc ou l'augmentation des vitesses relatives des aubages grâce à des dispositifs contrarotatifs dans lesquels le redresseur est animé d'une vitesse angulaire opposée à celle du rotor.

**

Tels sont, brièvement exposés, les soucis que posent aux constructeurs de moteurs d'avions la conception, la mise au point et l'industrialisation des compresseurs. L'importance des travaux, leur haute technicité, leur caractère scientifique, l'énormité des moyens à mettre en jeu, ne peuvent être le fait que de sociétés puissantes. Même dans ce dernier cas, la conjugaison des efforts de plusieurs entreprises n'a pas été considérée comme excessive. C'est cette considération qui explique les accords pris, selon les cas, par la S.N.E.C.M.A. avec PRATT & WHITNEY, ROLLS-ROYCE, GENERAL ELECTRIC, TURBOMECA, M.T.U. avec qui, en dehors du moteur militaire ATAR, ont été entreprises en commun l'étude et la mise au point des réacteurs dont il a été fait mention dans cette étude.

Mon collaborateur et ami, Pierre Servanty, m'a aidé dans la préparation de cette conférence. Je l'en remercie très vivement.



