

PRENDRE L'AIR



Dassault Mirage 5J propulsé par un Atar 9C - Bordeaux-Mérignac (© Dassault Aviation)



*La revue de l'Association
des Amis du Musée Safran*

N°14

Juin

2025

Contact

Rond Point René Ravaud 77550 Réau
Tél : 01 60 59 72 58 Mail : <https://aams.museum>

Sommaire

<i>Editorial</i> Jacques Daniel	3
<i>Azur et Or</i> Général Roland Mentré	5
<i>Moteurs en ligne ou en étoile</i> Pierre Mouton	13
<i>La régulation des moteurs de Concorde</i> Pierre Mouton	15
<i>A la redécouverte des ailes soufflées</i> Pierre Mouton	17
<i>Les avions monomoteurs à pistons bancs volants de la SNECMA (1946 - 1955)</i> Jacques Daniel	21
<i>Le Dassault Mystère IV B-05 : banc d'essai volant du moteur fusée autonome SEPR 66 (1955 - 1958)</i> Jacques Daniel	28
<i>Le Dassault Mirage III A-010 : banc d'essai volant des Atar 9K, 9K31, 9K50 et 8K50</i> Jacques Daniel	38
<i>Le moteur General Electric GE90 - General Electric SNECMA et leurs partenaires</i> Albert Grenier	48
<i>Moteurs à réaction Heinkel ou la fabrication de prototypes</i> Albert Grenier	61
<i>Fouga CM 170 " Magister " : bref historique</i> Jacques Daniel	75
<i>Notes de lecture</i> Jacques Daniel	80

" Prendre l'air " est une revue semestrielle de l'Association des Amis du Musée Safran (AAMS) dédiée aux matériels aéronautiques et spatiaux conçus, développés - en propre ou en coopération - et produits par le groupe Safran. Paraissant depuis janvier 2019, elle couvre toutes les périodes de l'histoire des matériels et équipements des différentes composantes du groupe depuis plus de 120 ans. Certains sujets sont développés sur plusieurs numéros. Imaginée par une équipe de spécialistes référents dans leur domaine, la revue qui se présente sous un format A4 comportant entre 60 à 80 pages, propose au lecteur un itinéraire constitué d'articles illustrés de nombreuses photographies en noir et blanc ou couleur, de dessins, d'écorchés, voire de profils en couleur.

Parallèlement à cette publication bi-annuelle, des numéros Hors-Série sont également édités. Sous la forme de monographies chaque numéro traite les différents types de moteurs, des avions bancs d'essais volants des propulseurs, des évolutions technologiques mais publie aussi des biographies d'anciens pilotes d'essais de la SNECMA.

Les articles et illustrations publiés dans cette revue ne peuvent être reproduits sans autorisation écrite préalable.

Editorial

Pour ce quatorzième numéro, " Prendre l'air " vous propose une dizaine de sujets dont un témoignage d'un ancien pilote de Mirage III.

Dans ces pages, nous avons l'honneur et le plaisir de partager les mémoires du Général de Brigade Aérienne Roland Mentré, un ancien pilote de chasse de l'Armée de l'Air et de l'Espace. Il nous a aimablement autorisé à publier son expérience d'utilisateur des nombreux avions qu'il a pilotés dans le cadre de ses fonctions de pilote et de chef militaire, une carrière bien remplie s'étalant sur plus de trois décennies, entre 1949 et 1982. De l'hélice au réacteur, il a pris les commandes d'une vaste gamme d'aéronefs, français et étrangers : monomoteurs à pistons, monoréacteurs et biréacteurs, subsoniques et supersoniques. Titulaire de 4 000 heures de vol sur vingt types d'avions, il a notamment piloté toutes les versions du Dassault Mirage III.

Trois articles, de natures très diverses, sont consacrés aux moteurs à pistons, aux réacteurs de l'avion de transport supersonique Concorde et à une nouvelle tendance d'installation des moteurs à hélice sur l'avion.

Avant et pendant la seconde guerre mondiale, les moteurs à pistons étaient indifféremment de type " en ligne " et " en étoile " suivant leur constructeur. En France Hispano Suiza ne construisait que des moteurs en ligne et Gnome et Rhône que des moteurs en étoile. Puis, après le conflit et avant que les turbomachines ne viennent les remplacer, la tendance s'est précisée en faveur du moteur en étoile. Le premier article vous en donne les raisons.

Le second article est consacré à la régulation des turboréacteurs Olympus de Concorde. L'avion supersonique civil est très en avance sur son temps, y compris ses moteurs, dont pourtant les premiers modèles dataient de l'immédiate après-guerre. En 1960 les ingénieurs britanniques dominaient encore l'innovation technologique en matière de moteurs à réaction y compris de leur régulation, bien que la SNECMA (avec l'aide des ingénieurs allemands du Groupe " O ") soit en passe de les rattraper. L'Olympus 593 a été le premier moteur civil à être équipé d'une régulation de régime électronique et d'une régulation de tuyère pneumatique. Vous en trouverez les détails.

Le troisième article explique pourquoi beaucoup de projets actuels d'avions " Intercités " régionaux sont équipés de six, voire huit petits moteurs électriques à hélices disposés tout le long du bord d'attaque des ailes ; cette configuration satisfait à la fois les besoins d'un décollage très court et d'une absence totale d'émissions de CO².

Depuis ses premiers numéros, " Prendre l'air " s'est penché sur les avions bancs d'essais volants de la SNECMA. Entre 1946, date de la création du Département des essais en vol de la SNECMA, et 2010, les navigants ont disposé d'une flotte d'aéronefs des plus variés, tous destinés, comme son nom l'indique, à la mise au point des propulseurs avant leur mise en service.

Plusieurs aéronefs sont mis à l'honneur : cinq monomoteurs à pistons des années 1945 - 1955 et le dernier Mirage III A de présérie. De types monoplans et biplans, les avions à hélices ont contribué à parfaire le fonctionnement des derniers moteurs à pistons de quatre et six cylindres en ligne produits par la SNECMA. Au cours des décennies 1960 - 1970, un monoplace supersonique a été abondamment utilisé, le Dassault Mirage III A-010, pour la mise au point de l'avion de combat puis des quatre dernières versions du réacteur Atar.

Dans un autre registre, vers le milieu des années 1950, un autre banc volant méconnu, le Dassault Mystère IV B-05, a servi intensivement à la mise au point du moteur fusée d'appoint SEPR 66 qui sera utilisé opérationnellement par le Mirage III.

Soixante ans après ces événements, retour sur le sujet avec des documents inédits, issus des archives du motoriste, de rarissimes photographies et des derniers éléments connus.

Dans la partie dossiers voici la présentation de deux types de réacteurs : le plus récent et le plus puissant des moteurs commerciaux en service dans le monde et le tout premier réacteur de l'histoire de l'aviation qui a propulsé le premier jet, en août 1939, le Heinkel He-178.

Lancé en 1990, le GE90 est le nom d'une famille de turboréacteurs à haut taux de dilution construits par General Electric Aircraft Engines et dont Safran Aircraft Engines est un partenaire à hauteur de 23,7% du programme. Plus gros - 3 m 45 de diamètre - et plus puissant du monde, avec une gamme de poussée variant de 329 à 512 kN, il a été spécialement conçu pour le Boeing 777. Il comporte plusieurs innovations technologiques

dont : des aubes de soufflante composites en fibre de carbone, des pièces fabriquées en métallurgie des poudres, une chambre de combustion à double tête. A ce jour, il a été produit à plus de 3 000 exemplaires.

Troisième constructeur allemand pendant la seconde guerre mondiale dans le domaine des moteurs à réaction, Heinkel a été occulté par les firmes Junkers et BMW : aucun de ses modèles n'a connu la production de série malgré les excellentes qualités de ses prototypes. Seul le He-S3B qui a propulsé le premier avion à réaction au monde, en août 1939, est quelque peu passé à la postérité. Avec nombre de difficultés, tant les informations accessibles sont limitées voire contradictoires, ce dossier passe en revue les 14 types produits par la société Heinkel, tous restés à l'état de prototype.

Comme tout musée, celui de Saint-Chamas a pour vocation à enrichir ses différentes collections. Quinzième maquette, la réplique à l'échelle 1/6^{ème} du célèbre Fouga CM 170 Magister est exposée depuis mai 2025. Participant à la mise en valeur des turboréacteurs de Safran Helicopter Engines (anciennement Turboméca), l'appareil est revêtu des couleurs du Fouga CM 170 Magister n° 532. Premier avion-école à réaction au monde, cet appareil remarquable, reconnaissable à sa ligne épurée grée d'une voilure droite et d'un empennage en " V " dont plus de 900 exemplaires ont été construits, a volé sous les cocardes de 21 pays. Pour accompagner sa mise en place, un bref historique figure en pages intérieures.

Enfin, la partie notes de lecture " Prendre l'air " vous propose une sélection d'ouvrages parus cette année dont l'un qui mérite l'attention : le biréacteur polyvalent subsonique SO.4050 Vautour II écrit par Alain Crosnier. Même s'il s'agit d'une mise à jour du livre paru il y a trente ans, c'est à ce jour la bible sur le sujet. Un exemplaire de l'appareil, un biplace de chasse tout temps Vautour II N, qui est exposé en " pot de fleurs " devant le musée Safran de Villaroche rappelle deux événements majeurs des années 1950 : son vol inaugural à partir du site de Villaroche et, surtout, pour le motoriste SNECMA, le premier succès à l'exportation d'un réacteur Atar.

Je vous souhaite une bonne lecture !

L'équipe de rédaction de Prendre l'air

Azur et Or



Ce sont les couleurs des armoiries de Nomeny (1) et celles du ciel et des étoiles. Elles résument la vie d'un officier pilote de chasse de la seconde moitié du XX^e siècle.

Ça commence par le Morane Saulnier MS-315 dit Parasol. C'est un avion monoplan à aile haute haubanée équipé d'un moteur en étoile et hélice en bois à pas fixe. Il est en bois et toile et comporte deux sièges en tandem ouverts en plein air. Pas de radio mais un tuyau en caoutchouc avec un cône en bakélite à chaque extrémité pour communiquer d'un siège à l'autre. Il a été construit avant la deuxième guerre mondiale et il en reste une quinzaine d'exemplaires à Salon de Provence. On vole sur ces avions à partir de Pâques 1950 et jusqu'en novembre de la même année. En décembre en effet, nous partons pour les Etats Unis. Ça représente 33 heures de vol et 122 atterrissages.

Le MS-315 se met en route à la main après un brassage d'hélice. Le pilote vérifie que les magnétos sont coupées et autorise un de ses camarades à brasser deux ou trois tours moteur. Après quoi le pilote ouvre l'essence et pompe une demi-douzaine de fois. Il branche alors les magnétos, le lanceur d'hélice recule autant qu'il peut et d'un geste sec, lance l'hélice en se retirant le plus vite possible. En général, le moteur part aussitôt. Le mécanicien enlève les cales.



Morane Saulnier MS-315 (© DR)

On regarde du côté du starter, un camarade qui dans une petite boîte bariolée de carrés blancs et noirs, appelée le Lustucru, veille à la sécurité du trafic aérien. Un drapeau vert et on peut décoller. L'avion a une béquille arrière qui lui sert à la fois de roulette de queue et de frein. Il faut pas mal de moteur pour faire rouler la machine et il faut se pencher à gauche et à droite pour voir devant et éviter d'éventuels obstacles. On vire au moteur et au palonnier car il n'y a pas de frein ni de roulette de queue orientable. Aligné face à la piste en terre battue, on met les gaz et dès qu'on le peut, on pousse le manche en avant pour déjauger le patin arrière et mettre l'avion en ligne de vol. Tout de suite, il faut mettre du pied pour contrer le couple moteur. A 80 km/h, l'avion décolle. Et l'on mesure la lourdeur des commandes à câble qui actionnent les gouvernes. Lourd aux commandes bien que léger en poids, très peu réactif, on peut dire que l'avion n'est ni maniable ni manœuvrable. Il vole à une vitesse à peine supérieure à sa vitesse de décollage, environ 130 km/h. De mémoire. Bon, ça n'a pas d'importance puisqu'on n'est là que pour apprendre à décoller et à atterrir. Un hippodrome et on se présente à l'atterrissage. On n'a d'autre préoccupation que le contrôle de la vitesse et de l'alignement avec la piste puisqu'il n'y a ni train rentrant ni volets. On arrondit en position dite trois points vers 80 km/h et on attend en palier que l'avion veuille bien toucher le sol ce qui se produit vers 50 km/h ou un peu plus. Par la suite, j'ai toujours posé tous mes avions en position trois points, quel qu'en soit le type. Nota : il s'agit de mémoires et non de notice technique. Les vitesses que je cite sont extraites de mes très lointains souvenirs, alors pas de reproche spontané si vous avez des informations plus exactes. Merci.

L'avion suivant est le North American T-6 à James Connally Air Force Base, Waco Texas.

Nous arrivons à Waco Texas à la mi-décembre 1950 et nous commençons notre pré-flight fait de cours au sol dès les premiers jours de 1951. Nous découvrons le T-6 à la mi-février. C'est un avion à structure métallique, à moteur en étoile et hélice métallique à pas variable régulé par masselotte, à train rentrant avec roulette de queue orientable ou libre, voilure basse avec volets de courbure, équipage de deux en tandem abrité par une verrière coulissante manuelle. C'est déjà bien plus élaboré que le MS-315 et, à la puissance moteur et aux vitesses près, assez proche d'un avion de chasse de l'époque. Disons que ça devient sérieux. Nous sommes des besogneux qui suivons un programme duquel on ne déroge pas. Pas de sentiments, pas d'émotions. L'avion se prête parfaitement à notre programme d'instruction dans lequel on appréhende les rudiments du vol, à savoir, dès le début,



North American T-6 (© DR)

décollages et atterrissages, vol en palier, en virage, décrochages, vrilles. Par la suite toujours décrochages et vrilles, (essentiel du menu qui semble avoir été perdu de vue depuis si j'en juge par certains accidents aériens survenant de nos jours) puis voltige. Enfin vol aux instruments, vol de nuit, vol en patrouille, navigation. Au total 135 heures et 261 atterrissages entre le 16 février et le 25 juillet à Waco Texas. Le T-6 pour moi est un outil de base, sans grande saveur, fidèle et fiable, qui fait bien ce qu'on lui demande. Rien d'autre.

Fin juillet nous partons pour Williams Air Force Base Phoenix Arizona, école de chasse équipée de T-28 et de F-80 Shooting Star. Oui, sauf que le T-28 est arrêté de vol et qu'il est provisoirement remplacé par des T-6. Et nous repartons pour des T-6 avec, au programme, de la voltige, du vol en formation, du vol aux instruments, du vol de nuit. D'août à octobre, j'ajouterai 84 heures de T-6 et 75 atterrissages. Je n'ai jamais volé sur un autre avion plus performant, alors je m'en satisfais. Mais plus tard, en Algérie sur le même, je le trouverai large, lourd, lent, peu manœuvrable et peu maniable. Va suivre un tout autre appareil, le F-80.

Le F-80 à Williams Air Force Base Phoenix Arizona.

C'est un chasseur monoplace à réaction, un vrai, pas un avion école. Dans sa livrée alu et cette fois pas peint en jaune. Il sert en Corée où il est progressivement remplacé par les F86 bien mieux adaptés au MIG 15. C'est un mono réacteur à aile basse, train tricycle et armé de quatre mitrailleuses de 12.7 mm. Il n'y a plus d'hélice et il faut respecter les vitesses pour avoir des conditions de vol convenables en approche finale. Le moteur à réaction consomme bien plus de carburant que les moteurs à explosion des T-6. Ce moteur à compresseur centrifuge est susceptible et demande beaucoup d'attention au démarrage. Assez souvent, il fait un hanging start, c'est-à-dire que le compte tours s'arrête vers 35% et si on avance la manette des gaz, on fait sortir une longue flamme du moteur mais le régime reste stable. Il n'y a plus qu'à couper, attendre que ça sèche et redémarrer. Quand il démarre normalement, le moteur se stabilise au ralenti vers 55%. Il siffle gentiment. On vérifie bien la distribution du carburant en provenance des différents réservoirs, le fonctionnement des pompes, les jaugeurs. L'indicateur de vitesse est encore en statute miles (2). Les avions suivants auront un badin gradué en nœuds auquel s'ajoutera un machmètre. Nous sommes assis sur un siège éjectable avec commandes aux accoudoirs et parachute dans le dos, mais le système d'éjection est désactivé suite à un accident mortel au sol consécutif à une éjection non souhaitée. Avant de passer sur ce véritable avion de combat, on doit se familiariser au vol sur avion à réaction, sans le flux de l'hélice et à des vitesses différentes de celles pratiquées jusqu'alors. Pour cela, il y a la version biplace du F-80 qui s'appelle le T-33. J'en fais 6 vols et 27 atterrissages en double avec un moniteur. J'ai tendance à me poser court et il en sera toujours ainsi, sur tous les avions. Puis c'est le lâcher sur F-80. Le 20 novembre 1951. L'extase ! C'est pour cet instant que j'ai travaillé sans relâche en élève appliqué depuis l'âge de treize ans. C'est à ce moment que je goûte au plaisir indescriptible du vol solo sur un avion de chasse. A cet instant où le corps est envahi d'un sentiment exaltant qu'on n'aurait pu imaginer. Ce premier décollage, ces premières secondes de vol casqué avec un masque à oxygène sur le nez, enfermé seul dans une machine qui survole le paysage et les cultivateurs dans leur champ. L'avion, lui, est souple aux commandes. Il a un moteur qui aide enfin à monter et à manœuvrer. Il est fiable en vol si on est respectueux de la conduite moteur qui n'est en aucun cas régulée.



Lockheed F-80 Shooting Star (© DR)



Republic F-84 G Thunderjet (© DR)

Attention au décrochage compresseur, à une température turbine qui échappe à tout contrôle, et surveiller attentivement la consommation pétrole. Bien compter le nombre des ailettes de turbine avant de monter dans l'avion. Moyennant quoi tout se passe bien. J'accomplis 65 heures de vol et 87 atterrissages sur ce racer. Un excellent souvenir de cet avion que je juge aujourd'hui un peu sommaire et poussif mais qui m'a donné mes toutes premières joies et fierté du vol sur avion de chasse. Celles qui motivent pour toute une vie de pilote et qu'on n'oublie pas.

De retour en France, mon nouveau coursier s'appelle le F-84 G.

Je le découvre à Reims en mars 52 avec la 3^{ème} escadre, car la UNE à laquelle je suis affecté n'a pas encore d'avions. Avion américain de l'époque de la guerre de Corée, d'aspect général, il n'est pas très différent du F-80 si ce ne sont les entrées d'air. A peu près la même forme en croix, la même motorisation bien que le compresseur soit maintenant axial et non plus centrifuge, les mêmes qualités et caractéristiques de vol. Des tip tanks en bout d'aile au lieu de pendulaires. Très sûr, très sain, plutôt sous motorisé, et ça se sent au décollage et en montée au-delà de 20 000 pieds, toujours un peu trop centré avant et pas très à l'aise en combat contre les Vampire de la DEUX de Dijon. Mais il a du carburant et un bon collimateur et il emmène une artillerie conséquente. Il est d'ailleurs fait pour ça, l'appui tactique. C'est l'avion sur lequel je vais faire mon éducation de pilote de chasse : d'octobre 52 à mars 54, élève équipier, équipier confirmé, pilote opérationnel, tireur d'élite, carte verte, sous-chef de patrouille, chef de patrouille et de mars 54 à mars 56, mon premier commandement d'escadrille, la SPA 69. Dans ce même temps, il me fera faire 810 heures de vol sans le moindre problème et autant d'atterrissages. Je le connais aussi bien que ma 4 CV et j'y suis aussi à l'aise. Je l'abandonnerai pour son jeune frère, le Republic F-84 F, fin mars 56. Un souvenir ému pour ce brave compagnon de ma jeunesse avec qui je me suis plu, j'ai tout appris et qui ne m'a jamais trahi.

Intervient mon séjour en opérations de maintien de l'ordre appelé plus tard guerre d'Algérie. Le SIPA 111 reste mon avion de cœur. Avion école au départ, le SIPA est développé à partir de l'Arado 96 B, avion école du Messerschmitt 109 et on ne peut s'empêcher de penser à ce grand frère de légende. On oublie l'ennemi pour ne penser qu'à l'avion. Le SIPA est un monomoteur à hélice, de construction métallique, à aile basse, train rentrant et volets d'intrados. Le train a une géométrie très spéciale. En rentrant, il tourne autour de sa jambe de train, met la roue en travers du sens de marche et se replie vers l'arrière en rentrant dans l'épaisseur de l'aile. La roulette de queue est libre, ce qui donne du sel aux atterrissages vent de travers. Réaction rapide au pied et au moteur, mais dosée pile poil, sinon, ça quitte très vite l'axe et la piste. Le moteur est un Renault 12S, 12 cylindres donc, en V inversé, refroidi par air. Les derniers cylindres sont toujours plus que brûlants et la température d'huile indique 80 degrés. Noter que le radiateur est juste devant les pieds du pilote. En Norvège se serait peut-être un plus, en Afrique du Nord, on préférerait une clim. L'hélice est une hélice Ratier, métallique, à pas variable, commandée électriquement. Ses plateaux réducteurs sont en bakélite et les dents s'usent très rapidement, voire se cassent. On préfère oublier le pas automatique et rester en manuel, même si ça tient éveillé. La conduite moteur requiert une attention soutenue et beaucoup de délicatesse. C'est très beau le bruit d'un moteur 12S au ralenti après la mise en route. Sans doute pas un Rolls-Royce Merlin, mais tout de même. L'avion est très fin, très élégant et comme tous les beaux avions, il vole bien. Pas du tout centré avant comme le sont les avions américains, il est très réactif aux commandes. Très étroit au niveau des épaules, il donne l'impression de faire corps avec la machine. On a le sentiment de voler par soi-même, de ne pas avoir d'avion. Tous mes camarades d'escadrille qui ont goûté à ce coursier en ont gardé un souvenir enchanté. En ce qui me concerne, j'en ai inscrit sur mon carnet de vol 256 heures en 202 sorties au cours des neuf derniers mois de 1956. Et en opérations. Mes meilleurs souvenirs professionnels de jeunesse.



Republic F-84 F Thunderstreak (© DR)



SIPA 111 (© DR)

Puis je suis affecté à Cambrai sur Mystère IV A. Mon premier vol date du 2 mai 57 et mon carnet de vol indique sobrement " lâché percée ". Le ton est donné quant à la météo cambrésienne. L'avion lui, est un peu différent du F-84 F. Principalement pour son habitabilité. La cabine est beaucoup plus étroite, la disposition des cadrans est organisée de façon fonctionnelle autour d'un vaste horizon artificiel alors que l'avion américain lui, se présente de façon ordonnée avec des cadrans tous de même taille à la manière dont sont tracées les rues et avenues des cités américaines. Le siège éjectable est à commande haute par rideau que l'on rabat

devant soi vers le bas. Ceci étant, l'avion est tout aussi sous motorisé et perd très vite son altitude et sa vitesse dès que l'on engage un combat tournoyant. La régulation réacteur est balbutiante et la conduite moteur exige encore de la délicatesse. Sa maniabilité est très agréable car l'avion n'est pas trop centré avant. Son collimateur reste un peu primitif et la poursuite de tir très pointue. Mais avec deux canons de 30 mm, il est très redoutable. Le train est assez étroit et par vent de travers et piste mouillée, ça demande, sinon de la virtuosité, du moins beaucoup d'attention et surtout de précision dans le dosage des corrections.



SIPA 111 (© DR)

Pas de brutalité, pas d'excès et ça se maîtrise. Je terminerai sur la piste un atterrissage avec un pneu éclaté au décollage. Nous disposons de deux postes radio en banquette droite relativement peu commodes. Rien d'autre que cela pour naviguer et percer en IMC (3) à l'aide d'un AGA (4) précis à 20 degrés près. Un avion simple, assez facile à piloter, faisant encore beaucoup appel aux qualités du pilote en utilisation opérationnelle. On n'a pas beaucoup de rechanges et la mécanique cannibalise pour maintenir une dispo acceptable. De mai 57 à mars 59, j'effectuerai 318 heures en 366 sorties. Vols courts donc, de 50 minutes en moyenne, quinze sorties par mois en moyenne seulement. Ce ralentissement d'activité, je le ressens plus qu'il n'est réel car je n'ai que 28 ans et que je suis encore assoiffé d'heures de vol. En fait, on arrive aux sacro saintes 180 heures par an. Il faut s'y faire.

Je quitte Cambrai et le Mystère IV pour Bizerte et le Mistral. Cet avion a été conçu dans les dernières années du dernier conflit mondial. Petit, léger, rustique, fuselage en bois et toile, voilure métallique, il est équipé d'un réacteur de première génération. Peu de poussée donc et pas du tout de régulation automatique. Ses quatre canons de 20 mm sont fixés sur un couple de bois et le tir simultané a pour effet de décoller la structure de l'avion. Nous sélectionnons donc toujours le tir à deux canons pour préserver l'avion. Les jambes de train sont très courtes et l'avion se faufile au ras du sol. Pour le pilote, l'impression est la même que sur un dériveur, les fesses au ras de la surface. La verrière coulisse manuellement. On la manœuvre avec une courte manivelle et une fois fermée, on maintient la manivelle en place avec une ficelle. Vraiment rustique et bien british, puisqu'en Angleterre d'où il est originaire, il s'appelle Vampire. Il se pilote agréablement, à l'ancienne, sainement et bien centré. Mais au-dessus de 30 000 pieds, sa voilure du type Spitfire ne supporte pas le Mach supérieur à 0.9 et l'on ne dispose que de très peu de manœuvrabilité entre le décrochage et la compressibilité. J'en garde un excellent souvenir, presque à l'égale du SIPA. En fait j'en rêverai en me voyant voler seul, sans l'aide d'un avion. La joie à l'état pur. J'aurai effectué 510 heures de vol en 635 sorties sur cet avion en papier d'avril 59 à juin 61. Une sortie par jour ouvrable, un répit dans les limitations, mais chant du cygne de ce point de vue-là. Je suis arrivé à 32 ans, l'âge de l'état-major.



Dassault Mystère IV A (© DR)



SNCASE SE-535 Mistral (© DR)

On me confie cependant un second commandement d'escadron sur T-6 à Blida, mais je vous ai déjà parlé de cet avion et je n'y reviendrai donc pas sauf pour dire qu'il ne suscite chez moi pas la moindre trace d'enthousiasme. Et cet escadron est dissous le 31 janvier 62. Nous remmenons nos avions à Ambérieu entre le 12 et le 15 février après quoi je fais un saut de puce de 8 km pour aller de Blida à Boufarik comme chef des OPS de la 20^{ème} Escadre de chasse qui vole sur Douglas AD-4 Skyraider.

J'entre dans un monde nouveau. Je précise qu'à cette époque, je mesure 1.70 m (ça n'a pas changé depuis) et je pèse 63 kg. (Là par contre, oui, ça a changé pas mal). Et je me retrouve au pied d'une machine gigantesque derrière un énorme moteur de deux couronnes circulaires de 9 cylindres chacune entraînant une hélice quadripale de 4 m de diamètre. La verrière est à 4 m au-dessus du sol. Je grimpe tout en haut, je m'assois et

je disparaissais au fond du cockpit. Je remonte le siège au maximum et je retrouve tout juste l'air libre. Ce cockpit est vaste comme une baignoire. Le moteur une fois en route, l'avion déborde d'énergie. Aligné avec la piste, on avance la manette des gaz et l'avion part en virage à gauche tant le couple de l'hélice est conséquent. Je pousse le pied droit autant que mes courtes jambes me le permettent mais pas question de mettre la puissance maximum si je veux rester aligné. Petit à petit, l'avion prend de la vitesse et le drapeau devient efficace. Je ne dépasse pas 32 pouces à l'admission que l'avion est en l'air. Il n'est pas à proprement parler un outil de combat aérien encore qu'il ait de la puissance et qu'il vienne dans un mouchoir de poche, mais comme tous les avions américains que j'ai pilotés, il est terriblement centré avant. C'est un tombereau de munitions. Il emmène plus que son poids en armement et munitions, canons, roquettes, bombes, napalm. Ça fait très mal au sol un Sky. Je n'aurai malheureusement pas beaucoup de temps pour l'apprécier plus.



Douglas AD-4 Skyraider (© DR)



Gloster Meteor NF-11 (© DR)

Le cessez le feu intervient le 18 mars, un mois après mon lâcher et je le pilote moins de six mois, de la mi-février à fin juillet 62. Il m'offre cependant 95 heures de vol en 78 sorties. Le vol en unité, c'est une belle tranche de vie qui vient de se terminer, dix ans après le brevet de pilote. Direction l'Etat-major du commandement des Ecoles au Boulevard Victor à Paris.

Après un pensum de deux ans en Etat major parisien, je suis affecté à la 30^{ème} ECTT à Reims. Son avion d'armes est le Vautour 2N mais elle dispose aussi de Meteor NF-11 pour l'instruction des navigateurs. Le Meteor est un Mistral bi moteur. Même génération, même origine, aussi simple, aussi léger, aussi maniable et manœuvrable, aussi limité en vitesse et aussi sympa à piloter. Mais nous sommes en 1964 et on ne fait plus la guerre avec ce type de matériel. Qui cependant a un bon radar et qui est bien armé en canons de 20 mm. Personnellement, je l'aime bien cet avion et j'en inscrirai 27 heures en 25 vols sur mon carnet.

La 30 vole aussi sur MD-312, MD-315, T-33 et Fouga. Je passe sur ces avions de complément sur lesquels j'accomplis un peu plus de 150 heures. Il y a également sur la base de Reims la 62^{ème} escadre de transport qui vole sur Nord 2501. Elle est commandée par un de mes amis de promotion que je fais voler sur Vautour et qui me rend la politesse sur Noratlas sur lequel j'effectue 44 heures en 9 sorties. Mais de ces avions, je ne parlerai pas. Ils représentent quelques 220 heures en trois ans.

J'en viens à l'avion d'armes, le V2N. C'est un avion de chasse tout temps dérivé d'un bombardier léger. Il n'a aucune des qualités des chasseurs que j'ai pilotés à ce jour. Inutilement volumineux car plein de vide, il est inutilement lourd ce qui lui donne un rapport poussée poids très insuffisant. Cela oblige également à un train d'atterrissage du type monorace avec deux diabolos en ligne dans le fuselage et balancines dans les fuseaux moteurs. Chaque décollage est une interrogation. Les balancines vont-elles se verrouiller ? Un coup de manette des gaz ou un coup de pied et elles finissent par y arriver. Chaque atterrissage est une épreuve de virtuosité. Si le diablo avant touche en premier, c'est le rebond assuré. Si le diablo arrière touche en premier, c'est le rebond assuré également et même plus ample encore en raison de l'effet de raquette créé. Si on touche des deux diabolos en même temps, il y a des chances pour que l'on fasse un ricochet. Bon, j'en rajoute un peu, c'est vrai, mais le rebond sur le diablo arrière, ça m'est arrivé une fois et je m'en souviens. Les moteurs sont inutilement écartés du fuselage. Maintenir la bille au milieu occupe toute l'attention du pilote en tir canons. L'avion est à peine tenable en vol horizontal en monomoteur. Il est fait pour l'interception de nuit ou en nuages, mais son radar bien que volumineux accroche rarement au-delà de 8 miles nautiques. Il est fait pour le vol de nuit et en nuages mais ne dispose d'aucune aide au pilotage différente ou complémentaire de celle des avions de chasse de jour. Bref, pour moi, c'est un ratage total. Dommage que ce soit l'avion d'armes de l'escadre dont on m'a confié le commandement. Commandement que je ne pouvais tout de même pas refuser à ce chef qui me le présentait avec un grand sourire comme étant un beau cadeau. Ce que c'était, d'ailleurs, très objectivement. Chasse toutes météo et de nuit avec 3 escadrons d'avions d'armes et un escadron d'avions de complément, que

demander de plus ? J'en ferai quand même 300 heures en 210 sorties au cours des trois années passées à Reims plus quelques heures d'abonné. Très loin de l'activité aérienne de ma jeunesse, ceci étant dû à une indisponibilité dramatiquement chronique de l'avion toujours dans un hangar pour une raison ou pour une autre. Rares étaient les vols où on le ramenait disponible. Les mécaniciens le connaissaient bien mieux que les pilotes. Après quoi je quitte la 30^{ème} ECTT pour l'Ecole Supérieure de Guerre Aérienne suivi du cours Interarmées à l'Ecole Militaire à Paris. Second séjour parisien, faible en heures de vol.



SNCASO SO 4050 Vautour II N (© DR)



Dassault Mirage III E (© DR)

En avril 1970, alors que je suis en Etat-major à Nancy, l'ancien commandant du 2/30 Normandie Niemen devenu commandant de la 3^{ème} escadre de chasse à Ochey me propose de voler dans son escadre. La 3^{ème} EC est dotée de Mirage III E. Enfin, le Mirage ! Depuis le temps que je l'espérais.

D'abord, transformation au 2/2 à Dijon. Divine surprise, son commandant est arrivé comme jeune lieutenant pilote à mon escadron de Bizerte en sortie d'école et j'ai été son premier chef de patrouille. Le stage se passe dans les meilleures conditions. Nous sommes en mai 70, je viens d'avoir 41 ans. Je ne suis plus un jeune pilote et la prise en mains d'un avion si différent de ceux que j'ai pilotés à ce jour fait que je m'interroge. Arriverais-je à assimiler toute la documentation technique et toutes les consignes d'emploi de ce nouvel appareil ? Ne va-t-il pas me dominer ? J'entre dans ce cockpit. Il m'est très familier. C'est un avion de Marcel Dassault, comme le Mystère IV. On est bien calé dedans, bien serré, sans espace inutile, bref on fait corps avec l'avion. Tout ceci me rassure. On met en route, tests, roulage, alignement, plein gaz, PC. Le moteur pousse très fort, l'avion va tout droit. A 150 kts ou environ, je tire sur le manche, le nez se lève, très haut par rapport à ce que j'ai vécu jusqu'alors et l'avion décolle. Il n'y avait aucune appréhension à avoir, il vole comme un autre avion. Il accélère et monte plus vite, c'est tout. La prise en mains est rapide. C'est une joie intense que d'avoir ce bijou dans les mains. Merci mon jeune camarade qui m'a donné cette chance. Après le III B, le III C. Encore mieux. Je ne dis pas en qualité de vol, mais seul à bord. J'aime. Comme c'est grisant de chevaucher un si beau monoplace ! Ceux qui n'ont pas connu cette joie ne peuvent malheureusement pas l'appréhender. Un peu plus de 20 heures au 2/2 et j'aborde le III E à Ochey.



Dassault Mirage III C (© DR)

L'avion a la même apparence que ceux que je viens de piloter à Dijon, mais la ressemblance s'arrête là. L'avion est nettement plus lourd, plus centré avant, son aérodynamisme moins fine que celle du III C, son assiette et sa pente plus accentuées en finale et lors de mon lâcher à Ochey en piste sud, je remets deux fois les gaz avant de me botter le train pour passer outre mes impressions et suivre la procédure sans broncher. La leçon a été profitable.

Par la suite, volant dans cette escadre hyper sympa et qui m'accueille comme l'un des siens, je ferai tous les types de missions et j'ai trois ans pour m'y accoutumer. L'escadre m'offre en moyenne dix heures par mois en dix sorties. Pour un abonné, c'est inespéré. Cependant, dix sorties mois, c'est un peu juste pour se dire efficace en mission tant elle demande de professionnalisme. Mais aucun pilote ne me fera jamais sentir mon " amateurisme " professionnel. J'aime bien la 3.

Puis je suis affecté à Strasbourg où vole la 33^{ème} escadre de Reconnaissance. Elle est dotée de Mirage III R et III RD. Comparables aux III C et aux III E. J'ai volé sur les deux, donc ça ne devrait pas poser de problèmes nouveaux. Il suffit de se mettre à jour sur les équipements photo et sur la mission toute nouvelle pour moi. Mon premier vol sur RD s'effectue le 11 septembre 73. Premier vol très court de prise en mains puis second, vol Cyclope (5). Allez, la 33 me secoue, je ne vais pas faire semblant pendant deux ans.



Dassault Mirage III RD (© DR)

De mon côté, je leur crée des situations tactiques comme on se les faisait à la 3, et une bonne ambiance se crée entre les escadrons et le commandant de base que je suis. Je passe très vite au III R. Léger, fin, presque un Mistral, un vrai plaisir à piloter. Je vais prendre des initiatives de pilotage avec cet avion et sortir un peu des consignes à mon sens inutilement pesantes du circuit d'atterrissage officiel. Une belle machine donnant beaucoup de satisfaction en vol. Avec la 33, je volerai autant qu'avec la 3, 220 heures en deux ans.

En quittant Strasbourg, je suis affecté à l'Etat major FATAC (6) ce qui m'ouvre la perspective de pouvoir encore voler deux ans, mais à un rythme moindre. Ceci dans tous les escadrons de ce commandement donc sur les Mirages III E, R, RD, 5F. Je vole aussi en place AR du Jaguar car je renonce à me faire lâcher sur un nouveau type d'avion à 46 ans et plus. Plus tard, à Djibouti, j'aurai la chance de voler encore sur Mirage III C jusqu'à 50 ans. Alors, comparaison entre les versions ? Pour le pilotage pur, seule comparaison valable, égalité entre le III R et le 5F. Ce sont les plus agréables, les plus maniables et de loin. Le III C, un petit bijou lui aussi. Le III RD se situe entre le III C et le III E. Le III E étant le plus complexe, le plus lourd, le moins manœuvrable mais offrant des missions qui vident physiquement un pilote en lui procurant des sentiments de fierté justifiés. Mais j'ai aimé tous les Mirage Delta qui sont mes derniers avions.



Septembre 1973, Colonel commandant la BA 124 de Strasbourg retour de vol sur Mirage III RD (Coll R. Mentré)

Notes de fin :

- (1) Nomeny : Commune du département de la Meurthe-et-Moselle où est né le General Roland Mentré.
- (2) Un Statute Mile est une unité de mesure linéaire égale à 5 280 pieds (environ 1609 mètres), principalement utilisée aux États-Unis et au Royaume-Uni pour définir les distances sur les cartes de vol, calculer la position des aéronefs et à des fins de navigation. Alors que l'industrie aéronautique utilise des milles et kilomètres nautiques à l'échelle mondiale, le mille statuaire est important pour les opérations aériennes nationales, la planification des vols et l'aviation générale dans ces pays.
- (3) IMC : Pour India Mike Charly en langue Anglaise " Instrument meteorological conditions " correspond aux règles qui régissent les conditions de vol aux instruments par opposition à VFR pour " Visual Flight Rules " qui régissent celles du vol à vue.
- (4) AGA : Pour " Aerodromes Air and Ground Aids " est une balise radio-compas qui diffusait les QDM. Elle débobinait les caps à prendre pour arriver à la balise sous la forme 00, 02, 04, 06, 08 etc. Jusqu'à 34 pour le cap 340. Le pilote entendait trois caps, par exemple 26, 28, 30 avec des intensités différentes. Dans cet exemple, si le son pour le cap 26 est plus fort que pour le cap 30, le pilote prendra le cap 270. Si le son pour le cap 26 est à égalité avec celui du 30, le pilote prendra le cap 280. On observe que la précision est très relative.

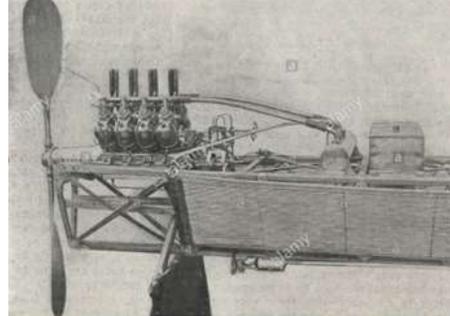
- (5) Cyclope : Destiné aux Mirage III R et RD, réalisé par la Société Anonyme de Télécommunications (SAT), le système " Cyclope " installé dans la pointe avant d'un réservoir pendulaire de 1300 litres, emporté en position ventrale, sous l'avion est un système d'imagerie infrarouge qui permet de s'affranchir des contraintes météorologiques et de la luminosité. De jour comme de nuit, le " Cyclope " permet de détecter les équipements camouflés sous un couvert végétal en captant le rayonnement infrarouge émis par leurs points chauds. Les capacités du "Cyclope" sont limitées par trop forte humidité. Il est aveugle en cas de pluie.
- (6) FATAC : Pendant la période de la guerre froide, la Force Aérienne Tactique dont le poste de commandement était basé à Metz, avec le CAFDA (Commandement Air des Forces de Défense Aériennes), les FAS (Forces Aériennes Stratégiques), le COTAM (Commandement du Transport Aérien Militaire) le CEAA (Commandement des Écoles de l'Armée de l'Air) et le CTAA (Commandement des Transmissions de l'Armée de l'Air), la FATAC était l'un des six grands commandements de l'Armée de l'Air. Le général commandant la FATAC avait des responsabilités simultanément opérationnelles et territoriales, son autorité s'exerçait sur la flotte d'avions, essentiellement d'assaut conventionnel et nucléaire tactique et les sur dix-huit départements de l'est de la France où étaient implantées les bases.

Moteurs en ligne ou en étoile ?

L'entraînement d'une hélice par un moteur à pistons demande de convertir le mouvement linéaire alternatif des pistons en un mouvement rotatif. Ceci se fait par l'intermédiaire d'un vilebrequin sur un moteur en ligne ou d'une bielle maîtresse équipée de bielles secondaires sur un moteur en étoile. Les premiers constructeurs ont choisi le vilebrequin car il était déjà utilisé pour les machines à vapeur et les premières automobiles. Le moteur à vapeur de l'"Eole" de Clément Ader ainsi que celui, à essence, du "Flyer" des Frères Wright, étaient tous les deux des moteurs "en ligne". Le moteur en étoile, quant à lui, était cependant connu à cette époque comme en témoigne la photo ci-dessous.



Moteur en étoile de la motocyclette Millet (1902)
(© DR)



Moteur V8 en ligne de 50 ch Antoinette (1908) avec son long radiateur tubulaire (© DR)

Les frères Seguin en 1909 en développèrent une version rotative pour l'aviation, très légère, l'Oméga, qui connut immédiatement un immense succès et remplaça l'Antoinette, un V8 en ligne de Léon Levavasseur, qui équipait jusqu'alors la plupart des "aéroplanes".

En 1909, lors de la première traversée de la manche, les moteurs en ligne et les moteurs en étoile étaient donc connus et se faisaient déjà concurrence.

Et déjà, deux caractéristiques différencient ces moteurs, caractéristiques qui vont avoir, pour les décennies à venir, une grande importance lors du choix du type de moteur devant équiper un avion. Ces caractéristiques sont le maître couple et le mode de refroidissement.



Moteur en étoile rotatif - Gnome "Oméga" 50 ch (1909) - refroidissement par air (© DR)

Le moteur en ligne, de par sa longueur, présente un faible maître couple, permettant la réalisation d'un fuselage très fin aux bonnes performances aérodynamiques. Malheureusement les cylindres étant alignés les uns derrière les autres interdisent pratiquement le refroidissement par air. Le moteur en étoile, lui, a un maître couple beaucoup plus important, mais expose favorablement ses cylindres à une bonne circulation d'air de refroidissement. Les deux photos qui suivent, représentant deux avions de la campagne de France de 1940, équipés de moteurs de même puissance, illustrent bien ces différences.



Hawker Hurricane - Moteur Rolls-Royce Merlin de 12 cylindres en V en ligne avec son radiateur ventral (© DR)



Curtiss Hawk H75 - Moteur Pratt & Whitney R-1830-45 en étoile de 14 cylindres. Noter l'absence de radiateur (© DR)

On comprend facilement que la traînée d'un fuselage augmente avec son maître couple et, qu'équipé d'un moteur en étoile, la traînée d'un avion monomoteur devrait être plus grande qu'équipé d'un moteur en ligne.

Mais ces conclusions ne sont pas aussi claires que cela car le moteur en ligne nécessite un radiateur pour son refroidissement et un radiateur a sa propre traînée. Comme exemple on peut comparer le Focke Wulf 190 et le Supermarine Spitfire, chasseurs allemands et anglais de la deuxième guerre mondiale, tous deux équipés d'un moteur de puissance équivalente, (1 500 ch), l'un en étoile et l'autre en ligne. Ces deux avions ont des vitesses comparables (700 km/h) ce qui montre que leurs traînées devaient être comparables. Le FW 190, avec son moteur à fort maître couple mais sans radiateur, avait donc une traînée comparable au très fin Spitfire, équipé de radiateurs imposants situés sous ses ailes.



Focke Wulf 190 et Spitfire avec leurs énormes radiateurs sous les ailes (© DR)

Les moteurs à pistons, avec leurs pistons coulissant à grande vitesse dans les cylindres, dissipent une puissance de frottement très importante. Stanley Hooker (1) dans son autobiographie " Not much of an engineer " en donne la détermination. Ces pertes par frottement ne dépendent pas de la puissance du moteur mais uniquement de son régime de rotation. Pour le moteur Merlin, à la vitesse de rotation de 3 000 t/mn, la puissance dissipée dans le circuit de refroidissement est de 210 ch, puissance thermique qui doit être " évacuée " dans le radiateur.

Les radiateurs de refroidissement des moteurs en ligne se composent d'une entrée d'air suivi d'un échangeur, généralement à tubes, et d'un échappement. La perte de charge de l'échangeur, indispensable à sa fonction de refroidissement, est " équilibrée " par la diminution de la pression dynamique de l'air, par rapport à celle de la vitesse de vol. C'est cette chute de pression dynamique conjuguée au débit d'air de l'échangeur qui produit la traînée. Comme, au point fixe, la pression dynamique disponible est uniquement celle du vent de l'hélice, le débit d'air doit être très important, ce qui explique les dimensions " monstrueuses " des entrées d'air de radiateur, comme celle du Hawker " Tempest " de Pierre Clostermann de la photo ci-dessous.



Hawker Tempest (1943) - Moteur Napier " Sabre " de 24 cylindres en H avec son gros radiateur ventral (© DR)

On comprend que de telles dimensions génèrent une traînée importante qui peut faire perdre l'avantage procuré par le faible maître couple des moteurs en ligne.

Les moteurs en ligne ont aussi un autre défaut, c'est celui du risque de fuite du liquide de refroidissement. Ce risque était considéré comme très important sur les avions militaires, vulnérables aux projectiles, même de petit calibre.

Dans le cas des moteurs en étoile, le frottement de la circulation d'air autour des ailettes de refroidissement des cylindres génère également une traînée, mais qui est très inférieure à celle d'un radiateur.

Le bilan des avantages et inconvénients de ces deux types de moteur a penché finalement en faveur du moteur en étoile qui, après la guerre et avant l'arrivée du turboréacteur, a été presque exclusivement utilisé sur tous les nouveaux avions, militaires comme civils.

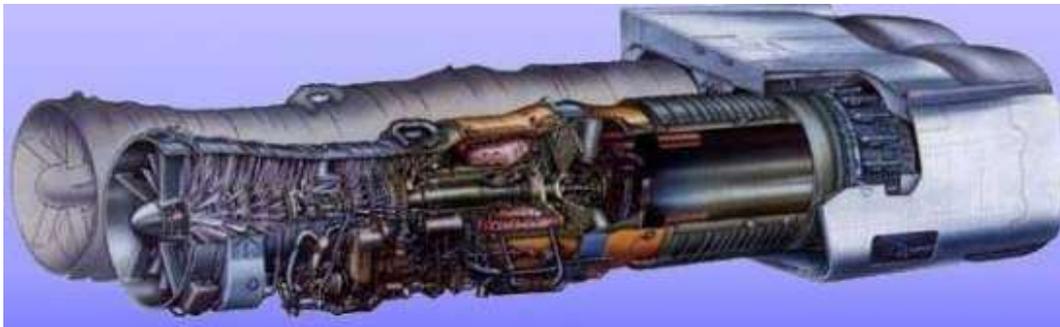
Note de fin

- (1) Sir Stanley George Hooker (1907 - 1984) est un ingénieur spécialiste des moteurs à réaction, d'abord pour Rolls-Royce où il travaille sur les premiers modèles tels que le Welland et le Derwent, et plus tard pour Bristol Aeroplane Company où il aide à porter le Proteus et l'Olympus sur le marché, puis conçoit le célèbre Pegasus.

La régulation des moteurs de Concorde

En novembre 1962, les Britanniques et les Français se mirent finalement d'accord pour construire ensemble un avion civil supersonique, qui sera Concorde. En fait, depuis 1960, les constructeurs avaient déjà commencé à travailler et le choix du moteur était déjà fait. Ce serait un dérivé de l'Olympus de la " Bristol Siddeley Engine Limited " (BSEL), un turboréacteur double corps simple flux, qui équipait déjà le bombardier Vulcan. Une dernière version avec post combustion de ce moteur, appelé Olympus 22 R, était en cours de développement pour le " Tactical Strike and Reconnaissance 2 " (TSR 2), un avion multi-rôles destiné à la Royal Air Force (RAF), mais ce programme devait être abandonné en 1965.

Il était prévu à l'origine que les moteurs de Concorde n'utiliseraient pas la post combustion pour réduire au minimum les nuisances sonores du décollage. Mais, comme c'est le cas en général avec tous les projets, Concorde, avant même d'être construit, a commencé à prendre du poids et la poussée de l'Olympus qui était prévu est devenue insuffisante. Une solution aurait été d'équiper Concorde de six moteurs au lieu des quatre envisagés, mais finalement il fut préféré de n'en conserver que quatre, mais de les équiper d'un dispositif de post combustion fournissant 20% d'augmentation de poussée, et aussi d'un silencieux de jet. L'espoir fondé sur un silencieux pour rendre le bruit de la post combustion acceptable ne s'est pas concrétisée et l'étude de celui-ci a dû être abandonnée en 1971. Le bruit au décollage constituera d'ailleurs un lourd handicap commercial pour l'avion, mais ceci est une autre histoire.



Installation " jumelée " des turboréacteurs de Concorde (© DR)

En 1962, le moteur de Concorde était déjà donc bien défini. Ce serait toujours un dérivé de l'Olympus 301, le moteur bien éprouvé du Vulcan, mais dont on aurait augmenté le débit d'air, par adjonction d'un étage de tête au compresseur BP, augmenté la température de sortie de chambre de combustion, par refroidissement de la turbine HP, et équipé d'un dispositif de post combustion pour le décollage et le passage en transsonique. Ce moteur, qui sera développé par BSEL et par SNECMA, est l'Olympus 593.

Ce moteur possède trois paramètres de réglage :

- le débit de carburant de la chambre de combustion principale
- le débit de carburant de la post combustion
- la section d'ouverture de sa tuyère primaire.

Nota : La tuyère secondaire divergente, également de section variable, étant située derrière le col sonique de la tuyère primaire, n'influe pas sur les paramètres de fonctionnement du moteur.

Considérons maintenant la logique qui a conduit au réglage de ces trois paramètres.

L'objectif était d'obtenir le maximum de poussée au décollage et lors du passage en supersonique, tout en respectant le diamètre du moteur (défini par le diamètre d'entrée du compresseur BP et de la chambre de post combustion) et ses limites de résistance mécanique, en termes de régime de rotation et de température maximum. Avec ces contraintes il fut recherché le débit d'air et le taux de post combustion les plus grands possibles.

A partir des conditions de vol, le calculateur a pour fonction de déterminer la valeur des régimes des rotors HP et BP conduisant au débit d'air maximum. Ces deux régimes constitueront les consignes des deux boucles de régulation tachymétrique régulant le régime de rotation des rotors HP et BP du moteur. Le régime HP de consigne (N_2^*) sera obtenu par modulation du débit carburant de la chambre de combustion principale et le régime BP de consigne (N_1^*) par modulation du taux de détente dans les turbines, en agissant sur la section de tuyère primaire. Le taux de post combustion maximum est obtenu par réglage du débit de carburant de post

combustion, conduisant à maintenir la section de tuyère primaire proche de sa pleine ouverture. La boucle de régulation du débit de carburant de post combustion s'est donc trouvée associée à la boucle de régulation du régime BP. Ceci constitue une des particularités de ce mode de régulation.

Un détail intéressant concerne l'allumage et l'extinction de la post combustion qui sont généralement suivis d'une chute de la vitesse de rotation du rotor BP pour l'allumage ou d'une survitesse pour l'extinction, avant que la régulation ait eu le temps de réagir. Sur Olympus 593, la tuyère a très peu de frottement (coefficient inférieur à 10%) et est commandée en fermeture par des vérins pneumatiques. Le grand volume d'air contenu dans ces vérins se comprime ou se détend instantanément sous l'effet d'une variation d'effort sur les volets de tuyère. Lors de l'allumage de la post combustion, et suite à l'augmentation de la pression du jet (P_5), la force sur les volets augmente, ce qui "enfonce" la tige des vérins par compression de l'air qu'ils contiennent. La tuyère commence donc à s'ouvrir avant toute réaction du système de commande. Le phénomène inverse se produit lors de l'extinction. Cette rapidité de réponse réduit fortement la survitesse constatée sur les moteurs avec une tuyère commandée hydrauliquement, lors de l'extinction de la post combustion.

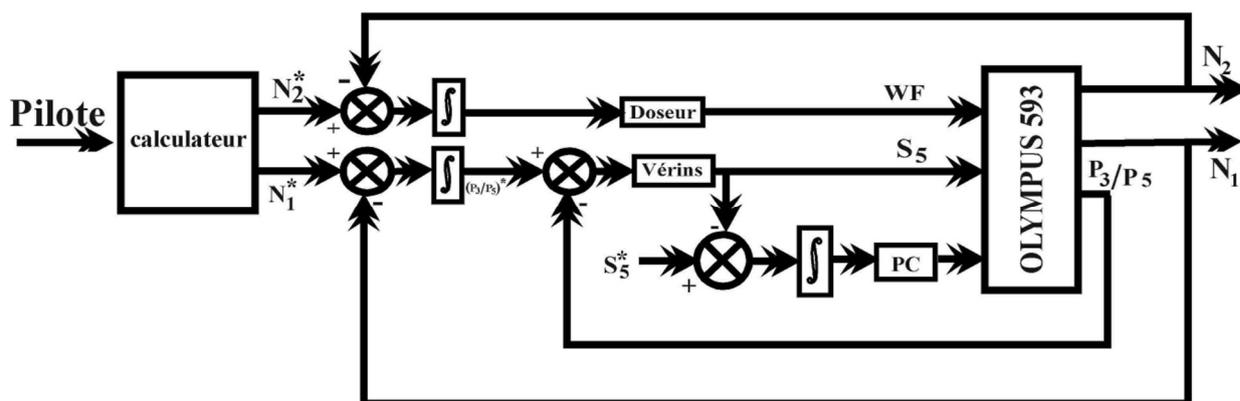


Schéma fonctionnel du système de régulation de l'Olympus 593

Si le concept de régulation de l'Olympus 593 est original, ses composants le sont tout aussi. Au début du programme, en 1962, la pompe à carburant devait être une pompe à pistons à cylindrée variable, ce qui permettait d'éviter une recirculation du carburant, source d'échauffement. Les compagnies aériennes intéressées par Concorde ont réagi très défavorablement à ce choix car elles avaient souffert sur Caravelle de la mauvaise fiabilité des pompes ce type. BSEL a donc reconsidéré le circuit carburant pour le développer autour d'une turbopompe dont la turbine serait alimentée en air prélevé à la sortie du compresseur HP par une vanne à ouverture variable. Concept était nouveau, et l'est toujours aujourd'hui. De même, le calculateur initial devait utiliser des amplificateurs magnétiques. Ils furent remplacés très tôt par des amplificateurs analogiques à transistors, beaucoup moins lourds, ce fut également une première pour un moteur civil. Il faudra attendre 10 ans pour voir réapparaître ce type d'amplificateur sur un moteur civil.

A tous points de vue les systèmes des moteurs de Concorde étaient très en avance sur leur temps, bien qu'étant dérivés d'un moteur dont les études ont commencé en 1946 et dont la première application date de 1956.



Concorde a vraiment été le plus bel avion construit de tous les temps (© Air France)

A la redécouverte des ailes soufflées

Les avions à hélices sont comme Monsieur Jourdain, qui faisait de la prose sans le savoir ! Le couple formé par l'hélice tractive et l'aile peut en effet générer une portance, que, pendant longtemps, on pensait provenir que du déplacement de l'aile dans l'air environnant. La première exploitation du souffle de l'hélice le fut pour améliorer les performances au décollage et, pour mieux comprendre cette utilisation, il faut tout d'abord rappeler succinctement comment s'effectue le décollage d'un avion.

Pour qu'un avion puisse décoller il faut que la portance de ses ailes soit au moins égale à son poids. Cette portance implique que la vitesse de l'air autour du profil de son aile atteigne une valeur bien déterminée. Pour une aile " non soufflée ", cette vitesse est alors celle de la vitesse d'avancement de l'avion et, pour atteindre cette vitesse, l'avion doit accélérer sur la piste. Il parcourt alors une distance qui dépend essentiellement du rapport entre la traction (ou la poussée) de ses moteurs et son poids suivant la fameuse loi de Newton, $F = M \cdot \gamma$. Si la vitesse du " souffle " de ses hélices ou du jet de ses moteurs à réaction vient s'ajouter à la vitesse de roulage, il est évident que la longueur de piste nécessaire au décollage sera diminuée. C'est pour réduire la distance de décollage des avions dits " à décollage court " (STOL), que le souffle des hélices (ou du jet des turboréacteurs) est généralement utilisé.

La première application de ce concept a été le Breguet 940, un prototype révolutionnaire des années 1950, mais dont la version commerciale n'eut pas l'avenir qu'il aurait mérité. Ceux qui ont eu la chance de voler à son bord ont tous témoigné qu'ils se seraient crus dans un ascenseur, tant l'accélération verticale au décollage était impressionnante. Ses quatre turbopropulseurs étaient mécaniquement synchronisés par un arbre souple, qu'avait conçu par mon ami Daniel Ville d'Hispano Suiza. Cet arbre était destiné à éviter la perte de contrôle et l'écrasement de l'avion au décollage, en cas de panne d'un des moteurs.



Breguet 940 expérimental au décollage (1958) (© Breguet)

L'avion était équipé de grands volets hypersustentateurs, déployés au roulage et rétractables après le décollage, augmentant le coefficient de portance des ailes, l'avion redevenant " lisse " en vol.

Au début des années 1970, ce concept réapparut, mais cette fois en utilisant la vitesse d'éjection de turbosoufflantes. Deux prototypes d'avion de transport militaires américains, le Boeing YC-14 avec soufflage à la fois de l'extrados et de l'intrados de ses ailes et le Mc-Donnell Douglas YC-15, avec uniquement le soufflage de leurs intrados furent essayés en vol puis abandonnés. Le biréacteur YC-14 fut " copié " par les Soviétiques qui firent voler l'Antonov AN-72 en service commercial et le YC-15 servit, entre autres, aux premiers vols du moteur CFM56.



Boeing YC-14 en vol (© DR)



Mc-Donnell Douglas YC-15 (© DR)

Alors que pendant longtemps on a tenté de limiter le nombre de moteurs des avions au minimum permis par la puissance des moteurs disponibles, la presse spécialisée nous a récemment révélé de multiples projets d'avions équipés de nombreux petits moteurs électriques à hélice disposés le long du bord d'attaque de leurs ailes. Ce concept a pour nom " Propulsion distribuée " car un générateur énergétique central, que ce soit des batteries électriques ou un turbogénérateur, alimente à distance plusieurs propulseurs disposés de façon à accroître les performances de l'avion.

A mon avis, ce changement d'approche à la motorisation a plusieurs raisons :

1 - Choix de l'hélice

Le rendement propulsif d'une hélice est supérieur à celui d'une turbosoufflante car elle peut brasser un débit d'air plus important avec des pertes énergétiques plus faibles. La réduction de la dépense énergétique étant aujourd'hui plus recherchée que l'augmentation de la vitesse de vol, il est donc probable dans le futur que l'hélice remplacera le moteur à réaction. D'ailleurs le choix du motoriste CFM de remplacer le Leap, sa dernière turbosoufflante, par le Rise qui est un turbopropulseur, est symptomatique de cette orientation.

2 - Choix d'un nombre important d'hélices.

- Cela permet de réduire les problèmes d'installation qu'amèneraient des hélices moins nombreuses mais de plus grand diamètre.
- Cela augmente la surface de l'aile qui peut être soumise au soufflage.
- Par un choix judicieux de la charge alaire et du rapport de surface soufflée de l'aile on peut obtenir une réduction de la consommation énergétique.

3 - Choix d'un moteur électrique.

- Cela satisfait la pression écologiste actuelle pour réduire l'émission de CO₂. A terme le turbogénérateur qui aujourd'hui brûle des hydrocarbures pourrait fonctionner à l'hydrogène ou avec une pile à combustible.
- La réduction du bruit d'un couple d'hélices peut être réalisée en mettant en opposition de phase les ondes sonores qu'elles émettent, ce que permet un moteur électrique dont la rotation peut être ajustée avec beaucoup de précision.
- Ce choix par contre est une autre raison de la multiplicité de moteurs car les plus puissants disponibles aujourd'hui ne délivrent que quelques centaines de kilowatts.

4 - Choix d'une architecture hybride.

- Beaucoup de petits turbomoteurs seraient beaucoup plus coûteux à fabriquer et à entretenir que des petits moteurs électriques alimentés par un seul gros turbogénérateur. Des batteries électriques montées en "tampon" entre les moteurs électriques et le turbogénérateur permettent aussi d'assurer une redondance temporaire en cas de panne de ce dernier et de limiter sa taille en l'assistant dans les phases où une puissance maximum est requise.



Projet ERA de Aura-Aéro d'un avion régional pour 19 passagers (© DR)

Ce concept va permettre d'accroître fortement les interactions entre la motorisation et les commandes de vol des avions, la possibilité de piloter individuellement la traction et la portance générée par chaque moteur permettant d'agir en lacet et en roulis sur la trajectoire de l'avion. Les moteurs " catalogue " que nous avons connu, comme le Pratt & Whitney P&W JT8 qui pouvait s'installer sans modification sur différents types d'avion, vont disparaître car ils devront dorénavant être conçus pour interagir avec les commandes de vol de chaque modèle d'avion. Par contre, utiliser cette possibilité, va aussi bouleverser la relation entre motoristes et avionneurs. La conséquence pourrait être la fin de la certification de type propre aux moteurs (FAR 33 et

CS-E), ceux-ci ne se différenciant plus des autres composants de l'avion. La responsabilité de certification deviendrait donc entièrement celle de l'avionneur.

Depuis novembre 2023, un avion de démonstration de ce type poursuit ses essais en vol, c'est l'Eco-Pulse, financé par l'Etat Français et l'Union Européenne et construit par Daher en coopération avec Airbus et Safran. Cet avion est un démonstrateur dont l'objectif est de valider des " briques " technologiques concernant d'une part, l'architecture et les équipements du système électrique permettant d'alimenter plusieurs moteurs, et d'autre part, le système et les lois de contrôle de la propulsion distribuée (dans une perspective notamment, de contribuer à la contrôlabilité et à la manœuvrabilité de l'avion à basse vitesse).



TBM Eco-Pulse de démonstration (© DR)

A noter que cet avion, qui conserve le fuselage et l'aile du TBM de base, ne pourra pas démontrer les gains de performances qui auraient été possibles avec une aile soufflée optimisée.

Voyons maintenant quels sont les gains de performances que l'aile soufflée pourrait apporter à l'avion. Ils sont de deux ordres, la diminution de la distance de décollage, comme nous venons de le voir, et aussi une économie de carburant. Nous verrons également si l'aile soufflée peut comporter des risques à la sécurité des vols qui lui seraient propres.

Un profil d'aile placé dans un écoulement d'air est soumis à des forces aérodynamiques dont la résultante peut se décomposer en deux forces, l'une verticale qui est la portance et l'autre horizontale qui est la traînée. Ces forces ont en commun d'être proportionnelles au carré de la vitesse amont de l'écoulement, à la masse volumique de l'air, et à la surface de l'aile. Pour le profil d'aile considéré, ces forces sont aussi proportionnelles à deux coefficients différents, fonction de l'incidence, l'un appelé C_z pour la portance et l'autre C_x pour la traînée. Le rapport de C_z sur C_x , que l'on appelle la finesse " f " du profil, est un paramètre caractéristique dont va dépendre ou non le gain de consommation de l'avion. En régime de fonctionnement stabilisée la force de portance doit être égale au poids et celle de traînée égale à la traction ou la poussée des moteurs. On démontre qu'à portance égale, une aile entièrement soufflée aura une incidence plus faible que la même aile qui serait non soufflée, mais que sa traînée pourra être plus faible ou plus grande suivant la variation de finesse de l'aile. Si la finesse de l'aile soufflée est plus grande que celle de l'aile qui serait non soufflée, l'avion consommera moins et, inversement, si la finesse diminue.

Pour réduire la consommation il y aura donc intérêt à ce que l'incidence de fonctionnement, d'une aile, qui serait supposée non soufflée, soit beaucoup plus grande que celle fournissant la finesse maximum. En cas d'une panne moteur au décollage et si, par réflexe, le pilote tente de s'opposer à la chute en cabrant l'avion, cette configuration va conduire l'aile près de son point de décrochage. Et c'est là que se situe le risque de la panne moteur sur un avion à ailes soufflées qui serait optimisé pour réduire sa consommation en croisière. D'une part il va subir une perte subite et très importante de sa portance mais, de plus, il risque de décrocher lorsque l'avion est encore près du sol, ce qui peut conduire à une catastrophe. C'est pour cela, et bien que la multiplicité des moteurs puisse limiter l'effet de la panne de l'un deux, que le soufflage de l'aile est une technique très délicate qui doit être très soigneusement étudiée et, par prudence, décider de se limiter seulement à l'augmentation de la portance au décollage sans rechercher impérativement une réduction de la consommation en croisière.

Alors que faire, si on recherche malgré tout à réduire la consommation en croisière. Mon ancien collègue et ami, Jean Marie Brocard, m'a suggéré l'idée d'abandonner le concept de l'aile soufflée, quitte à renoncer à son intérêt pour le décollage, et d'installer les hélices en mode propulsif, comme l'avait fait le constructeur Convair sur son bombardier B-36 " Peacemaker " des années 50. Pour ces bombardiers stratégiques le problème du décollage ne se posait pas, car décollant uniquement des USA où les pistes sont très longues, mais leurs

missions imposaient qu'ils aient un très grand rayon d'action, donc une traînée minimum pour limiter leur consommation.



Groupe de Convair B-36 " Peacemaker ", bombardiers stratégiques US des années 50 (© DR)

En effet, pour ne pas aggraver le risque causé par une panne moteur au décollage, tout en diminuant la traînée de l'avion en croisière, la solution la plus simple serait d'installer les hélices sur le bord de fuite des ailes qui se trouverait alors dans la configuration d'aile " non soufflée " que nous venons de voir. Bien sûr un tel avion ne profiterait plus du soufflage de ses ailes au décollage mais il serait beaucoup plus économique en croisière. Ce concept serait particulièrement intéressant pour les avions long-courriers et il est étonnant de constater qu'aucun projet d'avion à hélice ne l'ai (encore) repris.

Les avions monomoteurs à pistons bancs d'essais volants de la SNECMA (1946 - 1955)



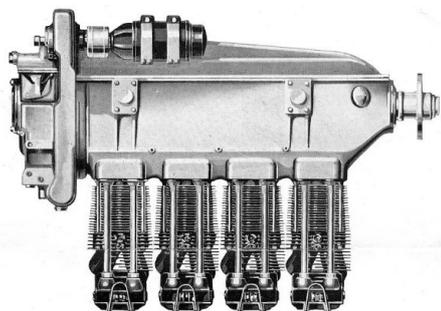
Peu après la création de la SNECMA, en avril 1945, l'entreprise crée son département essais en vol. Installé initialement sur le site de Villacoublay il s'installe sur l'aérodrome de Villaroche au mois de décembre 1947. Les avions sont alors abrités sous le hangar du Saint-Chamas. Parmi ses différents matériels figures des avions monomoteurs, monoplans et biplans, dédiés à la mise au point des moteurs à pistons Renault et Régnier de quatre et six cylindres tous de type en ligne inversés (c'est-à-dire que les têtes des cylindres sont en bas) refroidi par air.

Pendant près de cinq années la flotte sera constituée de cinq appareils d'essais : Nord 1002 " Pingouin " (n°230), Stampe SV-4C (n° 396 et n° 496), Nord 1203 Norécrin (n° 180) et Mauboussin M125 (n° 919).

Le moteur 4 cylindres Régnier R4 J, K et L

Fondés après la Première guerre mondiale par Emile Régnier, en avril 1927, un ancien as aux 7 victoires, les Etablissements Régnier se sont spécialisés dans la gamme des moteurs légers en ligne en V inversés à partir d'une licence du moteur britannique De Havilland Gipsy-Major " Havland " de 140 chevaux. Au cours des années trente, la société réalise quatre modèles : des 2 puis des 4, 6 et 12 cylindres, pour une gamme de puissance allant de 30 à 900 ch. Absorbée par la SNECMA, après le second conflit mondial, les Etablissements Régnier réalisent trois types de moteurs à pistons 4 cylindres en ligne : le R4 Jo 75 ch, le R4 Ko 100 ch et le R4 Lo 150 ch.

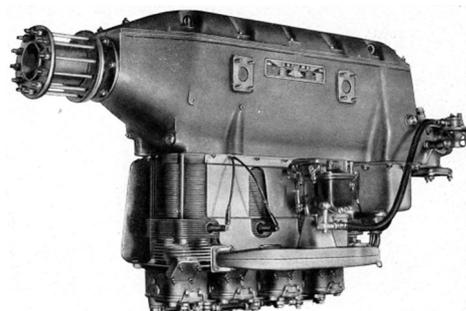
Le Régnier R4 Jo (ou Joo) appartient à une gamme de trois moteurs, (4 Jo, 4 Ko et 4 Lo) pratiquement homothétiques et directement dérivés de propulseurs de puissances équivalentes homologués avant la Seconde guerre mondiale, les Régnier 4 D2 et 4 Eo. L'effort de modernisation ayant surtout porté sur une simplification poussée de la fabrication (utilisation massive du brochage), de façon à obtenir des moteurs peu coûteux et d'un entretien facile. Les caractéristiques de construction telles que l'alésage, la course, les dimensions principales des attelages mobiles et du vilebrequin sont restées identiques.



Régnier 4 Jo



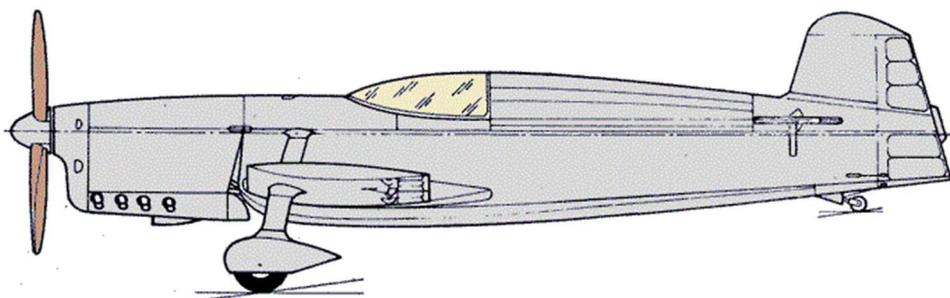
Régnier 4 Ko



Régnier 4 Lo

Les études commencées en 1943 aboutissent peu après la Libération à la construction du 4 K oo. Courant 1947, la S.N.E.C.M.A acquière les licences des moteurs Régnier.

Courant 1947, la SNECMA construit une pré-série d'une vingtaine de 4 Jo. Destinés à équiper les avions participants au concours des biplaces légers de juillet 1947, ils auront pour concurrents les Mathis 4 G 60 et Minié 4 DA 28 Horus. Homologué en septembre 1948, le Régnier 4 Jo a été construit à dix exemplaires de série.



René Leduc RL-21 propulsé par un Régnier 4 Lo de 135 ch. Construit en 1956, il se distingue par ses records du monde de vitesse remportés entre 1960 et 1966 sur 100 km et sur 500 km. Après les premiers records de 1960, la SNECMA porte sa puissance à 160 ch. En 1966, le RL-21 dépassera les 350 km/h. (© Auteur)

Version la plus aboutie, le modèle 4 Lo, va voir son potentiel entre révisions augmenter au fil ans et de l'application d'une cinquantaine de modifications. De 300 heures de potentiel initial, l'évolution se fera à 400 heures, 500 heures, 600 heures et pour finir 800 heures. Il est décliné en 12 variantes en dotant le modèle de base L02, apparu en 1949, de taux de compressions plus importants (7,25 à 1) et surtout en permettant de soutenir en continu le régime maximum de 2500 tours par minute (2340 tr/mn pour le 4 L00).

Régnier 4 Jo					
Cylindrée (l)	Alésage (mm)	Course (mm)	Rapport de pression	Masse (kg)	Longueur/Largeur/Hauteur (mm)
2.925	92	110	6.0	90	1090 / 416 / 587

Conditions de décollage		
Puissance (ch)	Vitesse de rotation (tr/mn)	Consommation carburant (l/h)
75	2350	229

Régnier 4 Ko					
Cylindrée (l)	Alésage (mm)	Course (mm)	Rapport de pression	Masse (kg)	Longueur/Largeur/Hauteur (mm)
4.0	105	115	6.0	90	1155 / 429 / 606

Conditions de décollage		
Puissance (ch)	Vitesse de rotation (tr/mn)	Consommation carburant (l/h)
100	2300	225

Régnier 4 Lo					
Cylindrée (l)	Alésage (mm)	Course (mm)	Rapport de pression	Masse (kg)	Longueur/Largeur/Hauteur (mm)
6.3	120	140	7.25	105	1316 / 485 / 688

Conditions de décollage		
Puissance (ch)	Vitesse de rotation (tr/mn)	Consommation carburant (l/h)
150	2500	125

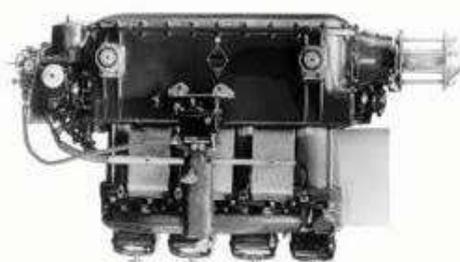
Avions équipés

Entre 1949 et 1957, un peu plus de 1800 exemplaires de moteurs Régnier 4 Lo, sont produits pour propulser treize types d'avions : Aubert PA-20 Cigale Major, Boisavia Anjou et Mercurey, Brochet MB.110, Farman F.520 et 521, Guerchais-Roche T.35, Leduc RL-21, Libis KB-6, Nord 1200 Norécrin et 1220 Norélan, Nord 3202, Nord NC.856 A, H et N et SNCASE SE-2311.

Le moteur 4 cylindres Renault 4P

Au début des années 1930, Louis Renault diversifie sa gamme de moteur d'avion en créant un quatre cylindres en ligne inversés, le " 4P ". Nommé aussi Bengali Junior de 95 ch, il va très vite connaître le succès en battant de nombreux records du monde de distance pour avions légers.

Pesant 135 kg, d'une cylindrée de 6,3 litres, il développe une puissance de 110 à 120 ch grâce à l'adoption de cylindres en acier, d'une culasse en aluminium fixée par quatre colonnettes vissées dans le carter. Les bielles sont en duralumin matricé et le carter en magnésium.



Renault 4 cylindres en ligne inversé 4 P

Homologué, en 1932, à la puissance de 120 ch, le 4P se répand dans l'aviation légère quand la Seconde Guerre mondiale éclate. En 1946, la production du Renault 4P reprend dans l'usine SNECMA d'Arnage, près du Mans, jusqu'en 1949. Au total, 1580 exemplaires sont fabriqués essentiellement pour l'aviation de tourisme.

Renault 4P					
Cylindrée (l)	Alésage (mm)	Course (mm)	Rapport de pression	Masse (kg)	Largeur/Hauteur (mm)
6.33	120	140	5.75	135 kg	480 / 708

Conditions de décollage		
Puissance (ch)	Vitesse de rotation (tr/mn)	Consommation carburant (l/h)
145	2400	47

Avec hélice en bois à pas fixe de toutes provenances.

Variantes. Le moteur est décliné en trois modèles :

- Renault 4P-01, n'autorisant pas le vol inversé,
- Renault 4P-03, autorisant le vol inversé (30 secondes maximum en continu) par une modification du système d'alimentation du moteur,
- Renault 4P-05, autorisant le vol inversé illimité grâce à l'ajout d'un système spécifique d'alimentation et de lubrification du moteur,
- Renault 4P-07, identique au 4P-03, mais avec un carburateur modifié.

Avions équipés

Entre 1946 et 1952, les moteurs Renault 4P sont produits pour propulser douze types d'avions : Nord 1200 / 1201 " Norécrin ", SO 3050, Boisavia 60, Farman-Monitor III, Max Holste MH-52, SE 2100 / 2300 / 2310, Morane Saulnier MS-571, NC-840. Il équipe principalement les biplans biplaces Stampe et Vertongen SV-4C construits sous licence par la Société Nationale de Construction Aéronautique du Nord (SNCAN) et destinés aux Aéro-Clubs français.



Morane Saulnier MS-571 (@ DR)



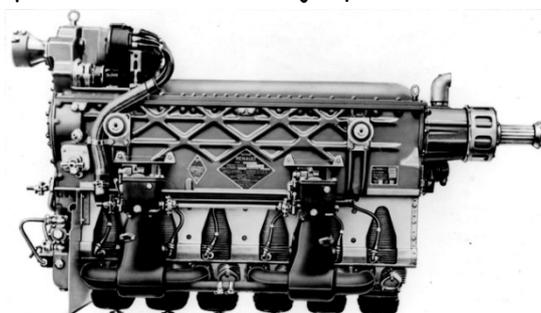
Max Holste MH-52 (@ DR)

Le moteur 6 cylindres Renault 6Q 20/21

Conçu en 1932, le six cylindres 6Q 20 / 21 en ligne inversés refroidi par air, de 9,5 litres de cylindrée est homologué en 1936 à la puissance de 230 ch. Avec une puissance portée à 300 ch, sa fabrication sera poursuivie pendant la guerre pour l'industrie Allemande. Au total 1700 exemplaires seront réalisés jusqu'en 1944.

Repris en 1946 par la S.N.E.C.M.A. ce moteur de 253 kg de masse pour 1,82 m de long sera à nouveau produit et 1750 exemplaires de types 6Q-10, 6Q-11A, 6Q-10B, 6Q-11B, 6Q-20 et 6Q-21 réalisés jusqu'en 1952.

Dès ses premières versions le 6Q est produit en deux sous versions ou doublets, l'une tournant dans un sens l'autre dans le sens opposé : 6Q-00/01, 6Q-02/03, 6Q-08/09, 6Q-10/11, etc. Cela est dû au Caudron C-444 Goëland bimoteur. Le fait d'avoir des hélices tournant de façon contrarotative



Renault 6Q

améliore le comportement de l'avion en cas de panne d'un moteur. Lorsque les moteurs d'un bimoteur tournent dans le même sens, l'un des moteurs est qualifié de " critique " : sa perte engendre un couple de lacet plus important.

Renault 6Q 20/21					
Cylindrée (l)	Alésage (mm)	Course (mm)	Rapport de pression	Masse (kg)	Largeur/Hauteur (mm)
9.5	120	140	6.4	253	510 / 925
Conditions de décollage					
Puissance (ch)		Vitesse de rotation (tr/mn)		Consommation carburant (l/h)	
300		2500		125	

Hélices Ratier bipales métalliques à pas variable électrique.

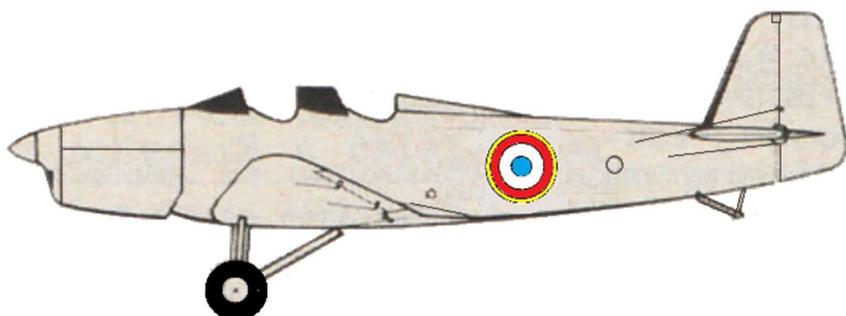
Avions équipés

Le moteur Renault 6 Q équipe sept types d'avions : les quadriplaces de liaison Nord 1001 / 1002 " Pingouin " (286 exemplaires), Nord 1101 / 1102 " Ramier ", Morane-Saulnier MS-501 " Criquet " (925 exemplaires), Nord C-449 Goëland (325 exemplaires) et l'hydravion prototype SNCASE SE-1210.

Le monoplane Mauboussin M125 n° 919 (F-BCEM)



Sorti de l'usine d'assemblage des Etablissements Fouga d'Aire-sur-Adour, dans les Landes, le 12 avril 1945, le n° 919. Il fait partie de la cinquantaine de M.127 commandée par l'Armée de l'air en 1940 et qui n'ont pas tous été livrés par suite de pénurie de moteurs. Les numéros de série Mauboussin allaient de 173 à 230, dite " série Fouga " à l'usine. Le numéro d'ordre de la cellule est le n° 82 et le " numéro Fouga " n° 201. L'Armée de l'Air ayant réservé pour ces avions des matricules militaires dans la série W-900, plusieurs ont utilisé ce matricule comme identité. L'avion est donc aussi le W-919, d'où son " 919 " officiel peint sur la dérive.



Le Mauboussin M125 n° 919 aux couleurs de l'Armée de l'air (1945). Il n'existe, à notre connaissance, aucune photo de l'appareil durant son service au sein de l'Armée de l'air ni durant son activité de banc volant à la SNECMA. (© Auteur)

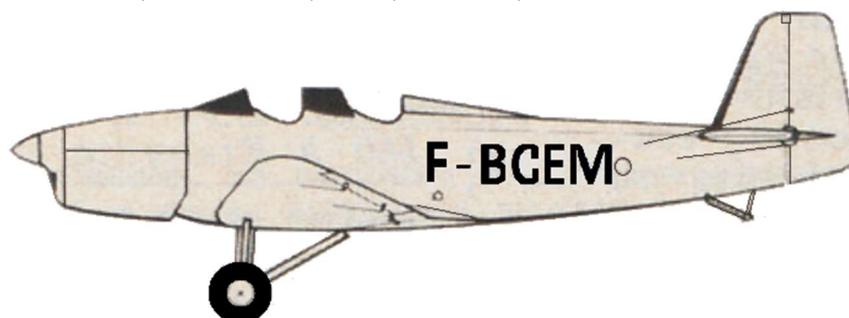
Caractéristiques du Mauboussin M125

Motorisation : un Régnier 4 Jo de 75 ch entraînant une hélice tractive bipale en bois à sens de rotation négatif
Envergure : 10.35 m
Longueur : 6.80 m
Masse à vide : 460 kg
Masse au décollage : 724 kg
Surface alaire : 13.80 m²
Vitesse maxi : 170 km/h
Plafond : 4 500 mètres

Pendant deux ans, entre juillet 1948 et juillet 1950, il est utilisé par le service des essais en vol de la SNECMA pour effectuer la mise au point du moteur 4 cylindres en ligne en V inversé refroidi par air Régnier 4 Jo de 75 ch destiné à l'aviation légère, Homologué par l'Organisation de l'Aviation Civile Internationale (OACI) en septembre 1948, le propulseur est abandonné deux ans plus tard, en fin 1950 et ne sera produit qu'à 10 exemplaires.

A l'été 1950, l'appareil totalise environ 100 heures de vol dont 37 sorties réalisées par quatre pilotes du motoriste : M. Claisse, L. Gouël, E. Brihaye et Marchal. En septembre 1949, et à deux semaines d'intervalle, sa carrière est émaillée par deux incidents majeurs avec le même pilote à ses commandes, Léon Gouël : le 6 avec une rupture d'hélice en vol, et le 20 avec un atterrissage en campagne suite à de très violentes vibrations du moteur.

L'immatriculation F-BBSX lui avait été réservée mais jamais officialisée. Son Certificat de Navigabilité (CdN) civil comme F-BCEM lui est délivré en juin 1949 mais celui-ci expirant en septembre 1950 il est radié du registre Bureau Véritas trois mois plus tard. Son sort est ensuite inconnu. Stocké en Franche-Comté, à Audincourt, en 1983 il est repris par l'Association des Ailes Anciennes du Bourget en 1990... Lors de sa récupération, la cocarde tricolore sur le fuselage est encore bien apparente et les bandes blanches (3) et noires (2) signe distinctif des avions utilisés sur le théâtre d'opération du " Front de l'Atlantique " et encore visibles sur les ailes. Peintes sur les appareils à partir de l'été 1944 elles devaient, théoriquement, disparaître en janvier 1945. Ce qui laisse à penser qu'il a participé à des opérations de liaisons aériennes à la Libération.



Le Mauboussin M125 n° 919 immatriculé F-BCEM (Juin 1949) (© Auteur)

Sur les cinq exemplaires du M125 fabriqués, hormis le n° 919 conservé - à l'état d'épave - deux autres exemplaires sont en état de vol : avec le n° 177 F-PCES à Troyes-Barberey (qui vole depuis août 2018 avec son moteur d'origine) et n° 208 F-PBHC à Montluçon.



Mauboussin M125 n° 919 immatriculé F-BCEM - Dugny
(© Ailes Anciennes Le Bourget)



Régnier 4 cylindres en ligne inversé R4 Jo
(© Espace Patrimoine Safran)

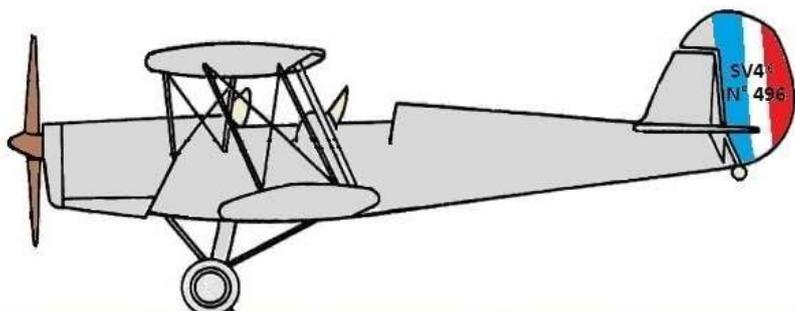
Le biplan Stampe SV-4C n° 496 (F-BDLT)



Emblématique biplan de voltige, dessiné en 1937, le Stampe et Vertongen SV 4 voit sa production relancée en janvier 1945 : 850 exemplaires sont construits jusqu'en avril 1948 dont 200 pour l'armée de l'Air et 500 pour l'Aviation légère de l'armée de terre (Alat). Utilisé par l'armée de l'Air, la Marine, les aéroclubs et les centres nationaux, il fut doté de divers propulseurs, depuis les Renault 4P-03 aux Renault 4P-05 (pour la voltige) et 4P-06 à injection.

Construits sous licence par la Société Nationale de Construction Aéronautique du Nord (SNCAN) le Stampe et Vertongen SV-4C.

Sorti de l'usine de la SNCAN de Sartrouville en 1947, il est immatriculé F-BDIZ puis affecté, entre février 1948 et janvier 1950, à la SNECMA avec l'immatriculation F-BDLT pour assurer la mise au point du moteur Régnier 4 Lo. En près de deux ans il totalise 10 vols d'essais axés sur le carburateur et l'endurance du moteur.



Stampe SV 4C n° 496 avec Régnier 4 Lo (1948) (© Auteur)

Caractéristiques du Stampe SV4C

Motorisation : un Renault 4 Pei de 140 ch entraînant une hélice bipale en bois
 Envergure : 8.39 m
 Longueur : 6.50 m
 Masse à vide : 529 kg
 Masse au décollage : 770 kg
 Surface alaire : 19 m²
 Vitesse maxi : 200 km/h
 Plafond : 2 000 mètres

Il est ensuite transféré à l'aéroclub Maurice Cambois du CEV (Centre d'Essais en Vol) de Brétigny-Sur-Orge puis, à l'instar d'une cinquantaine de Stampe appartenant au CEV, utilisé pour divers essais et expérimentations. Passant la majeure partie de sa carrière sur les sites de Brétigny-Sur-Orge, mais aussi Cazaux, il termine son parcours sur l'aérodrome de Toulouse Lasbordes en 1984. Son immatriculation F-BDIZ est radiée du registre civil le 2 août 1984. Depuis cette date, il figure dans les collections du musée de l'Aviation Légère de l'Armée de Terre (ALAT) de Dax.



Stampe SV 4C n° 496 au CEV avec des parements anti-collision rouge day-glo (© DR).



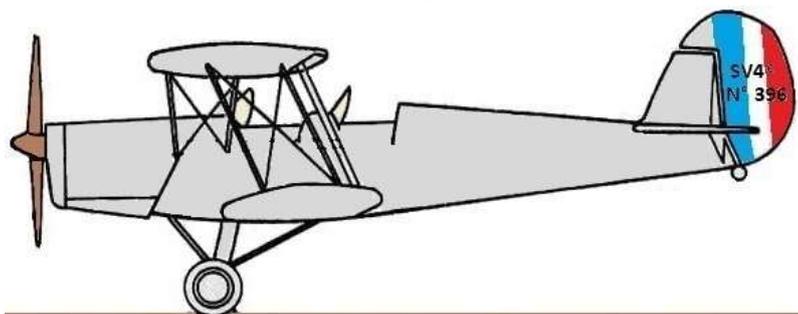
Stampe SV 4C n° 496
(© Musée de l'Alat et de l'Hélicoptère Dax)

Le biplan Stampe SV-4C n° 396 (F-BDOT)

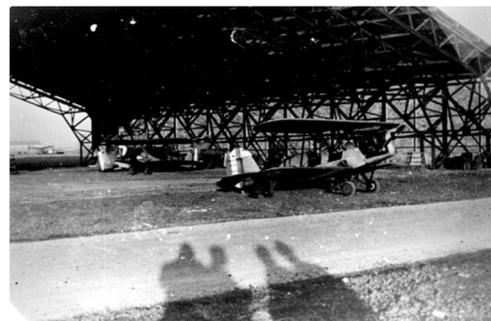
Réceptionné par la SNECMA janvier 1947, le biplan Stampe SV-4C n° 396 est utilisé pour la mise au point du moteur Renault 4 P jusqu'en octobre 1949. Pendant près de trois ans il totalise 37 vols d'essais.

Livré par la suite à l'AIA de Clermont Ferrand, il porte l'immatriculation F-BDOT. Il est affecté au Centre d'Essais en Vol (CEV) sous l'immatriculation F-ZJCG. De 1956 à 1974 il vole sur les terrains des Mureaux, Brétigny et Istres. Modifié au standard SV-4A, il est racheté en juin 1981 par la famille Salis de La Ferté-Alais. Radié du registre DGAC fin juillet 1983, il est exporté deux ans plus tard en Allemagne (D-EJKA) où il séjourne jusqu'en en avril 1996, puis en Grande-Bretagne en juillet 1998 (G-BWRE).

Le Stampe SV-4C n° 396 est actuellement exposé au Musée des avions historiques Josef Koch, sur l'aéroport de Grossenhain (Saxe), en Allemagne.



Stampe SV 4C n° 396 avec Renault 4 P (1948) (© Auteur). C'est un biplan en bois avec ailes décalées, fuselage et gouvernes entoilés.



Stampe SV-4C n° 396 et 496 - Melun-Villaroche
Hangar Butler 31 - Novembre 1948
(© Espace Patrimoine Safran)

Le Nord 1203 "Norécrin" n° 180 (F-BEUS)



Extrapolé du Messerschmitt Me-208, dérivé allégé et modernisé de la famille Nord 1000, c'est le premier avion de tourisme français de l'après-guerre : 378 appareils seront construits sous 10 versions différentes, exporté dans 25 pays. En trente années d'utilisation, entre 1947 et 1979, 103 machines seront détruites dans des accidents. Quadriplace de construction entièrement métallique, sans haubans, avec cabine intégrée et train tricycle escamotable, le Norécrin dénote par rapport aux biplans encore très répandus, style SV-4 " Stampe " et De Havilland DH-82 " Tiger Moth ". Avion de voyage par excellence au sein des clubs dans les années 1950, il sera le dernier appareil léger destiné au marché civil produit par la SNCAN.

Livré à la SNECMA en décembre 1948, le Norécrin II n° 180 est employé pendant près de quatre ans pour la mise au point du moteur Régnier 4-L00 de 140 ch (consommations carburant, carburateur, endurance bougies, etc.) puis l'homologation de la variante 4L02, entre novembre 1950 et avril 1951, au cours de plus de 150 vols. Par la suite le quadriplace sera utilisé comme avion de liaison du motoriste jusqu'en 1972.

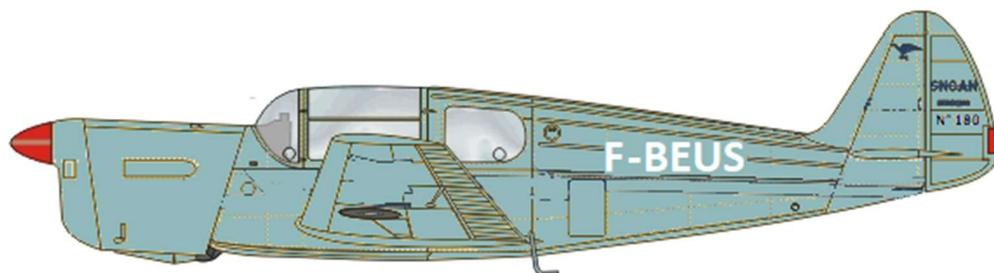
Durant sa longue carrière à la SNECMA (34 ans), le monomoteur qui totalisera 789 vols connaîtra, en juin 1951, suite à une rupture de pale d'hélice un atterrissage sur le ventre près de Melun, à Sivry-Courtry. Ce type d'accident avait été prévu dès sa conception : l'appareil étant équipé avec un renfort structural et des marchepieds latéraux pivotant d'eux-mêmes pour ne pas endommager le fuselage.



Nord 2503 Norécrin II n° 180 (© via Mr Jean Bertin)

Transformé début 1955 en Norécrin type IV doté d'un Régnier 4 L02 de 170 ch avec hélice en bois à pas fixe, il effectue divers essais au CEV - performances et qualités de vol avec une hélice métal légère - pendant cinq mois. Entre avril et septembre 1955, le N 1203 n° 180 va totaliser 25 vols d'une durée de 31 heures avec 35 atterrissages. De retour à la SNECMA il est mis au standard type VI (amélioration insonorisation, silencieux d'échappement et réchauffage carburateur) remotorisé avec un Régnier 4 L02 de 160 ch.

A partir de 1974, il passe dans les mains de plusieurs propriétaires sur divers terrains (Meaux-Esbly, Libourne, Montpellier-Fréjorques), puis est profondément restauré à Montbéliard-Courcelles à la fin de années 80. En 1996, le monoplan est transformé en Norécrin type III puis muté à Lyon-Corbas en 1998, où il fait partie des Ailes Anciennes de Corbas. En février 2014, l'appareil se trouve à Biscarosse. Le monomoteur volait encore en 2018.



Nord 1203 "Norécrin" II n° 180 (F-BEUS) (© Auteur)

Caractéristiques du Norécrin II
 Motorisation : un Régnier 4 Lo de 140 ch entraînant une hélice bipale en bois à pas fixe
 Envergure : 10.22 m
 Longueur : 7.21 m
 Masse à vide : 652 kg
 Masse au décollage : 1 050 kg
 Surface alaire : 13 m²
 Vitesse maxi : 280 km/h
 Plafond : 5 000 mètres

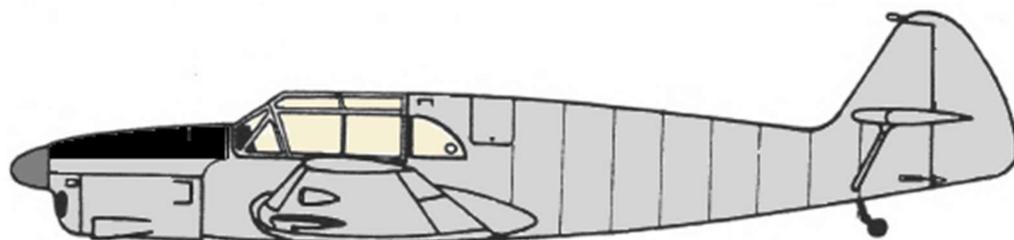
Le Nord 1002 "Pingouin" (n° 230) F-BAUX

De type quadriplace de liaison, un pilote et trois passagers, le Nord 1000 Pingouin est un Messerschmitt Bf 108 "Taifun" construit en France après la Seconde Guerre mondiale et remotorisé par la Société nationale des constructions aéronautiques du Nord (SNCAN). C'est un monoplan cantilever à aile basse, monodérive, à fuselage métallique avec un empennage horizontal contreventé ajustable en incidence combiné aux gouvernes de profondeur. Il possède un train d'atterrissage principal rétractable vers l'extérieur et une roulette de queue. Trois versions ont été construites : Nord 1000 à moteur Argus AS-10 C, Nord 1001 avec Renault 6Q11 et Nord 1002 avec 6Q12. La seule différence entre les deux modèles est l'implantation de l'entrée d'air frontale : à droite pour le 6Q10 et, à gauche, pour le 6Q11.

Il a été utilisé en France par l'Armée de l'air et l'Aéronautique navale jusqu'aux années 1960.

Premier banc d'essai volant du motoriste, le Nord 1002 "Pingouin" (n°230) immatriculé F-BAUX qui effectue son premier vol le 19 septembre 1946. Dédié à la mise au point du Renault 6Q 11, entre septembre 1946 et janvier 1949 il vole tout d'abord sur les terrains de Villacoublay et des Mureaux puis à Villaroche, à partir de la mi 1948. A l'issue de l'expérimentation du propulseur, son certificat de navigabilité expirant, le monomoteur est radié.

286 exemplaires sont construits jusqu'en avril 1948. La majorité des appareils est livrée à l'armée de l'Air et une cinquantaine (55) à l'Aéronautique navale. Au début des années 1960, beaucoup commenceront une carrière civile, notamment pour le cinéma où ils joueront le rôle du Messerschmitt Me-109, en raison d'une silhouette similaire, dans de nombreux films de guerre (" Le jour le plus long " et " Week-end à Zuydcoote ").



Nord 1002 "Pingouin" n° 230 F-BAUX avec Renault 6Q10 (1946)

Caractéristiques du Nord 1002
 Motorisation : un Renault 6Q10 de 240 ch
 Envergure : 10.62 m
 Longueur : 8.70 m
 Masse à vide : 892 kg
 Masse au décollage : 1388 kg
 Surface alaire : 19.26 m²
 Vitesse de croisière : 265 km/h
 Plafond : 5 000 mètres

Remerciements : Mr René Potet de l'Association " Ailes Anciennes " de Dugny Le Bourget, Mr Daniel François de l'Amicale des Essais en Vol SNECMA (AEVS), Mr Christian Ravel d'Espace Air Passion d'Angers-Marcé, Mr Christian Trichard de l'Association " Les Aéroplanes " de Nantes-Bougenais. Mr Dominique Prot de l'Espace Patrimoine Safran, Mr Régis Ligonnet

Le Dassault Mystère IV B-05 : banc d'essai volant du moteur fusée autonome SEPR 66 (1955 - 1957)

Mystère IV B

Conçu pour succéder au Dassault Mystère IV A, dont il reprend la voilure avec un fuselage adapté au réacteur Rolls-Royce Avon RA-7R de 4 330 kgp avec postcombustion et un empennage redessiné, le programme du Mystère IV B est lancé en 1953 avec pour objectif une commande de 150 appareils propulsés par un SNECMA Atar 101 F ou G avec postcombustion.

Le prototype - 01 est suivi de neuf avions de présérie équipés d'Atar 101 et numérotés de 02 à 010. Deux appareils sont dédiés aux essais de mise au point des groupes fusée de type autonome, SEPR 63 et 66, qui possèdent leur propre turbine pour l'entraînement des différentes pompes. Gréé d'un moteur-fusée SEPR 633 de 1 500 kgp, le Mystère IV B-04 n'effectuera que des essais au point fixe, à la fosse : la mise au point des moteurs fusées imposant un nombre considérable de tests au sol. Avec un SEPR 660 mono chambre de 750 kg de poussée puis avec un SEPR 663, le Mystère IV B-05 sera dédié spécialement à la mise au point aux vols avec groupe fusée pendant plus de deux ans.



Alignement d'avions équipés de moteur fusée SEPR :
SO-9000-01 " Trident ",
Mystère IV B-05
et SE-212 " Durandal " (1957)

Le Mystère IV B-05

Structure. Le Mystère IV B conserve la voilure et les empennages du Mystère IV A mais avec un fuselage redessiné et allongé. Ce remodelage est dû à l'implantation d'un Atar 101 F à flux axial avec postcombustion et d'un nouveau système de jonctionnement voilure fuselage dit " à piano " : la nervure d'emplanture liée au plan central du fuselage par une série de boulons.

D'une section de 0.33 m² l'entrée d'air frontale est ronde et le fuselage entièrement remanié avec une manche à air cheminant sous la cabine.

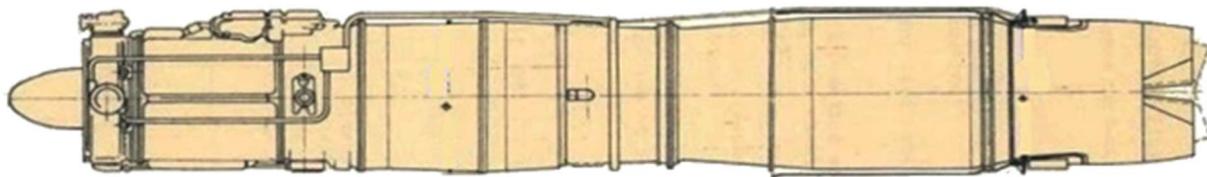
L'habitacle est reculé avec une verrière en Plexiglas allongée de 10 cm doté d'une ouverture du type Republic F-84F " Thunderstreak " : soulèvement et translation vers l'arrière, laissant au pilote un espace d'environ 60 cm de large pour s'extraire de l'habitacle. Pour les vols à haute altitude, effectués à partir de la mi-janvier 1956, l'appareil est équipé d'une verrière renforcée à arceaux.

Toute la partie arrière du fuselage est allongée pour recevoir le réacteur l'Atar 101 F, dont la tuyère du type à paupières déborde du croupion à casquette. Pour le SEPR 66, trois réservoirs de combustible sont installés : acide nitrique (295 litres), furaline qui est un mélange d'aniline et de méthanol (210 litres) et d'eau (60 litres). Au final, la longueur du fuselage est portée à 12,87 m. La voilure à profil biconvexe possède une flèche de 38°, un dièdre légèrement négatif de 1° 30' et une surface de référence de 32 m². L'empennage vertical est en forme de flèche et l'empennage horizontal composé d'un plan fixe et de gouvernes de profondeur.

La masse à vide est de 7 050 kg. Avec le moteur fusée, la masse est accrue de 300 kg dont 165 kg pour le groupe SEPR 66. Auxquels il faut ajouter la masse des trois réservoirs de combustible fusée : soit 820 kg. En raison du recul du centre de gravité, un lest de 75 kg est installé dans la pointe avant pour rattraper le centrage. De plus avec l'importante installation de mesures dont des enregistreurs Hussenot-Beaudoin (HB) et des caméras d'extrémités de voilure et ventrale arrière, la masse en ordre de vol de l'avion dépasse les 9 660 kg.

Réacteur. Le moteur est un Atar 101 F à compresseur axial doté de sept étages, avec une chambre de combustion annulaire, dont la turbine monoétage travaille à une température de 870°C. Au régime maximum de 8 400 tr/mn, il absorbe 52 kg d'air par seconde, fournissant une poussée de 2 870 kg en sec, au sol. Avec la

postcombustion, la poussée passe à 3 800 kg, la consommation s'élevant alors de 1,18 à 1,98 kg/kg/h. Sa masse est de l'ordre de 1 260 kg.



Atar 101 F2 - Coupe longitudinale. Le réacteur mesure 5,38 m de long et 0,94 m de diamètre.

Caractéristiques du Mystère IV B

Caractéristiques générales :

- Envergure : 11,12 m
- Longueur : 13,75 m
- Hauteur : 4,68 m
- Surface alaire : 32 m²

Masses :

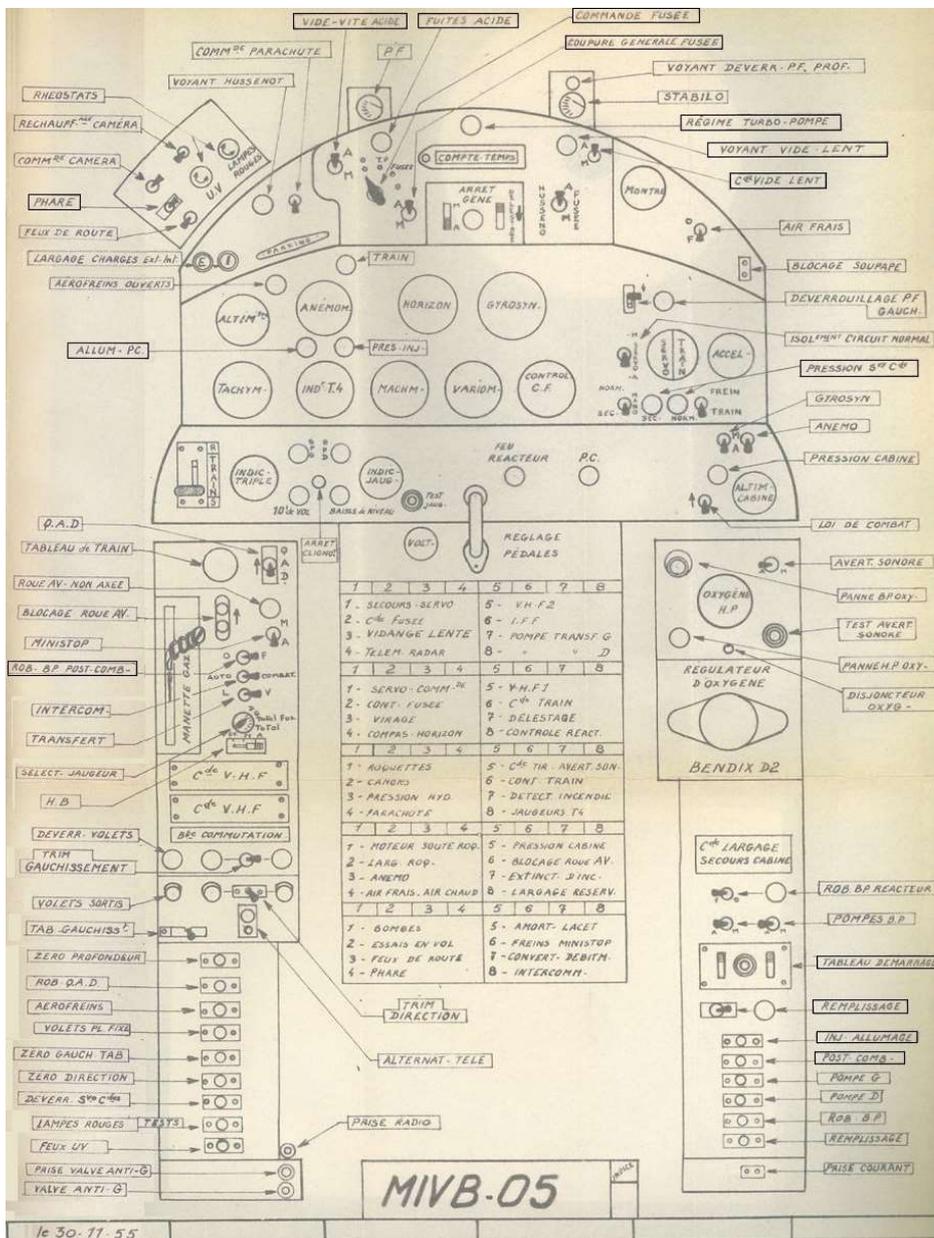
- A vide : 6 170 kg
- Carburant : 1 760 kg
- Maximale (plein interne complet) : 10 670 kg

Performances :

- Vitesse maximale : 1 175 km/h Mach 1 en palier
- Plafond : 15 000 m
- Vitesse ascensionnelle : 110 m/sec
- Facteur de charge max : + 7 g en subsonique

Limitations :

- Vi < 550 kt pour Z < 5 000 ft
- Mach < 0,92 pour Z < 5 000 ft < Z < 12 000 ft
- Vi < 550 kt au-dessus



Poste de pilotage du Mystère IV B-05

Un démarreur électrique alimenté par batterie met en fonctionnement le générateur de gaz du moteur-fusée. La combustion résultante entraîne ensuite la turbine, elle-même entraînant les pompes principales. En atteignant la vitesse d'autonomie, le démarreur est automatiquement coupé et la vitesse de la pompe continue d'augmenter jusqu'à atteindre la valeur opérationnelle de 28 000 tr/mn. Le processus de fixage dure 3 secondes. Le SEPR 66 est rallumé facilement avec ce processus.

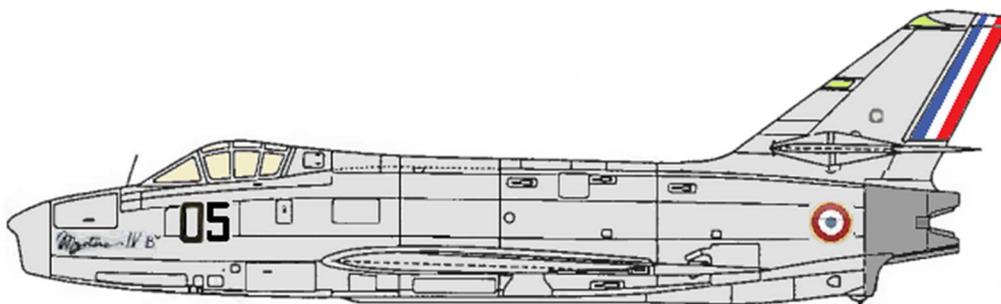
Implantée en partie supérieure de la planche de bord, l'instrumentation dédiée au moteur fusée est réduite au minimum grâce aux processus d'allumage et d'arrêt automatisés :

- un interrupteur pour l'allumage,
- un interrupteur de coupure générale,
- un indicateur de régime turbopompe,
- un interrupteur pour la vidange rapide de l'acide,
- un interrupteur pour la vidange lente de l'acide,
- deux voyants : fuites acide, vide lent.

Déroulement des essais en vol

Cinquième appareil de la présérie, le Mystère IV B-05 est adapté aux vols d'essais avec groupe fusée SEPR 66, un moteur fusée autonome utilisant l'acide nitrique et le tonka et qui possède sa propre turbine pour l'entraînement des différentes pompes.

L'avion décolle pour la première fois avec Roland Glavany aux commandes, le 18 décembre 1955 propulsé par un Atar 101 F12 mais avec une maquette du groupe fusée SEPR 66. Avec postcombustion, en allumant la fusée vers 27 000 ft (8 230 m) le IV B-05 atteint 45 000 ft (13 716 m) en moins de six minutes. En allumant la fusée vers 45 000 ft (13 716 m) il atteint 57 000 ft, (17 374 m) postcombustion coupée.



Mystère IV B-05 (février 1956) avec moteur fusée SEPR 660 et verrière renforcée montée à partir du cinquième vol.
(© Auteur)

Deux mois après son premier vol, le 19 janvier 1956, débute la campagne de mise au point du SEPR 660 sur le Mystère IV B-05. Elle s'interrompt le 14 mars 1956, lors du 11^{ème} vol fusée, l'appareil étant gravement endommagé en raison d'un retard d'allumage. Roland Glavany allume le propulseur à 43 000 ft (12 900 m) quand tout à coup il entend une grande détonation : l'avion reste pilotable mais quelques lampes rouges du tableau d'alarmes s'allument. Le pilote décide de se poser en urgence et aperçoit en bout de bande lors de l'atterrissage un camion de pompiers. Une fois descendu de l'avion, il constate que la fusée a explosé, l'arrière du fuselage noirci et des bouts de tuyauteries tordues et éventrées.

Le 16 janvier 1957, à son 32^{ème} vol l'avion est remis au CEV et à la SEPR pour une campagne d'essais en basse et moyenne altitudes. Une semaine plus tard, une nouvelle explosion survient due à un défaut d'allumage de la fusée : l'avion est sérieusement endommagé au niveau des revêtements arrière.

Au cours de l'expérimentation du moteur fusée SEPR 660, l'ensemble du domaine de vol est exploré : du décollage jusqu'à 14 000 mètres d'altitude avec des vitesses allant jusqu'à 675 km/h, la durée maximale de fonctionnement enregistrée est de 105 secondes et avec parfois deux allumages de la fusée par sortie.



Mystère IV B-05 moteur-fusée SEPR 660 (© coll Joël Mesnard)



Planche de bord



Incident du 14 mars 1956 :



explosion du moteur-fusée SEPR 660 n° 2

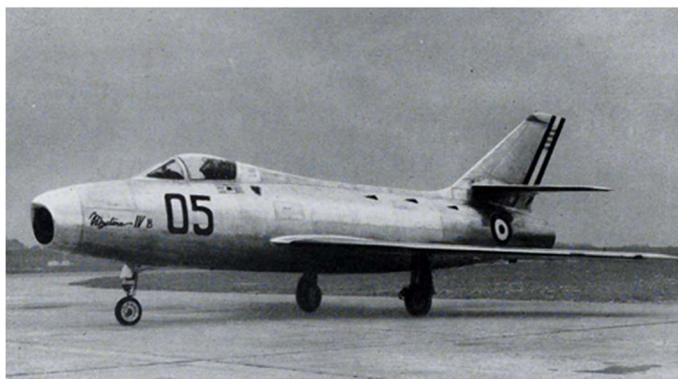
Les vols du Mystère IV B-05 se poursuivent jusqu'au 24 juillet 1957. Au total 45 vols d'essais du moteur fusée SEPR 660 sont comptabilisés, prouvant la validité du concept et ses performances.

Après le montage d'une nouvelle voûte en inox, en août, et l'avionnage d'un groupe SEPR 663, une variante avec combustible TX (triéthylamine xélidine) au lieu de furaline, les vols du Mystère IV B-05 reprennent en octobre 1957. L'expérimentation est menée dans différentes configurations et domaines de vol : en montée, en palier, en virage sous facteur de charge variable entre 1,5 g et 2,5 g, en bas régime (21 000 tr/mn) et en haut régime (28 400 tr/mn), de 1 400 m à 11 000 m d'altitude, sur position demi et pleine poussée et des durées de fonctionnement du groupe s'étageant de 30 à 129 secondes.

Au total 23 vols d'essais du moteur fusée sont réalisés jusqu'en début février 1958. Ils démontrent une endurance générale remarquable du groupe avec peu d'éléments changés, malgré une activité aérienne importante.

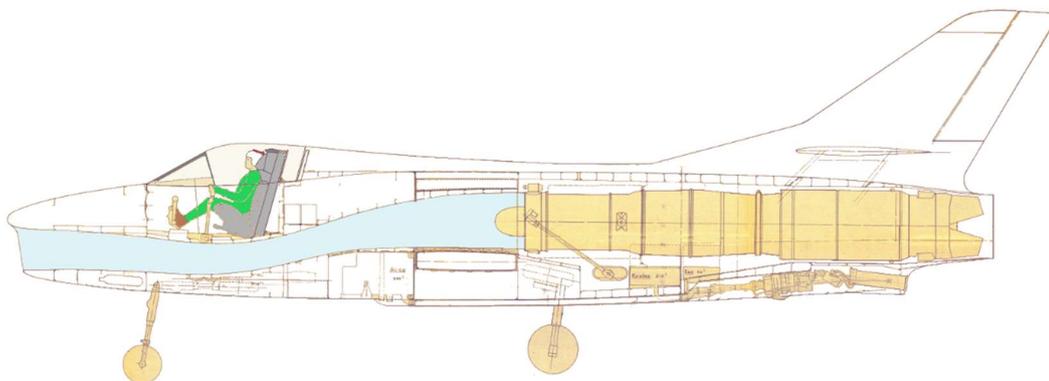


Mystère IV B-05 Vidange du réservoir d'acide nitrique du moteur-fusée SEPR 660 (Juin 1957)



Mystère IV B-05 moteur-fusée SEPR 660 (© DR)

En 1958, au moment de sa réforme, le Mystère IV B-05 avait réalisé un total 68 vols d'essais du moteur fusée SEPR 66.



Mystère IV B-05 - Plan aménagé (© Dassault Aviation)

Le Mystère IV B-04 (1955 - 1956).

Quatrième appareil de présérie, le Mystère IV B-04 qui effectue son vol inaugural le 25 mai 1955 réalise une longue série de 78 vols en 12 mois, au CEV et à la SNECMA, en vue de définir les caractéristiques de l'Atar 101 F-2.

Devenu inutile avec le développement des Super-Mystère B2 avec Atar 101 G, l'avion entre en chantier, en mai 1957, pour recevoir un groupe-fusée SEPR 631 à deux chambres de combustion juxtaposées délivrant 1 500 kgp ou 3 000 kgp selon l'emploi d'une ou deux chambres. Avec cette nouvelle installation, la masse de l'avion est accrue de 340 kg dont un lest pour rattraper le centrage : en ordre de vol l'avion dépasse les 10 000 kg. Au début de l'année 1958, le Mystère IV B-04 enregistre son 84^{ème} et ultime vol sans que l'avionneur ne réalise le moindre essai de fonctionnement du SEPR 631.

Le sort de l'avion n'est pas connu.

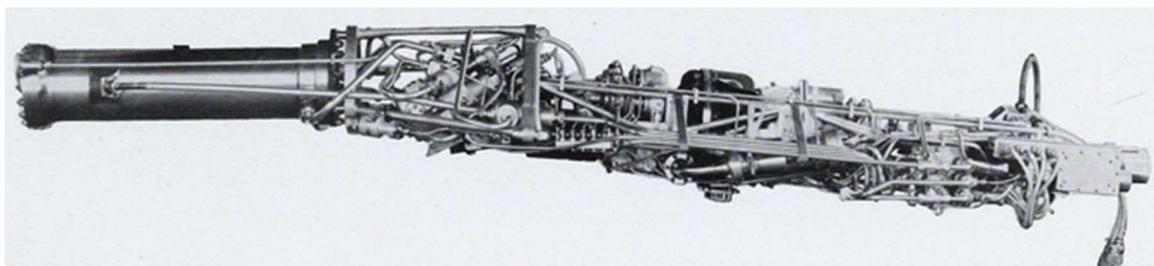
*Récapitulatif : vols fusée SEPR 660 sur Mystère IV B-05
(Janvier 1956 - Juillet 1957)*

Numéro du Vol	Date	N° du Groupe	Déroulement de l'essai	Résultats	Observations
1 ^{er} vol fusée	19/01/56	1	Allumage à 4 900 m. Avion en palier. Vitesse avion à l'allumage : 580 km/h.	B	Temps de fonctionnement 28.5 sec. R.A.S.
2 ^{ème} vol fusée	03/02/56	3	Allumage à Z = 360 m. Avion en palier Vitesse avion à l'allumage : 650 km/h. Palier de 20 sec. Montée pendant 60 sec. jusqu'à 2 850 m.	B	Temps de fonctionnement 85 sec. Coupure de la fusée par le pilote. Vibrations anormales. D'après les bandes HB ces vibrations ne proviennent pas de la fusée.
3 ^{ème} vol fusée	09/02/56	3	Tentative d'allumage à 1 200 m.	M	Le recyclage avant vol ne montre aucune anomalie. Purge probablement en cause.
4 ^{ème} vol fusée	02/03/56	2	Allumage à 1 220 m. Vitesse avion à l'allumage 650 km/h. Montée jusqu'à 3 700 m.	M	Temps de fonctionnement 64 sec. Arrêt à la 64 ^{ème} sec. par surchauffe. Aucune vibration. Filtres circuit eau bouchés. Modification des sondes.
5 ^{ème} vol fusée	06/03/56	2	Point fixe en bout de piste (B). Allumage à Z = 5 200 m. Vitesse avion 650 km/h. Allumage à 9 000 m : la fusée ne démarre pas.	M	Avant ce vol, un point fixe en bout de piste (le 03/02/56) rate. Filtres sur circuit eau bouchés. Surchauffe. Après vol vérification du D.18. Vis de réglage de l'électro-aimant desserrée.
6 ^{ème} vol fusée	07/03/56	2	Point fixe en bout de piste. Allumage à Z = 9 000 m. Vitesse avion 650 km/h. Extinction à Z = 11 000 m.	B	R.A.S.
7 ^{ème} vol fusée	07/03/56	2	Point fixe en bout de piste. Allumage à Z = 11 500 m. Vitesse avion 650 km/h. La chambre s'allume et le groupe s'arrête aussitôt.	M	Désamorçage acide au départ dû à la tuyauterie du vide-lent.
8 ^{ème} vol fusée	13/03/56	2	Point fixe en bout de piste. Allumage à Z = 11 500 m. Vitesse avion 650 km/h. Extinction à Z = 13 000 m.	B	Temps de fonctionnement 92 sec. Coupure par désamorçage acide sur g légèrement négatif (d'après l'enregistreur HB : trompes, fusée n'ayant pas fonctionnée). Restait : 25 litres d'acide, 22 litres de furaline
9 ^{ème} vol fusée	14/03/56	2	Point fixe en bout de piste. Allumage à Z = 460 m. Vitesse avion 650 km/h. Coupure volontaire à Z = 4 600 m.	B	Temps de fonctionnement 74.5 sec. R.A.S. (Prise en main par deuxième pilote)
10 ^{ème} vol fusée	14/03/56	2	Point fixe en bout de piste. Allumage à Z = 12 500 m. Vitesse avion 650 km/h. Coupure volontaire à Z = 14 000 m.	B	Temps de fonctionnement 87.25 sec. R.A.S.
11 ^{ème} vol fusée	14/03/56	2	Point fixe en bout de piste. Allumage à Z = 12 500 m. Vitesse avion 650 km/h	M	Eclatement moteur-fusée. Rupture des attaches du fond de chambre à la suite de surpression à l'allumage.
12 ^{ème} vol fusée	22/09/56	2	Essai 197 V : allumage à 976 m, Vitesse de l'avion : 670 km/h. Essai 198 V : allumage à 3 180 m, Vitesse de l'avion : 670 km/h.	B B	Temps de fonctionnement 5 sec. Pression instantanée à l'allumage 5 kg/cm ² . Variation de poussée instantanée : 0.35 mm. Temps de fonctionnement 5 sec. Pression instantanée à l'allumage 5 kg/cm ² . Variation de poussée instantanée : 0.35 mm.

Numéro du Vol	Date	N° du Groupe	Déroulement de l'essai	Résultats	Observations
13 ^{ème} vol fusée	03/10/56	1	Essai 204 V : allumage à 3 180 m, Vitesse de l'avion : 665 km/h.	B	Temps de fonctionnement 10 sec. Pression instantanée à l'allumage 5 kg/cm ² . Variation de poussée instantanée : 0.3 mm.
			Essai 205 V : allumage à 5 350 m, Vitesse de l'avion : 655 km/h.	B	Temps de fonctionnement 10 sec. Pression instantanée à l'allumage 6.5 kg/cm ² . Variation de poussée instantanée : 0.3 mm.
14 ^{ème} vol fusée	05/10/56	1	Essai 206 V : allumage à 5 730 m, Vitesse de l'avion : 675 km/h.	B	Temps de fonctionnement 11 sec. Pression instantanée à l'allumage 10 kg/cm ² . Variation de poussée instantanée (fil détecteur coupé).
			Essai 207 V : allumage à 7 700 m,	B	Temps de fonctionnement 6 sec. Pression instantanée à l'allumage 6 kg/cm ² . Variation de poussée instantanée (fil détecteur coupé).
15 ^{ème} vol fusée	06/10/56	1	Essai 208 V : allumage à 8 080 m, Vitesse de l'avion : 670 km/h.	B	Départ à la 2 ^{ème} tentative 10 sec de fonctionnement. Pression instantanée à l'allumage 5 kg/cm ² . Variation de poussée instantanée 0.4 mm.
			Essai 209 V : allumage à 9 850 m, Vitesse de l'avion : 560 km/h.	B	Temps de fonctionnement 10 sec. Pas d'enregistrements spéciaux (film complètement déroulé).
16 ^{ème} vol fusée	12/10/56	1	Essai 214 V : allumage à 7 700 m, Vitesse de l'avion : 660 km/h.	B	Temps de fonctionnement 10 sec. Pression instantanée à l'allumage 6.5 kg/cm ² . Variation de poussée instantanée : 0.3 mm.
			Tentative de rallumage à 9 650 m.	M	Coupure par surchauffe au démarrage (électro de vanne d'eau claqué).
17 ^{ème} vol fusée	23/10/56	4	Essai 221 V : allumage à 8 550 m, Vitesse de l'avion : 630 km/h.	B	Temps de fonctionnement 12 sec. Pression instantanée à l'allumage 6 kg/cm ² . Variation de poussée instantanée : 0.3 mm.
			Essai 222 V : allumage à 9 700 m, Vitesse de l'avion : 585 km/h.	B	Temps de fonctionnement 10 sec. Pression instantanée à l'allumage 6.5 kg/cm ² . Variation de poussée instantanée : néant.
18 ^{ème} vol fusée	25/10/56	4	Essai 227 V : allumage à 10 000 m, Vitesse de l'avion : 530 km/h.	B	Temps de fonctionnement 8 sec. Pression instantanée à l'allumage 7 kg/cm ² . Variation de poussée instantanée : 0.25 mm.
			Essai 228 V : allumage à 11 000 m, Vitesse de l'avion : 520 km/h.	B	Temps de fonctionnement 13 sec. Pression instantanée à l'allumage 6.5 kg/cm ² . Variation de poussée instantanée : 0.2 mm.
19 ^{ème} vol fusée	26/10/56	4	Essai 229 V : allumage à 10 900 m, Vitesse de l'avion : 495 km/h.	B	Temps de fonctionnement 8 sec. Pression instantanée à l'allumage 6.5 kg/cm ² . Variation de poussée instantanée : 0.2 mm.
			Essai 230 V : allumage à 12 100 m, Vitesse de l'avion : 465 km/h.		Temps de fonctionnement 15 sec. Pression instantanée à l'allumage 6.5 kg/cm ² . Variation de poussée instantanée : 0.2 mm.
20 ^{ème} vol fusée	08/11/56	4	Essai 235 V : allumage à 11 750 m, Vitesse de l'avion : 485 km/h.	B	Temps de fonctionnement 4 sec. Pression instantanée à l'allumage 6 kg/cm ² . Variation de poussée instantanée : 0.2 mm.
			Essai 236 V : allumage à 12 500 m, Vitesse de l'avion : 430 km/h.	M	Chute de régime après l'allumage du bloc n° 1 (micro filtre acide encrassé par résidus venant du réservoir). Pression instantanée à l'allumage 6 kg/cm ² . Variation de poussée instantanée : 0.1 mm.

Numéro du Vol	Date	N° du Groupe	Déroulement de l'essai	Résultats	Observations
21 ^{ème} vol fusée	21/11/56	1	Essai 251 V : décollage avec fusée Essai 252 V : allumage à 500 m, Essai 253 V : allumage à 500 m,	B B B	Temps de fonctionnement 30 sec. Temps de fonctionnement 20 sec. Temps de fonctionnement 35 sec. Légère chute de régime vers la fin de l'essai. (micro filtre acide encrassé).
22 ^{ème} vol fusée	19/01/57	3	Essai 269 I : palier accéléré à 3 000 m,	B	Vol CEV. Régime stable. Temps de fonctionnement 105 sec.
23 ^{ème} vol fusée	21/01/57	3	Essai 271 I : palier accéléré à 4 600 m,	B	Vol CEV. Régime stable. Temps de fonctionnement 87 sec. Arrêt avant épuisement des réservoirs.
24 ^{ème} vol fusée	22/01/57	3	Essai 272 I : décollage avec fusée allumée et montée à 1 700 m,	B	Vol CEV. Régime stable. Temps de fonctionnement 80 sec. Arrêt avant épuisement des réservoirs.
25 ^{ème} vol fusée	24/01/57	3	Essai 273 I : palier accéléré à 6 250 m,	B	Vol CEV. Régime stable. Temps de fonctionnement 75 sec. Arrêt avant épuisement des réservoirs.
26 ^{ème} vol fusée	24/01/57	3	Essai 274 I : palier accéléré à 7 600 m,	B	Vol CEV. Démarrage à la 3 ^{ème} tentative (Mauvais amorçage d'une micro-pompe). Régime stable. Temps de fonctionnement 105 sec. Arrêt par épuisement de furaline.
27 ^{ème} vol fusée	25/01/57	3	Essai 275 I : décollage avec fusée allumée et montée à 600 m,	B	Vol CEV. Démarrage correct. Régime stable. Temps de fonctionnement 80 sec. Arrêt avant épuisement de furaline
28 ^{ème} vol fusée	25/01/57	3	Essai 276 I : décollage avec fusée allumée et postcombustion . Montée à 2 150 m,	B	Vol CEV. Démarrage correct. Régime stable. Temps de fonctionnement 79.5 sec. Arrêt avant épuisement de furaline.
29 ^{ème} vol fusée	25/01/57	3	Essai 277 I : décollage avec fusée.	M	Vol CEV. Surpression dans le générateur. Environ 2 sec. après la première bouffée d'échappement. Capots inférieurs arrachés.
30 ^{ème} vol fusée	15/04/57	2	Essai 284 I : décollage fusée allumée	B	Vol sans complément de plein après point fixe. Temps de fonctionnement 55 sec.
31 ^{ème} vol fusée	16/04/57	2	Essai 285 I : allumage à 1 500 m	M	Chute Générale de régime à l'allumage chambre. Coupure automatique de la fusée. Fond de générateur encrassé.
32 ^{ème} vol fusée	19/04/57	3	Essai 286 I : palier accéléré à 1 500 m	B	Régime stable Temps de fonctionnement 80.5 sec.
33 ^{ème} vol fusée	19/04/57	3	Essai 287 I : palier accéléré à 1 500 m pour confirmation du vol précédent.	B	Régime stable. Temps de fonctionnement 75 sec. Mauvaise pressurisation des réservoirs furaline et eau.
34 ^{ème} vol fusée	16/05/57	1	Essai 296 I : décollage fusée allumée plus postcombustion	B	Temps de fonctionnement 81 sec.
35 ^{ème} vol fusée	14/06/57	1	Essai 299 I : décollage fusée allumée plus postcombustion. Montée à 3 050 m.	B	Temps de fonctionnement 77 sec. R.A.S.
36 ^{ème} vol fusée	17/06/57	4	Essai 300 I : palier accéléré à 3 050 m	B	Temps de fonctionnement 69.5 sec R.A.S.

Numéro du Vol	Date	N° du Groupe	Déroulement de l'essai	Résultats	Observations
37 ^{ème} vol fusée	04/07/57	4	Essai 304 I : décollage fusée allumée plus postcombustion. Montée à 8 450 m.	D	Temps de fonctionnement 91.5 sec. Chambre crevée après l'essai.
38 ^{ème} vol fusée	08/07/57	4	Tentative d'allumage à 3 050 m	M	Boitier de commande du distributeur de générateur bouché par une impureté.
39 ^{ème} vol fusée	08/07/57	4	Essai 306 I : allumage chambre à 3 050 m et montée à 8 450 m	B	Temps de fonctionnement 92.5 sec. R.A.S.
40 ^{ème} vol fusée	10/07/57	4	Essai 307 I : palier accéléré à 6 100 m	B	Temps de fonctionnement 85 sec. R.A.S.
41 ^{ème} vol fusée	19/07/57	4	Essai 309 I : décollage fusée allumée plus postcombustion.	B	Temps de fonctionnement 82 sec. R.A.S.
42 ^{ème} vol fusée	24/07/57	4	Essai 311 I : palier accéléré à 7 600 m	B	Temps de fonctionnement 74.5 sec. R.A.S.
43 ^{ème} vol fusée	24/07/57	4	Essai 312 I : palier accéléré à 9 200 m	D	Temps de fonctionnement 92 sec. Amorçage difficile de la micropompe acide.
44 ^{ème} vol fusée	26/07/57	4	Essai 313 I : palier accéléré à 6 100 m	B	Temps de fonctionnement 87.5 sec R.A.S.
45 ^{ème} vol fusée	26/07/57	4	Essai 314 I : palier accéléré à 9 200 m	M	Arrêt prématuré de la fusée suite par suite d'un grippage à l'intérieur du groupe turbopompe.



Moteur-fusée SEPR 660

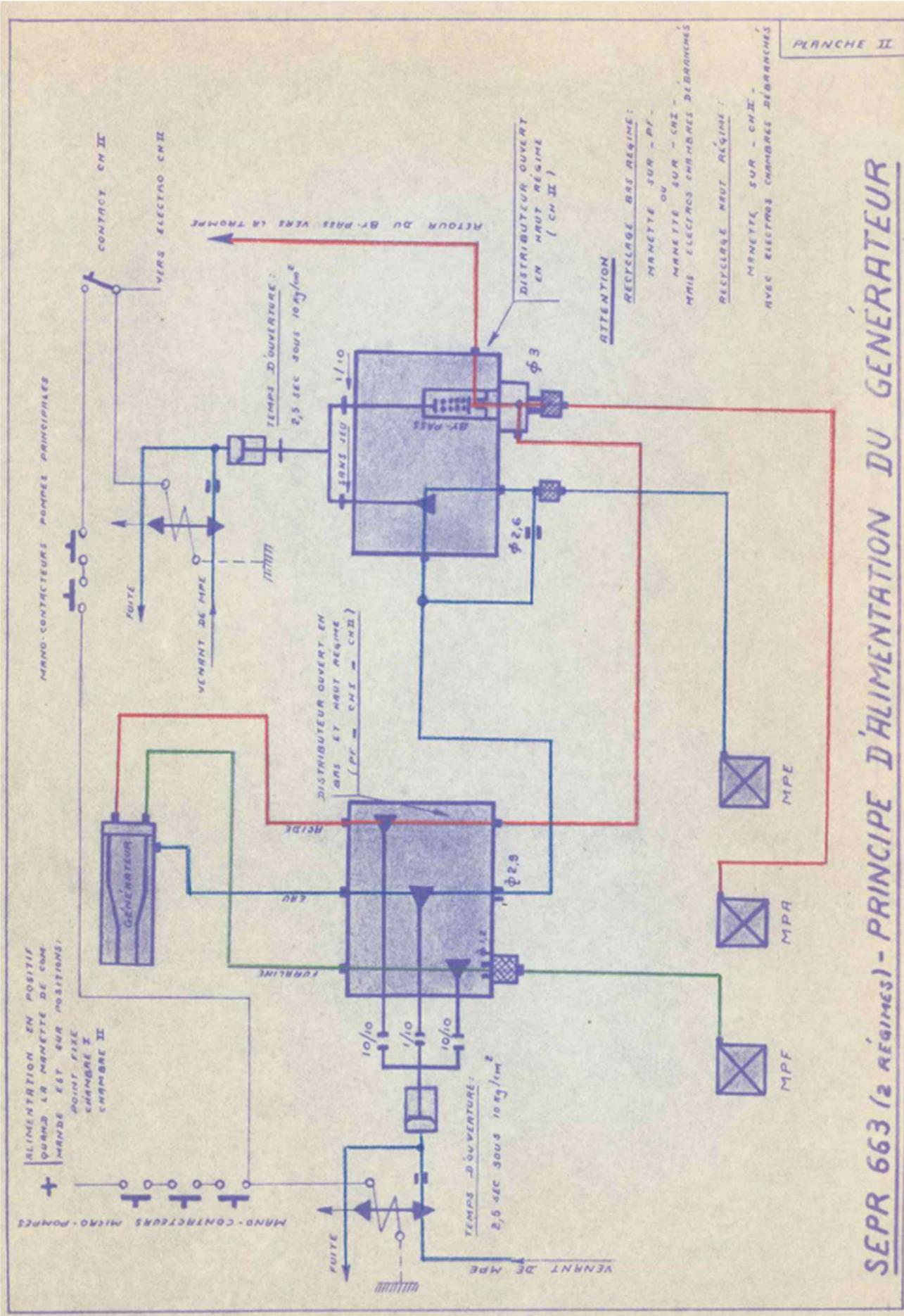
Au total, entre début janvier 1956 et fin juillet 1957 : 314 essais du moteur-fusée SEPR 660 dont 45 vols ont été réalisés avec quatre moteur-fusée.

Remerciements : grand merci à tous ceux qui m'ont aidé et notamment à Jean Claude Fayer et Luc Berger de Dassault Aviation

Bibliographie : " Les chasseurs Dassault Ouragans, Mystères et Super Mystères " de Jean Cuny chez Docavia-Éditions Larivière (1980). " Super Mystère B2 en service dans l'armée de l'air " par Michel Liébert, Éric Moreau & Cyril Defever - EM37 Editions. Archives Musée Safran de Melun-Villaroche. Manuel pilote Mystère IV B-05 (février 1956) IAC-04-IAA-6.15.3.02 Reusable man-rated rocket engines The French Experience, 1944-1996. Christophe Rothmund Snecma Moteurs, France (2004)

Photographies : sauf mention contraire toutes les photographies sont extraites des Archives du CEV de Brétigny-sur-Orge.

SEPR 663 (2 RÉGIMES) - PRINCIPE D'ALIMENTATION DU GÉNÉRATEUR



ATTENTION
 RECYCLAGE BAS RÉGIME:
 MANETTE SUR - PF -
 MANETTE SUR - CH I -
 MAIS ELECTROS CHAMBRES DÉBRANCHÉS
 RECYCLAGE HAUT RÉGIME:
 MANETTE SUR - CH II -
 AVEC ELECTROS CHAMBRES DÉBRANCHÉS

SEPR 663 à deux régimes - Principe d'alimentation du générateur

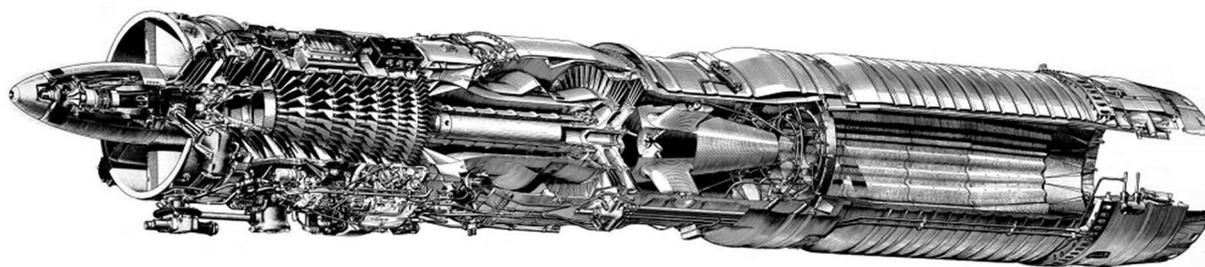
Le Dassault Mirage III A-010 : banc d'essais volant des Atar 9K, 9K31, 9K50 et 8K50

Afin d'accélérer le développement de la série du Dassault Mirage III C, premier delta opérationnel, d'une part et d'évaluer le Mirage III dans d'autres rôles que celui de l'interception d'autre part, chacun des dix avions de présérie désignés Mirage III A (livrés entre mai 1958 et décembre 1959) se voit attribuer une tâche précise et bien particulière.

Dernier avion de la présérie des Mirage III A, le A-010 a connu une histoire singulière avec cinq versions successives du réacteur Atar 9 : 9B, 9K, 9K31, 9K50 et 8K50 et quelque peu mouvementée.

Réacteur Atar 9K

Aboutissement des études effectuées sur la famille Atar 9, l'Atar 9K de série (K comme " Kangourou ") offre une poussée de 4 700 kg à sec et de 6 700 kg. Cette valeur est obtenue par l'augmentation du débit d'air porté à 71 kg/s (les deux premiers étages du compresseur sont remplacés par deux étages à capacité transsonique) et la température d'entrée turbine qui atteint 920 °C. Au début des années 1960, le développement de l'Atar 9 K a constitué un défi technique : en effet le réacteur doit permettre à l'avion de voler près de quarante minutes à mach 1.8.



Atar 9K en vue éclatée. Une directrice d'entrée ou déflect, réduite à la portion extérieure des aubes, est mise en place pour régler le débit ou corriger l'apparition de décollement tournant.

Diverses améliorations sont également introduites avec notamment l'implantation d'un démarreur autonome " Noëlle " plus puissant (80 Ch), un système de régulation électronique " en trim " ; le tout permettant de proposer un réacteur Atar 9K, à poussée accrue de 10 %. En raison du profil des missions (bombardement, reconnaissance) durant plus de 10 heures, la capacité du réservoir d'huile a été portée à 14,2 litres. La consommation en huile de chaque moteur pouvait atteindre 1 litre par heure.

Au niveau des matériaux le turboréacteur comporte des changements importants. Ainsi la part des aciers réfractaires passe de 10 à 18 %, celle du titane de 0 à 10% tandis que celle des alliages légers et des aciers faiblement alliés régresse de 30 à 10 %.

Les disques de compresseur, très minces, sont en acier et non plus en aluminium ; le carter central entièrement en acier est constitué de 397 pièces élémentaires et les chemises ondulées entourant le canal PC sont réalisés en titane.

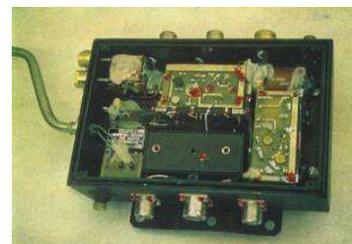
Il est équipé, en première mondiale, d'un correcteur électronique de température d'entrée turbine T3 qui corrige la température maximale du moteur pour éliminer les variations indésirables et autoriser un fonctionnement nominal plus chaud. L'effet sur la poussée maximale au décollage est de + 12%.

L'Atar 9K est le premier turboréacteur en Europe capable de soutenir 45 minutes en vol supersonique continu.

Lancé en 1959, la production de série démarre en janvier 1963 et le Mirage IV A entre en formation en fin 1964.

Les premiers exemplaires de production pour les Mirage IV A sont des Atar 9K6, délivrant 4 860 kg à sec et 6 700 kg avec rechauffe, et ceux des Mirage IV P, des Atar 9K14, variante plus aboutie qui a subi quelques évolutions techniques avec une poussée atteignant 4 900 kg à sec et 6 800 kg avec rechauffe.

Fabriqués à 248 exemplaires, l'Atar 9K a équipé les 62 biréacteurs Mirage IV A/P.



Correcteur électronique de température turbine CT4 (*) (1963)

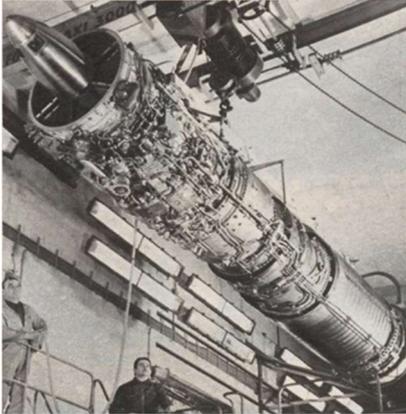
Caractéristiques techniques

Date d'homologation : novembre 1962
Poussée : 4 860 kgp en sec / 6 700 kgp avec rechauffe
Consommation spécifique : 1,03 kg/kgp/h / 2,1 kg/kgp/h
Vitesse de rotation : 8 400 tr/mn / 8 900 tr/mn
Survitesse à enclenchement automatique à partir de mach 1,5
Débit d'air : 71 kg/s
Taux de compression : 6.15
Température entrée turbine : 920 °C
Capacité du réservoir d'huile : 14,2 litres

Nombre d'étages :
Compresseur : 9
Turbine : 2
Encombrement :
Diamètre maxi : 1 020 mm
Longueur totale : 6 589 mm
Masse : 1 490 kg

(*) T4 désigne l'endroit où est prise la température de référence de conduite du moteur. Ici après la turbine.

Réacteur Atar 9K31



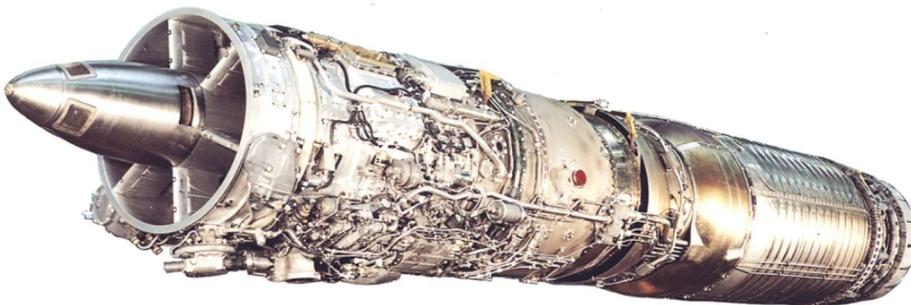
Atar 9K31 au banc (Juin 1969)

En partant des recherches entreprises en 1965 pour améliorer les performances de l'Atar 9K6 du Mirage IV A, une version Atar 9K31 est adaptée au programme Mirage F1, mais avec une garniture d'équipements et d'accessoires remaniée (position des accessoires, prises de mouvement) pour faciliter leur accessibilité, une plus grande fiabilité et l'ajout de dispositifs secours pour un usage monomoteur. Cette version intérimaire développe 4850 kgp à sec à 8 400 tr/mn et 6700 kgp avec rechauffe.

La première rotation au banc est réalisée en 1965 et le premier essai en vol sur Mirage III A-010 en 1966 suivi en décembre de la même année par le prototype du Mirage F1. Hormis les Mirage F1-01, -02 et -03, l'Atar a également motorisé le Mirage 50 " Milan " S-01 (du nom de l'oiseau de proie), entre novembre 1974 et mai 1976 (5 vols).

Réacteur Atar 9K50

En partant des recherches entreprises en 1965 pour améliorer les performances de l'Atar 9K6 du Mirage IV A, une version Atar 9K50 adaptée au programme Mirage F1, mais avec les dispositifs secours pour un usage monomoteur, est mise en étude en octobre 1966. Le lancement du développement est décidé en mars 1967. Le premier essai au banc est réalisé en février 1968 et le premier essai en vol sur Mirage III A-010 en février 1969 suivi en août par le prototype du Mirage F1.



Boîtier TV815

Atar 9K50. Il décline de l'Atar 9K11 dont il possède 90% d'éléments communs.

Au cours du développement les efforts d'amélioration portent sur la diminution de la consommation spécifique (cs), l'espacement des cycles de maintenance des parties chaudes et l'augmentation de la poussée, en particulier en supersonique. Pour ce faire la turbine est redessinée, un régulateur automatique électronique de la température tuyère (TV815) ajouté, une survitesse automatique activée au-dessus de Mach 1,4 fait passer la vitesse de rotation de 8 400 à 8 900 tr/mn et enfin pour la tenue aux grandes incidences, le système écrêteur est amélioré pour retarder le décrochage du compresseur.

Plus connu, par les techniciens, sous le terme de TV815, le calculateur de type analogique est installé directement sur l'Atar 9K50 dès sa conception. Faisant partie de la première génération d'électronique moteur, il a été conçu pour supporter intégralement les conditions d'environnement sévères, telles que les vibrations, températures, etc...

La poussée statique au sol est de 5 020 kg plein gaz sec et de 7 200 kg plein gaz PC, soit respectivement des gains de plus de 3 et 7 % correspondant à des consommations spécifiques de 0,97 (sec) et 1,97 kg/kgp/h (PC) (gain de 6 %). Les débits et les températures d'entrée de la turbine sont sensiblement les mêmes ; en contrepartie la masse équipée a augmenté de 6 % passant à 1 582 kg. La longueur et le diamètre hors-tout sont inchangés.

Homologué en octobre 1969, l'Atar 9K50 qui a été livré à 16 armées de l'air dans le monde, devrait demeurer en service jusqu'en 2030. Produit à 1103 exemplaires entre février 1972 et 1994 motorise 731 Mirage F1, 17 Mirage 50 chiliens, 4 Mirage III R2Z et 48 Cheetah C/D. Au total le 9K50 a été décliné en huit variantes de série pour les besoins de l'Armée de l'air française et des forces aériennes étrangères.

Spécificités.

Toutes les variantes export de l'Atar 9K50 sont à peu près identiques excepté celle avionnée sur les Mirage F1 qataris. Celle-ci diffère par l'adjonction d'un dispositif DAPS (Dispositif d'Augmentation de Poussée en Secours) agissant sur la tuyère ; il comporte trois vérins pneumatiques alimentés par une centrale pyrotechnique située dans l'avion destinés à fermer la tuyère en position intermédiaire.

En mode secours panne d'huile, la tuyère est forcée ouverte, réduisant de-facto la poussée disponible. Le DAPS qui permet de gagner une tonne de poussée est destiné à faciliter la remise des gaz en cas d'atterrissage manqué.

Caractéristiques techniques

Date d'homologation : octobre 1969

Poussée : 5 020 kgp en sec / 7 200 kgp avec rechauffe

Consommation spécifique : 0,97 kg/kgp/h / 1,97 kg/kgp/h

Vitesse de rotation : 8 400 tr/mn / 8 900 tr/mn

Survitesse à enclenchement automatique à partir de mach 1,4

Débit d'air : 71.6 kg/s

Taux de compression : 6.15

Température entrée turbine : 935 °C

Nombre d'étages :

Compresseur : 9

Turbine : 2

Encombrement :

Diamètre maxi : 1 022 mm

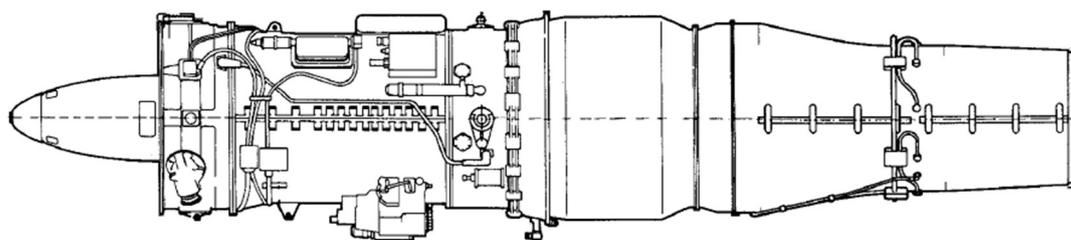
Longueur totale : 6 589 mm

Masse : 1 582 kg

Réacteur Atar 8K50

Directement dérivé de la version supersonique 9K50 mais sans dispositif de rechauffe, l'Atar 8K50 tourne pour la première fois au banc en mai 1973. Son premier essai en vol sur Super Etendard date d'octobre 1974. Homologué en octobre 1978, il entre en fabrication pour équiper, dès l'année suivante, les 71 Super Etendard français (SUE) et les 14 Super Etendard argentins.

Par rapport à l'Atar 8 C équipant l'Etendard IV, le 8K50 apporte dans un encombrement pratiquement identique des améliorations de poussée et de consommation spécifique. Au total 5 moteurs de développement (un pour le banc et quatre pour le vol) ont été utilisés.



Atar 8K50. Il se caractérise par sa tuyère d'éjection à section fixe.

Seule version dans son genre de toute l'histoire de l'Atar, l'Atar 8K50 est un turboréacteur navalisé issu de la version 9K50 par suppression de la tuyère de post-combustion. Cette suppression, accompagnée du montage d'une tuyère fixe, sans paupières de réglage de la section de sortie (système qui équipe au contraire l'Atar 8 C des Etendard IV) a entraîné l'adoption d'un système de régulation hydromécanique simplifié, dont le bouclage s'opère au travers d'un calculateur électronique de type analogique. Ce dispositif permet au réacteur de fonctionner avec une température maximale d'entrée turbine de 925 °C entièrement régulée.

L'Atar 8K50 a été produit à 111 exemplaires dont 18 pour l'Armada argentine.

L'Atar 8 K50 a pour particularité d'être équipé d'une automanette qui permet, lors des phases d'approche et d'appontage, le contrôle automatique de la poussée réacteur afin de maintenir l'incidence de l'avion constante.

Caractéristiques techniques

Date d'homologation : mai 1975

Poussée : 5 000 kgp

Consommation spécifique : 1,00 kg/kgp/h

Vitesse de rotation : 8 550 tr/mn

Débit d'air : 72.8 kg/s

Taux de compression : 6.15

Température entrée turbine : 925 °C

Temps d'accélération entre ralenti et plein gaz sec : < 1,8 sec.

Nombre d'étages :

Compresseur : 9

Turbine : 2

Encombrement :

Diamètre maxi : 1 022 mm

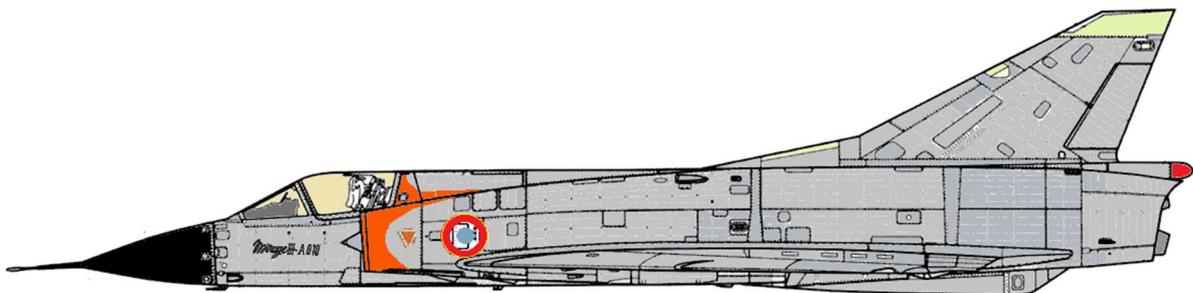
Longueur totale : 3 951 mm

Masse : 1 165 kg

Le Mirage III A-010

Essais avionneur.

Représentatif de la version de série Mirage III C, le Mirage III A n° 010 prend son envol le 15 décembre 1959 aux mains d'Elie Buge depuis le terrain de Melun-Villaroche, propulsé par un réacteur Atar 9B délivrant 4 400 kgp à sec et 6 000 kgp avec réchauffe. Dès son deuxième vol, à la suite d'une panne du circuit hydraulique n° 1 le pilote atterri moteur coupé et se pose selon la procédure " frein de secours " avec la sortie du parachute frein : il parvient à arrêter l'avion après une course de 1 800 mètres. Le monoréacteur est ensuite dirigé sur Istres afin de bénéficier de meilleures conditions météorologiques plus propices aux essais en vol et notamment pour terminer les essais d'emports des missiles air-air Matra R511 et Nord 5103, commencés sur le Mirage IIIA n° 09 et interrompus suite au crash, en juin 1961, de cet avion. Plusieurs vols sont effectués avec la fusée d'appoint SEPR-841, permettant d'atteindre des altitudes supérieures à 60 000 ft (18 288 mètres).



Mirage III A-010 avec Atar 9B - 1961 (© Auteur). Le nez de l'avion est constitué d'une fausse pointe radar en tôles galbées, lestée de deux masses de plomb. D'une section de 0.384 m² les deux entrées d'air semi circulaires comportent deux noyaux coniques. Le croupion abrite une tuyère bi-volets.

Utilisation opérationnelle avec l'Armée de l'air.

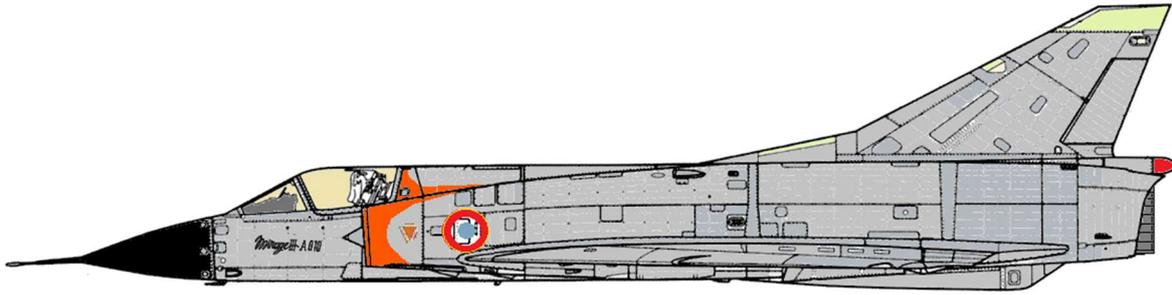
Le 6 avril 1960, lors de son 26^{ème} vol, il est transféré au Centre d'Expérience Aériennes Militaires (CEAM) de Mont de Marsan. Recevant l'indicatif F-SDAZ, il est affecté à la formation des premiers pilotes de l'Armée de l'Air avant la mise en service des Mirage III C ainsi qu'à la formation des techniciens de la 2^{ème} Escadre de Chasse de Dijon. Durant son séjour, dépourvu de radar, il vole à une cadence soutenue avec trois à cinq vols par jour : en dix mois et malgré une interruption de 4 mois pour maintenance, il accumule 160 sorties.

Il effectue un très grand nombre de vols, jusqu' à son premier accident lors du vol n° 290, le 6 février 1961. L'avion se pose très durement suite à une réduction prématurée de la poussée du réacteur, entraînant l'effacement du train d'atterrissage et donc un " roulage " sur le ventre en bordure de piste.

Jusqu'en avril 1962, il est réparé chez l'avionneur à Bordeaux-Mérignac. A sa sortie d'usine, le CEAM ayant reçu ses premiers Mirage III C, il est affecté aux essais de mise au point, par la SNECMA, de l'Atar 9K destiné au Mirage IV A. Il réalise son premier vol avec le nouveau propulseur le 28 avril 1962. Les premières sorties montrent que la régulation de tuyère est nettement supérieure à celle des paupières de l'Atar 9B et que l'allumage de la postcombustion se révèle plus progressif. A partir du 25 juin, il devient avion d'essai et reçoit l'indicatif F-ZJOZ.

En 1962, piloté par Jean Coureau de la GAMD il grimpe de 40 000 ft à 50 000 ft en 1 mn 52 secondes à Mach 2. Il effectue une campagne d'essais avec un Atar 9K (K pour " Kangourou ") pour étudier la limite de décrochage du compresseur lors de vols supersoniques et établir une nouvelle loi de sortie des " souris " (1). Les résultats obtenus sont bons et tout particulièrement le temps d'accélération de Mach 1 à Mach 2.

Aux mains des pilotes de la SNECMA, Mirage III A-010 est chargé d'étudier plus particulièrement le fonctionnement du moteur dans les différentes phases de vol : facteur de charge maximal, contrôle en incidence, décélérations, vannes de décharges, régulation avec correcteur de température CT4, allumages de la postcombustion à différentes altitudes et variations de charges, extinctions moteur et rallumages.



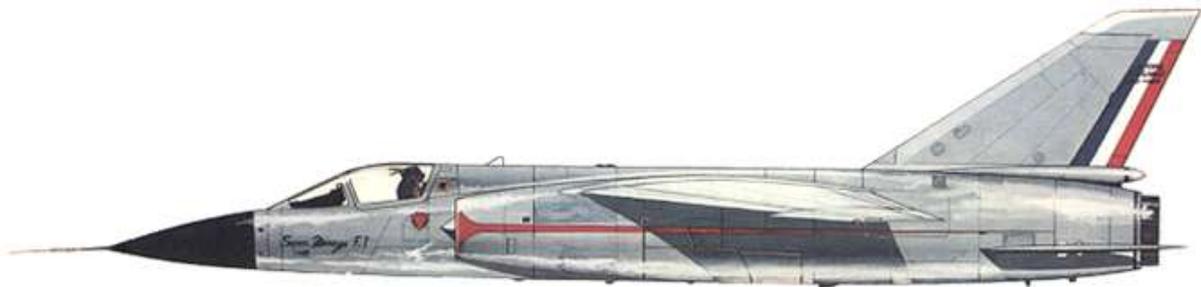
Mirage III A-010 avec Atar 9K5 (1962). Le croupion est de forme différente : plus court d'environ 30 cm dans sa partie cylindrique, il comporte une casquette plus fine laissant apparaître les volets mobiles de la tuyère du réacteur. (© Auteur)

Essais motoriste (juin 1962 - Juillet 1974)

La carrière du banc volant est émaillée d'incidents. En août 1962, Pierre Galland, pilote d'essais de la SNECMA, effectue une prise de terrain en configuration turbine coupée (ACONTUCOU ou ACTC) (2), mais il est gêné à l'atterrissage par un camion se trouvant en bordure de piste. Il se pose durement provoquant la rupture du train d'atterrissage principal, l'enfoncement du panneau de voilure et un écrasement de l'arrière du fuselage.

Comme tous les avions, le Mirage III plane très bien. Pour le pilote, l'ACTC est une manœuvre délicate à exécuter pour un avion à aile delta dépourvu de volets dont la finesse est de 5. En clair, depuis une altitude de 1 km, l'avion planera sur 5 km de distance. Ce qui n'est pas beaucoup et à une vitesse importante, de l'ordre de 300 nœuds, quelque 540 km/h. Elle se décompose en deux phases : la descente à forte vitesse et l'atterrissage proprement dit. La phase finale, l'arrondi vers 500 ft (150 m), est la plus difficile à effectuer car l'avion cabre le nez jusqu'à ce que les roues du train principal prennent contact avec la piste à une vitesse voisine de 170 nœuds soit 300 km/h.

A nouveau remis en état et doté d'une voilure de Mirage III C, il est affecté en février 1966 aux essais d'une nouvelle variante de l'Atar 9K, le 9K31 adapté à la formule monomoteur et au domaine de vol du prototype du Mirage F1, également appelé Super Mirage F1. Considéré comme une version intérimaire, le réacteur propulse le prototype durant ses 24 vols, entre le 23 décembre 1966 et le 18 mai 1967, date de son crash puis les deux premiers Mirage F1 de présérie, le -02, pour ses 62 premiers vols, entre le 20 mars et le 30 août 1969 puis le -03 pour ses 3 premiers vols puis ponctuellement entre avril 1972 et mai 1973. Au total, l'Atar 9K31 cumule sur ces trois appareils 222 vols, entre décembre 1966 et mai 1973.



Mirage F-1 - premier prototype (1966). Dénommé initialement Mirage III E2 ensuite Super Mirage F-1 puis simplement Mirage F1, le monoréacteur bisonique effectue son premier vol le 23 décembre 1966 au centre d'essais de Melun-Villaroche avec un Atar 9 K31B. Dès son quatrième vol, le 7 janvier 1967, l'appareil atteint deux fois la vitesse du son. René Bigand se tue aux commandes le 18 mai 1967, lors de 24^{ème} vol, en raison d'un flutter qui sépare les empennages horizontaux de la cellule. Le prototype totalisait 21 heures de vol. (© DR).

Pendant cette période, le Mirage III A-010 devient à la fois le Mirage III le plus rapide car doté du réacteur le plus puissant de la série des Atar et le plus léger que ceux de série (masse équipée 1 556 kg).

En mai 1970, il reçoit l'Atar 9K50 fournissant 5 020 kgp à sec et 7 200 kgp avec réchauffe, le moteur de série des Mirage F1. Sa masse équipée est de 1 582 kg.

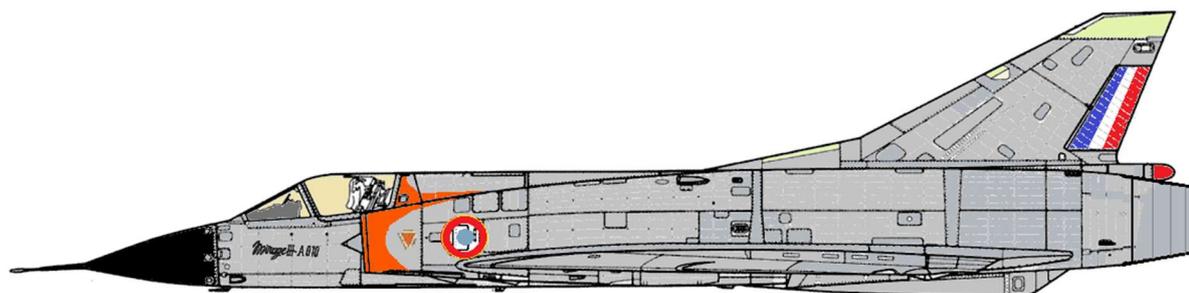
Début 1974, la partie arrière du fuselage (croupion) est redessinée pour recevoir un réacteur Atar 9K50 hybride plus court (3.93 m au lieu de 5.94 m) démunie de son canal de postcombustion simulant l'Atar 8K50 destiné au Super Etendard. Il expérimente à partir du mois de mars le dispositif de régulation du propulseur. Le Mirage III A-010 stationne à Istres jusqu'à sa fin de carrière comme banc volant, en avril 1975.

Son moteur " favori " sera l'Atar 9K n° 11267, qui équipera le III A-010 jusqu'à sa fin de carrière comme banc volant de la SNECMA, en avril 1975.

Entre juin 1962 et juillet 1974, le monoréacteur delta sera victime de cinq incidents majeurs : deux atterrissages moteur éteint (en novembre 1963 et juin 1966), une extinction moteur en haute altitude (75 000 ft soit 22 860 m) en mai 1963, une ingestion d'oiseaux au décollage, en janvier 1965, et une explosion verrière à 49 213 ft (15 000 m), en juin 1972.

Le pilote, René Farsy un homme d'une stature imposante (1 m 94) est confronté à l'éclatement de la verrière (elle est formée d'une coupole de plexiglas de 9.7 mm d'épaisseur) lors d'un vol de mise au point de la postcombustion à haute altitude (70 000 pieds, 22 500 mètres) du réacteur Atar 9K50. Après l'essai, en descente vers 49 213 ft, la verrière explose subitement. Malgré cet incident grave avec un moteur éteint puis réallumé, un gilet de sauvetage gonflé (3) ce qui gêne la vision du tableau de bord, il réussit à poser l'avion sans dommage " en décapotable ". A à la descente de l'avion, le pilote précisera : " au retour au parking, j'ai mis le siège en position extrême haute et comme je suis très grand, j'étais hors cabine jusqu'à la poitrine. Regrets de ne pas avoir fait faire de photos. "

Le dernier vol SNECMA date du 8 juillet 1974. Au total, les quatre pilotes de la société (Pierre Galland, René Farsy, Jacques Gusman et Michel Jarriges) effectueront 592 vols soit environ 545 heures de vol entre juin 1962 et juillet 1974. Le Mirage III A-010 détient trois records : longévité, avec 12 années, nombre de versions de réacteurs testés (quatre), nombre de sorties et d'heures de vol.



Mirage III A-010 avec un Atar 8K50 (1974). La partie arrière du fuselage (croupion) est redessinée. (© Auteur)

Dernier vol

Après une visite d'entretien majeur (EMJ) en fin 1974, le Mirage III A-010 vole avec le CEV d'Istres et notamment au profit de l'Ecole du Personnel Navigant d'Essais et Réception (EPNER) jusqu'à son dernier vol, le 30 décembre 1977. Réformé en janvier 1978, il est transféré au Centre d'Etudes de Gramat (Lot), un organisme dépendant de la DGA (Délégation Générale de l'Armement) pour évaluer les effets impulsionsnels de la foudre sur la cellule d'un avion de combat en vue des programmes d'avions de combat utilisant des matériaux composites et des équipements numériques. Le simulateur comporte un ensemble de câbles électriques au-dessus du Mirage et de poteaux métalliques réglables : le courant électrique étant injecté sur la pointe avant de l'avion.

En 1978 il rejoint le campus de l'École nationale supérieure d'ingénieurs de constructions aéronautiques (ENSICA) de Toulouse jusqu'en 2015. Rénové par les étudiants en 2017 et 2018, le Mirage III A-010 est repeint avec une livrée bleu, blanc, rouge similaire à celle que portent les prototypes Mirage 2000, Super Mirage 4000 et ACX Rafale A pour les présentations aériennes dans les salons aéronautiques.

Il est aujourd'hui exposé en statique à l'Institut Supérieur de l'Aéronautique (ISAE) Supaéro à Toulouse.

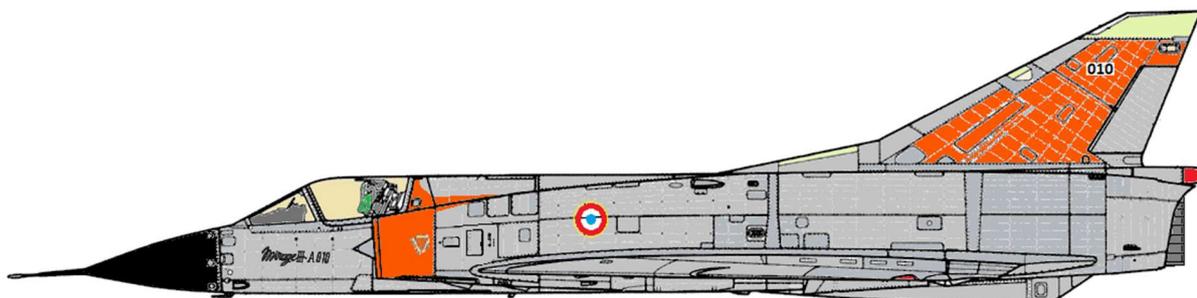
Décoration et marquages

Durant toute sa carrière, entre décembre 1959 et décembre 1977, le Mirage III A-010 portera une seule livrée, couleur aluminium naturel, en fait une peinture vernie anticollision. Selon la tradition, un parement rouge décore l'arrière de la verrière et les entrées d'air. Sur la voilure les quatre aérofreins sont peints en rouge bordé de jaune. L'avion conserve les traditionnelles cocardes tricolores à liseré jaune, marques habituelles de

nationalité, apposées aux extrémités d'ailes, intrados et extrados, ainsi qu'à l'avant du fuselage sur la trappe additionnelle d'entrée d'air. La gouverne de direction est agrémentée du drapeau tricolore usuel avec les marques du constructeur " **AVIONS - M. DASSAULT - MIRAGE** " et le numéro de série **N°010**.

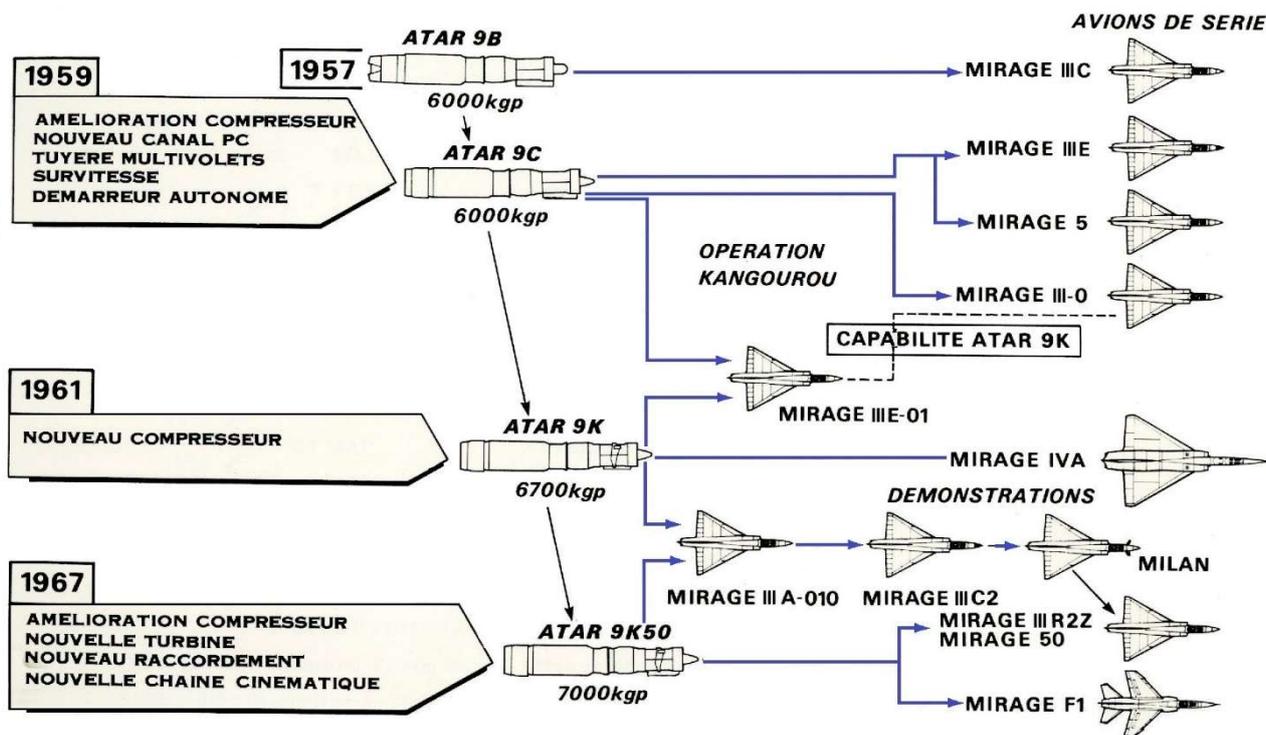
De chaque côté de l'habitacle est apposée la désignation calligraphiée en noir " *Mirage III A 010* ". A l'arrière du fuselage, près des entrées d'air de ventilation du compartiment moteur, est apposé un marquage du motoriste " **SNECMA ATAR 9** ".

Le seul signe distinctif porté par l'appareil durant ses douze années comme banc volant des moteurs Atar, entre juin 1962 et juillet 1974, figure de chaque côté de la fausse pointe avant de couleur noire : " *Fanny* ".



Mirage III A-010 avec un Atar 9K50 (1975). Il porte une cocarde de dimension réduite et des parements rouge anticollision placés de chaque côté des entrées d'air et de la dérive. (© Auteur)

A noter qu'en fin de carrière, au CEV, les traditionnelles cocardes tricolores de dimensions réduites sont placées sur les deux côtés de la partie centrale du fuselage.



Génération des réacteurs Atar 9 sur Mirage III, IV, 5 et F1

Historique du moteur Atar 9K n° 11267

Conçu à l'origine comme Atar 9K7, le propulseur est livré en fin février 1967 puis transformé deux ans plus tard, en 9K50. Totalisant 251 heures de fonctionnement, en mai 1969, il équipe spécifiquement le Mirage III A-010. Au cours de sa carrière, sa principale modification porte sur l'augmentation des marges au décrochage au niveau du distributeur de turbine.

Transformé en Atar 8K50 c'est-à-dire dépourvu de postcombustion, il est réceptionné en mars 1974 pour voler sur le Mirage III banc volant. En huit années d'activité, en mai 1975, il achève sa carrière opérationnelle avec 788 h 30 de fonctionnement. Seuls ont été changés, depuis son premier assemblage, le rotor et le stator compresseur.

Il est aujourd'hui exposé au Musée aéronautique et spatial du groupe Safran.

Notes de fin

- (1) Souris, ce sont les noyaux coniques mobiles implantés dans les entrées d'air semi-circulaires qui se déplacent en fonction du nombre de Mach.
- (2) En langage militaire, l'Acontucou était, entre les années 1950 à 1970, un exercice pratiqué à titre d'entraînement par les monoréacteurs afin de se préparer à la panne toujours possible de l'Atar. Le réacteur n'était cependant pas coupé mais réduit et l'altitude devait être supérieure à 1500 ft (450 mètres).
Au cours des années 1960, en entraînement ACTC, en configuration parfaitement " lisse ", c'est-à-dire sans aucune charge ou équipement extérieurs, en descente dite " économique " de 36 000 ft (11 000 m), moteur réduit à fond, l'avion parcourait 120 kilomètres.
- (3) Plus connu sous le nom de Mae West, le gilet de sauvetage est porté par le pilote pour toute mission effectuée au-dessus de la mer. Il s'enfile autour du cou ; gonflé à l'aide de petites bouteilles d'air comprimé il assure la flottaison du pilote s'il doit quitter son avion et qu'il tombe à l'eau.

Remerciements : Un grand merci à tous ceux qui m'ont aidé et notamment à l'AEVS qui m'a ouvert ses archives, à Mr Jean Claude Fayer de l'association de la mémoire technique du CEV de Brétigny,

Ouvrages consultés :

Les monoréacteurs Dassault à aile delta Mirage III Tome I (2000) : B. Chenel, E. Moreau, P. Audoin - Edition DTU
Le Mirage F1 et les Mirage de seconde génération à voilure en flèche Vol.1 : Michel Liébert et Stéphane Buyck.
Archives AAMS.

Photographies : sauf mention contraire toutes les photographies sont extraites des Archives du CEV de Brétigny-sur-Orge.

Mirage III A n° 010 : photoscope



Mirage III A-010 (1962) (© AEVS)



Mirage III A-010 avec Atar 9K6 (1962)



Mirage III A-010 en vol au-dessus des Alpes



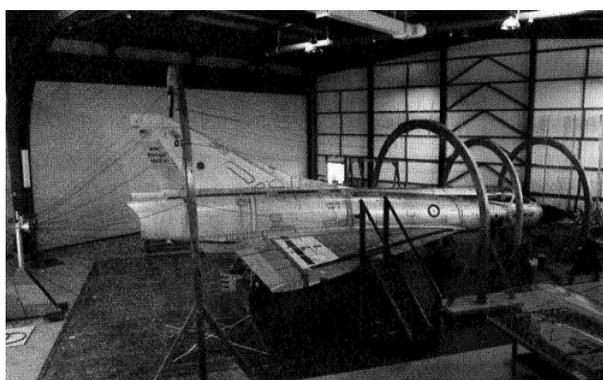
Mirage III A-010 (© Espace Patrimoine Safran)



Mirage III A-010 avec Atar 9K50 (1972) (© AEVS)



Mirage III A-010 avec Atar 8K50 (1974) (© AEVS)



Mirage III A-010 au simulateur Parsifal du Centre d'Etudes de Gramat (1978) (© CEG)



Mirage III A-010 avec sa livrée "prestige Dassault" : blanc avec liserés bleu, blanc, rouge (© ISAE)

*Chronologie des vols SNECMA du Mirage III A n° 010 :
Juin 1962 - Juillet 1974*

Année	Nombre de vols	Temps de vol	Essais	Pilotes
1962	48 vols (n° 18 à 65)	41 h 25	Atar 9K : fonctionnement PC, rallumage, régulation avec correcteur température T4	P. Galland R. Farsy
1963	95 vols (n° 66 à 95) (n° 96 à 135)	81 h 15	Atar 9K4 : PC, régulation Atar 9K5 : correcteur de butée N/T, démarrage autonome, butée froide	P. Galland R. Farsy J. Gusman
1964	61 vols (n° 193 à 254)	52 h 20	Atar 9K5 : bon de vol, correcteur butée, vibrations RM1, compresseur, correcteur température T4 (CT-108), postcombustion	P. Galland R. Farsy J. Gusman
1965	49 vols (n° 255 à 268) (n° 276 à 310)	42 h 15	Atar 9K6 : régulation sec et PC, compresseur, vannes de décharges VD Ouvertes et VD Fermées, secours régulation, CT4	P. Galland R. Farsy
1966	47 vols (n° 311 à 357)	45 h 00	Atar 9K31 B : CT4, régulation, compresseur, vannes de décharges (VD), secours régulation électrique SRE (*), performances	P. Galland R. Farsy
1967	36 vols (n° 358 à 393)	37 h 10	Atar 9K6 : rallumages	R. Farsy J. Gusman
1968	37 vols (n° 394 à 430)	36 h 25	Atar 9K31 : contraintes compresseur, autorotation, régulation et vannes de décharges, correcteur P2/P1	R. Farsy J. Gusman B. Ziegler (CEV) J.M Saget (GAMD)
1969	85 vols (n° 431 à 515)	77 h 45	Atar 9K50 : vannes de décharge, plafond PC, rallumages carburant TRO, vol dos, régulation, correcteur T4, Bon de vol (vols n° 452 à 515)	R. Farsy J. Gussman
1970	56 vols (n° 544 à 603)	51 h 55	Atar 9K50 : chaîne de butées, accu Pip (Pression d'Injection Principal), ASR, régulation de secours, interchangeabilité, Allumage PC Dans la Foulée (ADF)	R. Farsy
1971	1 vol (n° 603)	0 h 50	Atar 9K50 :	R. Farsy
1972	33 vols (n° 611 à 645)	31 h 25	Atar 9K50 : DAPS, rallumages, carburants TRO et TR4 (**)	R. Farsy
1973	16 vols (entre n° 57 à 80)	14 h 50	Atar 9K50 : rallumages carburants TRO et TR4, DAPS, stop réacteur à grand Mach	R. Farsy M. Jarriges
1974	28 vols (entre n° 81 à 125)	32 h 35	Atar 9K50 : rallumages, reprises, PC, Atar 8K50 : régulation, rallumages	R. Farsy M. Jarriges

(*) En cas de panne d'huile, le pilote enclenche le dispositif secours : vérin électrique permettant de retrouver un peu de pilotage de la manette des gaz, inopérante dans ce type de panne.

(**) Carburants pour réacteurs TRO (JP1) et TR4 (JP4) : le JP4 (ou Jet Propellant) est plus volatil que le JP1 mais plus facile, moins coûteux à fabriquer. Un kérosène plus volatile peut induire des variations dans le comportement du moteur, par exemple au niveau de la poussée ou des paramètres de fonctionnement comme la température devant turbine. Le JP4 allait devenir le carburant courant des avions à réaction militaires français.

Total : 592 vols soit 545 heures

1962 - 1967 Atar 9K5 ou K6, 336 vols soit 299 heures

1968 - 1973 Atar 9K50 puis Atar 8K50 (en 1974), 256 vols soit 246 heures

Le moteur General Electric GE90 - General Electric, SNECMA et leurs partenaires

Introduction

Quand le 28 Octobre 1972 le consortium Airbus Industries, telle était la dénomination à l'époque, du partenariat entre les industries aéronautiques Française, Allemande et Britannique, qui avait été créé deux ans plus tôt en Décembre 1970, fait voler pour la première fois par une météo maussade mais un mois avant la date prévue, au départ de l'aéroport de Toulouse Blagnac son premier avion désigné A300, très peu de témoins, voire de commentateurs de l'évènement réalisent que, si ce n'est certes pas véritablement une révolution, un évènement marquant pour l'avenir de l'aviation commerciale vient de se produire.

Premier avion de ce type jamais proposé aux compagnies aériennes, l'A300 est un " gros bimoteur " à fuselage circulaire, de 5,64 mètres de diamètre. Capable, en classe économique, d'accueillir huit sièges de front entre deux allées, ou deux containers de fret de type standardisé LD3 (1) pour un nombre de passagers maximum initialement fixé à 269 en classe unique. En 1972, le fuselage des avions de références, Boeing 727, 737, qui sera repris pour le 757 et les versions dérivés, 737-300 " Classic " 737-800 NG et 737 MAX est de 3,76 mètres n'autorisant, en classe économique, avec une seule allée centrale, qu'un maximum de six sièges de front. Le poids maximum autorisé au décollage, qui au cours des ans, ne cessera d'augmenter, de la version initiale est de 142 tonnes, pour un rayon d'action de 3300 kilomètres. Il entre dans une catégorie qui n'existait pas encore, celle des moyen-courriers gros porteurs. Ces caractéristiques essentielles, avec le temps ne vont cesser d'évoluer pour finalement aboutir à des versions très améliorées au plan des moteurs, de l'aérodynamique, des matériaux utilisés et des systèmes informatiques de bord. Ainsi, il sera possible d'éliminer la fonction tenue par l'ingénieur navigant, l'équipage passant alors de trois à deux membres. La filiation de l'A300 se terminant avec une ultime version beaucoup plus performante et élaborée, désignée A330-200 ou A330-300. Des versions fret, dont le fameux A300-600 ST " Beluga " ont été dérivées. C'est la première fois dans l'histoire de l'aviation civile que les mots bimoteur et fuselage large sont associés.

Ce type d'avion nécessite évidemment des moteurs puissants. L'arrivée des turboréacteurs à soufflante de grand diamètre, qui ont permis le concept du fuselage large, gagnant graduellement en puissance, vont permettre l'augmentation du poids maximum autorisé au décollage et du rayon d'action. Deux autres aspects, non sans importance, la consommation spécifique de carburant par unité de poussée et de temps de ces moteurs à fort taux de dilution, s'effondrent. L'empreinte de bruit au sol est notoirement inférieure, tant en intensité qu'en surfaces impactées à celle des avions alors en service.

" Europe " oblige, pendant la phase des études de l'A300, l'intention était d'utiliser un moteur produit par Rolls-Royce, qui préférera coopérer avec Lockheed et son L-1011 " Tristar " dont la direction de Rolls-Royce pensait qu'il aurait un meilleur avenir... Airbus se tourne alors vers General Electric qui propose le CF6-50. Pour minimiser les risques techniques et financiers, General Electric suggère de retenir la nacelle, sous le pylône d'interface avec l'aile (2), telle que construite pour le DC-10 qui vole depuis le mois d'août 1970. Les premiers moteurs utilisés sur l'A300 sont des CF6-50 C1 puis C2 de 23 puis 24 tonnes de poussée.



Airbus A300 : premier bimoteur avec fuselage large

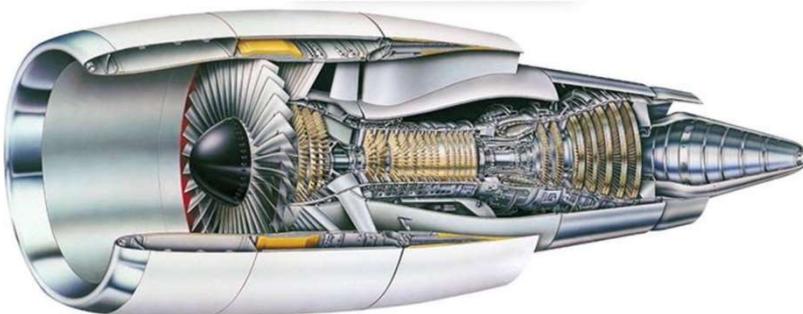
Deux évènements vont prendre une importance aussi considérable que la date du premier vol de l'A300. Le premier le 6 avril 1978 quand la compagnie Américaine Eastern Airlines dont le président n'était autre que l'ancien astronaute Monsieur Frank Borman, décide dans des conditions commerciales " originales " pour l'époque de prendre en compte une vingtaine d'A300, avec des options pour une dizaine d'autres. La confiance en Airbus Industrie et en son premier avion, six longues années après son premier vol, vient de se matérialiser. Jusqu'à cette date, l'A300 volait, certes très bien, mais seulement aux mains de pilotes de compagnies aériennes

Européennes " contraintes ". Le second, en 1977 quand l'A300 obtient une dérogation pour l'exploitation en ETOPS 120 minutes (3).

Les versions A300 B4-600 ou 600 R obtiendront la certification ETOPS 180 minutes quelques années plus tard. Boeing n'a d'autre choix que de riposter. Ce qu'il fait avec le Boeing 767-200 puis 767-300 et encore 767-300 ER. Lesquels, tels que les A300 puis A310, version à fuselage raccourci de l'A300, d'Airbus Industrie, vont devenir très prisés des compagnies aériennes qui vont bientôt commencer à exploiter ces bimoteurs en dérogation ETOPS, essentiellement sur les routes de l'Atlantique Nord selon des règles qui ne sont encore que des dérogations. La réglementation formelle sera finalisée quelques années plus tard. En janvier 1985, TWA, est la première compagnie aérienne au monde à utiliser la dérogation ETOPS 120 minutes entre Boston et Paris CDG, avec un Boeing 767-200 ER à moteur Pratt & Whitney JT9D-7R. La course aux moteurs de fortes puissances commence ce jour-là. Ces deux événements, même s'il faudra attendre encore quelques années, signent la fin des avions commerciaux, tri puis quadrimoteurs, bientôt remplacés par des avions bimoteurs dont on entrevoit que la masse maximale au décollage ne cessera de s'accroître.

Vers les moteurs de très forte puissance

Avec la famille des moteurs CF6, General Electric possède une base excellente. Toutefois après avoir " retourné le dossier dans tous les sens ", la direction technique de General Electric convient qu'il ne sera pas possible de faire évoluer la puissance du plus puissant des CF6, le CF6-80 E1-A4 installé sur le bimoteur Airbus A330-200, taré à 68 530 livres (30,4 tonnes) au-delà de 75 000 livres (34 tonnes). Le diamètre du " trou intérieur " du CF6, soit la cavité au centre du moteur au travers de laquelle passe l'arbre de turbine basse pression, est insuffisante. Le CF6-80A du Boeing 767-200, tel qu'initialement conçu, développe 48 000 livres (21,3 tonnes). Portée à 75 000 livres, le surcroît de poussée représenterait 36% ! L'augmentation de poussée, nécessite, entre autres modifications, une plus grande robustesse de l'arbre de turbine basse pression. Les augmentations successives de la robustesse de cet arbre avaient jusque-là été obtenues par de nouveaux matériaux et processus de fabrication. Rarement mentionnée, la capacité de l'arbre de turbine à passer le couple nécessaire à la mise en rotation de la soufflante est un des facteurs limitatifs majeurs d'un turboréacteur. En cas de variations brutales de la vitesse de rotation du rotor basse pression, l'angle de torsion de l'arbre de turbine basse pression du CF6 peut atteindre jusqu'à 20 degrés ! Outre cet aspect mécanique impressionnant, il doit aussi pouvoir supporter, en plus des efforts en torsion, d'autres en traction, ceci de manières très répétitives. A cette étape, compte tenu des matériaux disponibles, il n'y a pas d'autre option que d'augmenter le diamètre de cet arbre en conséquence, celui du " trou central " c'est-à-dire d'initier les analyses commerciales et options technologiques qui vont permettre de valider le dimensionnement et les investissements nécessaires aux études, et à la construction d'un nouveau moteur.



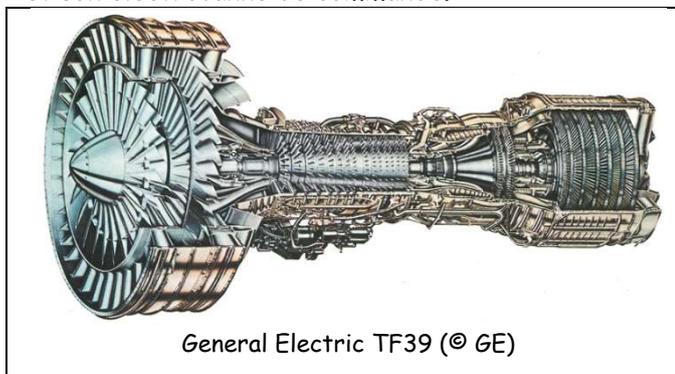
Vue en coupe d'un moteur CF6-80. Crédit. Document de la communication externe de General Electric.

En 1990, c'est cette orientation que prend la direction générale de General Electric en annonçant le développement d'un nouveau moteur dont la poussée sera très au-delà de 76 000 livres et avec un fort potentiel de développement. Il serait destiné à un gros bimoteur pour lequel, Boeing commence à tester l'intérêt qu'ils pourraient susciter parmi les compagnies aériennes mais qui n'est pas formellement lancé.

L'intention initiale étant de remplacer les trimoteurs Lockheed L-1011 " Tristar " dont 250 ont été produits, ils sont en service depuis 1971 et Douglas DC-10 entrés en service au même moment dont environ 380 sont en service. Soit un peu plus de 600 avions, peu économiques à exploiter et qui avec leurs vingt années d'exploitation vont nécessairement devenir de plus en plus demandeurs en activités de maintenance. L'anachronique McDonnell Douglas MD-11 dont 200 exemplaires seront construits mais qui n'entrera en service qu'en 1990 ne fait pas encore partie de l'équation. Le marché potentiel initial est donc important.

Toutefois, à la date de la mise en études de ce moteur, c'est une première pour General Electric, qui n'a encore jamais lancé aucun projet de moteur commercial " *ab initio* ". En effet, des moteurs à grand succès tels

ceux que la famille du CFM56 utilisent un générateur de gaz identique à celui qui avait été développé pour le moteur militaire F101, du bombardier Rockwell B-1 " Lancer ". Celle du CF6 est très largement dérivée du moteur TF39, un des premiers turboréacteurs à fort taux de dilution, de l'ordre de 8, à entrer en service et qui avait été financé par l'USAF pour la motorisation du Lockheed C-5A " Galaxy ", de même que ceux de la série des CF34 destinés à des jets régionaux qui sont des évolutions du TF34 du Fairchild-Republic A-10 " Thunderbolt II ". Cette fois en l'absence de contrat militaire, pour General Electric, l'investissement, les risques techniques et financiers sont énormes. Ces risques seront partagés avec des " Risks sharing partners " dont Snecma, le partenaire traditionnel, qui prendra en charge 25% des études et des fabrications, compresseurs basse et haute pression, de certains équipements dont les harnais électriques et le module de lubrification, le démarreur et son électrovanne de commande.



General Electric TF39 (© GE)

Fiat Avio pour 10% qui aura la charge de l'ensemble du système de transmission de puissance renvoi d'angle interne, boîtes de transfert et d'entraînement des accessoires, Volvo Aero qui produira divers carters et IHI Corporation au Japon (Ishikawajima Heavy Industries). Réduisant quelque peu les risques techniques, il sera possible d'exploiter des études réalisées dans le cadre de deux projets réalisés sous l'égide de la NASA : GE/NASA QCSEE (Quiet Clean Short-Haul Experimental Engine) et E3 (4).

Les moteurs de la famille GE90

En 1993, le moteur GE90 offre une occasion supplémentaire à General Electric et Snecma de solidifier leurs relations, en créant, une société conjointe dénommée CFAN qui sera détenue à parts égales. Basée à San Marcos au Texas, la société CFAN sera chargée de la fabrication et des réparations des aubes de soufflante de grandes dimensions, des plateformes d'interface, entre les aubes, en matériaux composites, dont celles du GE90 sont la première application dans un turboréacteur commercial. Suivront les mêmes fabrications pour les mêmes éléments destinés aux moteurs GEnX et GE9X.

Deux variantes du GE90 ont été certifiées. La première, désignée GE90-90B à entrer en service, sera capable jusqu'à 94 000 livres (42,6 tonnes), de poussée. Elle est dite " Base ". Cette version, se décline en deux tarages 90 000 livres (40.8 tonnes) et 94 000 livres obtenue après une certification intermédiaire à 92 000 livres (41 tonnes) en 1996 et l'introduction des profils à définition tridimensionnelle (Aero 3D), désignée GE90-94B. Elle est destinée, à la fois aux Boeing 777-200 et 777-200 ER. Le 777-200 ER est une variante à poids maximum au décollage augmenté du 777-200. La lettre " B " signifie que ce moteur est installé sur un avion produit par la société Boeing. Le modèle de " Base " qui entre en service chez son premier opérateur British Airways, le 17 novembre 1995 à l'occasion d'un vol entre Londres et Dubaï, développe 76 000 livres. La certification à 76 000 et 85 000 livres de poussée avait été obtenue quelques jours plus tôt, le 3 novembre. La certification à 90 000 livres deux ans plus tard, le 23 janvier 1997, celle à 94 000 livres le 8 novembre 2000. Toutes les versions présentent le même taux de dilution, proche de 9, et la même température de cassure 30 degrés centigrades. Le taux de dilution des moteurs GE90 est souvent présenté comme " de l'ordre de 9 ". La raison étant qu'une partie du débit d'air important du compresseur basse pression aux régimes intermédiaires doit être dévié par les vannes de décharge variables situées derrière ce compresseur, vers le flux secondaire. Ce débit variable fait évoluer le taux de dilution en fonction de la vitesse de rotation du rotor haute pression et de la température d'entrée dans le compresseur haute pression. Le taux de dilution est minimum à la puissance de décollage.



La montée en puissance et l'obtention des certifications requises peuvent paraître lentes. C'est un fait mais ce moteur est le plus puissant jamais introduit en service commercial. Le diamètre de la soufflante est presque identique à celui du fuselage du Boeing 737 ! C'est la première fois que des aubes de si grande taille réalisées en matériaux composites sont utilisées. Celles utilisées initialement par le Rolls-Royce RB-211 des premiers " Tristar " et qui conduiront Rolls-Royce à une quasi faillite, n'étaient pas constituées de la même matière.



Boeing 777 surnommé le " Triple sept " (© Boeing)

Le taux global de compression qui atteint 40, en treize étages (23 pour le seul compresseur haute pression) est le plus élevé au monde. Celui du CF6-80 E dont il est admis que le système de compression soit très efficace est de 33,7 seulement, mais en dix-huit étages. Auquel s'ajoute une des première chambre de combustion à injecteurs double tête.

Le GE90-90B " Base ", est un moteur double corps, à cycle double flux à très fort taux de dilution de l'ordre de 9. Le plus élevé du marché alors qu'il entre en service. Le rotor basse pression constitué de la soufflante, à vingt-deux aubes en matériaux composite à large corde, d'un diamètre de 3,124 mètres dont le taux de pression et de 1,65 (Fan pressure ratio) du compresseur basse pression à trois étages sont entraînés par une turbine basse pression à six étages. Dix pour le compresseur haute pression, dont les stators des quatre premiers étages sont à calage variable, entraîné par la turbine haute pression à deux étages. Les deux compresseurs sont séparés par un carter de grande dimension qui forme le cadre arrière de la soufflante. Il supporte le palier avant, numéro trois, du corps haute pression, double, à billes renforcé par un palier à rouleaux dans lequel tourillonne la partie avant de l'arbre du rotor haute pression de même que les paliers numéro un, à grosses billes, et numéro deux, à rouleaux sur lesquels tourillonnent la soufflante et le compresseur basse pression. Le cadre arrière de la soufflante inclue les aubes directrices de sortie du flux secondaire, creusées en aluminium, ainsi qu'au niveau du diamètre intérieur les aubes directrices d'entrée à calage variable qui dirigent l'air vers le premier étage rotor du compresseur haute pression du flux primaire. De larges cavités percées dans ce diamètre permettent, à bas régime aux vannes de décharges variables de moduler l'échappement de l'excès d'air sortant du compresseur basse pression vers le flux secondaire. Le point d'encrage avant du moteur avec le pylône d'interface et la voilure est situé au sommet, sur la périphérie au niveau du diamètre extérieur du carter de la soufflante. La chambre de combustion annulaire inclue trente injecteurs double tête soit soixante points d'injection.

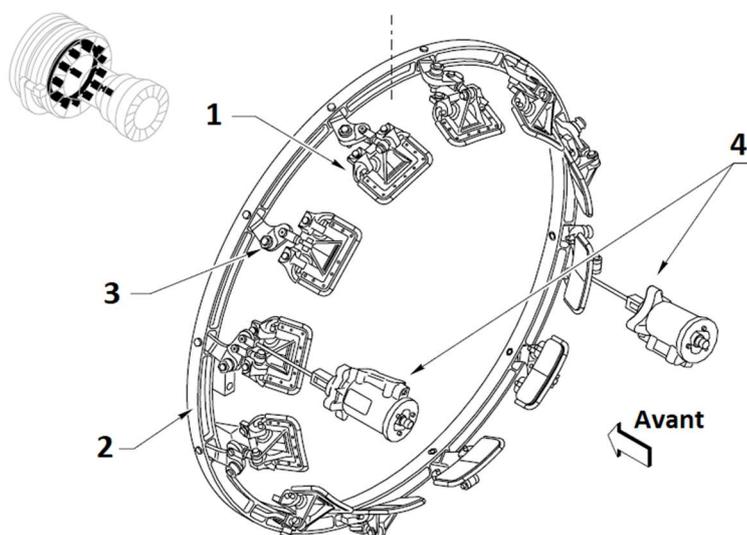


Diagramme montrant la constitution du système des vannes de décharge variables du moteur GE90, soit douze portes à ouverture variable (1), l'anneau (2) et les leviers de commande (3) avec leurs deux vérins de manœuvre (4).

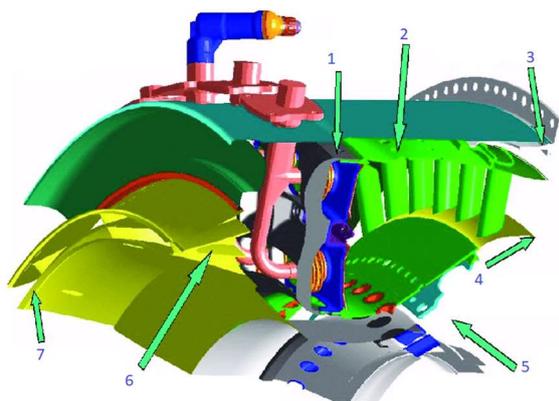
La puissance d'un seul vérin est suffisante pour garantir le bon fonctionnement du système.



Demi carter de compresseur haute pression dont les stators sont à calage variable. Les anneaux ainsi que les leviers de commande des stators à calage variable sont bien visibles ainsi que les segments inférieurs lesquels forment un anneau, assurent l'étanchéité inter étage avec le rotor et le point d'appui des pivots inférieurs.

La multiplication des points d'injection permet de mieux vaporiser le carburant, pour une meilleure combustion et la réduction des émissions polluantes. La turbine haute pression, dont les aubes à structure monocristalline sont capables de supporter une température d'entrée turbine au décollage de 1320°C degrés, 1110°C en régime de croisière. Son arbre arrière tourillonne dans le palier numéro quatre à rouleaux, positionné dans le carter central obtenu par métallurgie des poudres. La turbine basse pression est à six étages, ses disques sont

bouillonnés l'un sur l'autre puis, puis via une interface de forme conique, sur l'arbre de turbine basse pression dont la partie arrière est supportée par le palier numéro cinq, à rouleaux, installé dans le cadre arrière, structurel de la turbine basse pression lequel sert également de point d'ancrage de l'arrière du moteur avec le pylône de l'aile.



1. Injecteur à carburant avec le dispositif "tourbillonneur" d'air
2. Orifices de dilution
3. Vers le refroidissement de la turbine Basse Pression
4. Vers le refroidissement de la turbine Haute Pression
5. Purge d'air de la cavité du disque de turbine
6. Diffuseur avec le bec de séparation du flux d'air
7. Sortie du compresseur haute pression

Vue générale de la chambre de combustion du moteur GE90.
Crédit. Document origine manuel de cours GE90, centre de formation General Electric.

Le système de contrôle de la puissance est réalisé par un système FADEC (Full Authority Digital Engine Control) constitué d'un calculateur électronique (EEC Electronic Engine Control) double chaîne, installé sur le carter de soufflante qui commande le HMU (Hydraulic Mechanical Unit) positionné sur la boîte d'entraînement des accessoires. Le HMU ajuste le débit carburant, la position des vanes de décharge variables et des aubes de stator du compresseur haute pression à calage variable, il contrôle les jeux des turbines, haute et basse pression, entre le sommet des aubes et leur carter extérieur. Le système de commande s'appuie sur divers capteurs de température et de pression disposés sur l'avion et dans les veines d'air du moteur. La lubrification, par carters secs, est réalisée via une pompe à huile à haut débit, montée sur la boîte d'entraînement des accessoires, laquelle inclue, dans un même bloc, le filtre à huile avec les pompes de pression et de récupération. Le réservoir d'huile, d'une contenance de presque trente litres, et installé sur le carter de la soufflante. Un dispositif électronique, installé sur ce réservoir, permet de capter et de compter les particules qui pourrait circuler dans l'huile de lubrification et d'en informer les équipes de maintenance. Le démarrage est assuré par un démarreur dont la puissance est de l'ordre de 450 chevaux ! C'est une turbine à air comprimé alimentée, au travers d'une vanne à air installée directement sur le démarreur à l'entrée de sa turbine froide et la large et longue tuyauterie d'une seule pièce en tôle fine d'acier, dont le diamètre est l'un des plus grand utilisé sur un moteur d'avion. L'air sous pression arrive du puissant APU (Auxiliary Power Unit) installé à l'arrière du fuselage de l'avion, sous la dérive ou un groupe générateur d'air comprimé de servitude au sol. Il est aussi possible, le premier moteur étant en fonctionnement d'utiliser la pression d'air qu'il génère pour démarrer le second moteur. L'électrovanne à air est commandée à l'ouverture par le pilote au moment où il initie la séquence de démarrage du moteur. Cette séquence, ouverture des électrovannes du démarreur, d'alimentation en carburant et des relais électriques des bougies d'allumage est entièrement contrôlée par le système FADEC, qui gère " l'enroulement " optimum du corps haute pression modulant le débit carburant. Éventuellement interrompant le processus en cas de dépassement de paramètres. Autre particularité du démarreur : utilisant le concept de la " cavité humide " il partage le même circuit d'huile de lubrification que celui du moteur.



Moteurs équipant le Boeing 777 : General Electric GE90, Rolls-Royce Trent 800, Pratt & Whitney PW4000 (© DR)

Chez General Electric, une première, pour un moteur commercial, l'information de température des gaz est captée par un pyromètre optique à laser qui mesure par colorimétrie des aubes du premier étage de la turbine haute pression, la température, qu'elles radient. Un dispositif d'assistance et de secours à base de

thermocouples a été conservé. Pour une masse, de 7,55 tonnes, la poussée certifiée est exactement de 93 699 livres (41,67 tonnes), la consommation spécifique est de 0,52 livre de carburant par livre de poussée et par heure.



Vue des aubes de la soufflante du moteur GE90-115B.

La forme en cimeterre est évidente.

Document de la communication externe de General Electric



Module majeur carter de la soufflante du GE90-115 B sur son bâti de dépose/repose et stockage. On observe sur le côté droit le réservoir d'huile et au sommet, la tuyauterie d'amenée d'air chaud de dégivrage vers le bord d'attaque de l'entrée d'air. Photo origine internet.

Le B777-200 effectue son premier vol en juin 1994, propulsé par des moteurs Pratt & Whitney PW4084 tarés à 86 760 livres de poussée (38,6 tonnes). Le 777-200 à moteurs Pratt & Whitney PW4084, est le premier de cette famille à entrer en service chez United, client traditionnel de Pratt & Whitney, taré à 84 600 livres (38,3 tonnes), le 15 mai 1995. La version à moteurs Rolls-Royce " Trent 800 " après son premier vol, quelques jours plus tard le 26 mai 1995, est mise en service par Thai Airways le 31 mars 1996. Le " Trent " de la série 800 capable de 75 500 à 95 000 livres (de 34,2 à 43,1 tonnes) de poussée entre en service chez ce client à 90 000 livres (40 tonnes). Le GE90 est donc le dernier à entrer en service. En réalité, Boeing proposant trois motorisations différentes pour le modèle 777-200, la compétition entre les motoristes est rude. Ils peinent à rentabiliser les lourds investissements nécessaires pour la réalisation, la constitution des jeux d'outillages et la certification de leurs moteurs. Le GE90, malgré des chiffres élogieux, dont celui de la plus faible consommation carburant, les ventes du Boeing 777-200 à moteur GE90-90 B ne sont pas à la hauteur des espérances. Sur ce plan, il n'occupe que la troisième place. Pour la direction générale de General Electric, l'aspect commercial n'est pas satisfaisant.

Le GE90-115 B " Grow "

C'est alors que Boeing, satisfait des performances opérationnelles et de la fiabilité, de son 777-200 qui devient une référence en la matière, commence à faire le tour des compagnies aériennes, proposant une version dont le fuselage serait allongé de 10 mètres, qui pourrait devenir le 777-300 destiné, cette fois, à succéder aux Boeing 747-100 et 747-200 vieillissants. Un tel avion, dans la mesure où il pourrait emmener un nombre de passagers équivalent, de l'ordre de 500 en classe unique, sur des distances équivalentes, environ 11 500 kilomètres, avec seulement deux moteurs abaisserait la consommation carburant de 30% et réduirait les coûts d'exploitation de 40% ! En pratique, tel qu'il sera livré à ses clients, le 777-300 sera capable d'emmener, selon la configuration, entre 368 et 550 passagers, soit 20% de plus que les modèles 777-200. En configuration maximale jusque 5600 miles nautiques (10 200 kilomètres). Le premier 777-300 vole pour la première fois le 16 octobre 1995, le dernier sort de la chaîne de production de Seattle Everett dans le courant de l'année 2006. Soixante furent construits dix-huit à moteurs Pratt & Whitney, quarante-deux à moteurs Rolls-Royce. Sur la base de ces chiffres, on réalise aisément la difficulté pour les motoristes de recouper leurs investissements sur des programmes aussi courts.

Cette version nécessiterait un moteur dont la poussée devrait s'approcher des 100 000 livres (45,3 tonnes). Pour ce qui concerne General Electric et le GE90 il faudrait, tout en conservant la configuration de base, la faire significativement évoluer, ce que la direction générale de General Electric rejette. En fait, elle irait jusqu'à envisager de mettre fin au programme du GE90. Il en résulte que General Electric ne proposera pas de

moteur pour la version du Boeing 777-300 laissant Rolls-Royce et Pratt & Whitney s'affronter sur cette version. Pratt & Whitney propose un moteur de la série PW4000 le PW4000-112 (pour le diamètre de soufflante de 112 pouces soit 2,85 mètres) ou encore PW4098 tarée à 98 000 livres de poussée (43 tonnes). Ce moteur, certifié pour des opérations en ETOPS 207 minutes et qui permet au 777-300 de décoller à la masse maximale de 302 tonnes (662 000 livres) est le plus puissant moteur jamais produit par Pratt & Whitney. Rolls-Royce propose une version de son " Trent " à 95 000 livres de poussée. Moins puissant que le moteur de Pratt & Whitney, mais qui se caractérise par être la plus légère des trois motorisations. Ainsi, un 777 propulsé par deux " Trent " est 3,6 tonnes plus léger que si motorisé par deux GE90. 2,9 tonnes si motorisé avec deux PW4098.

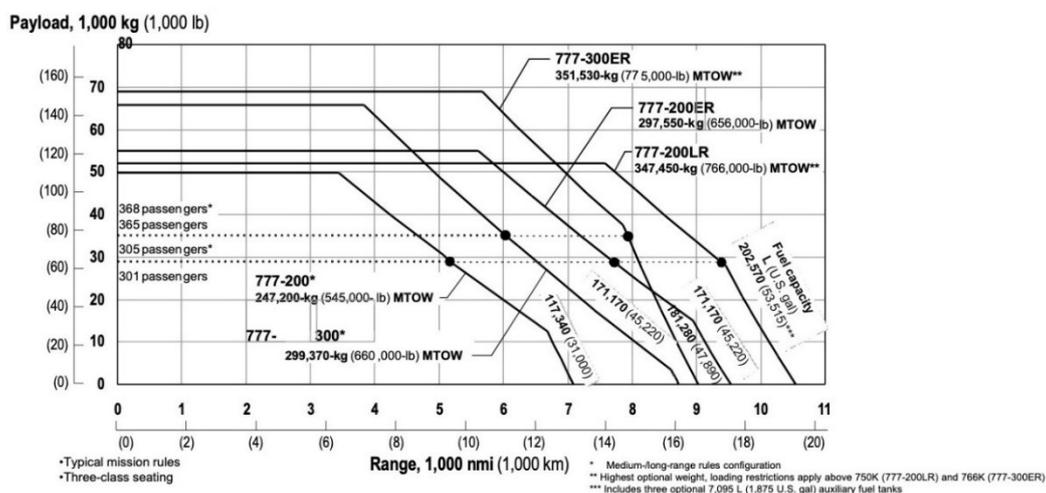


Diagramme des performances des Boeing 777 de la famille 300 ER.
Document d'une brochure commerciale de la société Boeing.

Dans les coulisses, la branche aviation, confiante du fort potentiel de développement du GE90 et, évidemment, du Boeing 777 qui n'est pas sur la même ligne que sa direction générale s'active en projetant une version encore plus puissante qui attire l'attention de Boeing puis celle de plusieurs clients majeurs qui souhaiteraient une version encore plus performante du 777-300. Des propositions de commandes fermes et d'options sont même sérieusement envisagées. Le programme est finalement lancé avec quarante-neuf commandes fermes émanant de quatre clients de lancement, Air France, Japan Airlines, All Nippon et EVA Air. La compagnie Emirates basée à Dubai, qui ne tardera pas à devenir, avec plus de cent-cinquante avions des trois déclinaisons en service, le plus gros utilisateur du Boeing 777-300 ER suivra, quelques mois plus tard avec une commande initiale pour trente-trois unités. Ce qui va devenir le GE90-100 B " Grow " (5) et le 777-300ER dont dérivera une version à très long rayon d'action 777-200 LR et cargo 777-200 LRF commence une belle carrière technique, opérationnelle et commerciale. Le poids maximum autorisé au décollage de la version 777-300 ER s'affiche à 750 000 livres (340 tonnes) autorisant un rayon d'action maximum de 7930 miles nautiques (14 700 kilomètres). Le 777-300 ER ayant été certifié à 775 000 livres (351 tonnes) il est possible, après concertation avec Boeing, d'obtenir des augmentations du poids maximum autorisé au décollage entre 750 et 775 000 livres (6). Celui du 777-200 LR ou " Worldliner " est de 9450 miles nautiques (17 500 kilomètres). Après des négociations et un accord avec General Electric, cette fois, Boeing ne propose qu'une seule motorisation, le GE90-100 B " Grow " de General Electric.



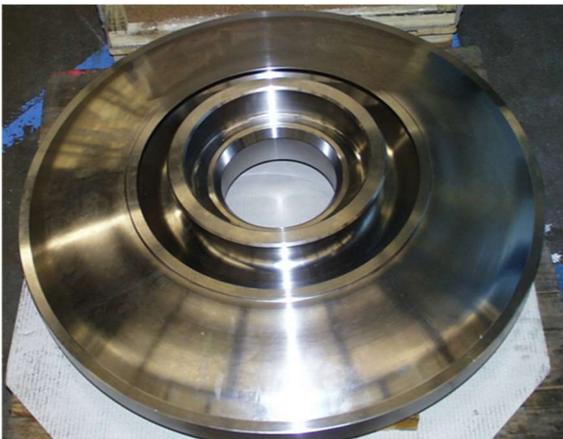
Boeing 777 avec GE90-110 (© Boeing)

La seconde variante " Grow " ou GE90-100 B est disponible en deux tarages 115 000 livres (52,1 tonnes) pour la version 777-300 ER ou 110 000 livres (49,8 tonnes) pour deux versions raccourcies du 777-300 ER. Le 777-200 LR, pour " Long Range " qui conservant les ailes du 777-300ER reprend la longueur du fuselage du 777-200 et 777-200 LRF pour " Long Range Freighter " version cargo du Boeing 777-200 LR capable d'emporter 101

tonnes de fret. Le 777-200 LR matérialise le concept de " City pair " en un autre terme, le 777-200 LR est en capacité de relier entre elles, sans escale intermédiaire, pratiquement toute l'année, n'importe quelle paire d'aéroports de la planète Terre.

Typiquement, le GE90-100 B gardera, autant que possible, la même architecture générale que celle du GE90-90 B " Base ". Toutefois devant la nécessité d'augmenter le débit d'air à l'entrée du compresseur haute pression, plusieurs mesures doivent être prises. La première, comme déjà indiqué plus haut, maintenir le diamètre de la cavité centrale identique à celle du GE90-90 B " Base ". Le diamètre de l'arbre de la turbine basse pression qui doit impérativement rester le même. Il sera réalisé dans un nouvel alliage à très forte résistance dont la composition et les procédures de fabrication, que General Electric a patentées, sont gardées confidentielles. Certes il n'est pas tout à fait pertinent de tenter de convertir la poussée en kilowatts mais le GE90-115 B, le plus puissant moteur mobile au monde (7), développe presque 107 000 kilowatt ! C'est, outre les énormes efforts en traction qu'il doit supporter, la puissance que doit passer l'arbre de la turbine basse pression !

L'aspect de la compatibilité du diamètre de la cavité centrale avec le diamètre de l'arbre de turbine basse pression étant soldé avantageusement, ce qui évitera d'avoir à intervenir en cascade sur d'autres composants, dont le diamètre des roulements qui imposerait d'intervenir sur les cadres qui les supportent... Reste, pour satisfaire à la nécessaire augmentation du débit d'air du compresseur haute pression, l'aspect de l'augmentation du diamètre efficace de sa bride d'entrée. Le défi ici, c'est une contrainte imposée par les ingénieurs de Boeing qui ne veulent en aucun cas modifier l'interface avec les capots de l'inverseur de poussée qui devront conserver les mêmes dimensions. La solution sera l'utilisation d'un DAM ou Disque Aubagé Monobloc au niveau du rotor du premier étage du compresseur haute pression. Ayant la responsabilité du dispositif de compression, il sera, conçu et fabriqué par Snecma. C'est, à la fois le plus grand DAM jamais construit et le premier utilisé dans un moteur commercial. Ils en existaient dans certains moteurs militaires tel que le Snecma M88-2 de l'avion de combat Rafale. Il remplace le disque et les aubes amovibles de l'assemblage conventionnel du GE90-90 B. Les DAM sont donc des disques aubagés taillés dans la masse d'un bloc de titane dont la forme du brut, avant usinage, peut faire penser à celle d'une soucoupe. Parmi plusieurs avantages, les DAM, en s'affranchissant de l'emprise des alvéoles usinées dans des disques conventionnels, permettent en améliorant le rapport de moyeu (rapport entre le diamètre extérieur sur le diamètre intérieur) d'augmenter la surface frontale effective du premier étage du compresseur haute pression. Démontrant, si besoin était, que modifier un aspect d'un compresseur n'est pas sans effet collatéral...



Vue du brut d'usinage de départ " galette " en titane du DAM.

Photo privée collection de l'auteur.



Vue d'un DAM premier étage du compresseur haute pression. Cette pièce de responsabilité Snecma est usinée à l'usine de Corbeil. Photo privée collection de l'auteur.

Le compresseur ainsi modifié, la surface de sa bride de sortie est désormais insuffisante pour permettre l'écoulement harmonieux du débit d'air augmenté. La parade sera la réduction d'un étage du compresseur haute pression qui passe à neuf. Pour compenser, de manière à ne pas perdre en taux de pression d'ajouter un étage à celui du compresseur basse pression qui passe à quatre. Les lois de régulation des vannes de décharges et des stators à calage variable sont adaptées en conséquence et les aubages du compresseur haute pression sont tous conçus en définition aéro 3D. Ces modifications permettent d'augmenter le diamètre de la soufflante qui passe de 123 (3,12 mètres) à 128 pouces (3,25 mètres). La configuration du diamètre externe du carter de la

soufflante est revue de sorte qu'il n'augmente que d'un 1,5 pouce (38 millimètres) permettant avec des modifications mineures de conserver les mêmes dimensions des capots de soufflante faisant partie de la nacelle. Les aubes de la soufflante en conception aero 3D à fort angle d'attaque, qui font penser à la forme d'un cimenterre, conservent la même robustesse et utilisent les mêmes matériaux composite et processus de fabrication que celle du GE90-90 B.

La nouvelle géométrie des aubes, à elle seule, fait gagner 2000 livres de poussée (890 kilos) auxquelles s'ajoute un gain en consommation carburant. Le module de lubrification du GE90-90 B n'est pas conservé, il est remplacé par un nouveau dont le débit est renforcé, ajouté à une ou deux autres modifications mineures dans le système de lubrification destinées à réduire la consommation d'huile.



Photo privée collection de l'auteur.

Vue face avant du carter de support de la soufflante. Il reprend la charge axiale des paliers numéro deux, rotor basse pression, et trois, rotor haute pression. Il supporte aussi le palier numéro un. Vers l'avant le carter de la soufflante et vers l'arrière, le générateur des gaz. C'est une des grandes pièces essentielles du moteur GE90. Il est fabriqué en éléments mécanosoudés par la FAMAT, société conjointe de Safran et General Electric basée à Saint-Nazaire.

Ultime modification significative, le système de réduction des charges en cas de balourd soudain du rotor basse pression dont le niveau équivaldrait à au moins la libération d'une aube de soufflante à la puissance du décollage. A ce régime, la vitesse de rotation maximum autorisée de la soufflante est de 2447 tr/mn pendant un maximum de cinq minutes (2333 tr/mn à la puissance maximum continue). Au décollage, la vitesse de rotation du corps haute pression est d'environ 11 150 tr/mn. En la circonstance, il s'agit de concevoir un système qui permettrait de ne pas avoir à augmenter la résistance des dispositifs d'accrochage du moteur sur le pylône d'interface avec l'aile, voire du pylône lui-même. Augmenter la résistance de ces dispositifs pour satisfaire aux conséquences d'un tel événement, certes envisageable, mais hautement improbable, engendrerait nécessairement un surpoids permanent très malvenu.

GE90-115B après l'essai certifiant de libération d'une aube de soufflante.

On observe le secteur vide après la libération d'une aube qui a provoqué l'arrachement de 50% du profil de l'aube adjacente. Le déséquilibre a entraîné l'activation du dispositif de réduction de charge, donc le désalignement axial de l'ensemble disque/aubes lesquelles sont entrées en contact avec le segment d'abrasable participant au freinage soudain du rotor basse pression.

Photo privée collection de l'auteur.



Le système de réduction des charges, trop souvent improprement appelé, même par certains experts " *découpleur de soufflante* " **(8)** consiste en un réaménagement de la partie avant de la ligne d'arbre basse pression. C'est à dire du palier numéro un, de son support et du palier numéro deux et de la technologie de son installation sur l'arbre de la turbine basse pression. Le palier numéro un à grosses billes, celui qui reprend la charge axiale du rotor basse pression du modèle de " *base* " passe à rouleaux, alors que le palier numéro deux, à billes sur le " *base* " passe à grosses billes, toujours pour la même fonction, reprendre la charge axiale du rotor basse pression de la version " *grow* ". Le support du palier numéro un évolue quelque peu, avec l'implémentation d'une zone fragilisée, à 360 degrés située à mi-distance entre son point d'appui sur la carter arrière qui supporte celui de la soufflante et le plan du palier numéro un. La partie extérieure de la piste intérieure du roulement numéro deux de forme concave est montée sur l'arbre de la turbine basse pression via une entretoise de forme convexe. Cette entretoise installée sur l'arbre du rotor basse pression est solidarifiée avec le roulement par un jeu de goupilles " *à casser* ". En présence d'un très fort balourd, les goupilles se rompent, autorisant la piste intérieure du roulement numéro deux de pivoter de quelques degrés autour des formes concave et convexe, entraînant la rupture par cisaillement de la zone fragilisée du support du palier

numéro un. En une fraction de seconde, la soufflante orbite, le sommet de ses aubes impacte le joint d'abrasable, plus épais que celui du modèle de " base ", qui agit alors comme un système de freinage très puissant. Bien que la turbine basse pression continue de fournir de l'énergie, il n'y a pas de dispositif d'arrêt automatique de l'alimentation en carburant, la soufflante se bloque arrêtant sa rotation en quelques rotations annihilant ainsi les charges engendrées par le déséquilibre du rotor basse pression.

La famille des GE90, comme tous les moteurs de cette génération, sont constitués de modules majeurs, carter de la soufflante, corps haute pression (générateur de gaz), turbine basse pression et son arbre. Les modules majeurs étant eux-mêmes décomposés en modules de maintenance.



Monté à la face avant sur le carter supportant la soufflante, vue du dispositif réducteur de charge, notamment le support du palier un à rouleaux dont on aperçoit la piste intérieure. A la périphérie extérieure de la cavité, le bord

d'attaque des écopes des vannes de décharge variables en position ouverte.

Photo privée collection de l'auteur.



Vue du long arbre de turbine basse pression du moteur GE90-115 B.

Cet arbre passe 107 000 kilowatt.

Photo privée collection de l'auteur.

L'aspect du transport d'un moteur de telles dimensions ne peut être occulté. Les nécessités de transport existent typiquement dans deux conditions. Transport vers un atelier de maintenance, ou vers un aéroport extérieur pour le cas où un moteur devrait faire l'objet d'un remplacement imprévu hors de la base principale de l'opérateur, généralement à la suite de détournements, assez rares mais qui restent une potentialité à prendre en compte. Pour faciliter les opérations de transport, le module de la soufflante a été conçu de telle façon qu'il soit possible de le démonter, et de le remonter, avec des moyens limités. L'opération est du type échange standard. Elle ne nécessite aucun passage au banc d'essais pour mesurer la poussée. C'est à dire sans le besoin de disposer de moyen de levage, d'outillages complexes, de prise de mesures ou de la nécessité d'avoir à procéder à des ajustements sophistiqués.

Ainsi à la suite de la dépose de la totalité des aubes de la soufflante et les opérations de déconnexion des câblages électriques et des tuyauteries d'interface avec le module générateur de gaz, tous d'accès aisé, il est possible de démonter les deux couronnes de boulons qui relient la plateforme intérieure des aubes directrices de sortie du flux secondaire avec le diamètre extérieur du carter arrière de la soufflante. Le module soufflante reposant sur son bâti de stockage et de roulage en hangar. Le reste du moteur repose sur le chariot de transport faisant partie de l'ensemble du système de levage pour la dépose ou la repose du moteur sur l'avion. Par convention, un moteur complet est désigné M10. Dans cette configuration, un des rares avion-cargo, relativement facile d'accès, capable de l'emporter est l'Antonov An 124 Ruslan. Il est également possible de transporter un M10 par voie routière par camion semi articulé dans la mesure où l'opérateur dispose d'une remorque surbaissée. La hauteur du transport dans cette condition étant encore de l'ordre de 5,10 mètres ! Le moteur, sans le carter de la soufflante, par convention, est désigné M20. Dans cette configuration un GE90 est moins volumineux que le CF6, il peut être transporté par tous les avions cargos à fuselage larges disponibles sur le marché, ou par voie routière sans prérequis.



Chargement d'un GE90-115 B, en configuration M10, sur son bâti de transport, en position basse, dans un Antonov 124. Le chargement doit impérativement se faire turbine basse pression vers l'avant.

Photo origine internet.



GE90-115 B en configuration M20 " Propulseur " sur son chariot de stockage, transport dépose/repose de l'avion. On observe sur le carter arrière de la soufflante, la couronne d'orifices destinés, en régime intermédiaire à l'échappement de l'air issu du compresseur basse pression vers le flux secondaire. Photo origine internet.

Le transport du carter de la soufflante, à cause de son volume, est plus contraignant. Après reprise depuis le bâti de stockage et de roulage, il faut pouvoir disposer du container de transport dédié qui permettra de le reprendre sur le bâti de dépose et repose puis de le basculer à l'horizontale. Il est alors possible de l'embarquer dans des avions cargos à fuselage large pour autant que la porte soit suffisamment large ! Ou par voie routière toutefois, dans cette condition, selon la réglementation de certains pays, pour cause de sa largeur, il peut entrer dans la catégorie des transports exceptionnels.

Après son premier vol en position deux sous l'aile du Boeing 747-100, banc d'essais volant propriété de General Electric, depuis le site de Mojave dans le désert Mojave en Californie au début de l'année 2002, suivi d'une dense campagne d'essais au sol et en vols, le GE90-100 B " Grow " obtient sa certification FAR33 de la FAA et de l'EASA au tarage de 115 000 livres vers la fin de l'année 2003. Celle du 777-300 ER suivant rapidement, c'est Air France qui au début de l'année 2004, avec des vols depuis l'aéroport Charles De Gaulle, initialement vers la côte Est des États-Unis, puis vers le Japon, procède à l'entrée en service, directement en réglementation ETOPS 180 minutes. Avec presque un millier d'exemplaires, toutes versions confondues les 777-300 ER, 777-200LR et 777-200 LRF, produits à cette date ont été opérés sans aucun accident grave (9) depuis l'entrée en service. Le programme du GE90-100 B " Grow " est un incontestable succès technique et commercial. La ligne de production des 777-300 ER, 777-200 LR avec l'arrivée du Boeing 777X à motorisation unique par un moteur de General Electric désigné GE9X, devrait bientôt s'éteindre, d'autant que les opérateurs préfèrent désormais s'orienter vers la dernière version du 777X capable d'emmener jusqu'à 400 passagers sur 9430 miles nautiques (15 185 kilomètres). Avec l'A350, Airbus ayant résolument pris le virage du bimoteur à fuselage large et à long rayon d'action, l'A350 concurrence largement les avions de la famille 777, dont le nouveau 777X. En outre l'A350 et le 777X de la catégorie des gros bimoteurs sont clairement capables de disputer le marché du transport à longues distances aux gros quadrimoteurs, A380 et Boeing 747-800 qui ne sont d'ailleurs plus en production. A cette date aucun quadrimoteurs n'est sur la planche à dessins.



Décollage depuis le terrain de Mojave en Californie du Boeing 747-100 propriété de General Electric pour le premier vol du moteur GE90-115B installé en position 2.

(© General Electric)



Pendant la campagne des essais en vols, le premier prototype du Boeing 777-300 ER (ZH-101) accompagne le Boeing 747-100 banc volant de General Electric. (© General Electric)

Conclusion

Pour conclure, nous nous questionnerons, une fois de plus, sur le fait de savoir si à Toulouse par cette journée maussade d'octobre 1972, alors que l'A300 prenait son envol, combien parmi les témoins étaient ceux qui prévoyaient un tel développement et essor commercial pour les avions bimoteurs à fuselages larges qui faisait leur apparition ?

Notes de fin

(1) Container LD3 pour " Unit Load Device " selon la désignation IATA (Association Internationale du Transport Aérien) est un container généralement en aluminium de dimensions standardisées base 1,562 x 1534 mm dont une des faces est tronquée pour épouser la forme du fuselage de l'avion, hauteur 1,626 m destiné au transport de bagages, de courrier ou de marchandises, sauf des produits dangereux, dans les soutes inférieures des avions de ligne voire en avion-cargo. Sur la base du seul volume, les avions à fuselage larges ont la capacité d'en charger une quarantaine.

(2) Le 25 mai 1979, aussitôt après le décollage depuis l'aéroport international de Chicago O'Hare, le pylône du moteur numéro un d'un McDonnell Douglas DC10-30 opéré par la compagnie American Airlines s'arrache de l'aile, emportant une partie des panneaux de l'intrados. Il en résulte une perte irrémédiable de contrôle de l'avion causant le décès des 271 passagers et membres d'équipage qui étaient à bord et de deux personnes au sol. S'en suivit, par médias interposés, un vif débat quant à la conception de la nacelle de l'Airbus A300. En réalité, si la nacelle du DC10 et celle de l'A300 sont bien identiques, la rupture était localisée au niveau de l'interface entre le pylône et la voilure dont la conception est très différente sur l'A300.

(3) Dans les années qui suivent la seconde guerre mondiale, sous forme d'une circulaire, la FAA édicte une règle, surtout dirigée vers le Douglas DC3, pour prévenir l'utilisation commerciale de cet avion au-delà de 60 minutes de vol, en condition monomoteur, d'un aéroport de déroutement. Avec la mise en service des Douglas DC9 et Boeing 737-100, le règle est une première fois assouplie à 75 minutes pour autoriser des survols maritimes réguliers entre le sud-est des États-Unis et des destinations dans les Caraïbes. De dérogation en dérogation, la règle se complexifie. L'augmentation du nombre de bimoteurs à fuselage large en service ainsi que celle de la fiabilité des réacteurs, impose de simplifier cette circulaire, ce qui sera formalisé par la réglementation ETOPS éditée en janvier 2007.

(4) Les acronymes QCSEE et E3 (Pour E cube) désignent deux projets différents conduits sous l'égide de la NASA visant à développer des technologies destinées à augmenter l'efficacité des turboréacteurs telles que la réduction de la consommation spécifique de carburant par unité de poussée, l'augmentation du taux de compression des compresseurs, tout en réduisant le nombre d'étages et la réduction de l'empreinte de bruit. General Electric et Pratt & Whitney furent invités à participer.

(5) " Grow " pour agrandie en langue Française.

(6) Pour optimiser le bénéfice de l'augmentation du poids maximum autorisé au décollage, en condition de température ou d'altitude élevées de l'aéroport, General Electric propose aux opérateurs le concept du " bump ". Le " bump ", sans augmenter la poussée maximum certifiée, consiste en une moindre réduction de la poussée disponible au-delà de la température de cassure. Ce système, faisant partie intégrante du dispositif de gestion de la puissance, est entièrement automatisé.

(7) Le terme " découpleur " suggérant qu'il aurait une forme de séparation entre la turbine basse pression et la soufflante est inadapté. En effet, une telle séparation qui libèrerait la turbine basse pression du couple résistant engendré par la soufflante causerait une mise en survitesse immédiate de la turbine basse pression aux résultats dévastateurs, un des pires scénarios pour les constructeurs de turbines aéronautiques.

(8) Plus puissant moteur mobile au monde. Des nombreux moteurs dépassant la puissance de 107 000 kilowatt existent mais ils sont tous statiques, telles que turbines génératrices de puissance électrique des barrages hydrauliques, des centrales nucléaires ou à charbon. Toutefois, tous ces générateurs de puissance sont statiques.

(9) Le taux d'accident du Boeing 777 est très bas, aucun grave pour les versions motorisées par le GE90-100 B " Grow ". Toutefois plusieurs accidents ont marqué la mémoire du public. Dont le vol MH370 de Malaysia Airlines (777-200 ER moteur Rolls-Royce " Trent " 892) disparu dans l'Océan Indien. Puis, encore le vol MH17 de Malaysia Airlines (777-200 ER moteur Rolls-Royce " Trent " 892) abattu " par erreur " par un système de défense sol air alors qu'il survolait une zone contestée au-dessus de l'Ukraine entraînant dans les deux circonstances le décès de la totalité des passagers et des membres de l'équipage. Deux autres ont également retenu l'attention. Sur l'aéroport de Dubaï dans des conditions de forts vents tourbillonnants, le pilote manque son atterrissage. Au cours de la remise des gaz, l'avion, un Boeing 777-300 (moteur Rolls-Royce " Trent " 892) décroche et s'écrase alors qu'il n'est qu'à quelques mètres au-dessus de la piste. Le débarquement des passagers et de l'équipage par les toboggans de secours s'effectue sans victime. Débarquement terminé, l'avion s'enflamme. Un pompier est tué par la projection d'un panneau provoquée par l'explosion d'un des réservoirs de carburant. L'avion détruit ne sera pas remis en service. A Londres Heathrow, le 17 janvier 2008, un 777-200 ER, moteur Rolls-Royce " Trent " 895,

s'écrase à l'atterrissage au seuil de la piste après l'arrêt simultané des deux moteurs, quarante-sept passagers sont blessés, mais on ne compte aucun décès. La cause de l'arrêt des moteurs est tracée au givrage simultané des échangeurs de chaleur huile kérosène des deux moteurs. L'avion sérieusement endommagé ne sera pas remis en service.

Références :

Jane's encyclopédie de l'aviation.

Diverses communications internes et externes et internes des sociétés General Electric et Snecma.

Revue " Airliners " de communications externes vers ses clients de Boeing.

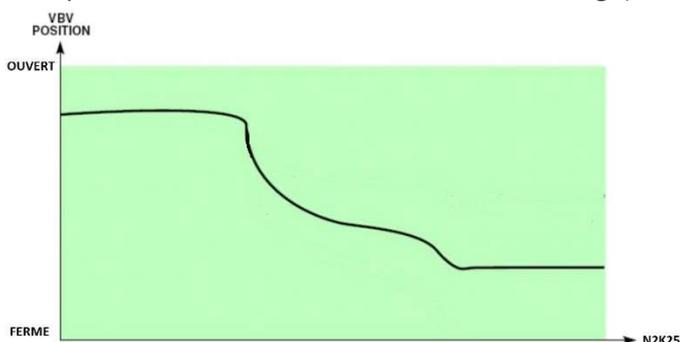
Annexe : vannes de décharge variables (VBV)

General Electric et CFM International en concevant leurs moteurs à fort taux de dilution ont opté pour la technologie du double corps, c'est-à-dire deux rotors concentriques sans aucune liaison mécanique tournant à des vitesses de rotation très différentes. Pour garantir le bon fonctionnement de la machine dans la totalité du domaine de vol, il importe d'harmoniser précisément le flux d'air qui la traverse.

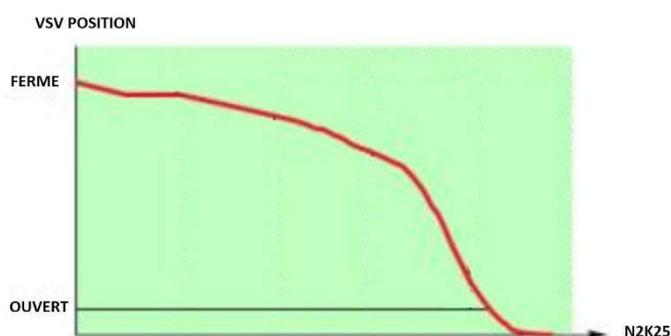
A bas régime et intermédiaire, les vannes de décharge variables (variable Bleed Valve ou VBV) canalisent l'excès d'air sortant du compresseur basse pression vers le flux secondaire contrôlent le débit d'air en fonction des nécessités du compresseur haute pression. Le dispositif de contrôle des stators à calage variable (VSV) des premiers étages du compresseur haute pression ajuste leur angle d'attaque en fonction de la vitesse d'écoulement du flux. Les vannes de décharge variables se ferment progressivement alors que le moteur accélère. Elles sont complètement fermées en milieu de la plage d'exploitation. Les stators à calage variable suivent un positionnement inverse. " Fermés " au régime du ralenti, ils " s'ouvrent " progressivement quand le moteur accélère. L'optimisation de l'angle d'incidence des profils maintient le flux d'air laminaire dans toute la plage d'utilisation du compresseur haute pression.

Le positionnement des vannes de décharge variables (VBV) et des stators des premiers étages à calage variable (VSV) du compresseur haute pression sont contrôlés, synchrones, par le système de gestion de la puissance du moteur. Les deux dispositifs sont contrôlés, en fonction de la vitesse de rotation du rotor haute pression et de la température de l'air au plan d'entrée du compresseur haute pression.

Dans le cas du GE90, par l'EEC (Electronic Engine Control) et ses capteurs associés N2 (Régime de rotation du corps haute pression, CIT (Compresseur Inlet Temperature) soit la température de l'air prise au plan d'entrée du compresseur haute pression et le HMU (Hydraulic Mechanical Unit) qui dirige l'ordre requis vers les vérins de manœuvre, deux par système. La tige de chacun des vérins comporte un capteur de position qui compare l'exécution de l'ordre avec les deux logiques mémorisées dans l'EEC.



Vannes de décharge variables (VBV). Diagramme de la position des vannes de décharge variables en fonction de la vitesse de rotation du corps haute pression et de la température d'entrée de l'air au niveau du compresseur haute pression.



Vannes de stator variables (VSV). Diagramme de la position des stators à calage variable en fonction de la vitesse de rotation du corps haute pression et de la température d'entrée de l'air au niveau du compresseur haute pression.

Moteurs à réaction Heinkel ou la fabrique de prototypes

Introduction

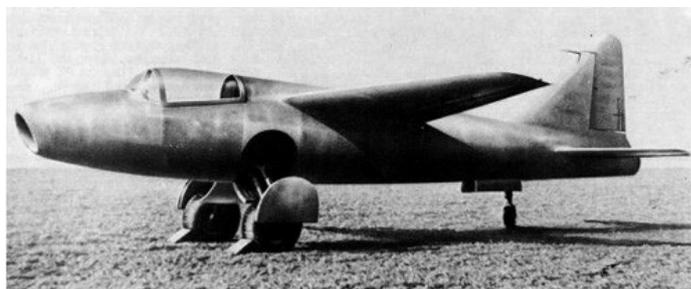


Faisant référence aux moteurs à réaction fabriqués en Allemagne pendant la seconde guerre mondiale, deux modèles viennent immédiatement à l'esprit : le Jumo 004 pour *Junkers motorenwerke* et le BMW 003. Ce dernier bien qu'il ne fit l'objet que de peu d'applications, est bien connu en France pour avoir servi de base, à partir de 1945, aux développements des Snecma ATAR. Sachant qu'il est très rarement fait mention des moteurs étudiés ou produits par la société Heinkel. Réalité curieuse alors que c'est bien sur la base d'idées du Docteur Hans Joachim Pabst Von Ohain qu'Heinkel réalisa, certes dans l'indifférence générale (1), le premier vol mondial d'un avion à réaction de sa construction, propulsé par un réacteur que la société Heinkel avait très largement contribué à produire. Cet aspect des choses m'ayant interpellé, je me suis livré à quelques recherches, pour tenter de comprendre quelle furent la continuité des études et des productions de la société Heinkel, après ce premier vol historique, l'implication du Docteur Von Ohain, et pourquoi, alors qu'en 1939 la société Heinkel qui avait accumulé une avance considérable dans le domaine des turbo machines soit restée dans l'ombre, même parmi les spécialistes.

La journée du 27 août 1939, restera dans l'histoire comme celle du premier vol d'un avion à réaction. L'avion, un prototype à aile haute qui n'avait aucunement l'allure ou la destination à devenir un avion de combat était désigné Heinkel He 178. C'était un petit monomoteur monoplace, de 4 295 kilogrammes de masse à vide calculé pour une vitesse maximale de 650 kilomètres à l'heure. Il était propulsé par un moteur à réaction conçu par le Docteur Von Ohain dont la fabrication des composants et leur assemblage avait été réalisé, en toute confidentialité et sur des fonds propres de la société Heinkel dans un " garage " de l'entreprise à Rostock dans la province du Mecklembourg en Poméranie-Occidentale, par une petite équipe de machinistes talentueux qui avaient été recrutée et supervisée par le Docteur Von Ohain. Quelques pièces, dont la fabrication requérait des machines-outils indisponibles dans le " garage ", furent usinées par les machinistes d'un chantier naval de Rostock.

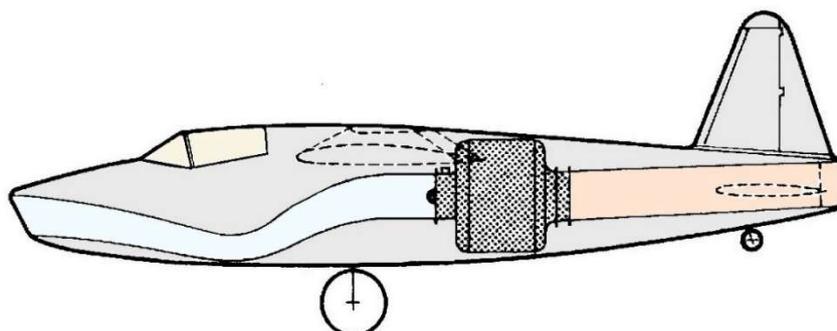


Vue en coupe d'une réplique du moteur HeS3B du premier vol d'un avion à réaction. Vue crédit Deutsches Museum.



Heinkel He-178 V1 - Août 1939 (© DR)

D'une durée d'environ six minutes, ce premier vol historique, pris place, tôt le matin, sous la forme d'un unique tour de piste du terrain de Marienehe, dans la périphérie de Rostock, lequel appartenait à la société Heinkel. Le He 178 était piloté par Erich Warsitz, pilote d'essais du RLM pour *Reichsluftfahrtministerium* ou Ministère de l'aviation du Reich. La brièveté du vol est à mettre au compte d'un incident, sans conséquence, mais qui n'a toujours pas disparu, la collision en vol avec un oiseau. Le moteur était un type He-S3B (He pour Heinkel, S pour *Strahltriebwerk* ou turboréacteur en langue Allemande). Cette structuration sera conservée pour toute la durée de la guerre.



Heinkel He-178 équipé du réacteur à flux centrifuge He-S3B - Coupe longitudinale. (© Auteur)

Les moteurs étudiés et testés par Heinkel pendant la seconde guerre mondiale

Il semble utile, avant d'aborder les études et la production des moteurs Heinkel de faire un bref résumé des décisions qui conduisirent à la prééminence des sociétés Junkers et BMW. Dès 1938, deux directeurs du RLM Hans Mauch et son adjoint Helmut Schelp avaient bien conscience des limitations des moteurs à pistons et des avantages que pourrait présenter une potentielle propulsion par turbo-réacteur. Toutefois, à cette date, aussi surprenant que cela puisse paraître, ils n'ont aucune connaissance des travaux que la société Heinkel conduit confidentiellement seule depuis presque deux ans...

En 1938 en Allemagne, en l'état des connaissances, il était admis que le manque d'efficacité des compresseurs et des chambres de combustion alors disponibles, ne permettait pas d'envisager de faire fonctionner un turbo-réacteur capable de propulser un avion. Toutefois, trois aérodynamiciens, les professeurs Prandtl, Betz et Encke qui étudiaient et enseignaient au laboratoire d'aérodynamique de l'université de Göttingen avaient démontré qu'il serait possible, utilisant les dernières connaissances scientifiques d'envisager l'étude de turbo-réacteurs. C'est sur cette base que Hans Mauch et Helmut Schelp, entament, cette même année, leurs démarches, pour tenter d'intéresser, sous la direction du RLM, les fabricants de moteurs à pistons à la propulsion par turbo-réacteur. La société Heinkel qui n'est pas répertoriée comme un fabricant de moteur d'avion, ses travaux étant inconnus des services officiels, n'est pas approchée. En 1938, on compte quatre fabricants de moteurs d'avion en Allemagne : BMW, Junkers Motoren, Daimler Benz et BRAMO pour Brandenburgische Motorenwerke GmbH. Le directeur de Junkers Motoren, Otto Mader, accepte, avec une certaine réticence, d'entreprendre des études d'ampleur limitée qui amèneront toutefois, sous la direction d'Anselm Franz, au Jumo 004 du premier avion à réaction opérationnel produit en masse pour le Messerschmitt Me 262. Daimler Benz refuse tout net. BRAMO conscient de sa compétition avec BMW accepte d'initier de premières études. En 1939, avec la reprise de BRAMO par BMW, l'activité moteurs d'avion des deux sociétés est confondue. BMW accepte de s'engager. Ses travaux conduiront quelques années plus tard, pendant la guerre, sous la direction d'Hermann Oestrich au moteur BMW 003.



Ernst Heinrich Heinkel (© DR)



Hans Joachim Pabst Von Ohain (© DR)



Erich Warsitz (© DR)

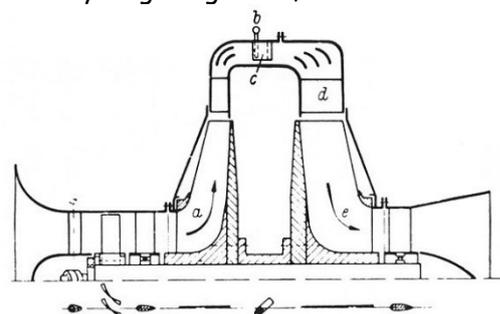
Ernst Heinkel et Von Ohain se rencontrent, le plus probablement en 1936. A la suite de leur première réunion, les choses vont alors aller très vite. Ernst Heinkel est passionné de vitesse et bien au fait des limitations des hélices demande à Von Ohain de faire tourner un premier prototype en juste une année. Dans le plus grand secret, une équipe d'ingénieurs et de techniciens venus de la société d'Ernst Heinkel sont immédiatement mis à sa disposition, ils se constituent sous le terme vague le " *Sonder Entwicklung* " pour Développements Spéciaux. A partir de 1936 et pendant toute la durée de la guerre, ses travaux s'étendant des turbo-réacteurs à compresseur centrifuge ou axial aux motopropulseurs, ils portent sur une dizaine projets culminant, à la fin de l'année 1944, avec le modèle He-S11 de 2800 livres (1 300 kilogrammes) de poussée, soit le plus puissant moteur conçu en Allemagne pendant toute la guerre. Toutefois, il semble que les travaux relatifs aux turbo-réacteurs à compresseur axial fussent d'abord conduits sous la direction de Herr Muller, un ingénieur qui venant de chez Junkers, était arrivé chez Heinkel en 1938 ou 1939.

L'unité des développements spéciaux s'établit dans le site d'Heinkel à Marienehe. La société Heinkel qui travaillait sur fonds propres et dans la confidentialité ne disposait d'aucune compétence en matière d'études et de fabrication de moteur d'avion obtint, au cours de l'année 1942, avec le support du RLM, de pouvoir acheter la société Hirth Motoren Werk basée à Zuffenhausen qui était établie dans la banlieue nord de la ville de Stuttgart. La société Hirth Motoren Werk, qui devient Heinkel-Hirth était spécialisée dans la fabrication de

moteurs à pistons de puissance moyenne, destinés à des avions légers de liaison ou d'entraînement. Hirth fabriquait aussi les compresseurs puis les turbocompresseurs du moteur à pistons en étoile BMW 801 qui équipaient notamment le chasseur Focke-Wulf Fw-190. Au cours de la guerre, sous la direction du RLM et d'Hermann Oestrich, il lui sera confié l'assemblage des moteurs BMW 003. Après le rachat de Hirth Motoren, toute l'équipe du Docteur Von Ohain se déplace de Marienehe à Zuffenhausen dans les locaux de Hirth.

Le moteur He-S1

Le He-S1 est le premier moteur fonctionnel construit par Von Ohain et son équipe dans le "garage" chez Heinkel à Marienehe. Sa construction achevée, en mars 1937 il tourne quelques jours plus tard. Très simple, constitué d'un rouet de compression centrifuge entraîné, via un arbre très court, par une turbine également de type centrifuge. Il ressemble plus à un gros turbocompresseur, tels que ceux utilisés par les véhicules automobiles, qu'à un turboréacteur. La combustion par fluide, notamment la bonne vaporisation d'un carburant liquide, étant mal maîtrisée, il utilise, temporairement, de l'hydrogène gazeux. Le He-S1 ne délivrait que 550 livres (250 kilogrammes) de poussée à 10 000 tr/mn. Ce moteur est construit, plus comme une esquisse artisanale de démonstration, qu'un moteur destiné au vol. S'il est fait abstraction de la dégradation trop rapide des éléments soumis à la température élevée générée par la combustion de l'hydrogène gazeux, le He-S1 fonctionne bien. Von Ohain réalisant évidemment qu'il n'est pas, à long terme, judicieux d'utiliser de l'hydrogène gazeux, à partir de septembre, la chambre de combustion est revue, pour accepter un dispositif d'injection de carburant liquide, en l'occurrence, de l'essence. Toutefois, le dispositif de pulvérisation rencontre des problèmes d'insuffisance de la pulvérisation et de cokéfaction, trop rapide du dispositif d'injection. Malgré la poussée limitée et les soucis liés à l'insuffisance de l'homogénéité de la pulvérisation d'un carburant liquide, ce moteur est une réussite qui valide les théories de Von Ohain.



Heinkel He-S1 avec hydrogène (construit en 1936 et testé en avril 1937) (© DR)

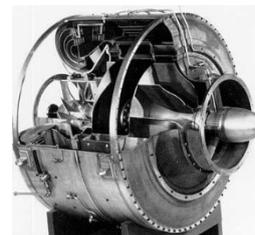
Le moteur He-S2

Même s'il ne parvint pas à obtenir la poussée envisagée, 1100 livres (500 kilogrammes), ne produisant qu'environ la moitié, le He-S2 avait deux objectifs : faire fonctionner le dispositif de combustion avec du carburant liquide et pouvoir être utilisé pour la propulsion du He 178 du premier vol mondial par moteur à réaction. Le He-S2 utilise la même structure que le He-S1, dont son dispositif de combustion trop court pour être véritablement fonctionnel. Il devait encore, pour le démarrage, utiliser de l'hydrogène gazeux avant de basculer sur le carburant liquide, en l'occurrence, de l'essence. A la suite d'une idée de génie de Max Hahn, l'un des ingénieurs de l'équipe, le He-S2 ne restera qu'un moteur de transition.

Les moteurs He-S3A et B

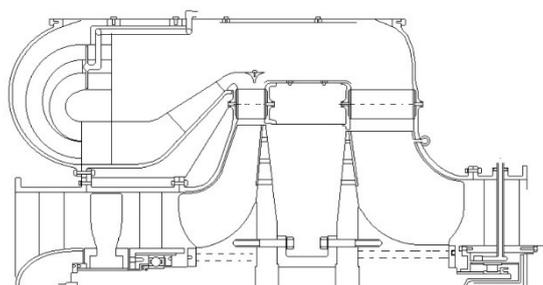
Max Hahn ingénieur talentueux, a l'idée de positionner la chambre de combustion dans l'espace libre, autour de la prise d'air devant le carter du compresseur centrifuge. Cette relocalisation de la chambre de combustion, qui n'augmente pas exagérément le maître couple du moteur, outre la réduction de la longueur de l'arbre de turbine, sans impact sur les performances, permet par contre l'allongement très significatif de la technologie initiale trop courte, des chambres de combustion des moteurs He-S1 et -S2. La plus grande longueur de la chambre de combustion, en offrant beaucoup plus temps à l'homogénéisation du mélange air carburant, permet une meilleure efficacité de la combustion. Le He-S3A, reprenant, à l'exception du nouveau positionnement de la chambre de combustion, essentiellement la même structure que les types He-S1 et -S2, ne produit pas la poussée désirée.

Le Docteur Von Ohain décide alors, sans modifier la localisation, de la chambre de combustion d'en revoir le dessin pour augmenter le débit d'air. Le diamètre du compresseur est un peu augmenté et un étage de "gavage" est ajouté devant le rouet centrifuge. L'ensemble tourillonne sur deux paliers, l'avant est situé entre l'étage de "gavage" et le rouet centrifuge, l'arrière derrière la turbine. Le palier arrière est refroidi par circulation de carburant avant l'injection dans la chambre de combustion. Le réchauffage du carburant

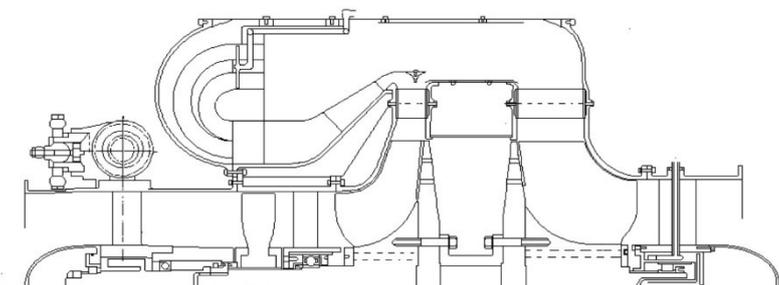


He-S3A (© DR)

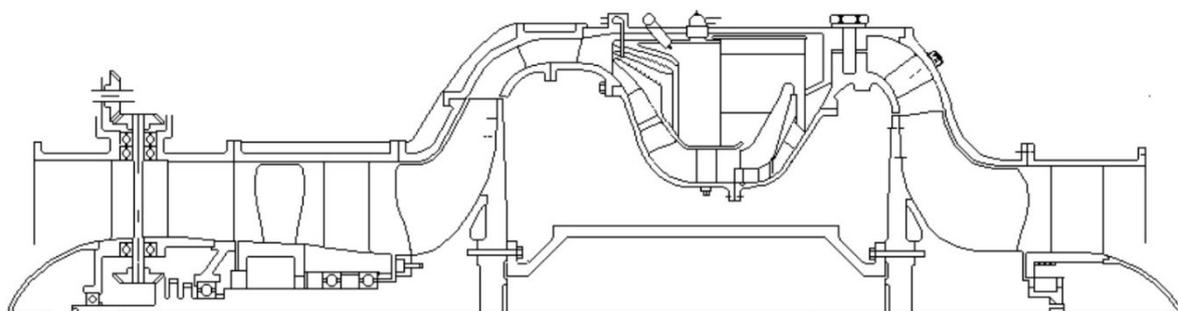
qui s'en suit facilitant la pulvérisation. La mise en rotation pour le démarrage, directement sur du carburant liquide, est assurée par injection d'air comprimé à la périphérie de la turbine. Le He-S3B est testé en vol, en mai ou juillet 1939 puis sous le fuselage d'un bombardier en piqué monomoteur Heinkel 118. Donnant toutes satisfactions, il est alors installé dans le He 178 pour le premier vol historique du 27 août 1939. A 13 300 tr/mn, au taux de compression de 2,8 et débit d'air de 12,6 kilogrammes par seconde à la masse de 360 kilogrammes, il développe 1080 livres (490 kilogrammes) de poussée.



He-S3B Coupe du moteur (American Society of Mechanical Engineering)



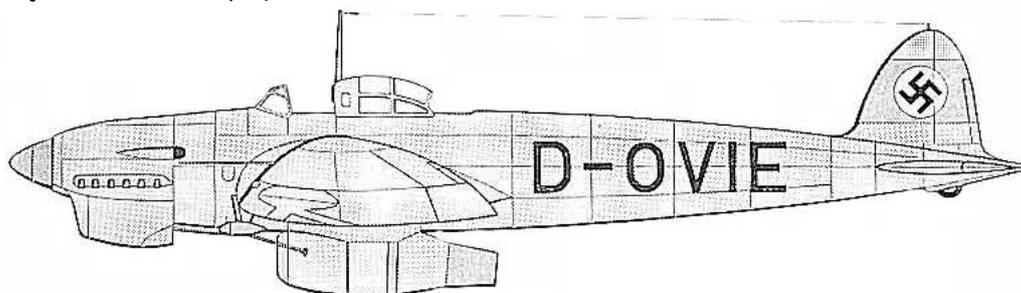
Heinkel He-S6 de 490 kgp (© DR)



Heinkel He-S8 de 500 kgp (© DR)

Le moteur He-S6

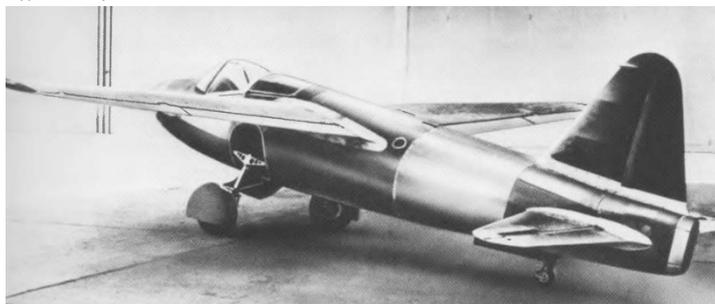
Ce moteur est une évolution du He-S3 permettant de porter la poussée de 1300 livres (590 kilogrammes) à 13 000 tr/mn. Les informations divergent, certains documents, certainement plus plausibles ne font état que de seulement 925 livres (419 kilogrammes) à 13 300 tr/mn. La consommation spécifique de carburant est élevée à 1,6 livres de carburant par livre de poussée et par heure. Elle s'explique essentiellement par le " faible niveau technologique " dont le rapport de pression peu élevé, de l'ordre de 2,8, est marginalement supérieur à celui du He-S3, l'efficacité du dispositif de combustion, pratiquement du même concept que celui du He-S3. Il aurait effectué quelques vols, dans le He 178, sans amélioration significative de ses performances, surtout dans une nacelle dédiée installée sous le fuselage d'un Heinkel He 111. Bien que le He-S6 fonctionnait convenablement, le He 178 est affecté par de nombreux et fréquents problèmes techniques de sorte qu'il n'était pas possible de pouvoir continuer une campagne d'essais sereine dans ces conditions. Le He 178 fut transféré au musée de l'air de Berlin pour être détruit en 1943 pendant un des raids de bombardements de cette ville. Celui qui y est exposé de nos jours est une réplique.



Heinkel He 118 (D-OVIE) banc volant pour He-S3. Ex bombardier en piqué, il est utilisé pendant l'été 1938 pour servir de banc d'essais volant des premiers vols du moteur He-S3. Le He 118 décollait à la seule puissance du moteur à pistons.

Le He-S3 étant allumé pendant le vol. Pour garder ces vols secrets, ils étaient programmés tôt, entre 4 et 6 heures du matin. En réalité, en plusieurs occasions, le moteur à pistons ayant été arrêté, le He 118 est le premier avion à avoir volé à la seule puissance d'un turboréacteur. Vue crédit internet.

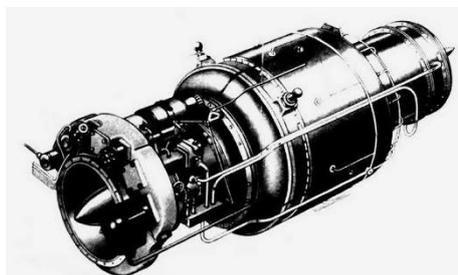
Malgré ses limitations et ses défauts, le He 178 est directionnellement instable, les manœuvres du train d'atterrissage incertaines il avait atteint, facilement et à plusieurs reprises, la vitesse de 550 kilomètres/heure, proche des vitesses atteintes par les meilleurs avions à hélice. Comble de malchance pour le couple avion moteur du premier vol, le He-S3 du premier vol a été détruit accidentellement au cours d'un atterrissage d'urgence faisant suite à un incendie causé par une fuite de carburant d'une des tuyauteries du moteur.



Vue du second prototype V2 du Heinkel He 178. Cet avion aurait dû être équipé du moteur He-S6 ce qui ne se matérialisa pas. Il n'a jamais volé.
Photo crédit airwar.ru.

Le moteur He-S8

Ce moteur est conçu selon deux objectifs. Le premier, améliorer significativement les performances des He-S3 et -S6. Dans cet optique, sa masse est réduite, passant de 420 à 380 kilogrammes malgré l'ajout, pour renforcer l'étage de compression centrifuge de 14 aubes en acier, d'un étage de gavage supplémentaire à caractéristiques axiales, sans stator, ni entre les deux étages, ni devant le rouet centrifuge. Certains documents font état qu'un compresseur de type axial aurait été introduit dans le He-S8. Ceci n'est pas avéré. Heinkel n'introduisit le compresseur axial, comme les turbines axiales d'ailleurs, qu'avec le type He-S11. Le dispositif de combustion est d'une toute nouvelle conception, devenant, selon le vocable d'Heinkel "direct annulaire". La roue de turbine, unique, reste centrifuge. Le dispositif de pulvérisation du carburant comporte seize jeux d'injecteurs disposant chacun de huit orifices, soit 128 points d'injection. La section de sortie de la tuyère est fixe. Le rotor tourillonne sur trois paliers. Le plus avant, qui sert surtout de renvoi d'angle interne vers les accessoires, tant pour ceux destinés à l'avion qu'aux besoins du moteur, est localisé devant le plan de rotation du premier étage de gavage, l'intermédiaire constitué de deux roulements, l'un à billes pour reprendre la charge axiale du rotor le second à rouleaux, est devant le rouet du compresseur centrifuge, l'arrière le palier à rouleaux derrière la turbine. Ces efforts permettent de réduire significativement le maître couple qui passe de 1 054 mm pour le He-S3 à 782 mm. Toutefois, bien qu'à l'aide des deux étages de gavage, le taux de pression atteint 3,2 - 0,5 à mettre à leur crédit -, la consommation spécifique ne baisse pas, s'inscrivant à 1,82 livres de carburant par livre de poussée et par heure. La température devant turbine est de 700°C, la poussée est de 1124 livres (500 kilogrammes) à 13 500 tr/mn. Particularité technologique, les étages de gavage sont composites. Le premier étage, monobloc comptant 14 aubes est réalisé en alliage d'aluminium forgé. Le second est constitué de 19 aubes. Les profils sont en aluminium montés autour d'un corps en acier, les carters sont également en acier.



Heinkel He-S8a (© DR)



Heinkel He 280. Premier vol avec les capots moteur retirés à la dernière minute à cause d'une fuite de carburant d'une des tuyauteries de ses moteurs He-S8. Photo crédit internet.

Le second objectif est de produire des moteurs bons de vol, destinés à un bimoteur de combat en cours de construction chez Heinkel déjà désigné He 280. Cet avion vole pour la première fois, à la seule puissance de ses réacteurs, aux mains de Fritz Schaffer, pilote d'essais d'Heinkel. Il avait effectué quelques vols en planeur remorqué par un He 111. Des photographies prises à l'occasion de ce premier vol le montre sans les capots

moteur. Ils avaient été déposés pour cause de fuites de carburant récurrentes détectées à la dernière minute. Le Messerschmitt Me 262 qui volera quelques jours plus tard se montrant potentiellement supérieur, le projet Hs 280 est abandonné après la construction, à ce qu'il semble de moins de dix exemplaires. Parmi les raisons du rejet du He-S8, l'usage plus intensif, notamment pour la turbine de matériaux " stratégiques " que dans le Jumo 004. Ceci étant, le RLM reconnaissant les qualités du He-S8 autorise Heinkel à en continuer le développement. Un nombre indéterminé, peut-être une dizaine, selon diverses variantes technologiques, de He-S8, furent alors construits. Plusieurs furent testés en vol dans une nacelle sous le fuselage d'un He 111.

Le moteur He-S9

Peu d'informations relatives à ce moteur sont disponibles, sauf qu'il fit l'objet d'un contrat formel du RLM pour la construction de dix unités. Globalement, il conserva l'architecture du He-S8, avec des améliorations dans les étages de gavage suivit, peut-être par un compresseur axial à deux étages, conservant toutefois une turbine nono étage centrifuge.

Le moteur He-S10

Le He-S10 est un moteur à double flux utilisant le générateur de gaz du He-S9 qui conserve la même technologie, entraînant une soufflante à double étage. Outre la vitesse de rotation 13 500 tr/mn et sa masse, 500 kilogrammes, je n'ai pas été en mesure d'identifier autres paramètres pertinents crédibles, ni si le He-S10 fut testé au sol ou en vols. Trois auraient été contractés par le RLM et construits...

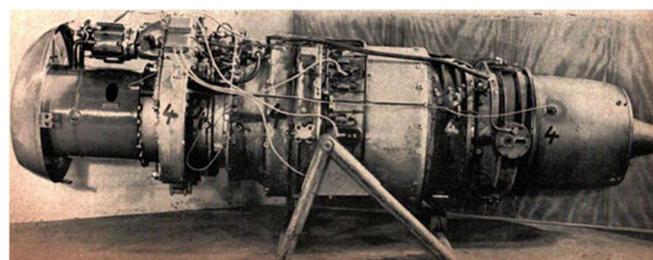
Le moteur He-S11

Ce moteur extrêmement prometteur, mérite que nous nous y attardions. Étudié sous la direction générale du Docteur Von Ohain, c'est le Docteur Bentele qui fut chargé de la supervision et du développement du compresseur, de la turbine et des accessoires. C'est avec ce moteur que culminent les travaux d'Heinkel dans le domaine des turboréacteurs. Il n'est pas exagéré de penser que, si la guerre avait perduré, il est plus que probable que le He-S11 aurait supplanté le Jumo 004 ou le BMW 003. A la suite d'une demande désignée 109-011 du RLM émise le 18 juillet 1941 les études se matérialisant en 1942. Les spécifications de juillet 1941 demandaient un véritable saut en avant : poussée 2860 livres (1 275 kilogrammes) avec potentiel vers 3300 livres (1 470 kilogrammes) pour un poids inférieur à 900 kilogrammes, il doit être capable d'atteindre l'altitude de 50 000 pieds et sa consommation spécifique devra être inférieure à 1,4 livres de carburant par livre de poussée et par heure. En décembre 1944, les premiers moteurs de banc seront capables de produire 2940 livres (1 300 kilogrammes) de poussée à 10 205 tr/mn.

Le dispositif de compression conçu sur la base des idées du Docteur Von Ohain est axial à trois étages précédés d'un étage de gavage sans grille de stator intermédiaire. L'idée ingénieuse d'utiliser un étage de gavage désigné " diagonal ", technologie intermédiaire entre centrifuge et axial, (2) permet de conserver une bonne marge de fonctionnement de l'ensemble de compression tout en autorisant un potentiel de développement vers de plus forts taux de compression sans avoir à recourir à un dispositif de stator à calage variable. Derrière l'étage de gavage pour augmenter la pression, la section de passage d'air se réduit progressivement. Les aubes du compresseur axial, comme le rotor de gavage sont réalisées en aluminium. L'entrée d'air est dégivrée par un double dispositif, électrique et par circulation d'air chaud.



Messerschmitt P1101 prototype en cours de travaux équipé d'un réacteur Heinkel He-S11. Cette photo a été prise sur le site de l'avionneur à Oberammergau au début de l'année 1945. Ce prototype non achevé n'a jamais volé. Photo crédit archives de la Luftwaffe.



Heinkel He-S11 (© DR)

Peut-être une première mondiale... ? Le dispositif de compression du He-S11, fut testé extensivement avec mesures du débit, distribution des températures et des pressions dans deux bancs partiels. L'un chez Porsche

à Zuffenhausen dans un banc à entraînement électrique de 1 600 Kilowatt et à Dresde où une turbine à vapeur d'une puissance équivalente était disponible. Le docteur Bentele indique que plutôt que d'utiliser des moyens analytiques, ils le firent expérimentalement par échange des stators jusqu'à obtenir la configuration satisfaisante.

La chambre de combustion est annulaire. Le flux d'air est divisé en deux par un bec situé en amont des seize injecteurs à double débit, disposés équidistants autour de la périphérie. Une petite partie du flux ainsi divisé est dédiée à l'homogénéisation du mélange/air carburant dans la zone des injecteurs. Le dispositif d'allumage comporte quatre bougies, deux à quarante-cinq degrés sur le dessus, deux à cent-quatre-vingts degrés latéralement. Le carter extérieur, pour réduire la masse du moteur est réalisé en aluminium. Un capotage extérieur calorifugé disposé autour de la chambre de combustion avec circulation d'air, limite la radiation de la température dans la nacelle moteur.

Sur la base des connaissances de l'époque, la réalisation de cette chambre de combustion est nécessairement le résultat d'un ensemble de compromis entre le maintien de la stabilité de la flamme dans tout le domaine de vol et l'optimisation de la carte des températures. Le Docteur Bentele indiquera que malgré tous les compromis auxquels ils avaient dû résoudre, qu'elle fonctionnait très bien.

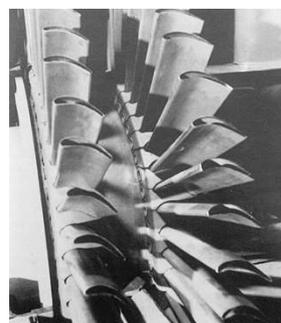
La turbine axiale est à deux étages. Les aubes sont initialement monobloc, pleines obtenues par fonderie. Pour utiliser le minimum de matériaux " stratégiques " qui manquent en Allemagne, elles deviennent dans la définition finale, creuses, refroidies par une circulation d'air prélevé dans le dernier étage du compresseur. L'air de refroidissement circule par l'intérieur du moteur, entre la chambre de combustion et l'arbre de turbine, puis vers les disques dans une cavité en direction de la racine des aubes. L'air de refroidissement, s'échappe par une cavité au sommet de chacune d'elles. Le développement d'une turbine aussi avancée, ne fut pas simple. Les premières aubes obtenues par fonderie, furent l'objet de plusieurs ruptures, à mettre au compte d'un phénomène de résonance qui ne fut résolu qu'en décalant, de façon asymétrique, l'espacement des quatre bras supportant le palier arrière. Le décalage asymétrique permet de réduire, dans le cas du He-S11, sur les aubes du dernier étage, le niveau des excitations causés par les bras distribués symétriquement. Sans aucune ironie, cette leçon fut apprise !

Le choix de la technologie de fabrication des aubes de la turbine se fit en deux étapes. L'intention, initiale après l'étape aube monobloc, était de reprendre la technologie utilisée par BMW dans son moteur type 003. Finalement, c'est une option que la société Porsche avait développé à Stuttgart qui est retenue. La méthode de fabrication originale est désignée " cuillère à pot " (Topfshaufeln en langue Allemande).

Les aubes sont fabriquées en plusieurs étapes, et traitements thermiques intermédiaires, par " repoussage " à partir d'une pièce circulaire de 25 millimètres de diamètre en acier austénitique (inoxydable) au chrome molybdène. Elles sont ensuite formées pour prendre le profil aérodynamique requis avant les ultimes opérations de polissage. Pour se conformer au niveau des variations des tensions centrifuges et des températures, l'épaisseur de la paroi des aubes est évolutive, passant de 2 millimètres au niveau de la racine à 0,45 au sommet. La partie inférieure de l'aube inclus un orifice longitudinal permettant le passage d'un axe pour la rétention dans le disque. Les aubes des deux étages sont fabriquées selon le même principe. Pour chacun des deux étages, un insert, en forme de cavalier, maintenu par le même axe que les aubes, assure l'étanchéité inter aube, la distribution harmonieuse du refroidissement et l'amortissement des vibrations.



Heinkel He-S11. Vue de la roue de turbine du deuxième étage. Les cavaliers du dispositif d'interface d'étanchéité et de réduction des vibrations les axes de rétention sont bien visibles. Photo crédit archives de société Heinkel.



Heinkel He-S11. Aubes de turbine creuses obtenues par " repoussage ".
(© DR)

Le circuit de lubrification est constitué d'un réservoir d'une capacité de 12 litres situé en-dessous des accessoires positionnés en porte à faux dans la partie supérieure du moteur, juste derrière le plan de l'entrée d'air du moteur. Le groupe de lubrification, formant une unité autonome, est composé d'une pompe de mise en pression délivrant 35 litres par minute à la pression de 4 bar, et de deux pompes de récupération. Une troisième secondaire est située derrière le palier arrière. L'huile est dirigée par gravité au travers d'un filtre vers la pompe de mise en pression. La circulation d'huile permet de lubrifier le boîtier d'accessoires, les renvois d'angle ainsi que les paliers avant et arrière. Les divers roulements ainsi que ceux de la ligne d'arbre sont lubrifiés par centrifugation alors que les engrenages le sont par jet d'huile. Le rotor tourillonne sur trois paliers. Le palier avant, constitué d'un roulement à billes est situé devant la roue de gavage et le renvoi d'angle. L'intermédiaire à billes, qui reprend la charge axiale du rotor est renforcé par un à rouleaux. Ils sont situés juste derrière la roue de gavage, l'arrière à rouleaux est derrière la turbine avec la lubrification, la circulation d'huile participe à son refroidissement.

Outre le groupe des pompes à huile, le boîtier des accessoires entraîne également un générateur électrique, Bosch ou Siemens, la pompe à carburant fabriqué par la société Barmag, un compresseur fournissant de l'air comprimé et l'alternateur du tachymètre.

Le carburant arrivant des réservoirs de l'avion transite par une pompe basse pression qui renforce les capacités de la pompe haute pression Barmag. Le débit maximal est de 52 litres par minute à la pression de 40 bar. Un dispositif de contrôle du débit renvoi le carburant en excès vers l'entrée de la pompe basse pression. Après calibration, le carburant sous pression est dirigé, par deux tuyauteries, vers les 16 injecteurs, à double débit, pour la pulvérisation dans la chambre de combustion. Le He-S11 était équipé d'un dispositif automatisé, de la régulation du débit du carburant en fonction de la position de la manette de gaz, qui en ajuste le débit, donc la vitesse de rotation du rotor, via un régulateur à vitesse constante. Il contrôle également la section de sortie de la tuyère un dispositif plus avancé que celui installé dans les moteurs He-S30 et He-S40. Initialement, c'était un cône mobile, formant striction, déplacé par un dispositif utilisant de l'huile sous pression. Dans la version définitive le cône était déplacé par un moteur électrique. Je n'ai pas été en mesure de déterminer si le système de régulation du débit carburant du He-S11 était équipé d'un dispositif de contrôle de l'accélération et de la décélération du régime de rotation du moteur plus efficace que celui qui équipait les Jumo 004 et BMW 003. En cette période contrainte en Allemagne, selon une source fiable, pour d'évidentes raisons de logistique, les autorités avaient demandé à BMW d'utiliser le système de régulation conçu par Junkers. Une fois de plus je n'ai pas été en mesure de déterminer ce qu'il en était pour les moteurs Heinkel. Le démarrage est assuré par un moteur à essence Reidel, installé sur le boîtier d'entraînement des accessoires. Il est proche voire identique de celui utilisé par le Jumo 004.



Vue d'une, des plusieurs définitions, testées de la roue de l'étage de " gavage " du dispositif de compression du moteur He-S11.
Photo crédit archives société Heinkel.



Vue en coupe d'un moteur type He-S11 exposé au Musée de l'USAF de Dayton (Ohio). Photo crédit Musée de l'USAF.

Le He-S11, entre en essais en septembre 1943, pour une campagne qui va durer un an. A la fin de 1944, avec 2800 livres (1 270 kilogrammes) de poussée, à comparer aux 1940 livres (880 kilogrammes) et 1720 livres (780 kilogrammes) du Jumo 004 et du BMW 003, le Heinkel He-S11 est le moteur le plus puissant disponible en Allemagne. Considéré potentiellement plus fiable, sa puissance permettant son emploi dans des chasseurs monomoteurs, dont la production est plus compatible avec les moyens industriels de plus en plus limités de l'Allemagne, en ces derniers mois de la guerre, il est sélectionné pour la pléthore de prototypes d'avions à venir, dont le très avancé Messerschmitt P-1011, ou les futuristes P-1110 ou encore P-1111. Les Focke-Wulf Ta-183, Blohm & Voss P-212, Junkers EF-128 pour n'en citer que quelques-uns. Comme tous ces prototypes, ou projets

de planche à dessins, dont beaucoup ne seront pas achevés. Disponible trop tard, le He-S11 ne sera pas produit en série. Il ne sera pas non plus, utilisé en opérations.

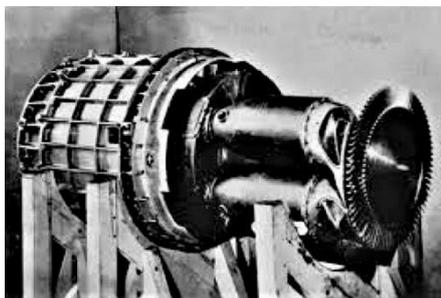
Paramètres	Jumo 004 B	He-S011 A
Constructeur	Junkers Engine	Heinkel - Hirth
Poussée	2000 lb (8. 927 kN)	2863 lb (12.75 kN)
Masse	1650 lb (750 kg)	1950 lb (885 kg)
Rapport Poussée / Masse	1.21	1.44
Longueur	152 " (3 860 mm)	131.6 " (3 343 mm)
Maitre couple frontal	30 " (760 mm)	32 " (805 mm)
Débit d'air	46.7 lb/sec (21.2 kg/Sec)	64 lb/sec (29 kg/Sec)
Taux de compression	3.1 : 1	4.2 : 1
Vitesse de rotation	8 700 tr/mn	10 205 tr/mn
Configuration du compresseur	8 étages axiaux	Etage diagonal + 3 étages axiaux
Configuration de la turbine	1 étage turbine	2 étages turbine refroidie
Consommation spécifique carburant	1.4 - 1.48 (lb/lb poussée)	1.35 (lb/lb poussée)
Température d'entrée turbine (TET)	1 427 °F (775 °C)	1 427 °F (775 °C)

Tableau des performances comparées des moteurs Junkers 004 et Heinkel He-S11

Le moteur He-S021

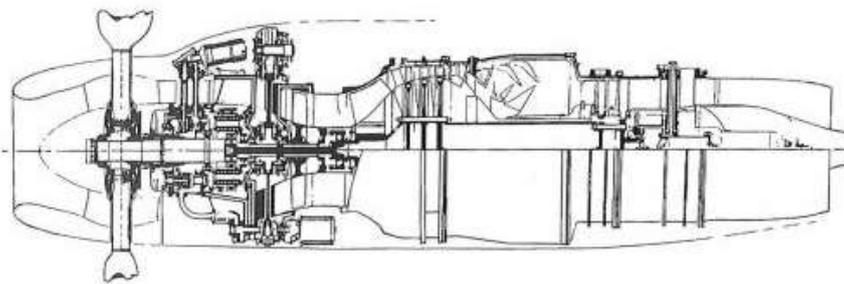
Ce projet est mystérieux. Il est indiqué ici pour tenter d'être le plus complet possible, voire d'ouvrir un débat dans la mesure où nos lecteurs auraient quelques précisions au sujet de ce moteur et de ceux de la société Daimler-Benz. Sur la base du modèle He-S11, Heinkel, commença à étudier ce qui aurait dû devenir, sous la référence He-S21, un turbopropulseur. Ce projet qui ne se matérialisa pas chez Heinkel, fut repris sous la référence DB109-021-PTL, par la société Daimler-Benz, connue pour fabriquer, en grande quantité, les moteurs à pistons de la série des DB-600 destinés au chasseur Messerschmitt Bf 109. Il semble que le projet DB109-021-PTL, repris très tard à la fin de l'année 1944, à la demande du RLM, ne se matérialisa pas non plus chez Daimler-Benz.

On notera toutefois que la société Daimler Benz travaillait également depuis plusieurs années sur divers projets de moteur à réaction, dont un très ambitieux, qui ne semble toutefois pas avoir dépassé un unique exemplaire de banc d'essais au sol. Ce moteur désigné DB-007-ZTL, pour *Zweikreis Turbinen Luftstrahl* ou turbine à double flux, était donc un double flux double corps à rotors contrarotatifs. La soufflante comportait trois étages, neuf, pour le compresseur haute pression, la chambre de combustion était constituée de quatre tubes à flamme. Je n'ai aucune indication quant 'au nombre de roues de turbine. La poussée était de 2500 livres (1 120 kilogrammes) avec un taux de pression de 8, et un débit d'air de 50,8 kilogrammes par seconde, la consommation spécifique, excellente en 1944, s'établissait à 0,81 livre de carburant par livre de poussée et par heure. Certains ont probablement été testés au banc d'essais au sol.



Projet turbopropulseur Daimler. Très rare photographie du DB-109-021-PTL qui aurait été une reprise du moteur Heinkel He-S021.

Photo crédit internet.



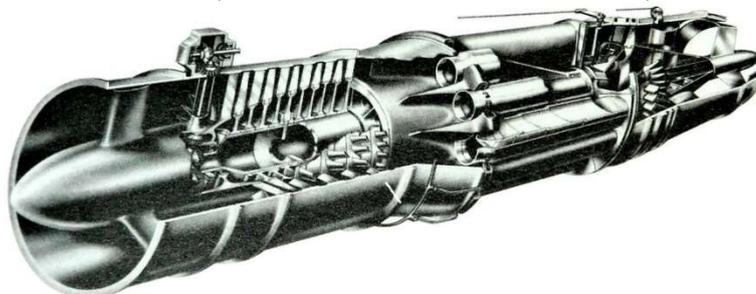
Projet turbopropulseur Daimler DB-109-021-PTL (© DR)

Le moteur He-S30 et He-S40

Les moteurs He-S30 et -S40 ouvrent beaucoup de questions pour lesquelles, à ce jour, nous n'avons pas les réponses. Ils sont proches, le He-S40 dérivant directement du HeS30 dont il reprend une grande partie des pièces, ne différant que par la technologie de la chambre de combustion, voire des géométries variables. Ils n'ont pas été conçus par le Docteur Von Ohain mais par un certain Herr Muller qui venait de la société Junkers

où il avait travaillé à leur projet de moteur à réaction. Les technologies des moteurs, He-S30 et He-S40 sont très proches de celles du Jumo 004. En fait, sauf pour le dispositif de combustion, pratiquement des copies. Elles sont notoirement différentes des conceptions utilisées jusque-là par le Docteur Von Ohain.

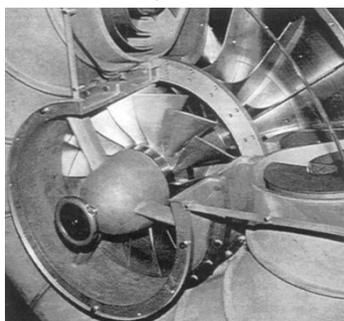
Ce sont des simples corps, compresseur axial à cinq étages entraînés par une turbine axiale mono étage. Le rotor tourillonne sur trois paliers. Sous la forme d'un cône couissant sur un tube guide à l'intérieur du canal d'échappement des gaz, ils sont équipés d'une tuyère à section de sortie variable à deux positions. Sur ces moteurs de banc, le contrôle est le plus sûrement à " un coup ". La commande, par un câble à la disposition de l'opérateur est manuelle. Il déverrouille un puissant ressort qui positionne le cône couissant de la position ouverte vers la position fermée. Plus surprenant, dans une tentative de contrôler la pression dans la chambre de combustion, il existe un double dispositif de gestion automatisée de cette pression utilisant un jeu de soupapes de contrôle, et de la section d'entrée devant la chambre de combustion, auquel s'ajoute un système d'ajustement variable de la position angulaire des distributeurs devant la turbine.



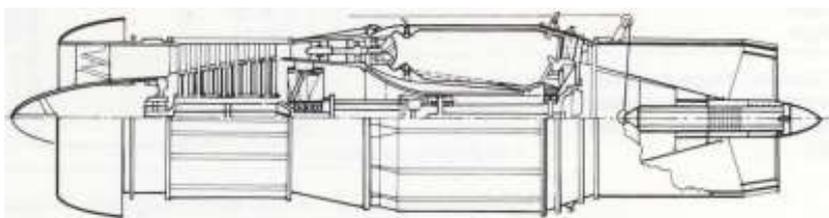
Vue d'artiste d'un moteur He-S30 (© DR). Les deux dispositifs de commande par câble du contrôle du calage variable des distributeurs de la turbine et celui et du cône de striction de la tuyère sont bien visibles.

Photo crédit archives société Heinkel.

Outre des dessins d'artistes, à ce jour nous ne disposons d'aucun document relatif au fonctionnement et à l'efficacité de ces dispositifs. Surtout de la fiabilité de celui qui contrôlait la position angulaire des distributeurs de la turbine ! Seulement trois moteurs furent commandés par le RLM et construits. Ils tournèrent, au banc d'essais au sol, sans que je puisse en déterminer exactement le type... ? Nous, savons que le débit du compresseur étant meilleur que prévu, la turbine due être redessinée. Résultant que la puissance maximum ne fut atteinte qu'en octobre 1942. A ce moment, les moteurs de banc produisaient 1895 livres (860 kilogrammes) de poussée. Soit un peu plus que celle du BMW 003, 1780 livres (800 kilogrammes) et juste en-dessous de celle du Jumo 004, 1980 livres (900 kilogrammes). A la masse de 390 kilogrammes, il était largement le plus léger des trois : 562 kilogrammes pour le BMW 003, 720 pour le Jumo 004, son rapport poussée/poids était meilleur de même que la consommation spécifique ainsi que la surface frontale. Bien que reconnaissant la meilleure conception, malgré la supériorité des performances, le RLM, au grand chagrin du Docteur Von Ohain et de Ernst Heinkel ne fait pas confiance aux capacités de la société Heinkel, de livrer ces moteurs avant le Jumo 004 et le BMW 003 dont les développements sont jugés beaucoup plus avancés. Le RLM avait classifié les moteurs Jumo 004, BMW 003, Heinkel He-S8 et He-S30 et He-S40 encore en chantier " classe 1 " et " classe 2 " des moteurs à concevoir, plus puissants de la classe des 1 300 kilogrammes de poussée, destinés à des chasseurs monomoteurs ou à des bombardiers légers bimoteurs. Estimant qu'il n'est pas utile d'ajouter un troisième moteur de " classe 1 ", le RLM ordonne d'arrêter les travaux sur les moteurs He-S30 et He-S40. Simultanément, il ajoute aussi les travaux en cours sur le He-S8 ! Heinkel reçoit un prix de consolation, le RLM lui demandant de concevoir un moteur de " classe 2 " qui deviendra le He-S11. Il y a une certaine ironie dans la décision du RLM. Dans les faits, il lui faudra attendre encore pratiquement deux ans avant que les moteurs de Junkers et BMW puissent être rendus opérationnels !



He-S3B. Gros plan sur le dispositif de compression avec son étage de gavage du moteur du premier vol à réaction. (© DR)



Vue en coupe d'un moteur He-S40, le dispositif de soupapes en entrée de la chambre de combustion, sans que l'on ne connaisse le mode de fonctionnement ainsi que les câbles de commande du calage variable des distributeurs de la turbine et celui et du cône de striction de la tuyère sont bien visibles. Photo crédit archives société Heinkel. (© DR)

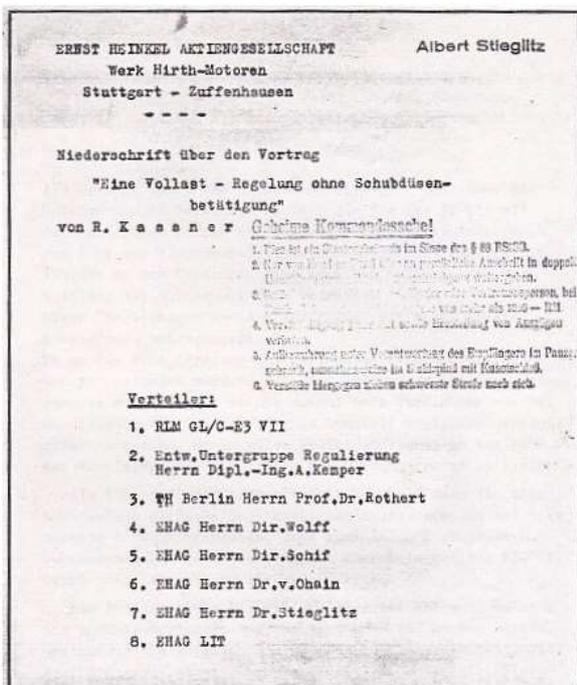
L'architecture des He-S30 et He-S40 était très innovante, certains de ces concepts utilisés furent repris par General Electric pour ses moteurs J35 et J47 et Rolls Royce pour son moteur " Avon ".

Les moteurs de la série He-S50 et He-S60

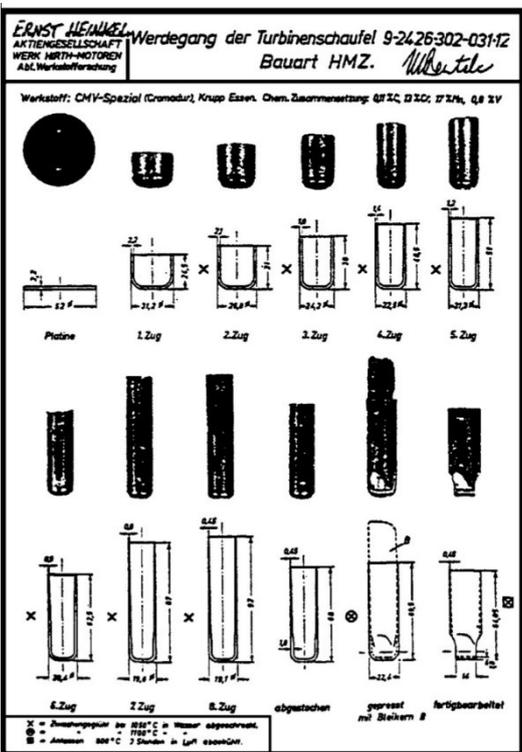
Ces moteurs sont des motopropulseurs destinés, étrangement à des avions à long rayon d'action...? Le He-S50, un seul exemplaire construit, étudié avec différents arrangements de moteurs à cycle Diesel, est choisi malgré leur poids supérieur à celui des moteurs à essence pour leur plus faible consommation de carburant. Le He-S50 utilise un moteur de seize cylindres en X de 1000 chevaux entraînant à 6000 tr/mn une soufflante à trois étages dans une buse de 0,3 mètre carré. Ce moteur ne semble pas avoir été testé en vol.

Le He-S60 qui n'a pas été au-delà d'un projet, était destiné à supplanter le He-S50. Son architecture est pour le moins complexe. Pour une masse de 750 kilogrammes, quatre moteurs, à cycle diesel deux temps, distincts de six cylindres chacun, développent un total de 2000 chevaux, entraînent à 6000 tr/mn, via une boîte d'engrenages, une soufflante à trois étages. Sous la forme d'une turbine, dont je n'ai pu déterminer le type, un dispositif de récupération de l'énergie émanant des gaz d'échappement et un boîtier réducteur, la puissance générée par la turbine venait s'ajouter à celle produite par les quatre moteurs. La surface effective de la prise d'air frontale est identique à celle du He-S50. Il faut sûrement voir dans ces concepts improbables, jamais repris par aucun autre constructeur de moteur d'avion après la guerre, plus une tentative de renverser le sort défavorable des armes de l'Allemagne que de véritables développements technologiques. Je n'ai pas été en mesure de trouver d'autres paramètres pertinents relatifs aux He-S50 et -S60 ni à quels avions ils auraient été destinés.

A la lecture des travaux d'Heinkel, il est évident et légitime que l'histoire n'ait retenu que le premier vol du couple He 178 et He-S3B et du He 280 et de ses moteurs He-S8, respectivement premier avion à réaction et de combat à réaction de l'histoire de l'aviation à avoir volé. La production d'Heinkel dans ce domaine est négligeable. Des études conduites en 1945, juste à la fin de la seconde guerre par les services spécialisés alliés, ont montré qu'en Grande Bretagne, Rolls-Royce et De Havilland avaient construit conjointement 745 turboréacteurs soit un peu moins d'un dixième des moteurs produits en Allemagne par Junkers et BMW ! Aux États-Unis, à partir de la fin de l'année 1941, Allison, Allis-Chalmers et General Electric n'en avaient produit que 296 exemplaires, tous basés sur les technologies développées par Sir Frank Whittle.



Page de garde d'un compte rendu d'une réunion technique relative au " Contrôle de la pleine charge sans actionnement de la butée de poussée ". Ce document datant du 20 juillet 1944, rédigé par Monsieur Von R. Kassner avait été remis à Monsieur Pierre Mouton par Monsieur Albert Steiglitz, ancien de chez Heinkel qui avait rejoint le groupe O. Crédit Monsieur Pierre Mouton.

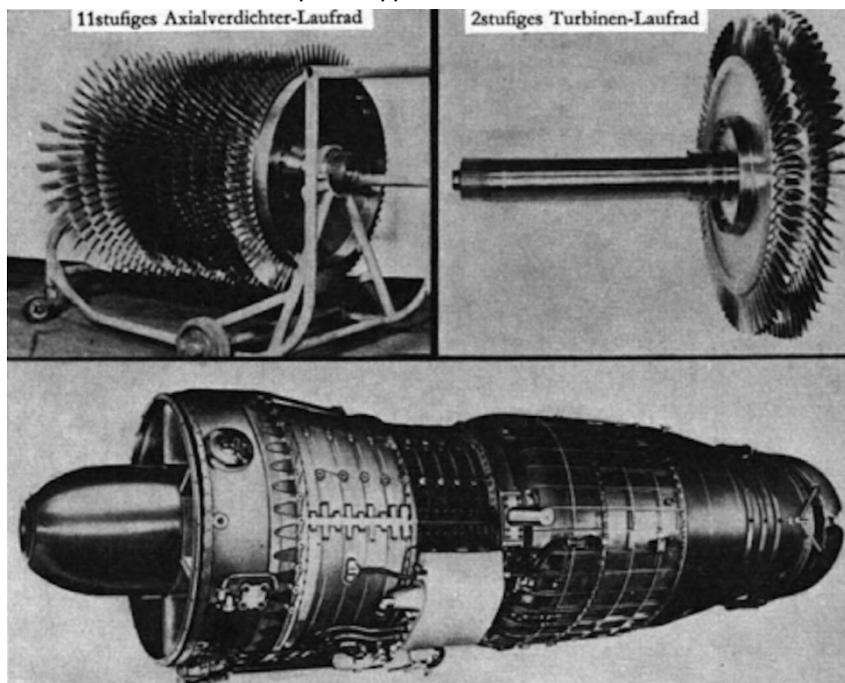


Processus fabrication aubes de turbine. (© DR) Étapes de processus fabrication des aubes creuses des premiers et seconds étages de la turbine du moteur He-S11.

Après la seconde guerre mondiale

En 1945, avec la défaite de l'Allemagne l'ingénieur en chef d'Heinkel, Siegfried Günter capturé par les soviétiques est emmené en URSS, où il est contraint de travailler à divers projets d'avions au profit de l'Union Soviétique. A son retour au cours des années 1950, il reprend ses travaux sur des prototypes d'avion principalement à aile delta, dont un en Égypte au bénéfice de l'industrie locale désigné He-011. C'est un gros delta sans dérive. Il semble qu'une maquette à échelle un fut construite sur le site d'Helwan au sud du Caire. Cet avion, dont il n'est pas clair s'il était mono ou bimoteur, devait être propulsé par un turboréacteur Heinkel He-S053, lequel fut effectivement construit et testé à Stuttgart en mars 1956. C'est le premier réacteur Allemand de l'après-guerre. Avec un compresseur axial à onze étages entraînés par une turbine double étage, avec un débit d'air de 100 kilogrammes par seconde à 6000 tr/mn, il devait produire 14 300 livres (6,5 tonnes) de poussée au plein gaz sec, 18 700 livres (8,1 tonnes) au plein gaz en postcombustion.

A la fin des années 1950, l'Égypte qui se tourne alors vers l'URSS, et ses Mig abandonne le projet du He-011. Son, ou ses moteurs, He-S53 resteront à l'état de prototype. Ainsi se termine, après trente années, l'aventure des turboréacteurs Heinkel qui ont, la particularité unique dans cette industrie d'être tous, malgré leurs indéniables qualités restées à l'état de prototype.



Vue moteur He-S53.

Vue du compresseur, de la turbine et d'ensemble du dernier moteur He-S53 d'origine Heinkel. C'est le dernier moteur de la série et premier moteur allemand de l'après seconde guerre mondiale. Ce moteur pour une masse de 1975 kilogrammes, développait à 6000 tr/mn 6 500 kgp au plein gaz sec et 9 000 kgp à la pleine charge en post combustion. Il n'a pas dépassé l'étape de moteur de banc. Photo crédit internet.

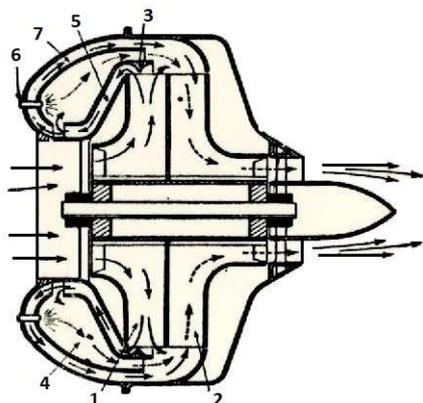
Biographie du Docteur Joachim Von Ohain



Les moteurs cités ci-dessus, produits par la société Heinkel ont été largement conçus sous la direction du Docteur Joachim Von Ohain et son équipe dont les frères jumeaux Walter et Siegfried Guenther, particulièrement doués pour la conception. Ils avaient déjà dessiné l'élégant Heinkel He 70 "Blitz" détenteur de plusieurs records de vitesse. Max Hahn et Wilhelm Gundermarm qui l'assistèrent dans la conception et l'industrialisation de composants. Le rôle du professeur Robert Wichard Pohl, un de ses professeurs de l'université de Göttingen, resté à la postérité pour ses travaux relatifs à la phosphorescence et l'effet photoélectrique, qui l'encouragea dans ses démarches en lui fournissant ses premiers moyens matériels pour qu'il puisse développer ses théories et l'introduisit chez les industriels.

Le Docteur Von Ohain est né le 14 décembre 1911 à Dessau en Allemagne. C'est en 1932, que Von Ohain s'enregistre à la prestigieuse université Georg August de Göttingen pour suivre des cours d'aérodynamique et

participer à des recherches dans cette spécialité. L'université de Göttingen est alors reconnue en Europe comme étant un des centres d'excellence en aérodynamique. Parmi ses professeurs : Ludwig Prandlt, un des premiers physiciens à avoir théorisé les phénomènes liés à la couche limite, Theodore Von Karman mathématicien, expert en physique avancée, et un des premiers à avoir proposé l'utilisation de missiles à longue portée. Il deviendra le premier directeur du " *Jet Propulsion Laboratory* " créée à Pasadena, en Californie, en 1944. Brillant, Von Ohain reçoit en 1935, en quatre ans au lieu de sept, son diplôme de Docteur en physique et en sciences appliquées de la mécanique. Il y reste une année supplémentaire pour travailler à l'étude des moteurs d'avion à réaction, commençant à fabriquer un premier modèle de turboréacteur fonctionnel. En manque de financements pour en achever la construction, il est dirigé vers Ernst Heinkel dont la passion pour la vitesse est bien connue. Après avoir écouté ses démonstrations, Ernst Heinkel, propriétaire de l'entreprise qui porte son nom, l'engage. Von Ohain le rejoint à Rostock, avec la promesse de construire un réacteur, bon de vol en moins d'un an... Le Docteur Von Ohain indique avoir commencé ses études en Mars 1937, toutefois Ernst Heinkel prétend que c'était plutôt en Septembre de la même année...



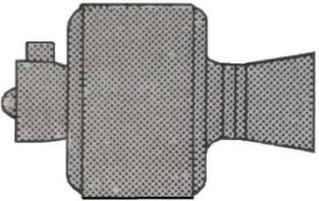
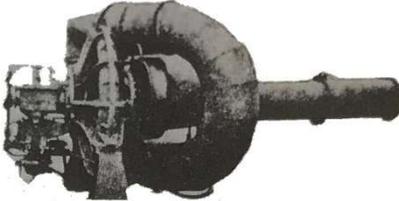
- Rotor du compresseur
- Roue de la turbine
- Guide
- Chambre de combustion annulaire
- Passage d'air prévu pour la combustion
- Injecteur de carburant
- Circulation de l'air dérivé

Brevet de Pabs Von Ohain et Max Hahn pris au nom de la société Heinkel - 1935

Avec le rachat de la Société Hirth, en 1942, il déménage dans les locaux de Hirth à Zuffenhausen dans la région de Stuttgart pour diriger les travaux des réacteurs à venir dont le He-S11. Considéré l'un des plus brillants ingénieurs dans cette spécialité, en 1947, le Docteur Von Ohain est invité à se rendre aux États-Unis. Ses compétences lui permettent en 1963 de devenir directeur des recherches scientifiques du laboratoire de la propulsion aérobie de l'USAF à Wright-Patterson (Ohio) puis en 1975, son directeur général. Pendant son séjour dans ce laboratoire le Docteur Von Ohain a publié une trentaine de papiers et déposé 19 brevets aux États-Unis, en plus de la cinquantaine qu'il avait déjà déposé alors qu'il travaillait chez Heinkel. Le laboratoire de propulsion aérobie de l'USAF a été impliqué dans tous les grands programmes de recherches conduits aux États-Unis, tant en recherches fondamentales qu'en études technologiques. Ses nombreux travaux lui valurent plusieurs reconnaissances dont, en 1992, concurremment d'ailleurs avec Sir Frank Whittle, le Prix Charles Draper pour leurs importantes contributions aux développements de l'aviation. Le prix Charles Draper est décerné annuellement par l'académie d'ingénierie des États-Unis. C'est en quelque sorte, le prix Nobel de l'ingénierie. Il est en outre docteur honoraire des universités de Dayton, de West Virginia et de Floride.

S'ils souhaitaient tous les deux produire de nouveaux moteurs fonctionnant avec un fluide, l'intention initiale des travaux de Von Ohain divergeait quelque peu de ceux conduits par Sir Frank Whittle. Von Ohain qui avait eu l'opportunité d'un vol dans un trimoteur Junkers Ju 52, ayant été défavorablement impressionné par le bruit et les vibrations, engendré par les moteurs à pistons, souhaitait élaborer un nouveau concept de moteur qui pourrait s'en affranchir alors que Sir Frank Whittle souhaitait un type de moteur plus performant que les moteurs à pistons.

Le Docteur Von Ohain est décédé à l'âge de 86 ans à Melbourne, en Floride.

Allemagne	Grande-Bretagne	France
 <p>Heinkel (He-S1) Poussée : ~ 130 kgp Diamètre : 910 mm Masse : ~ 120 kg</p>	 <p>Wittle (WU) Poussée : ~ 200 kgp Diamètre : 1 400 mm Masse : ~ 250 kg</p>	 <p>Sensaud de Lavaud Poussée : ~ 100 kgp Diamètre : 210 mm Masse : ~ 50 kg</p>
Premier vol : Août 1939 avec moteur He-S3 de 450 kgp	Premier vol : Mai 1941 avec moteur W-1A de 390 kgp	Abandonné en 1941
BMW Junkers	Rolls-Royce Amstrong-Siddeley	Rateau Socema / CEM

1937 : Premiers turboréacteurs

Références :

- 1 - The American Society of Mechanical Engineering. Pioneering turbojet developments of Doctor Von Ohain from the He-S1 to the He-S11.
- 2- Turbine engine activity at Ernst Heinkel Aktiengesellschaft - Combined Intelligence objectives sub-committee (HMSO).
- 3 - A Performance Diagnosis of the 1939 Heinkel He-S3B Turbojet. Rodgers FASME Vienne Turbo Expo Juin 2004.

Notes de fin de page

(1) En ce 27 août 1939, soit seulement trois jours après la signature de l'accord Germano-Soviétique, les dignitaires Allemand préparent activement l'invasion de la Pologne qui sera effective à partir du 1^{er} septembre conduisant à la seconde guerre mondiale. Ce vol historique terminé, il est encore très tôt le matin, Ernst Heinkel téléphone à Hermann Goering qui dormait encore. Irrité, il lui répond qu'il n'y avait nul besoin de le réveiller pour un évènement si anodin !

(2) Un compresseur de type diagonal, technologie très rarement utilisé par la suite dans des applications pour turboréacteur est un concept intermédiaire entre centrifuge et axial. Un compresseur diagonal en comparaison d'un compresseur centrifuge équivalent combine avec un plus faible maitre couple du diamètre de sortie, les caractéristiques de vélocité du flux d'air des compresseurs axiaux et centrifuges.

Fouga CM-170 "Magister" : bref historique

"Avion aux lignes pures et à la silhouette élégante mais bas sur pattes, c'est le seul avion à réaction dans lequel on descend."



Dans les années 1950, l'Armée de l'air française recherche un véritable avion d'entraînement biplace léger à réaction, moderne et économique, pour assurer la formation intégrale des pilotes de chasse, depuis le début jusqu'à un stade avancé de perfectionnement. L'Aéronautique navale est confrontée au même besoin. Ne sont alors disponibles dans le monde que les versions biplaces de monoplaces de chasse. Les établissements Fouga et Compagnie, d'Aire-sur-l'Adour, sont les premiers au monde à concevoir un tel avion. Conçu par les ingénieurs Robert Castello et Pierre Mauboussin (d'où le préfixe CM), le CM-170 baptisé "Magister" du mot latin qui désigne le maître enseignant est équipé de deux réacteurs monocorps simple flux, à compresseur centrifuge, Turboméca Marboré II. Il est facilement reconnaissable par sa fine silhouette avec son empennage arrière en V (dit "papillon") et ses caractéristiques qui sont très semblables à celles d'un planeur. Cela s'explique par le fait que l'avionneur fabriquait des planeurs avant la Seconde Guerre mondiale.

A l'époque c'est une véritable innovation, et plus tard le biréacteur tout simplement appelé "Fouga" remporte un réel succès dans le monde entier et auprès des pilotes qui apprécient vraiment ses performances de vol. Léon Bourrieau effectue son vol inaugural en juillet 1952 au centre d'essais de Mont-de-Marsan (CEAM). Après deux années et demi de mise au point, le premier exemplaire de série est livré en mars 1956.



Fouga CM-170 R Magister n° 532 codé SA propulsé par une paire de Marboré VI type F de 480 kgp (1967 - 1970) (© Auteur)

En 1953, la compagnie Fouga obtient une première commande de 10 avions pour l'Armée de l'air suivie d'une seconde portant sur 95 appareils, dont le premier de série vole en janvier 1956. Lorsque la production s'arrête, en mars 1969, 929 avions ont été construits et vendus dans le monde entier (21 forces aériennes étrangères) soit à des fins de formation ou pour l'appui aérien rapproché comme en Afrique. La version de base est le CM-170 R Magister, équipé du moteur Marboré II fournissant 400 kg de poussée. Parfois appelée "Super Fouga", la seconde version est plus puissante grâce à son nouveau moteur Marboré VI de 480 kgp.

Utilisation opérationnelle

Le premier lot de production est livré à la base aérienne 701 de Salon-de-Provence où se trouve l'École de l'Air ou Groupement Ecole GE 312. Cette unité de formation sera également la dernière à utiliser le Fouga au sein de l'Armée de l'air française. L'Aéronautique navale reçoit fin 1959 une version navalisée avec un train d'atterrissage plus robuste, des verrières coulissantes et une crose d'arrêt, le CM 175 M "Zéphyr" fabriqué à 32 exemplaires. Il fut son premier et le dernier biplace école à réaction. Prévu pour être retiré du service en 1977 - 1978 à l'échéance de 1 800 heures de vol, son exploitation opérationnelle s'achève après 35 ans, en 1994.

Parmi les 929 exemplaires construits dans le monde, 576 ont été fabriqués en France dont 398 livrés à la seule force aérienne française. Environ 17 pays dans le monde ont utilisé cet avion à des fins différentes, mais en général c'est pour la formation. Quelques pays ont construit l'avion sous licence, comme l'Allemagne (250), la Finlande où il est baptisé "Kukkopilli" (64) et Israël sous la désignation "Snunit" ou hirondelle (52). D'autres pays l'utilisent également en plus petites quantités comme la Belgique (48) (où il est surnommé la "tortue sifflante"), le Brésil (7 Super Magister) ou l'Irlande (7).

La force aérienne israélienne *H'eil Ha'Avir Ha'Israeli* a utilisé le biréacteur comme avion de formation de ses pilotes mais aussi pour le soutien aérien rapproché, en particulier pendant la guerre des Six-Jours, en juin 1967 et de celle du Kippour, en octobre 1973 : à leur actif 50 chars "Patton" jordaniens et plus de 70

véhicules détruits en 1967 pour la perte de sept appareils. À l'origine, Bedek Aviation (aujourd'hui Israël Aircraft Industry ou AIA) qui a commencé son activité industrielle en assemblant le Fouga a participé, en 1980, à la modernisation du cockpit et au renforcement de la cellule. Plus de 250 modifications ont été apportées par IAI par rapport à sa version d'origine rebaptisée "Tzoukit" (la grive), ces appareils ont achevé leur carrière opérationnelle en juillet 2010. Certains ont été vendus au Salvador (9) et à l'Ouganda (8).



Fouga CM-170 R Magister n° 532 312-AB (1967 - 1976). L'avion est fini aluminium non peint. La peinture anticollision est appliquée sur la pointe avant et l'empennage, à l'intrados et à l'extrados. (© Auteur)

Depuis sa mise en service opérationnelle, 539 modifications ont été entreprises dont la dernière a été le renforcement du cadre de fixation de la voilure. Mais la principale modification porte sur l'installation d'une servocommande sur la chaîne de gauchissement et la remotorisation avec un Marboré VI de 480 kgp. Mis à part la " Patrouille de France ", entre 1964 et 1980, et celle de la Marine nationale six autres patrouilles acrobatiques étrangères furent équipées du bimoteur : en Allemagne l' "Acro Team" of FFS A (Flugzeug Fuhrerschule A), en Autriche avec les " Silver Birds ", en Israël, en Belgique avec les " Diables Rouges ", en Irlande avec les " Silver Swallows " et le Brésil avec le " Esquadilha da Fumaça ", sous la dénomination T-24.

Jusqu'en 1997, l'Irlande est le seul pays d'Europe à utiliser les Super Magister pour l'entraînement et l'appui tactique léger, basés à Baldonnel près de Dublin.



Fouga CM-170 R Magister n° 532 codé 313-DH (1976 - 1985) (© Auteur)

Avec ses deux points d'accrochages sous voilure, le biréacteur emporte différentes armes telles que deux mitrailleuses (7.5 mm/7.62 mm/12.7 mm), deux bombes légères de 50 kg, 18 roquettes, 2 missiles air-sol filoguidés AS.11 ou 2 missiles air-surface de 25 kg. Mais ces configurations sont rarement adoptées, en raison de la mission d'entraînement assignée au Fouga et de son manque de performances avec des charges sous voilure. Dans l'Armée de l'air, le Magister était principalement utilisé comme avion d'entraînement mais aussi comme avion de liaison. On peut cependant mentionner que la France les a utilisés à quelques reprises dans le conflit algérien contre le Front de Libération National (FLN).

Le Fouga est l'un des aéronefs qui a eu la plus longue carrière dans l'Armée de l'air avec plus de 40 ans de service (1956 à 1997) ! Certains d'entre eux ont accumulés entre 8 700 heures et 9 000 heures ! Cette longévité s'explique par la rusticité des différents composants, organes et accessoires du biréacteur, assez solides pour les rendre très durables. Par ailleurs, sa conception simple rend l'entretien facile : seulement environ 4 heures de maintenance par heure de vol sont nécessaires.

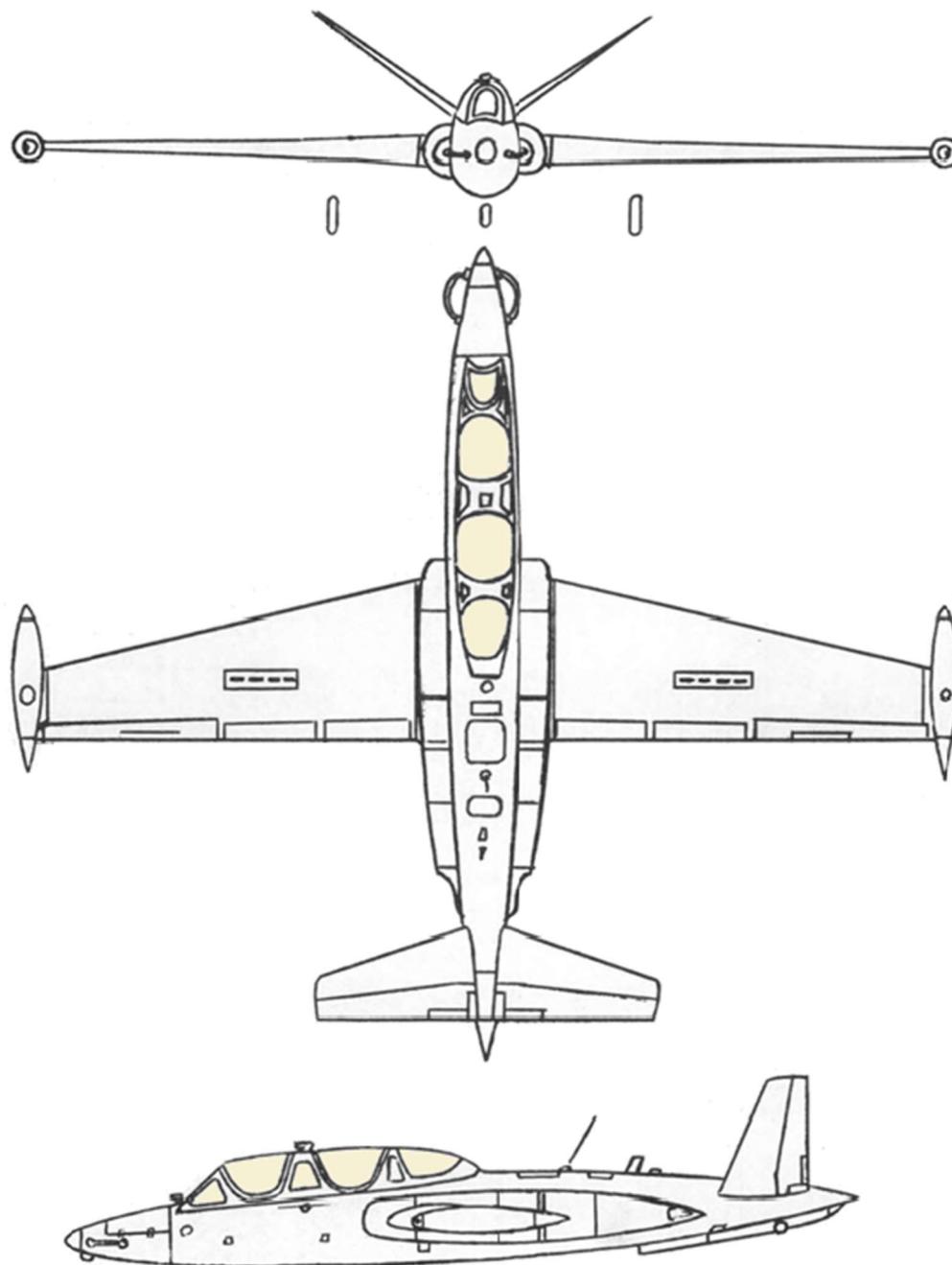


Fouga CM-170 R Magister n° 532 codé 312-TO (1986 - 1990). Il est équipé des dits " gros bidons " de 230 litres, ce qui lui confère un plein complet de 1190 litres. Il porte des antennes VOR sur le nez. (© Auteur)

Le biréacteur a formé plus de 12 000 élèves-pilotes de diverses nationalités.

Aujourd'hui, plus de soixante-dix ans après son premier vol, entre 40 et 80 exemplaires sont en état de vol dont la plupart aux Etats-Unis.

Caractéristiques du CM170 R Fouga Magister



Fouga CM-170 R Magister - Plan trois vues. La disposition en tandem, l'un derrière l'autre, a été adoptée par les militaires car elle familiarise mieux le stagiaire à l'habitacle monoplace des chasseurs. Deux types de Marboré ont équipé les CM 170 de l'Armée de l'air française : le Marboré II Type F3 jusqu'au n° 435 inclus et le Marboré VI Type F1 ou F2 à partir du n° 436. Les réacteurs peuvent être montés indifféremment à droite ou à gauche de la cellule.

Caractéristiques générales :

- Envergure : 12,15 m
- Longueur : 10,06 m
- Hauteur : 2,80 m
- Surface alaire : 17.3 m²

Masses (avec Marboré VI) :

- A vide équipé : 2 305 kg
- Carburant : 1 760 kg
- Maximale (plein interne complet) : 3 470 kg

Performances :

- Vitesse maximale : 650 km/h
- Plafond : 48 000 ft (avec Marboré VI)
- Vitesse ascensionnelle : 4 000 ft/min (avec Marboré VI)
- Endurance : 2 h 50

Limitations :

Vi < 400 kt (740 km/h) / Mach 0.82 en haute altitude avec bidons de 125 litres

Facteur de charge avec bidons de 125 litres : + 5.5 g / - 3 g

La famille des réacteurs Marboré

Le Marboré II qui délivre 400 kgp au régime maximum de 22 600 t/min est le premier turboréacteur monocorps monoflux conçu et fabriqué par Turboméca. Il est constitué d'un compresseur centrifuge, d'une chambre de combustion annulaire, d'une turbine à un étage, d'un démarreur électrique. L'ensemble mobile tournant jusqu'à la vitesse de rotation de 22 600 tours par minute. Il effectue ses premiers essais au banc en décembre 1950 et est homologué en janvier 1952. Produit en série entre 1954 et 1979, le Marboré II s'est décliné en onze variantes.

Le Marboré VI qui développe 480 kg de poussée au régime maximum de 21 500 t/min effectue ses premiers essais au banc en 1959. Homologué en mars 1962, il équipe à partir de 1966 le Fouga VI " Magister " et rééquipe l'engin cible CT-20. Livrés dans les forces en 1966, il bénéficie d'une amélioration très sensible des performances : décollage, vitesse ascensionnelle (4 000 ft/min au lieu de 3 000 ft/min), rayon d'action, ainsi que le fonctionnement de la machine : combustion, régulation, entraînement des accessoires, endurance. L'augmentation de poussée est obtenue par un accroissement du débit d'air qui passe à 9,6 kg/s. Bien que le taux de compression soit sensiblement le même que sur le Marboré II, sa consommation spécifique est meilleure de 3 %.

Produit en série entre 1962 et 1986, le Marboré VI s'est décliné en huit variantes se différenciant uniquement par certains équipements (démarreur électrique, dynamo-démarreur).

761 exemplaires du biréacteur d'entraînement ont été équipés du Marboré II et 187 du Marboré VI.

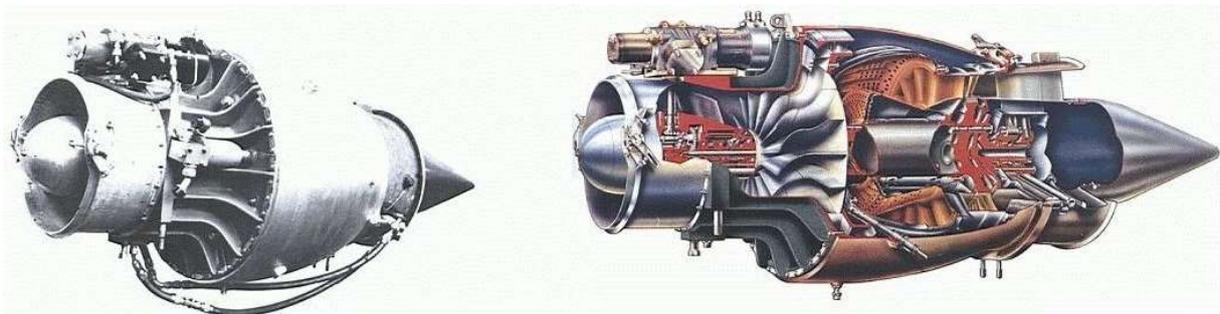
Version	Mise en service	Poussée	Débit d'air	Vitesse de rotation	Température entrée turbine	Masse	Longueur - Diamètre
Marboré II *	1956	400 kgp	7,6 kg/s	22 600 tr/min	650 °C	159 kg	1.566 m - 0.684 m
Marboré VI **	1966	480 kgp	9,6 kg/s	21 500 tr/min	660 °C	177 kg	1.416 m - 0.631 m

* La roue de turbine, du type axial, est un disque de 339 mm de diamètre dans lequel sont fraisées 37 pales.

** La turbine du type axial comporte 67 pales rapportées en Inconel 713 et le disque en Nimonic 90.

Construite à 17 500 unités, la famille des turboréacteurs Marboré a équipé plus de 17 types d'avions d'entraînement et engins-cibles français et étrangers notamment : les Fouga CM 170 R Magister et CM 175 " Zéphir ", le quadriplace Morane-Saulnier MS-760 Paris, l'avion espagnol HA-200 R " Saeta " ou l'avion américain T-37 " Tweet Bird " produit à 1268 exemplaires. Mais aussi, les avions expérimentaux Leduc 010 et SO 9000 " Trident " I, le Nord 2502 " Noratlas " (comme réacteur d'appoint), les engins cibles CT-20, les drones M-20. Le Marboré VI a été utilisé en 1972 pour propulser l'Hydroptère d'essai H-890 de l'Aérospatiale. Equipé de deux réacteurs, cet engin expérimental d'un poids de 3,5 tonnes a atteint la vitesse de 50 nœuds (90 km/h).

Quatre firmes étrangères ont produit sous licence des Marboré II et VI : Continental, aux Etats Unis, sous l'appellation J-69 (12 000 exemplaires), Beth Shemesh en Israël, le " Département de production de Beijing " en Chine (sous la nomenclature chinoise de WP11 pour équiper le missile antinavires YJ-4I " Silkworm ") et la société espagnole ENMASA en tant que Marboré M21 (en 1954).



Turboméca Marboré II et Marboré VI. Comme toutes les turbomachines Turboméca, son nom est celui d'un massif calcaire des Pyrénées culminant au Mont Perdu. Le Pic du Marboré (3248 mètres) domine au Sud Est le cirque de Gavarnie. (© SHE)

Le Marboré est encore à ce jour, en quantités produites, le plus grand succès de Turboméca. Il arrive en effet à la seconde place, après le turbomoteur Arriel, en nombre de moteurs fabriqués par la firme de Bordes. Première grande série à Turboméca, le Marboré est le moteur qui a fait de l'entreprise un véritable motoriste aéronautique renommé dans le monde entier.

Historique du Fouga Magister n° 532

Sorti d'usine le 12 juin 1967, le n° 532 propulsé par une paire de Marboré VI F de 480 kgp est pris en compte par l'Entrepôt de l'Armée de l'air EAA 601 de Châteaudun. En août il est livré à la base aérienne 180 de Bou-Sfer, en Algérie, où il porte l'immatriculation F-RHSA jusqu'en fin novembre 1970. Le site étant définitivement fermé le mois suivant. Hormis ces trois premières années comme avion de liaison et d'entraînement, il effectue tout le reste de sa carrière au sein de deux groupements école chargés d'assurer la formation des élèves-pilotes.

Il rejoint la base aérienne 701 de Salon-de-Provence à la Division des Vols (DV) du Groupement Ecole GE 312 où il est immatriculé F-TEAB. Il y stationne jusqu'en juillet 1976. En fin août de la même année, il est affecté sur la base aérienne 745 de Clermont-Aulnat au sein du GE 313 avec l'immatriculation F-TGDH et ce jusqu'à la mi-avril 1985. La base aérienne étant définitivement fermée.

Onze mois plus tard, en mars 1986, il retourne à la Division des Vols (DV) du GE 312 de Salon-de-Provence jusqu'en février 1987, avec l'immatriculation F-TFTO. Après 22 années et demie d'activité et 5 800 heures de vol, le n° 532 est radié le 8 janvier 1990.



Base aérienne de Bou Sfer



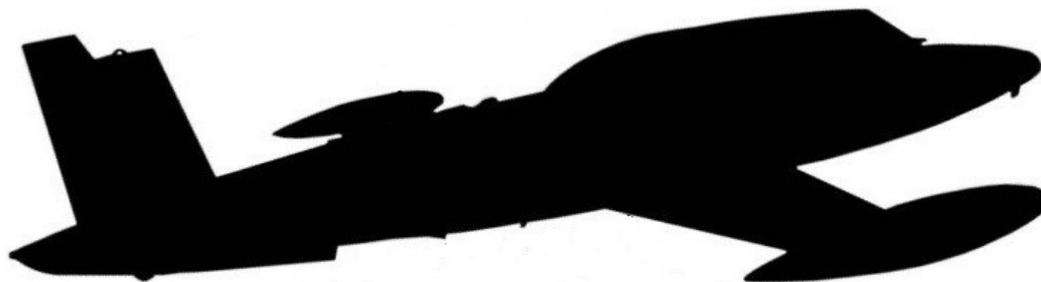
Salon-de-Provence GE 312



Clermont-Ferrand Aulnat GE 313

Stocké sur la base aérienne 279 de Châteaudun en 1988/89, il est cédé à un propriétaire civil Yves Nicollet, en janvier 1995, avec l'immatriculation F-GNYN puis, en mai 2007, il appartient à Didier Carles (F-AZKO) à Seyssuel, en Isère. L'activité aérienne de l'appareil sous le registre civil français est inconnue.

Récupéré en juillet 2017 par l'Aérodrome de Buzet, près de Bruxelles, en Belgique, il est exposé comme " pot de fleurs " aéronautique avec un camouflage vert et gris centre-Europe (une livrée jamais appliquée dans l'Armée de l'air) et porte le code 313-DH.



S'il est un avion qui incarne la formation des élèves-pilotes militaires en France pendant quatre décennies, entre 1956 et 1997, c'est bien le Fouga Magister qui a imposé sa silhouette : ailes droites et empennage " papillon ".

Ouvrages consultés :

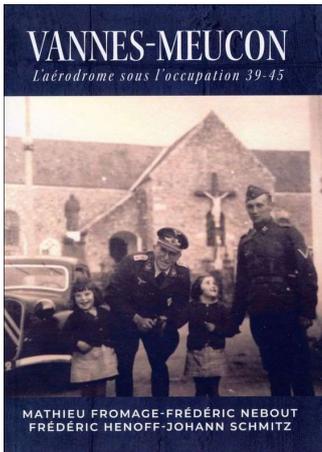
Le Fouga sous toutes ses couleurs : Le Magister, le Zéphyr et les autres - par le Lieutenant-Colonel Jean-Loup Rambeau, Eric Moreau, Patrick Audouin. Editions ADDIM (1993).

La revue Le Diffuseur Hors-Série n° 18 des Amis du Patrimoine Historique de Turboméca (AAPHT).

Notes de lecture

Vannes-Meucon - L'aérodrome sous l'occupation 39-45

M. Fromage, F. Nebout, F. Henoff, J. Schmitz - Editions Bunker Archéo 56



Créé pendant la Première Guerre mondiale, l'aérodrome de Vannes, dans Morbihan, est devenu, au cours de la seconde guerre mondiale, une plateforme stratégique pour la Luftwaffe qui y basa ses bombardiers et ses chasseurs. Elle en fit un camp fortifié, entouré de bunkers et de casemates dont nombre existent encore aujourd'hui. La jeune association Bunker Archéo 56 s'est donné comme vocation de recenser ces ouvrages bétonnés, de les identifier et, lorsque c'est possible, de les préserver ou de les restaurer puis de les ouvrir éventuellement aux visites du public.

Le fruit de ces enquêtes et de ces fouilles sur le terrain nous est présenté dans cet ouvrage de 200 pages dans lequel les quatre auteurs racontent le terrain de Vannes à travers l'histoire des bâtiments qu'ils ont retrouvé en se concentrant sur la période de l'occupation Allemande mais sans omettre la période de la Libération où le terrain a été ensuite utilisé par l'USAAF et les P-61 " Black Widow " du 425th Night Fighter Squadron avant de laisser la place aux Douglas A-24 du 1/18 " Vendée ".

Poste de défense individuels, hangars spécifiques conçus pour les Heinkel 111, bâtiments de commandement ou destinés à la vie d'une garnison, la géographie de l'aéroport " Vannes-Golfe du Morbihan " tel qu'il est baptisé aujourd'hui, découle directement de l'organisation qui lui a été pensée par la Luftwaffe.

Entre histoire générale et anecdotes locales, abordant autant le sujet des relations entre la population et l'occupant que l'activité aérienne allemande et des alliés, ce petit historique, illustré avec soin et nombre clichés inédits, qui parle aussi architecture et logistique, explique ainsi un pan essentiel de l'histoire vannetaise notamment à l'aide d'astucieuses infographies destinées à illustrer certains bâtiments notables.

L'escadron Lorraine - De la guerre froide au combat à haute intensité – Tome 2

Mathieu Mounicq - Editions Histoire et Collections

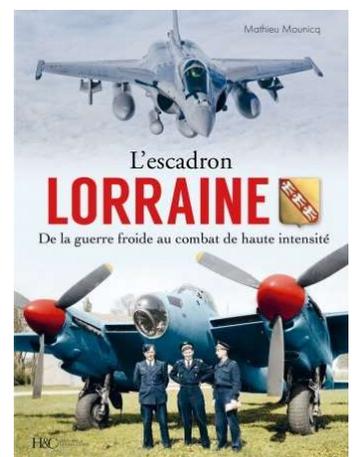
Après la Seconde Guerre mondiale, le Groupe " Lorraine " rend ses bombardiers à la Royal Air Force et réintègre l'armée de l'Air. Pendant les décennies suivantes, l'unité effectue des missions de reconnaissance puis de chasse de nuit sur Mosquito et Meteor, de chasse tout temps sur Vautour avant de finalement passer à la chasse " pure " sur Mirage F1. Aujourd'hui, le " Lorraine " est un escadron multi-rôles sur Dassault Rafale en première ligne pour défendre le flanc est de l'OTAN. Engagé dès les premières heures dans l'opération « Chamal » contre l'État Islamique en Irak puis en Syrie, l'escadron est aussi membre depuis 2016 de la confrérie des Tigres de l'OTAN.

Dans cet ouvrage, nous accompagnons les hommes et femmes du " Lorraine " de Gilze-Rijen en 1945 à Mont-de-Marsan aujourd'hui, en passant par Agadir, Rabat, Tours, Reims et Al-Dhafra.

Établi sur la base de documents d'archives, de témoignages d'anciens et de pilotes actuels de Rafale, ce livre richement illustré raconte de façon inédite l'histoire de cette belle unité de traditions Forces aériennes françaises libres.

L'auteur

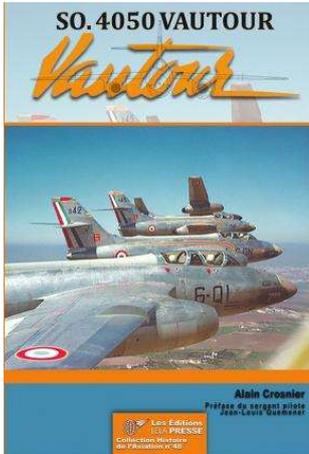
Mathieu Mounicq a attrapé le virus de l'aviation dès son plus jeune âge en arpentant les bases aériennes de Mont-de-Marsan et de Cazaux lors des meetings aériens. Après 10 ans aux commandes de planeurs, il a troqué le bob et le parachute contre un appareil photo et un calepin. Depuis 2015, il réalise des reportages au sein des forces aériennes françaises et étrangères et écrit depuis 5 ans pour le magazine RAIDS Aviation. Il est l'auteur d'un hors-série sur l'histoire du ravitaillement en vol dans l'armée de l'Air et de l'Espace et d'un livre sur le Groupe Lorraine durant la Seconde Guerre mondiale. Ce premier ouvrage sur le " Lorraine " a reçu la 2^{ème}



mention du prix littéraire de l'Association des Familles de Compagnon de la Libération, ainsi que de nombreuses critiques très positives.

SNCASO. 4050 VAUTOUR

Collection Histoire de l'Aviation n°48 - Alain Crosnier



Paru en 1996, préfacé par le général de corps aérien Claude Grigault, ancien patron de la 92^{ème} Brigade de bombardement à Cognac, l'ancien chef d'état-major de l'armée de l'Air avait alors particulièrement souligné " la compétence et la connaissance de l'auteur pour son milieu, la réunion d'une documentation d'une qualité et d'une ampleur qui force l'admiration, soulignant par ailleurs que d'autres découvriront sa foi et son talent pour réaliser des ouvrages de ce type contribuant à faire mieux connaître nos ailes tricolores ".

Depuis, avec talent, de nombreux camarades auteurs sont venus apporter de belle façon leur contribution à ce vœu.

Pour cette réédition, l'auteur a voulu mettre en valeur des personnels souvent tenus dans l'ombre, ceux appartenant au corps des sous-officiers.

C'est un sergent pilote qui présente aujourd'hui cette nouvelle édition, un de ceux qui lors de la guerre froide assurait l'ossature de l'armée de l'Air avec ses

camarades mécaniciens et pistards.

Sans ces derniers, investis à fond dans leurs responsabilités, nul Vautour ne saurait décoller puis ramener son équipage à bon port.

En 2025, l'ouvrage à la même teneur que l'original, toutefois largement agrémenté par la couleur de nouveaux clichés et un complément d'informations ainsi que la liste de production.

Pour beaucoup, le biréacteur SNCASO. 4050 Vautour demeure un avion d'armes mythique ne serait-ce que par sa masse, son agressivité, son aptitude au combat aérien lors des rencontres avec d'autres chasseurs de l'armée de l'Air et l'attaque au sol comme l'ont si bien montré les Israéliens.

Premier pilote de jet

Lutz Warsitz - Editions JPO

Le 27 août 1939, Erich Warsitz, aux commandes du Heinkel He-178, devient le premier homme à piloter un jet. Quelques semaines plus tôt, il a déjà été le premier pilote à effectuer un vol sur un avion à moteur-fusée, le Heinkel He-176, à partir de la base de Peenemünde...

Ces deux programmes de recherche, à hauts risques, se sont déroulés dans le plus grand secret, sous le regard attentif des responsables de l'Allemagne nazie, de Hitler à Göring en passant par Udet et Milch. Avant et après ces deux événements majeurs pour le développement de l'aviation, Erich Warsitz a été pilote d'essais, évaluant les appareils de la Luftwaffe, testant en vol sur Heinkel He-111 et Junkers Ju-88 les fusées d'appoint au décollage. Durant cette période mouvementée, il a côtoyé Wernher von Braun (le futur Monsieur Apollo de la Nasa), Hans Pabst von Ohain (l'inventeur du premier réacteur opérationnel) ou encore Ernst Heinkel (patron de la société Heinkel) et Willy Messerschmitt.

Après la capitulation, contacté par les Américains pour travailler à leur service, il exige trois jours pour rassembler ses affaires mais il va alors être kidnappé par des officiers soviétiques en plein Berlin Ouest avant de se retrouver en Sibérie, condamné à des travaux forcés, n'ayant pas voulu collaborer à leur programme de fusées.

L'auteur : Après plusieurs entretiens avec son père aujourd'hui disparu, Lutz Warsitz a mis en forme ses notes pour rappeler les succès remportés en matière de progrès technologiques, corrigeant les nombreuses erreurs ou imprécisions publiées ici ou là. Un document historique sur une aventure peu connue...

