

PRENDRE L'AIR



Dassault Mercure 100 (@ Dassault Aviation)



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

N°7
Décembre
2021

Contact

Rond Point René Ravaud 77550 Réau
Tél : 01 60 59 72 58 Mail : aams@museesafran.com

Sommaire

<i>Editorial</i>	3
Jacques Daniel	
<i>Le mot du Président</i>	4
Jean Claude Dufloux	
<i>Le moteur Gnome et Rhône 14 N : du MB-210 au SNCASE SE-161 " Languedoc " - 1^{ème} partie</i>	5
Régis Ligonnet	
<i>L'arrière-corps " Mercure "</i>	10
- Le moteur Pratt & Whitney JT8D - Phase de développement et de mise au point (1969 - 1974) - Dassault Mercure 100 - Etapes clefs	
Jacques Daniel	
<i>Les systèmes de démarrage Noëlle 60 et 80</i>	17
Jacques Daniel	
<i>L'histoire singulière du SO 4050 " Vautour " II N n° 301</i>	23
- Les Vautour II N d'essais en vol - Le Vautour II N n° 301 (octobre 1964 - mars 1964) - Le Vautour II N n° 70 (avril 1964 - août 1971)	
Jacques Daniel	
<i>Utilisation opérationnelle des moteurs fusées Sepr 841</i>	35
Jacques Daniel	
<i>Les lanceurs de la force de frappe française</i>	39
- Description des missiles SSBS et SSBS de développement - Les missiles SSBS - Le missiles MSBS - Annexe - Principales dates	
Jacques Daniel	
<i>Le train d'atterrissage principal à bogies de l'Airbus A320</i>	49
Jacques Daniel	
<i>Notes de lecture</i>	50
Jacques Daniel	

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

Editorial

Notre revue semestrielle a pour ambition de vous faire découvrir l'histoire et le patrimoine aéronautique et spatial du groupe Safran. Pour ce septième numéro, nous vous offrons une diversité de sujets : moteurs à pistons, arrière corps d'un turboréacteur, turbodémarreurs, monographie d'un avion de combat des années 1950, moteur-fusée pour avion de combat, propulseurs à propergols des lanceurs de la force de frappe française et atterrisseur principal d'un avion commercial.

La série d'articles consacrée au moteur 14 cylindres en étoile Gnome & Rhône 14 N, se poursuit avec une quatrième et dernière partie dédiée aux multimoteurs, civils et militaires, conçus par Marcel Bloch : le bombardier MB-210 " Verdun " et les avions commerciaux MB-220 et MB-161 plus tard redésigné SE-161 " Languedoc ". Dans ce numéro nous évoquons le bombardier MB-210 dont 298 exemplaires seront fabriqués de 1935 à 1939 par la plupart des constructeurs aéronautiques français.

Exposé dans le hall des moteurs commerciaux, l'arrière corps Mercure du turboréacteur Pratt & Whitney JT8D-15 ayant propulsé le biréacteur Dassault Mercure 100 méritait un petit historique. Au début des années 1950, la Snecma faisait figure de pionnière en matière d'inverseur de poussée, avec la réalisation de ceux montés expérimentalement sur les réacteurs militaires De Havilland Goblin II et Snecma Atar 101 D, puis, dans les années 1960, les moteurs civils Pratt & Whitney JT8D-1 et JT12 et du groupe Olympus 593 du supersonique Concorde.

Indispensable au démarrage des réacteurs de plus forte poussée, les Atar 8 et 9 des années 1960 et surtout à la réduction de leur empreinte logistique, les turbodémarreurs Noëlle 60 et 80 construits à plus de 3 400 exemplaires sont toujours en exploitation dans plusieurs forces aériennes étrangères plus de soixante ans après leur mise au point. Fiables, puissants et compacts car logés dans l'ogive avant des Atar ils seront encore présents jusqu'au milieu des années 2030. Les Noëlle 60 et 80 sont à l'origine de la création de la société Microturbo, aujourd'hui Safran Power Units et de toute une famille de turbodémarreurs.

Plusieurs fois racontée, ici et là, l'histoire opérationnelle du biréacteur de combat emblématique des années 1950, le SNCASO 4050 Vautour II, est connue. En revanche, on connaît beaucoup moins celle des avions bancs d'essais Vautour II N, une dizaine, qui ont contribué activement à la mise au point des appareils de série ainsi que des systèmes d'armes de la famille des Mirage. C'est le cas, entre autres, du Vautour II N 301 au parcours particulièrement varié. Utilisé comme banc volant au Centre d'Essais en Vol (CEV) français, entre 1956 et 1964, puis au combat au sein de la force aérienne israélienne. Historiquement, le 301 fut le dernier Vautour II à voler en Israël, en août 1971.

Flanqué sous le fuselage du monoplace de combat Mirage III C et qui intrigue nombre de visiteurs, le moteur-fusée SEPR 841 nécessitait quelques précisions quant à son véritable emploi opérationnel. Produit à 164 exemplaires, le moteur-fusée a été utilisé sur la base aérienne de Dijon, au sein de la 2^{ème} escadre de chasse, entre 1961 et 1970. Lors de son retrait opérationnel, le moteur-fusée avait effectué 1505 vols (représentant 2064 allumages). Etant parfois confondu avec le dispositif d'assistance au décollage ou Jato (pour Jet Assisted Take Off) monté sur le bombardier nucléaire, Mirage IV, cet article relate son véritable concept d'utilisation sur l'intercepteur bisonique Mirage III C.

Dans la rubrique des moteurs spatiaux, vous trouverez un bref historique des lanceurs de la force de frappe française qui se poursuit encore aujourd'hui avec les missiles mer-sol balistiques stratégiques (MSBS) armant les sous-marins nucléaires lanceurs d'engins (SNLE) de la force océanique stratégique. Depuis sa mise en service opérationnelle, il y a exactement cinquante ans, en 1971, la portée des " engins " intercontinentaux a plus que triplée passant graduellement de 3 000 km à plus de 10 000 km. Cela a été rendu possible grâce aux différentes évolutions technologiques des propulseurs dans le domaine des structures, propergols et tuyères.

A ce jour une dizaine de matériels Messier, aujourd'hui Safran Landing Systems, est exposé au musée Safran. Il s'agit principalement de jambes d'atterrisseurs principaux d'avions commerciaux (Caravelle, Concorde, Airbus A300) et militaires (Jaguar, Alphajet), d'hélicoptère tel que le train automoteur du SA-330 Puma, de jambes d'atterrisseurs avant d'avions de combat (Mirage III V) et de l'avion d'affaires triréacteur Falcon 7X, un frein acier d'Airbus A300 B2 et un frein carbone d'Airbus A330/A340. Cette collection a été

complétée, il y a trois ans, par une jambe d'atterrisseur principal Airbus A320 mais d'un type particulier : à bogie c'est-à-dire comprenant quatre roues par jambe de train. Vous trouverez dans ce numéro un bref historique de cet atterrisseur atypique.

Enfin, dans la partie notes de lecture, nous vous proposons une sélection de livres parus cette année dont l'un sur les sièges éjectables.

Je vous souhaite une bonne lecture !

L'équipe de rédaction de Prendre l'air

Le mot du Président

Malgré les turbulences sanitaires *PRENDRE L'AIR* est fidèle à son plan de vol. Ce dernier numéro arrive à point nommé pour vous souhaiter, ainsi qu'à vos proches, un très bon Noël et une année 2022 pleine de santé, de réussite et de concrétisation de vos projets.

Le Président
Jean Claude DUFLoux

Le moteur Gnome et Rhône 14 N : du MB-210 au SNCASE SE-161 "Languedoc" - 1^{ère} partie

A l'origine : un bimoteur Bloch MB-210 pour la Marine

L'avion de transport quadrimoteur Marcel Bloch MB-161 Languedoc a été conçu à partir de l'extrapolation du bombardier bimoteur MB-210. Le Bloch 210 sera avant la guerre, le bombardier de nuit standard de l'armée de l'air française et c'est à lui que reviendra le redoutable honneur, avec l'Amiot 143, d'ouvrir les hostilités du côté des bombardiers français. Il est issu d'un programme de 1932 de la Marine nationale pour un bombardier torpilleur pour lequel Marcel Bloch va lancer dès 1933 l'étude et la fabrication d'un prototype à partir du MB-200.



Bloch MB-200 (© Aviafrance)

Contrairement au MB-200, le MB-210 est un monoplan cantilever à aile basse entièrement métallique. Le fuselage est construit d'un seul tenant autour de quatre longerons en cornière, des cadres et un revêtement en tôle. La section est rectangulaire à angles arrondis. L'ensemble du revêtement métallique est raidi par des lisses en U donnant un aspect caractéristique à l'ensemble de la cellule. Le premier appareil, encore équipé d'un train fixe, effectue son premier vol à Villacoublay le 24 novembre 1934, motorisé par deux Gnome-Rhône en étoile 14 Kdrs/Kgrs "Mistral Major" de 760 ch avec aux commandes André Curvale, pilote d'essai des avions Bloch. Il peut atteindre les 327 km/h à 4000 m, altitude à laquelle il grimpe en 12 minutes en emportant une provision de carburant lui permettant de couvrir 2000 km et avec une charge de 2 tonnes de bombes ("Les Ailes" n° 738 du 8 août 1935).

Un second prototype est dans le même temps présenté au 14^{ème} Salon de l'Aviation qui ouvre ses portes au Grand palais à Paris le 16 novembre 1934. Il s'agit d'une variante baptisée MB-211 type "Verdun" surnommé "la citadelle volante" avec hélices à pas variable Hamilton (licence Hispano) et train escamotable Messier ("Les Ailes" n° 701 du 22 novembre 1934). C'est le seul avion Bloch présent lors de ce salon (L'Air n° 362 - 1^{er} décembre 1934). Le MB-211 "Verdun" effectue son premier vol le 29 août 1935 à Villacoublay. Il est cette fois motorisé par deux moteurs Hispano 12 Yd (voir l'extrait du journal "Les Ailes" n° 742 page suivante).

Il semblerait qu'il s'agissait de deux moteurs Hispano-Suiza 12 Ybrs de 12 cylindres en V refroidis par liquide, développant 860 ch au décollage. Hélas, la Marine ne sachant que faire d'un tel appareil demande que le MB-211 soit transformé en hydravion à flotteurs.





MB-211 " Verdun " au 14^{ème} salon de l'aviation en 1934 (© collection Lamolle)



Publicité MB-211 " Verdun "

Journal " Les Ailes " du 16/04/1935 (© BnF Gallica)



Extrait de journal " Les Ailes " n° 742

5 septembre 1935 (© BnF Gallica)

Le journal " Les Ailes " n° 760 du 9 janvier 1936 donne un aperçu des avancés du projet MB-211 mais également la transformation du MB-210 en avion de transport pour Air-France, prémices du futur Languedoc :

" Ce trimoteur de 30 places est en cours de montage depuis mi-juillet 1935 à Villacoublay, équipé de trois Gnome & Rhône 14 K à compresseur rétablissant la puissance à 1 500 m ".

CHEZ MARCEL BLOCH, le " 210 " transformé en prototype de transport pour Air France est monté à Villacoublay pour y commencer ses essais. Le fuselage a été spécialement dessiné pour le logement confortable des passagers. Cette machine comporte tous les dispositifs modernes : volets d'intrados, atterrisseur escamotable, hélice à pas variable, etc.

D'autre part, le Bloch-211 " Verdun " à flotteurs poursuit ses essais à Marignane. Les premiers vols ont été très satisfaisants : cet hydravion décolle et amerrit à 90 km/h. "

Pourtant, cet hydravion est lourd, lent, et trop faible en autonomie. La version de série du bombardier MB-210 équipé en hydravion à flotteur est essayé dans la soufflerie Eiffel le 17 août 1937. Une commande de 8 appareils rebaptisés MB-218 est alors passée à la SNCASO mais sera finalement annulée et le projet abandonné.



L'hydravion MB-211 " Verdun " à flotteur (© avionlegendaires.net)

L'Armée de l'Air s'intéresse au Bloch 210

Mais l'Armée de l'Air qui a suivi ces différentes études voit le MB-210 comme le possible remplaçant du MB-200 en service en attendant qu'aboutisse le programme des BR3 - " Bombardiers de Représailles Triplace " avec les futurs Amiot 350 (voir " *Prendre l'Air* " n° 1). Le prototype MB-210 de l'Armée de l'Air, équipé désormais des moteurs Gnome & Rhône 14 Kirs/Kjrs " Mistral Major " de 870 ch, présente de nombreuses évolutions puisqu'il intègre entre-autres le train escamotable Messier précédemment testé (premier avion de série avec le Potez 54 de l'Armée de l'Air française à en être équipé) et des hélices à pas variable d'où son appellation MB-210 " Verdun ". L'armement défensif comporte trois tourelles (avant, dorsale et ventrale) équipées de mitrailleuses MAC-34 de 7,5 mm avec 800 coups par arme. La charge de bombes peut atteindre 1 600 kg en soute, mais aussi être accrochée sous le fuselage ou les ailes, pour les projectiles les plus lourds.



MB-210 " Verdun " à Istres (© Photo Combier à Macon)

Une commande de 80 exemplaires est rapidement passée dans le cadre du plan I de réarmement. On annonce en avril 1935 la fabrication prochaine en série du Bloch 210 chez Potez dans la future usine de Bordeaux, en août que 25 Bloch 210 seront fabriqués chez Bloch à Courbevoie, et enfin le 12 septembre, que Caudron-Renault procède au lancement de la fabrication en série d'une quarantaine de multiplaces MB-210 qui doivent être fabriqués par les usines de Billancourt, dans l'usine O dédiée à l'Aviation entre les ponts d'Auteuil et d'Issy, précisant que " *...l'adaptation de l'atterrisseur relevable a amené de sérieuses modifications dans l'aile basse pour lui permettre d'encaisser correctement la torsion* ".

Au total, 298 appareils MB-210 seront fabriqués de 1935 à 1939 par la plupart des constructeurs aéronautiques français.



MB-210 n° 40 codé E-383 (n° 129 de série)

avion de bataille de la 2^{ème} escadrille du groupe de bombardement GB II/21, en vol (© Dassault Aviation)

Livrés dès septembre 1936 au Groupe de Bombardement GB II/21 pour remplacer ses MB-200, la mise en service est ralentie d'une part du fait des grandes évolutions dans le pilotage de cet avion "semi-moderne" qui pose de nombreux problèmes de maniabilité exigeant une longue période de prise en main, mais surtout par le fait que les moteurs Gnome & Rhône 14 K sont très capricieux en fonctionnement. Outre le fait que les moteurs ont une fâcheuse tendance à prendre feu en vol, il apparaît que les virages trop serrés provoquent le désamorçage du circuit de carburant entraînant de fait l'arrêt des moteurs.

Un certain nombre d'accidents graves vont de ce fait se produire dans les escadres avec le MB-210 le gratifiant bientôt de "cercueil volant", triste surnom déjà appliqué au MB-200 entraînant son interdiction de vol de septembre 1937 à mars 1938. La société des moteurs Gnome & Rhône, qui travaille depuis plusieurs années sur une version améliorée du 14 K, le présente pour la première fois au printemps 1936 sous le nom de "14 K 1937". C'est finalement sous l'appellation de 14 N que ce moteur est mis sur le marché. Le choix est pris d'en équiper le MB-210. Les moteurs 14 Kirs-14 Kjrs sont alors remplacés par des moteurs (de même puissance) 14 N-10 et 14 N-11 de 870 ch à 3200 m (anciennement projets 14 K-32 et 14 K-33). Cette remotorisation permet de résoudre en grande partie les problèmes moteur, l'appareil se révélant sain et stable.



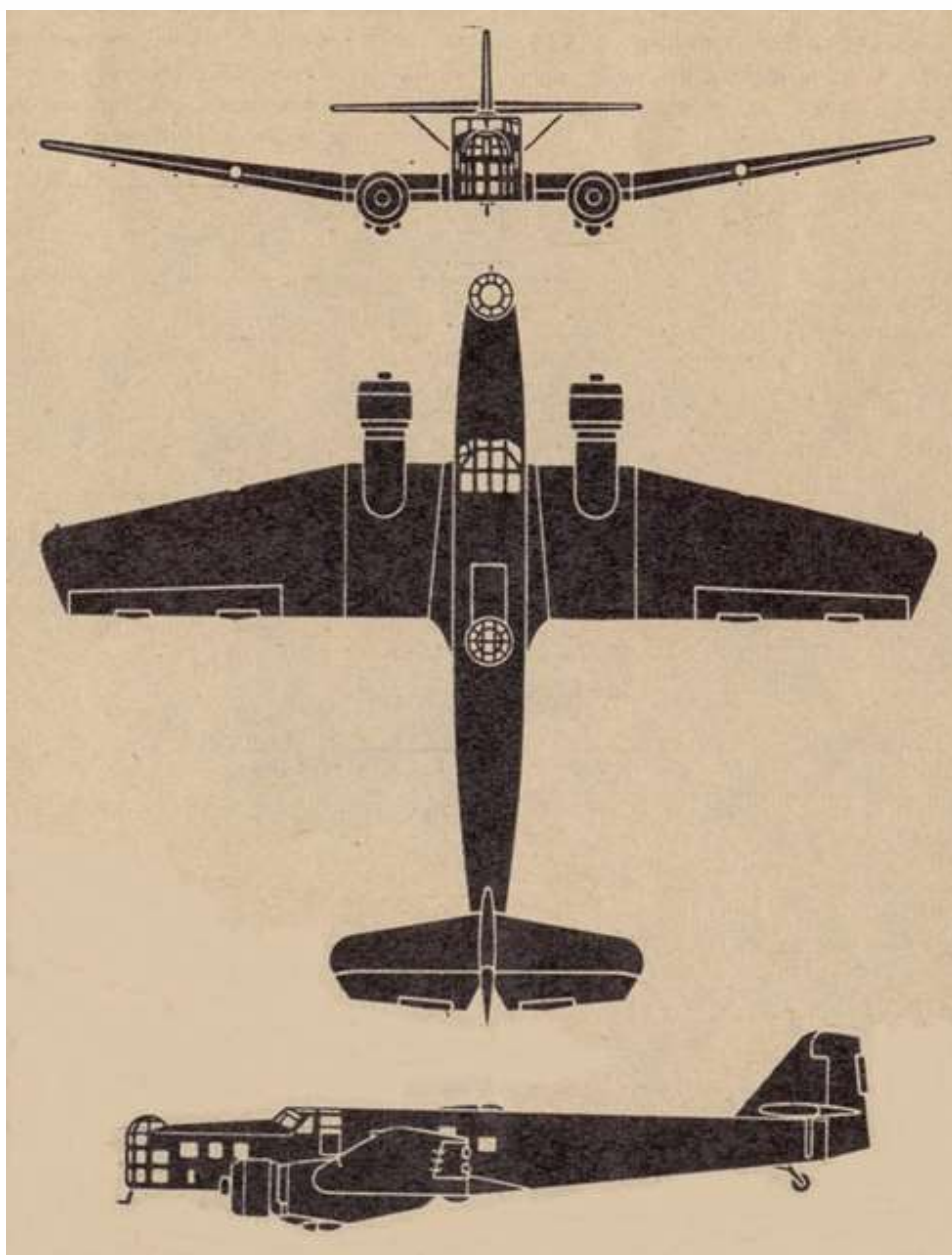
MB-210 en escadrille (© avionlegendaires.net)

A noter qu'un autre prototype baptisé MB-212 sera également étudié par la société des avions Marcel Bloch équipé cette fois de deux moteurs Hispano-Suiza de type 14 Aa (anciennement dénommé 14 Ha) de 14 cylindres en double étoile refroidis par air de 940 ch au décollage. Ce moteur loin d'être au point n'apportera aucune amélioration sensible des performances et sera finalement abandonné.

Le MB-210 dans la campagne de France

A la déclaration de guerre le 3 septembre 1939, le MB-210 équipe encore douze des trente-trois groupes de bombardement de l'Armée de l'Air : GB I/11, II/11, I/12, II/12, I/19, II/19, I/21, II/21, I/23, II/23, I/51 et II/51. L'avion passe de BN4 à BN5, soit Bombardier de Nuit de 4 à 5 membres. Désormais, chaque poste de tir est doté d'un servant durant toute la mission car jusque-là, le servant de la mitrailleuse dorsale devait se contorsionner pour rejoindre en vol le poste de la gondole ventrale tout en assurant le rôle de radionavigateur.

Lancés en opérations de jour et de nuit, les avions sont rapidement déclarés inaptes aux missions de guerre. Début 1940, les groupes équipés vont progressivement être équipés, mais trop tard, de Lioré-et-Olivier LeO-45 ou d'Amiot 351. Quand débute la Campagne de France le 10 mai 1940, les GB I/21, II/21 et I/23 sont encore sur des MB-210 et participent au combat. Très vulnérables, ils sont rapidement retirés des opérations. 19 appareils auront été perdus lors de ces combats : 5 abattus, 9 ferrailés en raison des dommages subis en combats, deux sur accident et 5 par les bombardements de la Luftwaffe. A noter que seule la Roumanie, alliée de la France dans " la petite entente " avait décidé d'importer le MB-210. Sa force aérienne royale passa commande en 1938 pour vingt-quatre exemplaires. En raison de la guerre seuls les dix premiers purent être livrés.



Plan trois vues du Bloch MB-210 " Verdun " (© Aviation Magazine)

A suivre

L'arrière-corps "Mercure"

Deux modèles d'inverseurs de poussée sont exposés dans le musée Safran de Villaroche : l'un, expérimental, ayant équipé l'Atar 101-D3, l'autre, de série, le réacteur Pratt & Whitney JT8D-15 ayant propulsé le biréacteur court moyen-courrier Dassault "Mercure" 100. Avion de ligne spécialement étudié pour le trafic intérieur européen, il pouvait transporter 140 à 150 passagers sur des étapes de 1 250 km à 2 000 km, à 925 km/h.

En matière d'inverseur de poussée, la Snecma fait figure de pionnière ayant entrepris, dès 1950, des études originales à ce propos. Son expérience s'est concrétisée par la réalisation de systèmes conçus pour des moteurs aussi divers que le De Havilland Goblin II, l'Atar 101 D, les Pratt & Whitney JT8D-1 et JT12 et du groupe Olympus 593 de Concorde.



Le moteur Pratt & Whitney JT 8D

La famille des moteurs double corps et double flux JT8D

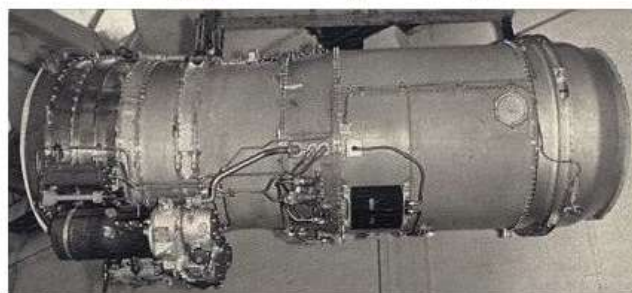
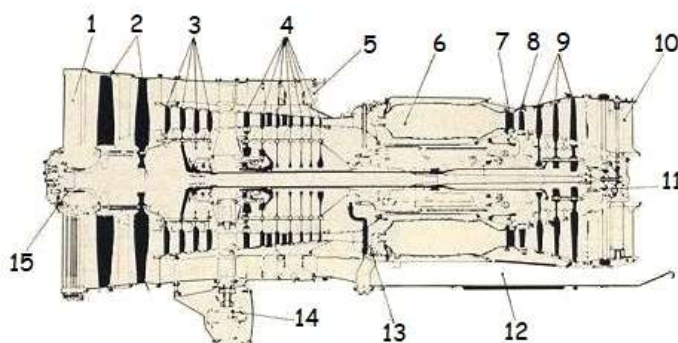
Le JT8D-11, qui équipe le prototype du Dassault Mercure, et le JT8D-15, destiné à la première génération des appareils de série, appartiennent à une gamme de moteurs éprouvés développés au cours de la décennie 1960.

Le développement commença en avril 1960. Un an après, le premier moteur était essayé au banc. Des moteurs prototypes furent livrés à Boeing en 1962, et la production en série commençait dans le courant de l'année 1963. Au cours des années 1960, des moteurs de la famille JT8D ont équipé plus de 1 900 avions, accumulant (depuis le 1^{er} janvier 1964, date d'entrée en service normal) plus de 40 millions d'heures de fonctionnement. Une expérience portant sur près de 6 000 moteurs livrés a permis de déterminer - compte tenu qu'une inspection soit effectuée aux 3 000 et 5 000 heures - un maximum TBO remarquable (Time Between overall, soit l'intervalle de temps entre grandes révisions), c'est-à-dire de 13 250 heures.

Le moteur est produit en cinq versions : le JT8D-1, le JT8D-7, le JT8D-9, le JT8D-11 et le JT8D-15. Les deux premières versions produisent une poussée de 14 000 lb (6 256 kgp), le JT8D-9 développe 14 500 lb (6 483 kgp), le JT8D-11 15 000 lb (6 810 kgp) et le JT8D-15 (celui du Mercure 100 de série) 15 500 lb (7 037 kgp). Divers modèles de JT8D équipent le triréacteur Boeing 727, McDonnell Douglas DC-9 et les Super Caravelle 10B, 10R, 11R et 12 de l'Aérospatiale.

Le JT8D-15 destiné au Mercure 100 propulse également le biréacteur de transport militaire japonais Kawasaki C1-A. En Suède, le motoriste Volvo Flygmotor a mis au point une version supersonique avec postcombustion du JT8D sous l'appellation RM8 destinée à l'avion de combat SAAB 37 "Viggen".

- 1 Aubes fixes d'entrée
- 2 Deux étages de soufflante, dont la moitié du diamètre participe à la basse compression
- 3 Quatre étages de compresseur BP
- 4 Sept étages de compression HP
- 5 Canal de dilution tronqué
- 6 Chambre de combustion
- 7 Stator de sortie des gaz
- 8 Turbine HP
- 9 Trois étages de turbine BP
- 10 Tuyère primaire
- 11 Palier extrême arrière
- 12 Canal de dilution continu
- 13 Injecteurs
- 14 Relais d'accessoires
- 15 Palier extrême avant



Nota : le moteur est dépourvu de sa tuyère terminale.

Architecture

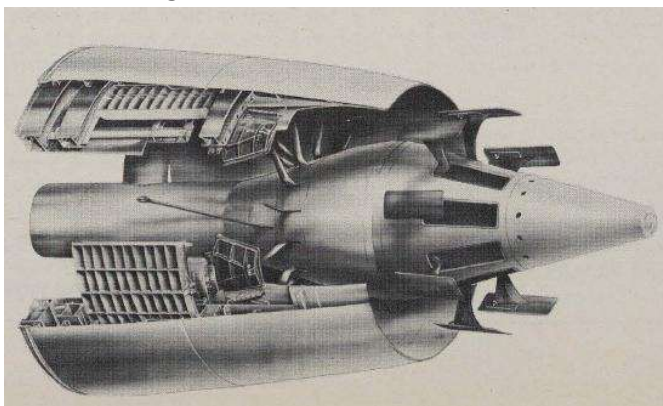
Avec un diamètre de 1,08 m et une longueur de 3,13 m, le moteur se présente comme un réacteur double corps et double flux. Le compresseur basse pression comporte six étages, les deux premiers constituant la soufflante. La partie haute pression est de sept étages. Au-delà des deux étages de la soufflante, le flux d'air se partage en deux : une partie pour le moteur proprement dit, où elle participe à la combustion, l'autre circulant par un conduit annulaire tout au long du réacteur. Ceci permet de refroidir les parties chaudes et d'apporter une masse d'air secondaire au moment de l'éjection. 40% environ de la poussée du réacteur est fournie par le flux secondaire.

Une chambre de combustion annulaire alimentée par neuf injecteurs doubles fournit l'énergie aux turbines. Le corps basse pression est mû par une turbine à trois étages, tandis que celui à haute pression dépend d'une turbine à un seul étage. Les aubes de la soufflante et du compresseur basse pression sont en alliage de titane, ainsi que celles de la partie moins chaude du compresseur haute pression ; au-delà, on emploie des aciers réfractaires.

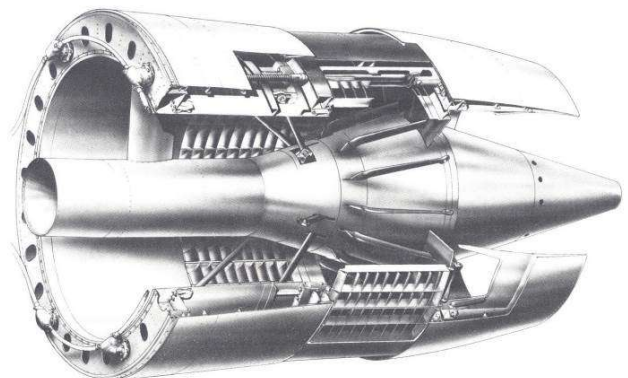
Dans le cadre du programme Dassault Mercure 100, des travaux importants ont été menés en vue de la mise au point d'un arrière corps pour le JT8D-15 qui doit à la fois permettre l'inversion de poussée et faciliter le freinage, mais aussi comporter un silencieux.

Phase de développement et de mise au point (1969 – 1974)

Dans le cadre des études sur la réduction du bruit des moteurs, à la fin des années soixante, la Snecma a développé un corps arrière destiné au réacteur Pratt & Whitney JT8D-15 de 7 030 kg de poussée. Premier inverseur de poussée pour moteur civil mis au point par le motoriste, chaque propulseur est muni d'un ensemble d'éjection à corps central assumant, outre la fonction tuyère en jet direct, celle d'inverseur de jet à l'atterrissage.



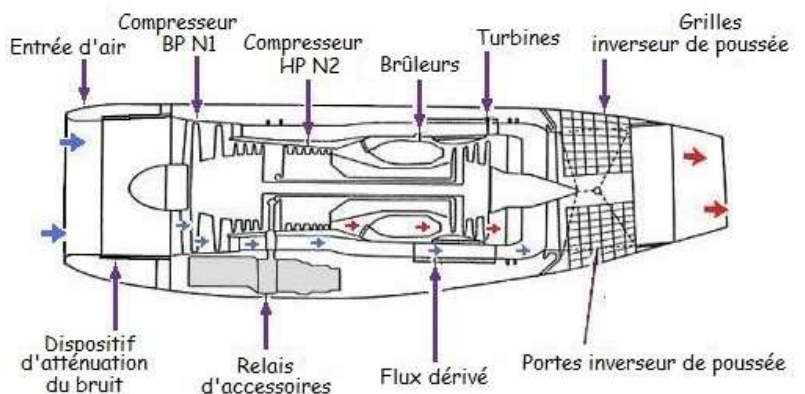
Arrière-corps Mercure avec silencieux rétractable



Arrière-corps Mercure sans silencieux (version de série)

Cet ensemble d'arrière-corps est constitué d'une structure fixe carénée comportant des secteurs de grilles d'inversion découvertes en fonction " inversion " par la translation vers l'arrière d'un carénage mobile actionné par des vérins à vis. Simultanément un système de bielles carénées introduit dans l'espace annulaire autour du corps central une série de volets escamotés en jet direct qui obligent le flux des gaz chauds à s'évacuer latéralement à travers les grilles d'inversion. Un traitement acoustique des parois et du corps central ainsi que des dispositifs d'atténuation acoustique à pelles escamotables réduisent le niveau de bruit du moteur de faible taux de dilution.

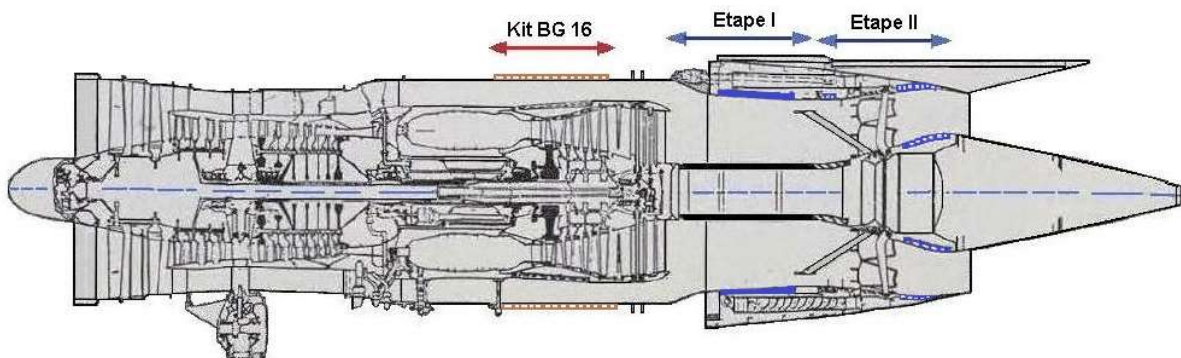
Les premières études de l'arrière-corps ont débuté en juillet 1969 ; elles ont rapidement mené à la réalisation d'un premier ensemble prototype qui fonctionna au banc 12 H 7 à Melun-Villaroche, en novembre 1970, derrière un moteur Pratt & Whitney JT8 D-11 moins puissant et non traité acoustiquement. Au cours des essais en inversion de jet, un taux de contre-poussée de 60 % de la poussée au décollage était obtenu, alors que le taux



minimum contractuel n'était que de 40 %. ; les manœuvres de l'inverseur n'apportant aucune perturbation au fonctionnement du moteur.

Parallèlement, sur le site d'Istres, le moteur Pratt & Whitney JT8D équipé d'un combiné expérimental, accumulait 80 heures de fonctionnement, uniquement consacrées à des mesures acoustiques en différentes configurations de silencieux. Sur l'arrière-corps, les traitements acoustiques permettent d'atténuer l'émission de bruit de la soufflante vers l'arrière. Principalement efficaces dans la phase d'approche, ils prennent la forme de résonateurs qui tapissent les parois de tuyère. Quelques mois plus tard, au printemps 1971, un essai " bon de vol " de l'arrière-corps Pratt & Whitney JT8D était réalisé au banc 12 H7 à Villaroche consistant en 20 heures de fonctionnement en jet direct et 120 manœuvres en inversion sur un moteur PW JT8D-5, et 10 heures en jet direct sur un moteur PW JT8D-11.

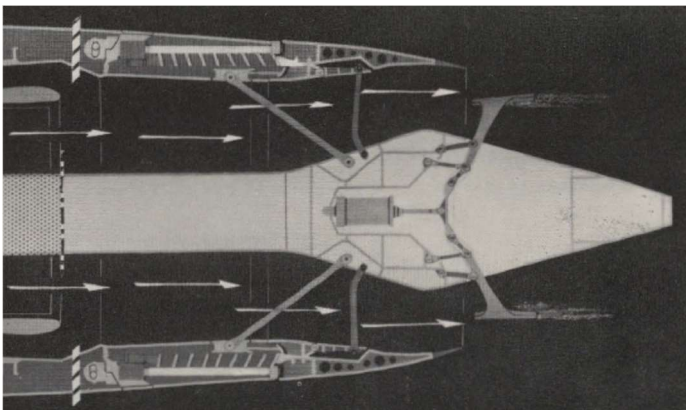
En septembre de la même année, le prototype 01 du Dassault Mercure 100 recevait ses réacteurs définitifs Pratt & Whitney JT8D-15 dotés de l'arrière-corps puis entamait la campagne de mise au point du silencieux de jet escamotable trois mois plus tard. En avril 1972, les essais au banc destinés à l'acquisition du " bon de premier vol " étaient achevés, l'ensemble mécanique de commande totalisant alors environ 1 300 manœuvres.



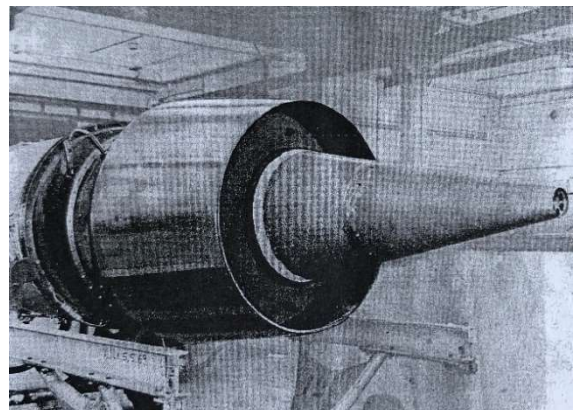
Pratt & Whitney JT8D-15 - Coupe longitudinale (1973)

A la mi 1972, une campagne d'essais acoustiques sur banc fixe à Istres, a démontré un gain de 8 EpndB dans les conditions de fonctionnement du moteur en approche. C'est par un traitement acoustique approprié des parois internes de tuyère ou capitonnage (de responsabilité Snecma), du carter de flux secondaire au niveau de la chambre de combustion et du carter arrière de soufflante (de responsabilités Pratt & Whitney) qu'il a été possible d'améliorer le niveau de bruit et sans entraîner aucune perte de performances de l'ensemble propulsif. En fin d'année, les prototypes 01 et 02 du biréacteur totalisaient à eux deux 204 sorties et 344 heures de vol.

Deux versions de l'arrière-corps ont été expérimentées : l'ARC 54 C3 produit pour l'équipement des dix avions Mercure 100 commandés par la compagnie aérienne Air Inter et l'ARC 56 C5 équipé du traitement acoustique, étape 1, affectant la seule partie amont du canal.



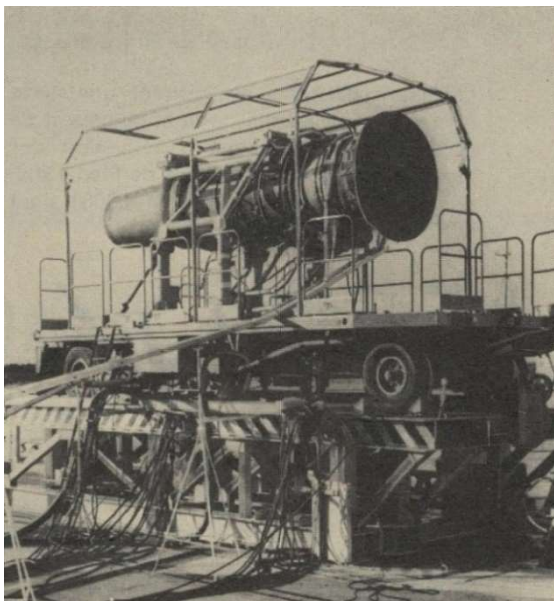
Le combiné d'éjection, pelles de silencieux en position " sortie ".
Elles sont dites " pelles basses d'angle 6° ".



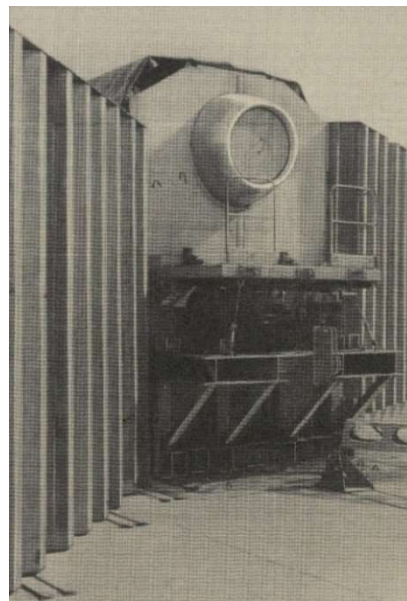
La tuyère mannequin. Elle peut recevoir à l'arrière différentes configurations de silencieux de jet.

Les essais au sol et en vol qui ont abouti à la certification de l'avion et de son moteur, en février 1974, ont comporté un certain nombre de phases dont la principale a été un essai d'homologation de 150 heures

achevée le 15 juin 1973 au banc sur un moteur équipé de tous ses accessoires et systèmes. Muni du traitement acoustique, l'essai de l'arrière-corps en lui-même comportait 25 cycles de 6 heures avec phases de 30 mn à la puissance de décollage ; deux cents manœuvres d'inversion ont été réalisées à un niveau de contre-poussée supérieur de 10 % à la valeur d'utilisation sur avion.



Un moteur P&W JT8-D15A équipé de la tuyère mannequin en essai de bruit sur le banc mobile d'Istres qui permet l'établissement des caractéristiques acoustiques du moteur complet
(© Snecma)



Aire d'essai acoustique à Istres. Pour éviter les interférences de bruit entre l'avant et l'arrière du réacteur à l'essai, une cloison d'insonorisation a été posée (© Snecma)

Description technologique

La tuyère de jet direct

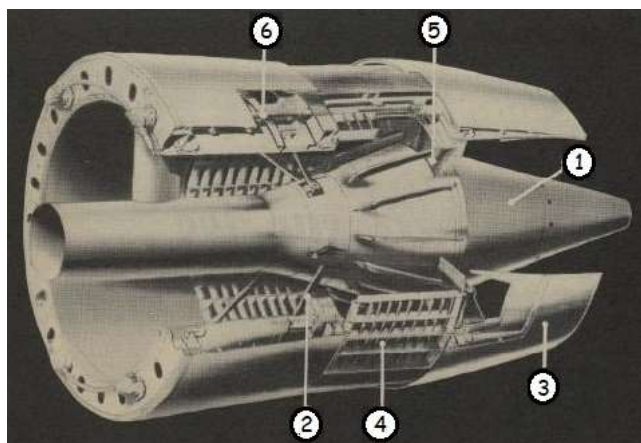
La tuyère présentée est à corps central. Le cône central (1) est maintenu en position dans le prolongement du moteur au moyen de six bras profilés (2).

Cette conception de tuyère permet de réaliser les meilleures performances du groupe propulsif installé.

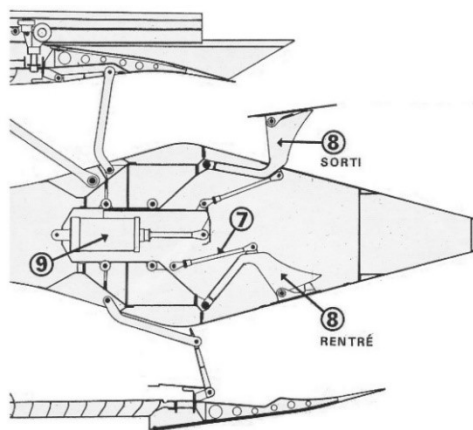
L'inverseur de poussée

La partie arrière est coulissante (3). Le système de commande déplace, en translation vers l'arrière, un ensemble sur lequel se trouvent fixées des grilles d'inversion (4) et qui abrite également une série de douze volets (5) qui sont rabattus dans le flux au cours du même mouvement jusqu'à obstruer la veine. L'obstruction et le dégagement des grilles d'inversion se font progressivement et simultanément.

La translation est actionnée par quatre vérins à vis (6) entraînés par des flexibles commandés par un moteur à air. Ces équipements sont similaires à ceux qui équipent le Boeing 747, le Lockheed 1011 Tristar, le Douglas DC-10, avions de transport de la génération des " gros porteurs ".



Inverseur de poussée en position " sortie "



Pelles de silencieux en position " sortie ". L'introduction temporaire des obstacles dans le jet permet d'obtenir un mélange plus rapide du jet dans l'air ambiant, une meilleure homogénéisation.

Le silencieux

A la Snecma, les travaux menés jusqu'en 1971 portent sur un silencieux rétractable entièrement logé, ainsi que son système de commande, dans le corps central (7). Des études expérimentales systématiques ont permis de dégager un certain nombre de solutions : celle du silencieux à pelles (8), par exemple, retenue dans un premier temps ; la commande se fait par vérin pneumatique (9) du même type que ceux également développés pour le moteur Olympus 593.

Produits à 23 exemplaires, l'arrière-corps pour JT8D-15 du biréacteur " Mercure " 100 est mis en service en juin 1974 toutefois avec le seul traitement acoustique, le silencieux à pelles escamotables n'étant pas retenu. Le temps nécessaire à la manœuvre de l'inverseur est de deux secondes. La contre-poussée réalisée est égale à 40% de la poussée en jet direct au régime de décollage : l'orientation du flux dévié étant étudié pour éviter une surchauffe d'une portion de la voilure. Sa masse totale est de 271 kg.

Dassault Mercure 100

Construit à onze exemplaires, l'appareil court-courrier " Mercure " 100 (du nom du dieu messager grec) de 130 à 150 passagers est resté en exploitation commerciale chez Air Inter entre juin 1974 et avril 1995.

Mercure

Imposé à la compagnie aérienne il démontra des qualités de vol brillantes. Mais il était trop cher, manquait d'autonomie et utilisait le moteur JT8D, best-seller en fin de vie, considéré déjà comme trop

bruyant et trop gourmand.

Pendant 21 ans ces appareils ont accompli 360 000 heures de vol en 440 000 vols, sans accident, et transporté 44 millions de passagers avec une régularité de service de 98%. A raison de 8 vols par jour et par avion en semaine, soit en moyenne 35 000 heures de vol et 40 000 atterrissages par avion, la retraite était bien méritée !

Les pilotes qui ont pris les commandes du Mercure ne se tarissaient pas d'éloges à son égard. C'était un avion agréable à piloter, avec des commandes de vol précises et efficaces. La performance était au rendez-vous tant en montée, ou il n'était pas rare de doubler d'autres avions, qu'en croisière et surtout en descente.

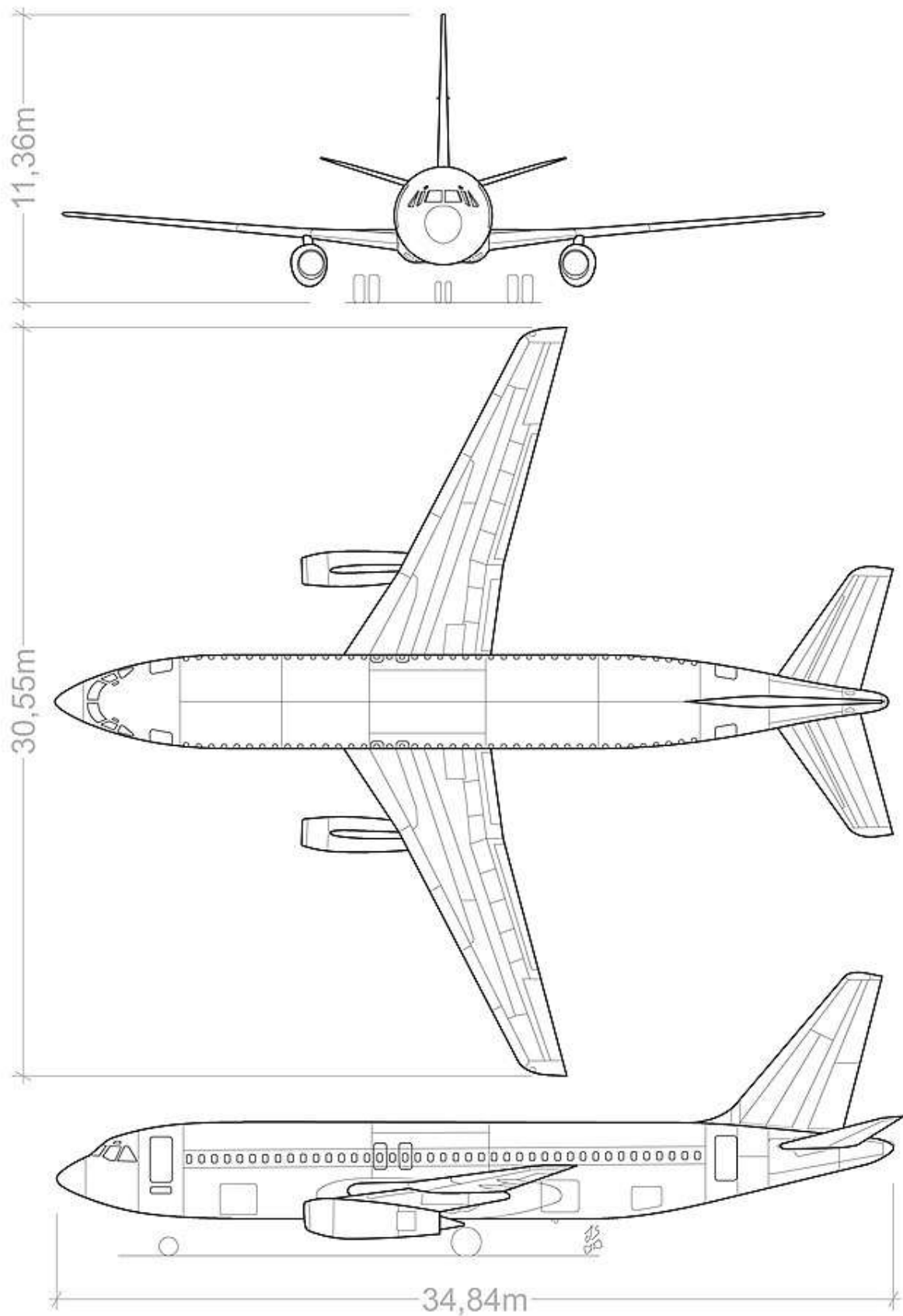
La grande vitesse limite en descente permettait de prolonger la croisière, puis de descendre au dernier moment en doublant tout le monde, permettant de gagner encore du temps. C'était un bon grimpeur, qui croisait à basse altitude (8 000 m contre 10 000 m pour un Airbus A320) et disposait d'une bonne vitesse en descente (720 km/h contre 650 km/h pour un A320). Mais du fait de son rayon d'action trop court (2 000 km) et de son prix trop élevé, l'appareil n'a jamais intéressé d'autres clients.



Dassault Mercure 100 propulsé par deux Pratt & Whitney JT8D-15 de 7 030 kg de poussée. Imposé à Air Inter, il démontra des qualités de vol brillantes. Mais il était trop cher, manquait d'autonomie et utilisait le moteur P&W JT8D, best-seller en fin de vie, considéré déjà comme trop bruyant et trop gourmand. (© Dassault Aviation)

Le biréacteur détient toujours le record de vitesse, avec passagers, entre Paris-Orly et Lyon-Satolas depuis le 25 mars 1972 en 37 minutes, dont 28 minutes de vol. A noter que l'un des appareils, le FTTD, arrivé au musée de l'Air et de l'Espace du Bourget en 1995, totalisait 20 ans de service et 42 500 vols.

Pour l'anecdote, le Mercure 100 fut le premier avion de transport civil piloté par un équipage entièrement féminin (les deux pilotes et la mécanicienne).



Dassault Mercure 100 - Plan trois vues

Vers le milieu des années 1970, Dassault étudiera une version court-courrier désignée Mercure 200 d'une capacité de 174 sièges avec une motorisation basée sur deux CFM56. Le projet avortera.

Etapes clefs

1969 Juillet - Lancement des premières études de l'arrière-corps du moteur double corps double flux Pratt & Whitney JT8D

1970 Novembre - Premiers essais au banc 12 H 7 à Villaroche de l'arrière-corps derrière un moteur PW JT8D-11

1971 Avril - Achèvement d'un essai " bon de vol " de l'arrière-corps Pratt & Whitney JT8D au banc 12 H 7 à Villaroche consistant en 20 heures en jet direct et 120 manœuvres en inversion sur un moteur Pratt & Whitney JT8D-5, et 10 heures en jet direct sur un moteur P&W JT8D-11. Certification du P&W JT8D-15.

1971 Mai - Premier vol du prototype 01, à Istres, du Dassault Mercure 100

1971 Septembre - Premiers essais en vol de l'arrière-corps combiné inverseur-silencieux équipant la partie arrière des réacteurs PW JT8D-15 de 7 030 kgp au décollage

1971 Décembre - Essais de l'inverseur de poussée sur le prototype 01 du Mercure 100

1972 Septembre - Premier vol du prototype 02, à Istres, du Mercure 100

1972 Décembre - Les prototypes 01 et 02 totalisent à eux deux 204 sorties et 344 heures de vol

1973 Juin - Homologation 150 heures de l'Arrière-corps

1974 Février - Certification du Mercure 100

1974 Juin - Premier vol commercial du Mercure 100 chez Air Inter

1975 Décembre - Livraison du dernier arrière-corps

1995 Avril - Dernier vol commercial du Dassault Mercure 100



Dassault Mercure 100 dans la livrée d'origine Air Inter (© Dassault Aviation)

Son nom de baptême lui a été donné par Marcel Dassault : " Voulant donner le nom d'un dieu de la mythologie, je n'en ai trouvé qu'un qui eût des ailes à son casque et des ailerons à ses pieds, d'où le nom de Mercure. "

Les systèmes de démarrage Noëlle 60 et 80

Définition

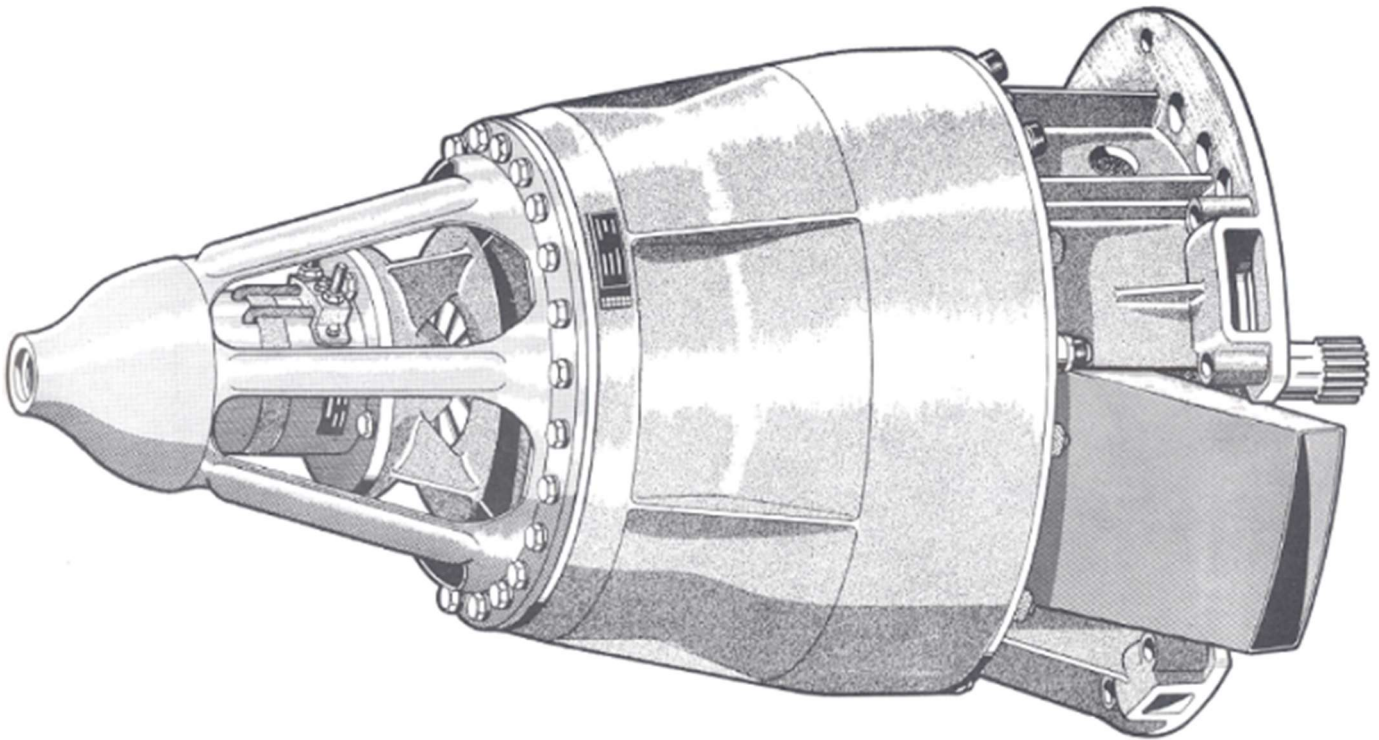


Le groupe de démarrage Microturbo Noëlle 60 a été conçu pour permettre la mise en route des moteurs des avions à réaction à partir du poste de pilotage sans que soit nécessaire l'utilisation de dispositifs d'assistance au sol tels que bouteilles d'air comprimé, compresseurs mobiles, ou groupes électriques de parc.

Ce système de démarrage utilise en effet comme sources d'énergie les seules disponibles à bord de l'avion :

- le carburant du réacteur,
- l'air ambiant,
- une faible quantité d'énergie électrique fournie par les sources de bord.

Il permet d'amener le réacteur à une vitesse telle que l'allumage soit possible, puis d'accompagner la mise en route jusqu'à une vitesse correspondante à un couple moteur sensiblement supérieur aux couples résistants de manière à éviter une surchauffe trop importante qui se produirait si l'entraînement était supprimé immédiatement dès le passage à la vitesse d'autonomie.



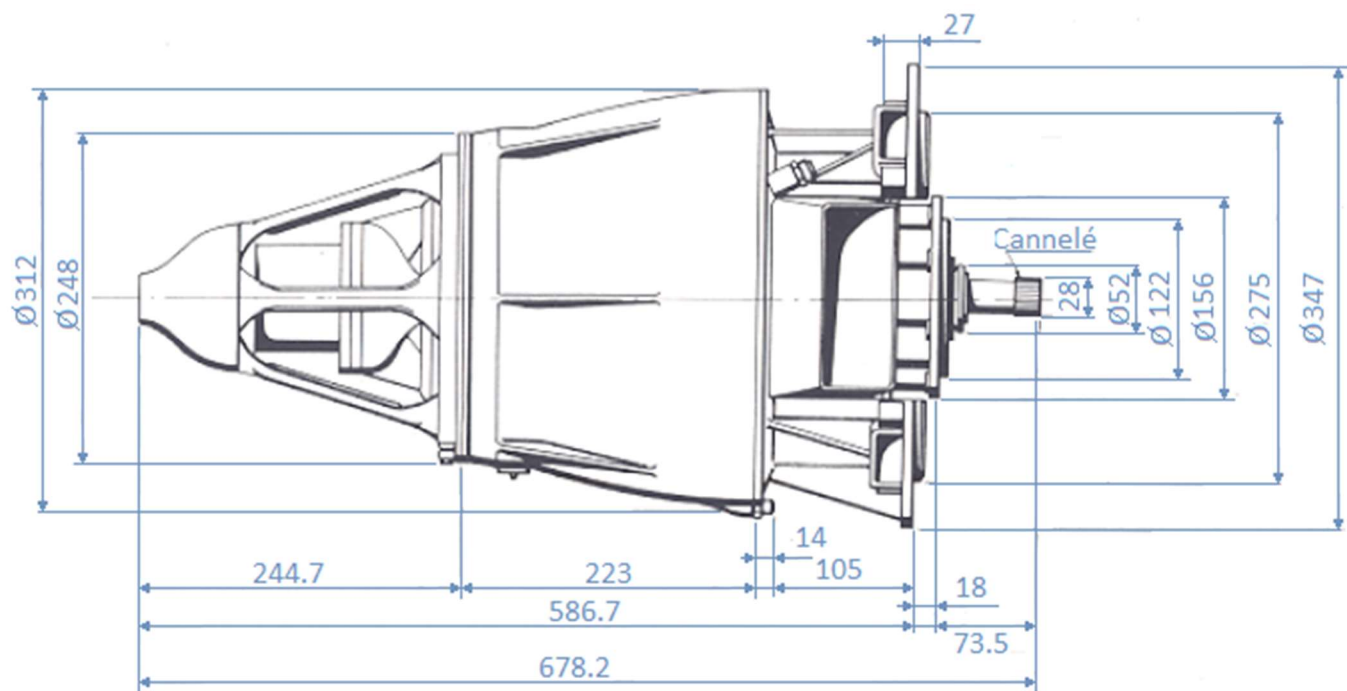
Turbodémarrreur Noëlle 60

Caractéristiques générales

Puissance maximale sur l'arbre de sortie	55 ch (40,4 kW) à 1 500 tr/mn
Consommation de carburant par démarrage	environ 350 cm ³
Consommation électrique par démarrage	environ 0,2 A/h
Source d'alimentation électrique	par exemple batterie 35 A/h
Carburant normalement utilisé	TR0, TR4, TR5
Carburants utilisables en dépannage	gas oil marine, essence

Masse des composants :

- générateur : 19 kg
 - démarreur : 10,450 kg
 - accessoires 4,150 kg
- Poids total : environ 34,500 kg



Noëlle 60 - Dimensions

Description

Le générateur comporte un équipement mobile formé d'une roue de compresseur et d'une roue de turbine calées sur un même arbre.

L'équipage mobile est entraîné par un moteur électrique d'une puissance de 1500 W par l'intermédiaire d'un ensemble multiplicateur.

L'air aspiré par le compresseur passe à travers un diffuseur et un redresseur avant de pénétrer dans une chambre de combustion annulaire où il est mélangé au combustible distribué par huit injecteurs disposés sur la partie arrière du générateur.

Le mélange air combustible est alors enflammé par deux bougies disposées symétriquement sur la partie arrière du générateur.

Les gaz de combustion à la sortie de la chambre passent à travers un distributeur et entraînent la roue de turbine calée sur le même arbre que le compresseur.

Ils entraînent ensuite la roue du démarreur après avoir été canalisés par un deuxième distributeur puis sont évacués par un carter d'échappement.

Le démarreur comporte principalement un train réducteur épicycloïdal à deux étages et un système d'accouplement du type roue libre à coincement solidaire d'un arbre cannelé emmanché dans l'arbre du réacteur.

Enfin, un thermostat, monté sur le démarreur assure des démarrages corrects à froid ou à chaud.

Lubrification.

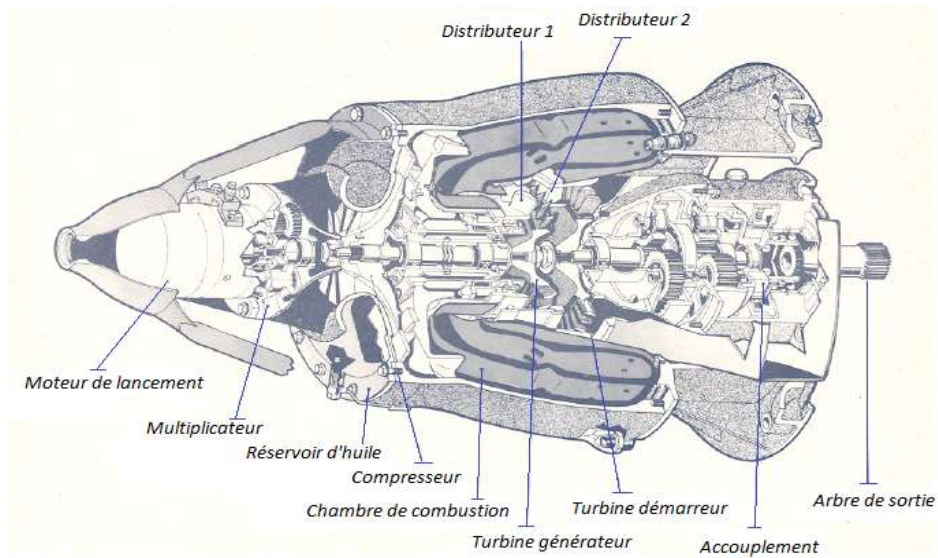
Le graissage du multiplicateur et du démarreur s'opère par barbotage dans un bain d'huile, les carters étant étanches et munis de bouchons de remplissage et de vidange.

Le graissage du générateur proprement dit est du type coup par coup à huile perdue et s'effectue au moyen d'une pompe dont la membrane est soumise à la pression du compresseur.

A chaque démarrage, environ $1/3$ de cm^3 d'huile est envoyé dans les roulements.

Distribution de combustible.

Le corps du générateur possède une rampe de distribution sur sa partie arrière dans laquelle débouche une arrivée de carburant filtrante et huit injecteurs tarés différemment.



Noëlle 60 en éclaté

Fonctionnement

La fermeture du circuit électrique commandée par le contact placé dans le baquet pilote provoque la mise en route de l'alimentation en combustible ainsi que la mise en circuit du moteur de lancement et de l'allumeur.

Le moteur de lancement entraîne l'arbre du générateur par l'intermédiaire du multiplicateur.

La roue du compresseur centrifuge, calée sur l'arbre du générateur envoie de l'air sous pression dans la chambre de combustion. Cet air se mélange au combustible diffusé par les injecteurs.

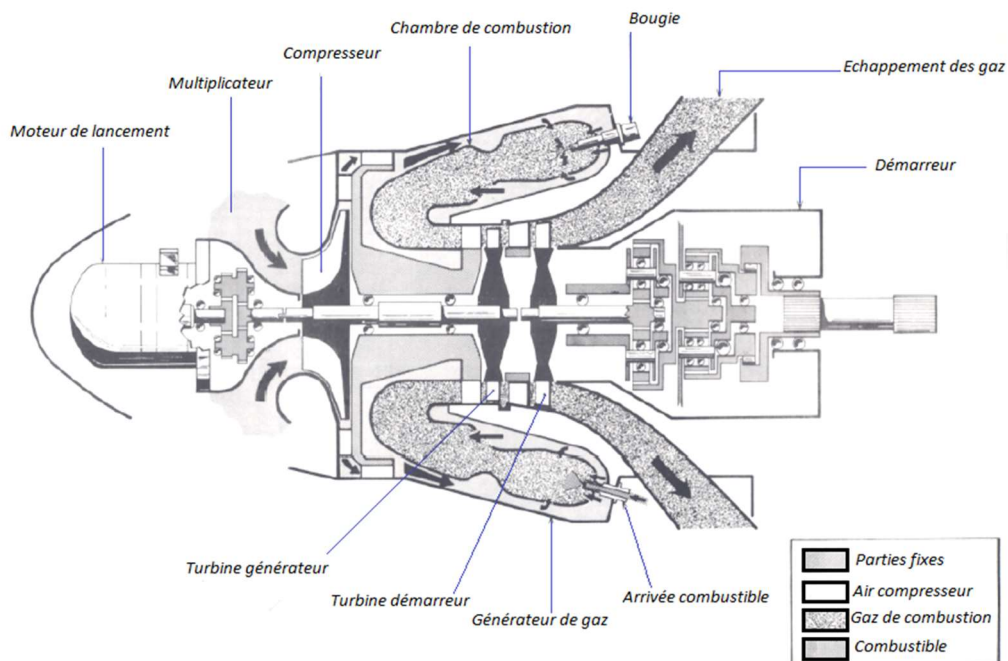
Les bougies, alimentées par l'intermédiaire du vibreur et de l'allumeur, enflamment le mélange.

Les gaz de combustion, à travers un premier distributeur, entraînent la roue de turbine solidaire de l'arbre sur lequel est calée la roue de compresseur.

Lorsque la machine est lancée, le moteur électrique est mis hors circuit.

A travers un deuxième distributeur, les gaz de combustion entraînent la roue de turbine du démarreur proprement dit qui assure la mise en vitesse du réacteur auquel il est couplé par l'intermédiaire du réducteur à deux étages et du dispositif d'accouplement.

Lorsque le réacteur atteint sa vitesse d'autonomie, l'alimentation combustible est coupée et le démarreur se trouve automatiquement désaccouplé du réacteur.



Noëlle 60 en coupe - Schéma de fonctionnement

Accessoires utilisés

- Electropompe à combustible
- Régulateur de combustible
- Electrodistributeur 3 voies
- Allumeur
- Boîtier électrique de démarrage



Turboréacteur Atar 9K50 sur son chariot d'avionnage

Système de démarrage Noëlle 80

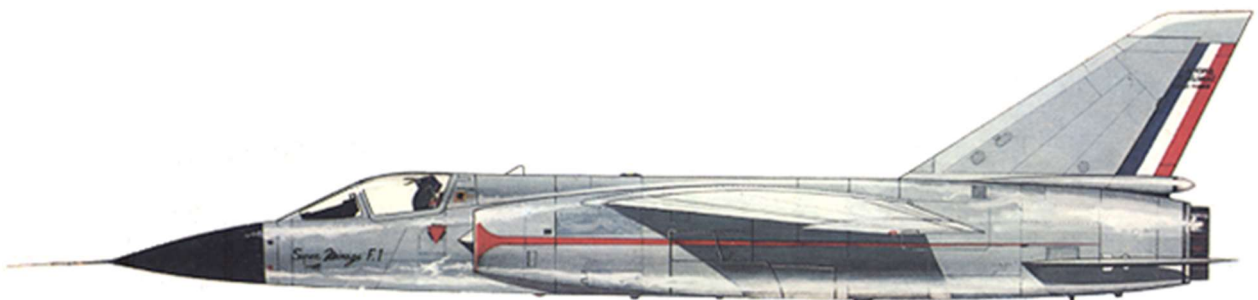
Le système de démarrage Noëlle 80 constitue une variante de Noëlle 60.

Les caractéristiques techniques et dimensionnelles des deux machines sont identiques, seule leur puissance respective est différente :

- Puissance maximale sur l'arbre de sortie Noëlle 80 : 59 kW (80 ch) à 1 900 tr/mn.

Le nombre d'injecteurs est porté à dix (au lieu de huit) ce qui permet d'augmenter ainsi le débit de carburant en conservant un régulateur de série.

Les accessoires équipant le système de démarrage Noëlle 80 sont identiques à ceux équipant la Noëlle 60, les seules différences portant sur les réglages.



Super Mirage F-1 - premier prototype (1966). Il a effectué son premier vol le 26 décembre 1966 propulsé par un Atar 9 K31 de 4850 kgp à sec, 6 700 kgp avec rechauffe. (@ Le Moniteur de l'aéronautique).

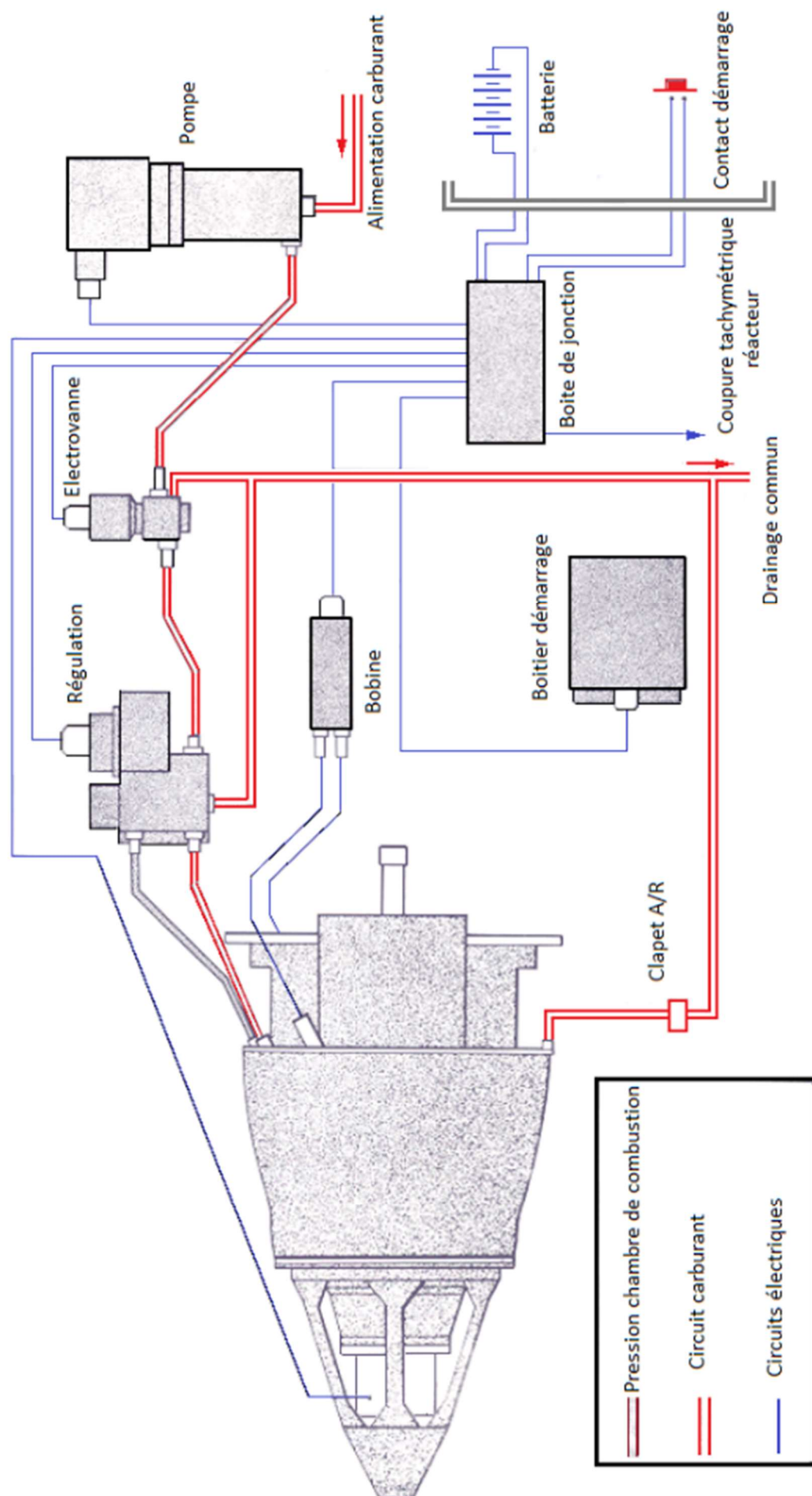
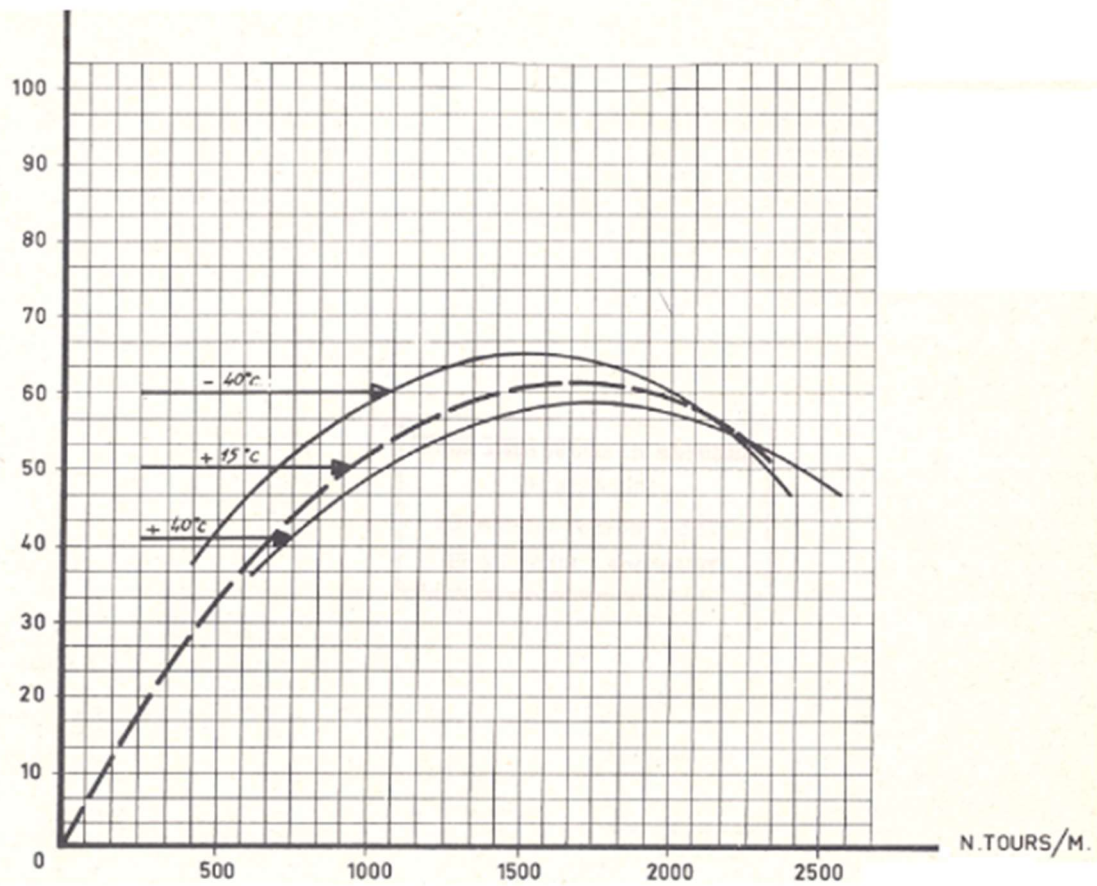
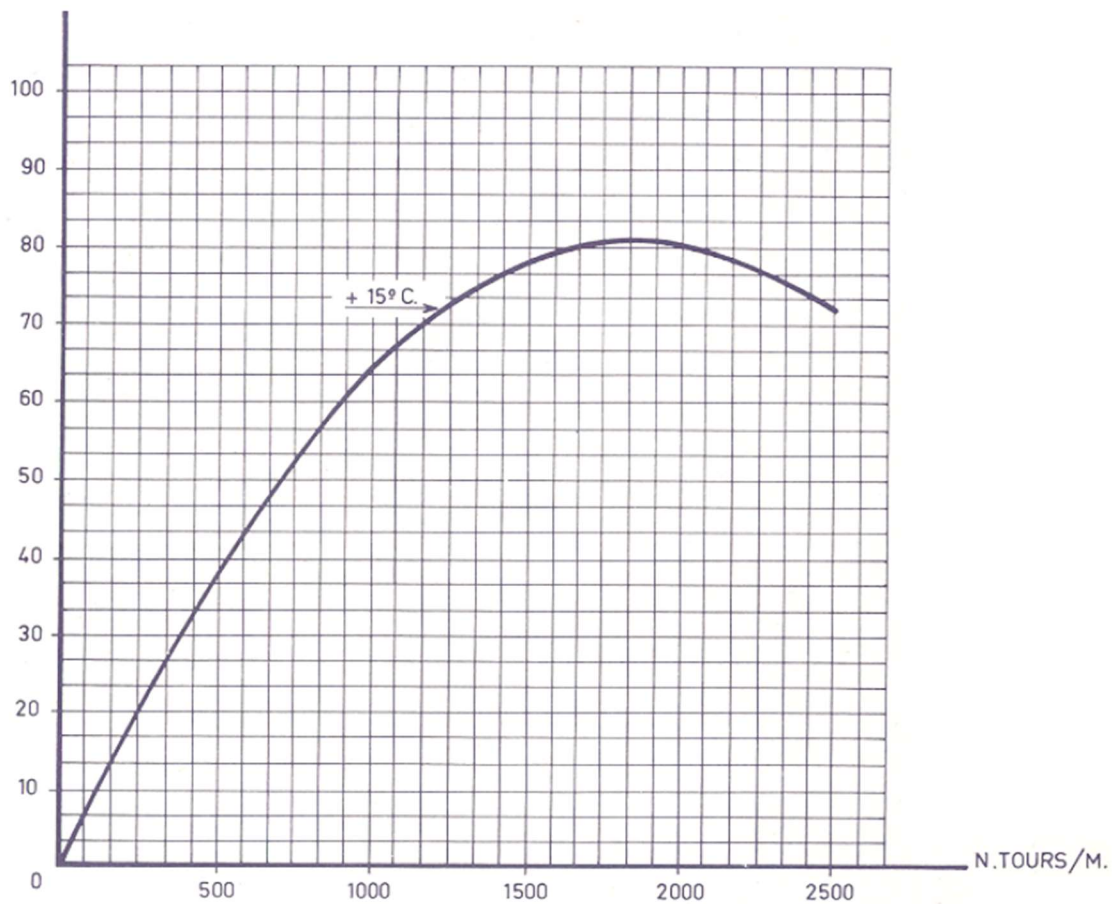


Schéma de régulation turbodémarrreur Noëlle 60 sur Atar 9C



Noëlle 60 - Diagramme puissance / vitesse



Noëlle 80 - Diagramme puissance / vitesse

Sources : Documentation Microturbo

L'histoire singulière du SO 4050 "Vautour" II N n° 301

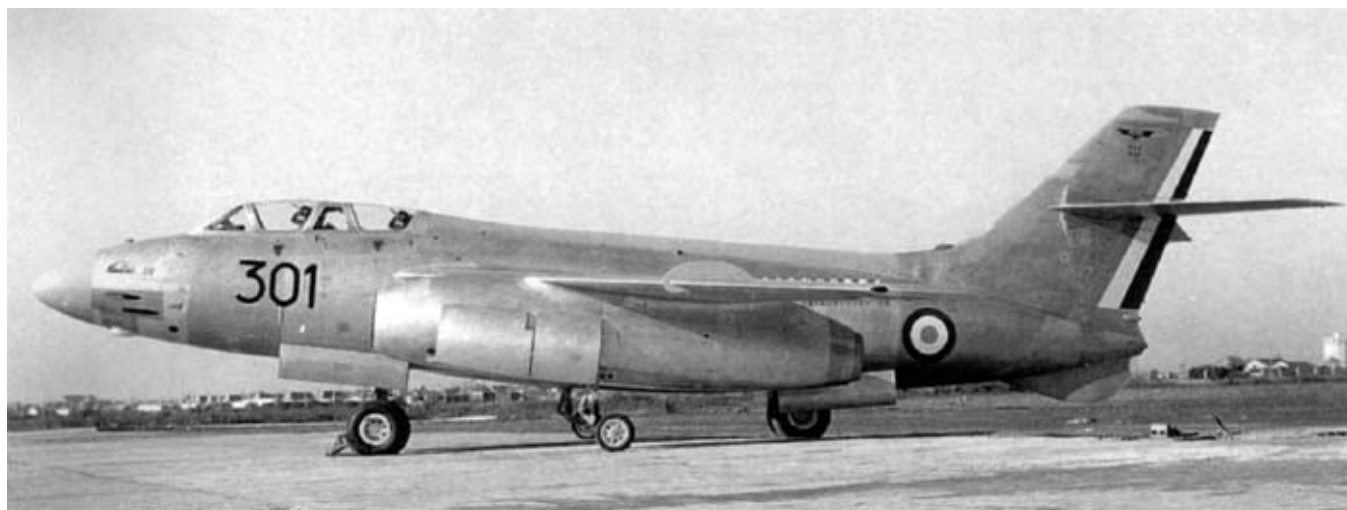
"Aujourd'hui encore, la pureté de ses lignes est remarquable. C'était un bel avion. "

Roland Glavany

Vautour

C'est sur l'aérodrome de Melun Villaroche que le premier prototype, le S.O. 4050 n° 001 " expérimental biplace en tandem " (désignation officielle d'alors), fait son vol inaugural, le 16 octobre 1952, propulsé de deux turboréacteurs simple corps simple flux Atar 101 B1 de 2 600 kg de poussée.

Au total, entre 1956 et juillet 1960, c'est une production en série de 140 unités sur les 300 initialement prévus que la Société Nationale de Construction Aéronautique du Sud Ouest (SNCASO) entreprend de l'appareil, décliné en trois versions : le Vautour II A (monoplace) pour l'attaque au sol, le II B (biplace) pour le bombardement et le II N, biplace également, pour l'interception et la chasse tout-temps. C'est la version II N qui fut la plus produite (70 exemplaires), le premier avion de série prenant l'air en août 1956. 32 appareils, des trois types, furent exportés vers Israël où ils subirent le baptême de feu et démontrèrent leurs capacités durant la Guerre des six jours, en juin 1967, et lors de la guerre d'Attrition, entre juillet 1967 et août 1970.



SO 4050 " Vautour " II N n°301 F-ZADE (d'après le registre des avions français) avec un radôme en composite, de couleur jaune crème, abritant le radar DRAC 25A (Dispositif Radar Aéroporté de Conduite de Tir n° 25) (Novembre 1956)

Les Vautour II N d'essais en vol

Ossature du matériel volant du Centre d'Essais en Vol (CEV), le Vautour II N fut utilisé pour divers essais en vol. De par sa configuration même il était voué à la fonction de banc d'essais en vol de radars embarqués.

Le biréacteur présentait pour leur mise au point plusieurs avantages :

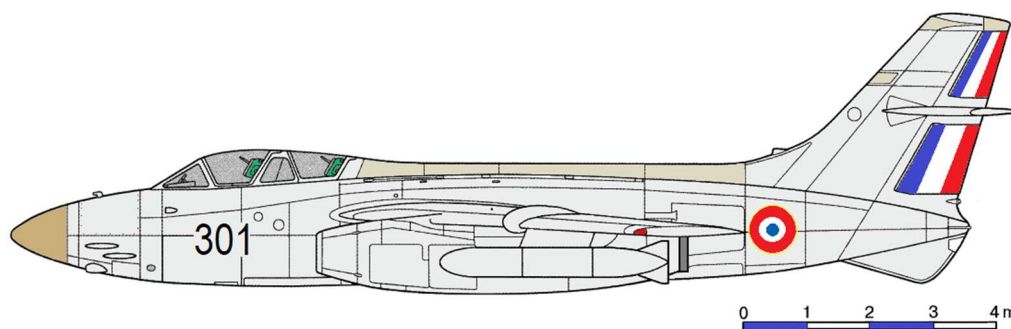
- ✓ une pointe avant prévue pour emporter une antenne de bonne taille,
- ✓ en place arrière, un poste d'expérimentateur confortable,
- ✓ des performances honorables en altitude et en vitesse,
- ✓ et une bonne autonomie.

Pendant près de 30 ans, le CEV a disposé de dix Vautour II N de série - les n° 301, 303, 304, 307, 337, 348, 351, 355, 358 - et 363 ainsi que du Vautour II N de présérie, le n° 06. Deux appareils ont été endommagés puis réparés, les n° 301 et n° 351, et deux autres ont été détruits par accident, le n° 303 (en mars 1964) et le n° 351 (juillet 1962), tuant les deux membres d'équipage.



A partir de 1960, tous les prototypes de radars français (air-air, air-sol, air-mer, cartographie à antenne synthétique) de trois générations d'avions de combat - Mirage III, Mirage F1 et Mirage 2000 - seront expérimentés en vol sur les Vautour II N du CEV.

Vautour II N n°301 (octobre 1956 – mars 1964). Appareil tête de série des soixante-dix Vautour II N commandés pour les armées de l'air française et israélienne, le n° 301 (n/c 04) propulsé par une paire d'Atar 101 D-3 à démarrage électrique sortit de la chaîne d'assemblage de Saint-Nazaire en août 1956 et effectua son premier vol le 10 octobre suivant. C'était le premier avion de combat français doté d'un radar, le DRAC 25A, capable de repérer et suivre une cible distante de 25 km avec un angle horizontal de 70° et vertical de 60°. Pris en compte par l'Entrepôt de l'Armée de l'air (EAA) 601 en avril 1957, il était mis à disposition temporaire au CEV, sous l'immatriculation de l'Organisation de l'Aviation Civile Internationale (OACI) F-ZADE pour une période de quatorze mois qui, en fait, sera reconduite d'années en années.



SO 4050 " Vautour " II N n°301 avec radar de poursuite et de tir DRAC 25A et ses quatre canons DEFA d'un calibre de 30 mm mais sans ses rascasses et boucliers. L'appareil est propulsé par une paire d'Atar 101 D-3 de 3 000 kgp à démarrage électrique. Le réacteur est doté d'une tuyère à striction consistant à faire varier le diamètre de sortie des gaz d'éjection par envoi d'air comprimé sur tout le diamètre en sortie de tuyère. (Avril 1957)

Campagnes d'essais d'armement. Pendant trois ans, entre 1957 et fin 1959, à partir du site de Cazaux, il participa successivement à des campagnes d'essais d'armement interne puis externe au profit de la série des SO 4050 Vautour II N. Tout d'abord des tirs avec deux puis quatre canons DEFA 551 de 30 mm, approvisionnés chacun avec 100 obus, puis des tirs de roquettes de 68 mm (en soute Matra type 104A à double magasin pour 112 unités et sous voilure type 122), en mode air-sol et air-air mais aussi des tirs d'engins air-air Matra R-511.

Surnommés " Aquoibon ", ce missile air-air de première génération était destiné à l'attaque dans le secteur arrière d'objectifs aériens pouvant évoluer à des facteurs de charge inférieur à 2 g. Initialement de type " temps clair ou nuit " avec un autodirecteur infrarouge (IR), le R-511 deviendra tout-temps grâce à un autodirecteur électromagnétique (EM) semi-actif. Son domaine d'utilisation atteignait 18 000 m d'altitude, sa portée était de l'ordre des 8 000 m et sa vitesse maximale de Mach 1.8. Alors que la plupart des missiles air-air avait une voilure et un empennage cruciforme dont la symétrie leur permet de virer instantanément dans n'importe quel plan, voire en rotation de roulis en permanence, le R-511 possédait une voilure classique qui l'obligeait à virer comme un avion c'est-à-dire de s'incliner correctement avant de tirer des g en virage.



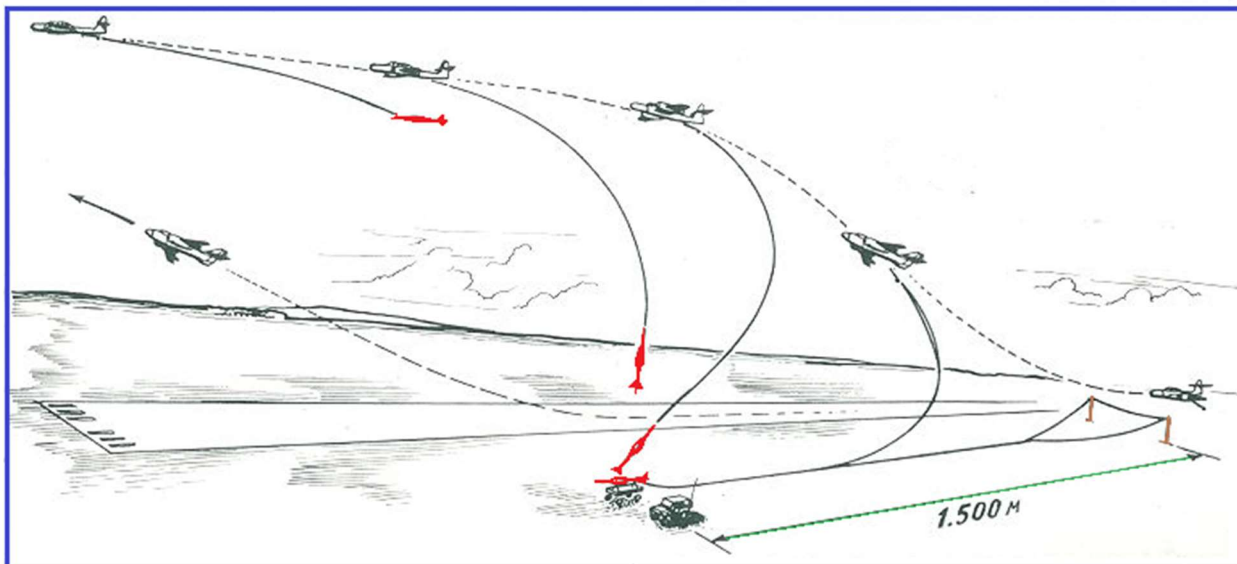
Manœuvre de " Pick-up " d'un Vautour II N. Le dispositif était constitué de deux mats de couleur jaune vif dotés de chaque côté de fanions à damiers rouge et blanc ainsi que deux réflecteurs radars (blancs). La hauteur approximative du câble à accrocher avoisinait les 4 mètres et la distance entre les poteaux, une vingtaine de mètres. (© Zimmer G)



Cible aérienne décollée et remorquée, sa forme, inspirée des fléchettes de " bistrot ", fut inventée par l'un des ouvriers du CEV de Cazaux, Mr Jadelot.

Remorquages de cibles aériennes subsoniques. Au fil des années, il effectua différents essais d'équipements électriques et de mises au point des moteurs Atar 101 D-3 suivis de missions de remorquage de cibles aériennes subsoniques " Javelot " pour l'entraînement au tir air-air (canons et roquettes) des futurs équipages de Vautour II N de l'Armée de l'air.

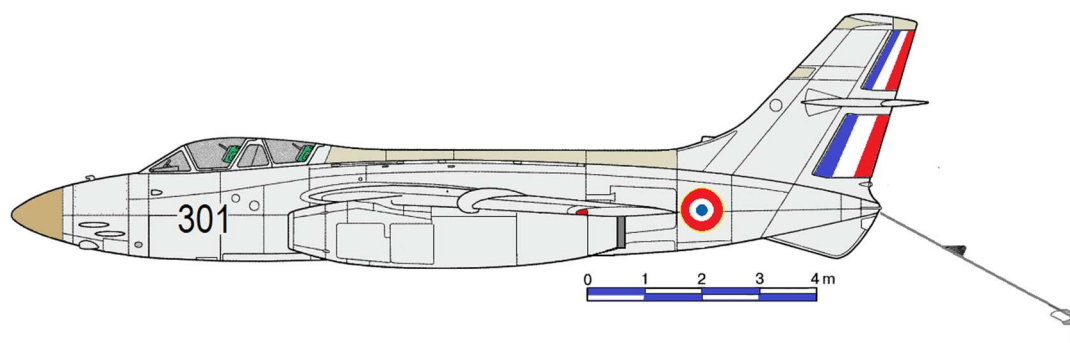
Réalisé à partir d'un bidon largable de Republic F-84 G " Thunderjet " modifié, l'engin cible revêtu d'une peinture photoluminescente " rouge rocket " était muni d'un dispositif acoustique (quatre micros orientés haut, bas, gauche et droite) fonctionnant avec une installation au sol de télémessure. Ses principales caractéristiques étaient : une longueur de 5 m pour un diamètre de 0 m 50 et une masse de 120 kg. Produite à 100 exemplaires, la cible a été utilisée, de jour comme de nuit, pendant de nombreuses années par les forces aériennes française (Armée de l'air et Aéronautique navale), anglaise et israélienne.



Manœuvre de " Pick-up " (ou d'accrochage " à l'arrachée ") d'un Vautour II N. Hormis le n° 301, deux autres Vautour participèrent à la mise au point des opérations de Pick-up : le V2 BR n° 3 et le V2A n° 4.

Pour assurer cette mission, le Vautour était doté d'un système d'accrochage du câble constitué d'une crosse d'une longueur de 3,45 m et d'un diamètre de 20 mm représentant une masse d'environ 7 kg. Un déflecteur ou volet d'équilibrage donnait à la crosse une stabilité et un abaissement supplémentaire. Pour éviter un échauffement excessif de la partie arrière du câble, lors de la phase d'accrochage, celui-ci était recouvert de graisse. Trainant sur la piste au décollage, elle pendait, en vol, de 1,75 m sous la queue de l'avion à la vitesse de 180 kt (325 km/h).

Cette expérimentation était très spectaculaire : l'accrochage de la cible étant effectué après le décollage. Appelé " biroutier ", dans le jargon des pilotes, l'avion remorquant la cible appliquait une méthode spécifique d'accrochage à l'arrachée dite " pendaison ". Pour ce faire, la cible était posée sur un bâti en bout de piste, son câble de remorquage en nylon d'environ 1 500 mètres était déroulé tout le long de la bordure de piste dans l'herbe et était fixé à son extrémité sur une potence haute de quatre mètres, ressemblant dans sa forme et ses dimensions, à des poteaux de rugby.



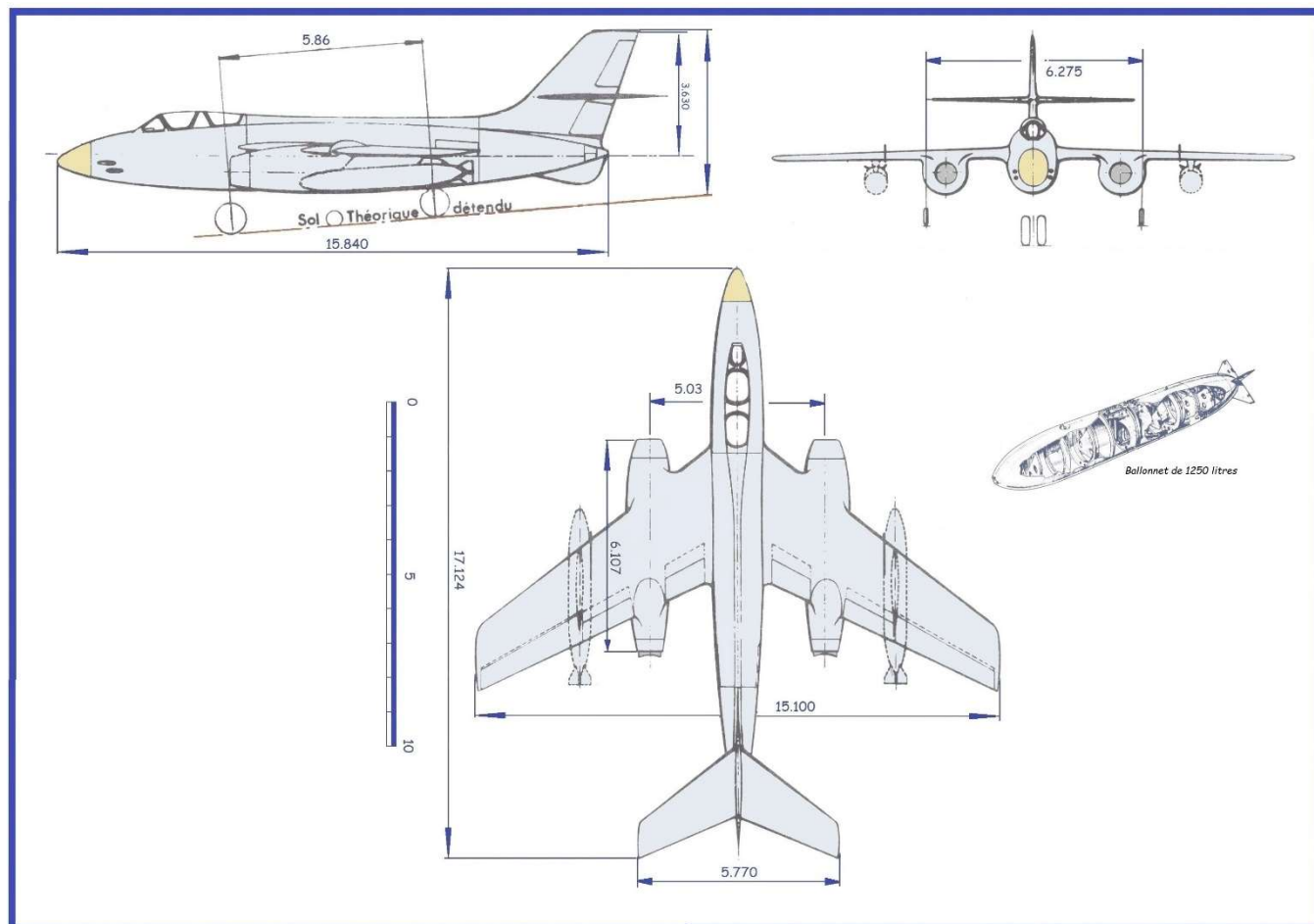
Le S.O. 4050 Vautour II N n° 301 en configuration " Pick-up " (1958). Constitué d'une crosse fixée en lieu et place du parachute frein d'une longueur de 3,45 m, le système d'accrochage du câble est muni d'un volet déflecteur.

Equipé d'une crosse à l'arrière du fuselage, le Vautour biroutier, se présentait face à la cible, plein gaz, à une vitesse de 150 kt (270 km/h), pleins volets (30°), passait entre les poteaux pour accrocher la boucle finale du câble et, aussitôt après effectuait un cabré à 45° au cours duquel le câble décollait en direction de la cible qui quittait son berceau en effectuant un retournement.... Aussitôt décollée, un opérateur de guidage, au sol, le signalait au pilote du biroutier qui se mettait alors en pallier : la cible, sur l'impulsion de départ, effectuait une remontée, dépassait l'altitude de l'avion puis, par une courbe, venait se mettre en place derrière lui.... A l'issue de sa mission, le biroutier larguait sa cible qui descendait doucement vers le sol, accrochée à son parachute.

Cette procédure de pick-up était risquée car elle obligeait l'avion à faire un passage en rase-mottes à environ quatre mètres d'altitude et à grande vitesse ... passage à refaire quand, cas fréquent, le biréacteur n'était pas descendu assez bas. Par la suite, cette technique d'accrochage de la cible sera adoptée par les seuls Vautour II N (CEV et Armée de l'air) et les Aquilon de l'Aéronautique navale.

Essais d'emports et de largages de charges extérieures. Au cours de l'année 1958, l'appareil réalisa des essais d'emports pour s'assurer qu'ils n'entraînaient aucune altération de la stabilité quelle que soit la configuration de vol et de largages de charges extérieures et plus particulièrement ceux de réservoirs pendulaires S.E.C.A.N. d'une contenance de 1250 litres. Des caméras Bell & Howell N-200 et N-9 avec grand angulaire, placées sous les nacelles des réacteurs, enregistraient le largage des charges extérieures et le tir des engins.

Destinés à augmenter l'autonomie du chasseur, les réservoirs de carburant pouvaient être largués en vol, dans le cas d'une panne moteur au décollage, un atterrissage forcé, un crash train rentré ou suite à une panne de transfert carburant voire avant d'engager un combat aérien afin d'alléger l'appareil. Accrochés aux points médians de voilure au moyen d'une cheminée (appelée ainsi en raison des canalisations du carburant et de mise à l'air libre), les bidons dénommés " ballonnets " sur Vautour étaient dotés d'un empennage cruciforme pour améliorer leur stabilité après largage et éviter ainsi tout contact avec la cellule. Tous les essais étaient réalisés à des altitudes permettant une éventuelle éjection du pilote en toute sécurité.



SO 4050 Vautour II N - Plan trois vues

Essais du système d'arme du Mirage III C et E. Au sein du CEV, la contribution majeure du Vautour II N 301 fut de servir de plate-forme d'essais du système d'arme du Mirage III C et E et notamment de son radar air-air Cyrano I et II (entre juin 1960 et mars 1964).



Le S.O. 4050 Vautour II N° 301 doté d'une voilure standard (ou lisse) après son accident en février 1959

Au cours de ses sept ans et demi de carrière au CEV, le 301 fut accidenté le 5 février 1959, à Cazaux, au retour d'une mission de tir de roquettes : le train principal arrière ne sortait pas à la suite d'une panne hydraulique. Après une approche rapide, l'atterrissage se déroula à grande vitesse, ce qui permettait à la partie arrière du fuselage de rester en l'air le plus longtemps après le toucher des roues avant. Le pilote posait les roues avant en début de piste, déployait le parachute frein et tenait fermement l'avion jusqu'à ce qu'il perdît assez de vitesse et que la queue de l'appareil touche le sol. L'avion fit une embardée, sortit de piste puis termina sa course sur le ventre : les dégâts subis étaient conséquents (train avant arraché, quille détériorée, ventre endommagé) mais l'équipage, composé des Capitaines Résal et Delfaud, fut indemne.



S.O. 4050 Vautour II N° 301 peu après sa livraison au CEV (1957)



S.O. 4050 Vautour II N° 301 en place à la butte de tir pour réglage des canons (Novembre 1959)

Totalisant alors 157 h 15 de vol, il était remis en état au cours d'un long chantier de réparation chez Sud Aviation (six mois) où il fut doté d'une voilure à bord d'attaque cambré. Sur cette nouvelle voilure, les générateurs de vortex étaient supprimés, les cloisons d'ailes rapprochées des nacelles des réacteurs et, au-delà de ces cloisons, le bord d'attaque était fortement cambré, ce qui abaissait la vitesse de décrochage.

Avion banc d'essais radar. La transformation radar DRAC 25A en Cyrano I nécessita huit mois de travaux chez Sud Aviation, entre octobre 1959 et mai 1960. En effet, le DRAC 25A comportait plus d'une dizaine de composants répartis dans tout le fuselage dont trois génératrices, trois boîtiers électroniques dans l'empennage ainsi que le câblage électrique et les tableaux de commandes et de contrôles dans les postes avant et arrière. L'ensemble des équipements représentant une masse de 380 kg. Très complexe, la modification engendrait une redéfinition complète de la pointe avant, le démontage du châssis canons (d'une masse de 760 kg avec les munitions), le démontage d'un réservoir de carburant dans la soute centrale, l'installation d'un nouveau circuit électrique, des changements d'équipements dans les postes avant et arrière et l'installation d'une instrumentation d'essais (IE) dans la soute avant.



Le S.O. 4050 Vautour II N° 301 avec radome Cyrano II (1960). Le nom de Cyrano est dû à la pointe allongée du Mirage III dont la forme n'est pas sans rappeler l'appendice nasal du héros bien connu d'Edmond Rostand.

Remotorisation. Au cours du même chantier, l'appareil était remotorisé avec une paire de turboréacteurs Atar 101 E-3 délivrant 3 500 kg de poussée : si le diamètre des deux moteurs était identique (920 mm), la version E-3 avec une longueur quasi identique (3 m 65) présentait une masse réduite d'environ 50 kg (870 kg au lieu de 920 kg) et un gain de poussée de 500 kg. Si les deux versions étaient à démarrage électrique, les deux réacteurs différaient au niveau de leur tuyère : de type à striction pneumatique pour la version 101 D-3, bivolets pour la version 101 E-3. Pour mémoire, le modèle à striction consistait à faire varier le diamètre de sortie des gaz d'éjection en prélevant de l'air comprimé au niveau de la chambre de combustion puis éjecté sur tout le diamètre en sortie de tuyère. Cette technique permettait d'éliminer tous les éléments mobiles en contact avec les gaz brûlants.

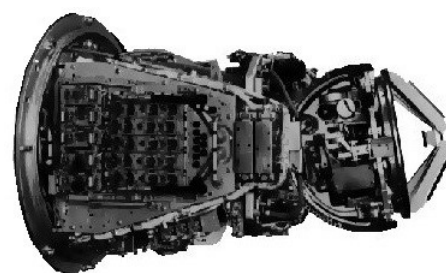
Accomplis à partir du site de Brétigny-sur-Orge, les essais en vol vont s'étaler de l'été 1960 jusqu'en mars 1964, le biréacteur validant la mise au point opérationnelle du Cyrano II destiné au Mirage III E multirôle.

Développé dans le cadre du programme Mirage III C, comme avions d'armes de l'Armée de l'Air française le radar Cyrano I, le premier de la famille, débuta son développement en 1958. Trois prototypes Cyrano I furent réalisés, pour évaluer le système d'armes, puis par la suite 8 radars de présérie Cyrano I bis (ou DRAC-36) étaient ajoutés pour assurer cette évaluation. Au cours de l'année 1960, les radars seront successivement testés sur deux English Electric Canberra B-6 (n° 316 et n° WJ779), les Vautour II N 06 et, peu après, N 301. La production était engagée après une centaine de modifications, en janvier 1961, d'abord avec les Cyrano I bis pour Mirage III C et rapidement après avec les Cyrano II pour Mirage III E.



Missiles Matra R-511 (masse 180 kg). Premier missile français air-air opérationnel, le guidage se fait selon le mode de poursuite dit "à courbe du chien" (inspiré du célèbre principe de navigation) qui fait suivre au missile la ligne d'évolution de sa cible avec une trajectoire le plus souvent hasardeuse.

(© Comaéro)

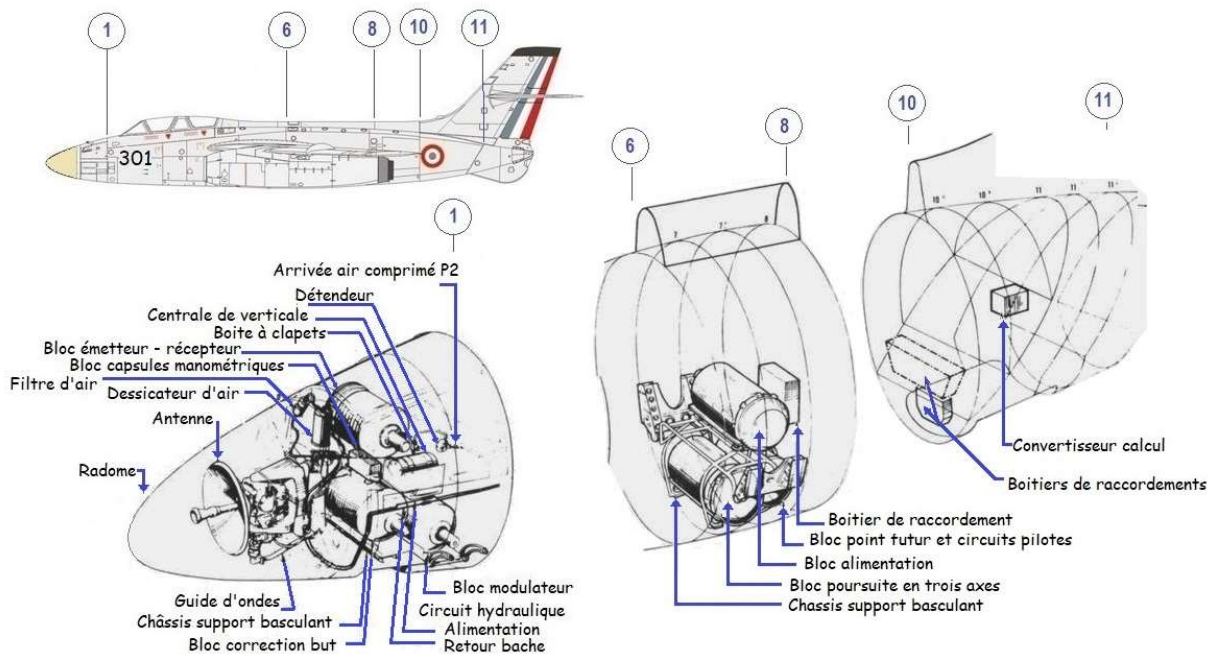


Radar Cyrano I bis. Il est entièrement logé dans la pointe avant, ce qui facilite la pressurisation et, au sol, l'entretien par simple échange de la pointe. Il comporte 16 000 composants dont 1 600 actifs. Sa portée est de la classe 25 km en haute altitude. (© Thales)

Le Cyrano I bis, qui sera produit en 223 exemplaires était doté d'une antenne à balayage mécanique monopulse opérant en bande X - une première mondiale à l'époque en aéroporté - de 36 cm de diamètre orientable en site gisement. Développé tant pour des missions air-air que les missions air-sol du Mirage III E, le radar DRAC-37B Cyrano II B avec tous ses équipements représentait une masse de 245 kg. Son antenne parabolique dite "Cassegrain" avait un diamètre de 40 cm avec un débattement en site et gisement de + ou - 60°. En mission air-air, sa portée variait de 250 mètres à 27 nautiques. En mission air-sol, sa portée utile était de 50 nautiques. Il permettait l'interception sous deux angles différents : en face à face ou en latéral. Ce radar sorti en série à partir de 1963 a été produit à 640 exemplaires pour treize pays.

Parallèlement aux Vautour II N, bancs volants, l'utilisation du radar Cyrano I bis débutait à partir du mois de septembre 1960 sur le sixième exemplaire de présérie des Mirage III A : le -06.

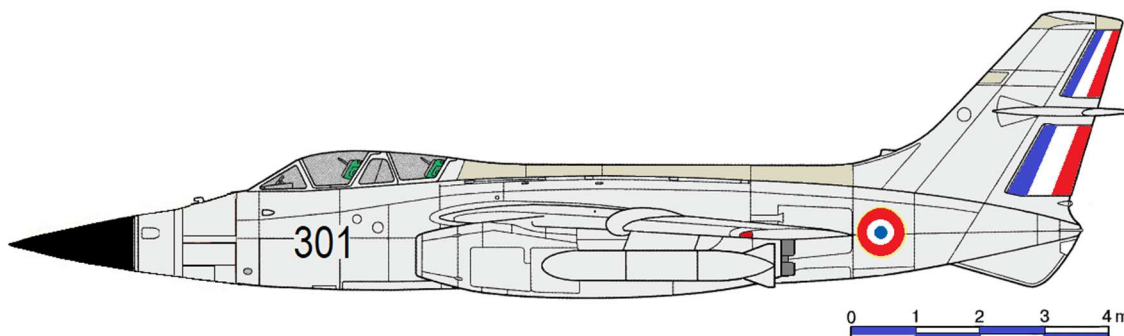
Au début des années soixante, la force aérienne israélienne ou Heyl Ha'Avir (IAF) souhaitait remplacer ses radars d'interception de ses Vautour II N, DRAC 25A, par des Cyrano II. C'est à la suite d'une visite d'une délégation de l'IAF à Brétigny-sur-Orge, en janvier 1964, que le CEV proposa de transférer le Vautour II N n° 301. Au moment de sa cession, l'appareil totalisait 441 heures de vol.



Vautour II N - Composants du système d'armes (Manuel de maintenance)

Marquages et décorations. A sa sortie d'usine, en octobre 1956 et jusqu'en mars 1964, l'avion est entièrement métal naturel avec la mention " Vautour II N " calligraphiée et son numéro de série, 301, en chiffres arabes peints en noir sur la pointe avant. A l'issue du chantier d'installation du radar Cyrano I bis, en avril 1960, le sigle " Cyrano " apparaît de part et d'autre du nez de l'appareil.

En haut de la dérive figure le sigle du constructeur, SNCASO : en sortie de chaîne d'assemblage le logo est un insigne rond ailé puis quelques années plus tard, le logo " Sud Aviation ", un " S " inscrit dans un rectangle bleu. Dessous le sigle est écrit en tout petit, le modèle (sous la forme " V2N "), le gouvernail de direction recevant le drapeau tricolore. Les traditionnelles cocardes tricolores sont apposées aux extrémités d'ailes, intrados et extrados, ainsi qu'à l'arrière du fuselage, derrière les aérofreins.



Le S.O. 4050 Vautour II N n° 301 avec radome Cyrano II et " ballonnets " carburant de 1250 litres. L'appareil est propulsé par une paire d'Atar 101 E-3 de 3 500 kgp avec tuyère bivolets, à démarrage électrique (1963)

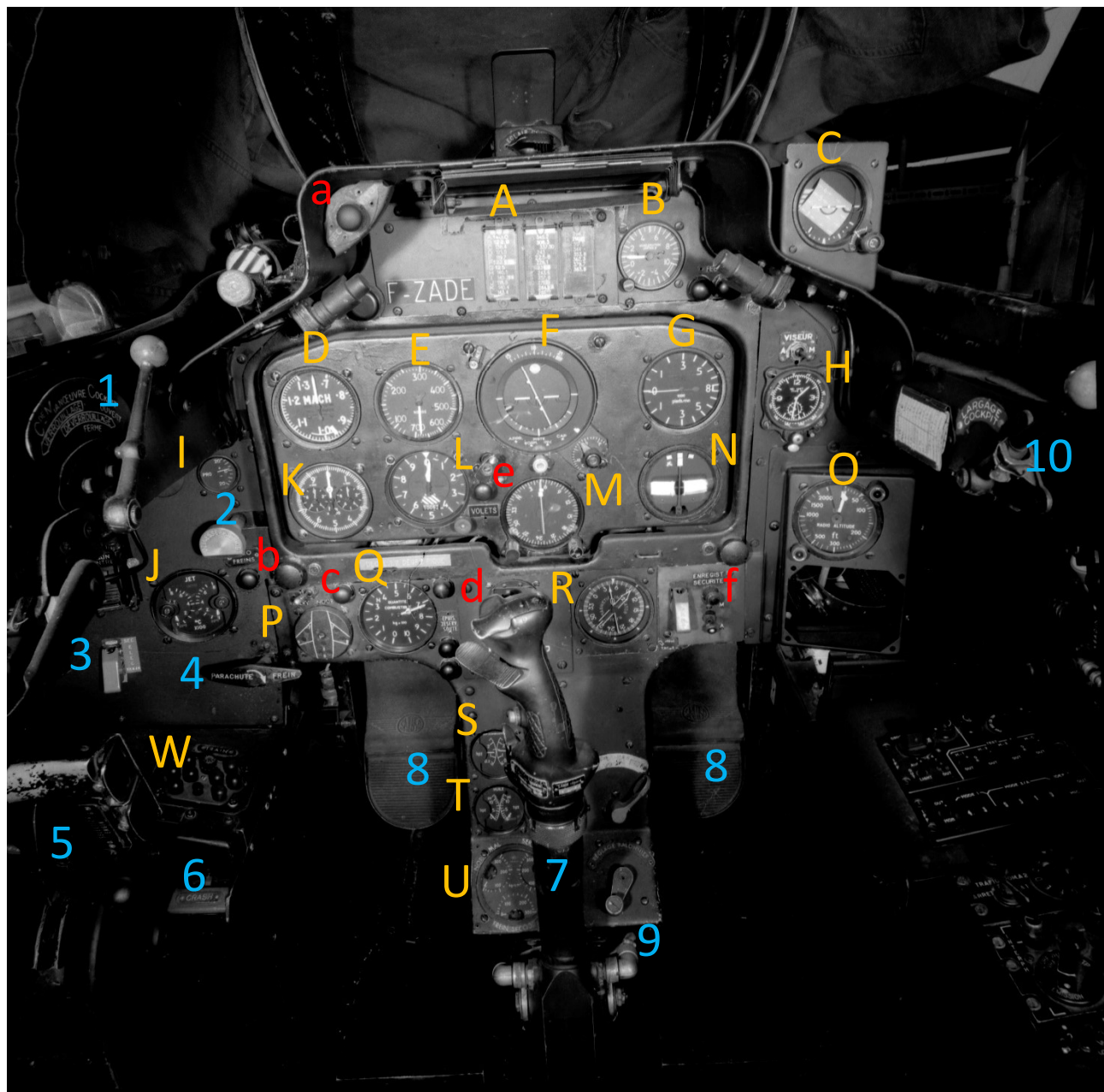


Planche de bord et pylône poste pilote (Vautour II N 301) : principaux cadrans et commandes (Août 1957)

Indicateurs :

- A Tableau d'affichage des fréquences radio
- B Variomètre
- C Horizon artificiel (électrique)
- D Machmètre
- E Anémomètre
- F Horizon artificiel (pneumatique)
- G Variomètre
- H Montre de bord
- I Indicateur plan horizontal (PH)
- J Température des gaz d'échappement (jet)
- K Tachymètre
- L Altimètre
- M Gyrocompas
- N Contrôleur de vol C.F
- O Radio altimètre
- P Voyants réservoirs de carburant (3 à 6)
- Q Indicateur jaugeage carburant

R Indicateur Tacan Radiocompas

- S Pression combustible (Hz)
- T Pression huile (Hz)
- U Indicateur triple : Normal - Secours - Frein secours (kg/cm)

Commandes :

- 1 Commande fermeture verrière pilote
- 2 Détresse parking
- 3 Secours électrique train
- 4 Commande parachute frein
- 5 Manettes des gaz
- 6 Palette crash
- 7 Poignée pilote
- 8 Palonnier
- 9 Réglage palonnier
- 10 Largage verrière pilote

Voyants :

- a Secours hydraulique
- b Aérofreins
- c Nourrice
- d Epuisement réservoir soute
- e Volets sortis
- f Enregistreur sécurité

Le Vautour II N n° 70 (avril 1964 – août 1971). Tout en gardant son appendice et portant le code 70, le n° 301 fut cédé, en fin mars 1964, à la force aérienne israélienne en échange du Vautour II N n° 330 (code 69). Au sein de l'IAF, cet appareil, livré en juillet 1958, avait notamment servi aux essais de tir des canons de 30 mm avec radar et à la mise au point, entre octobre et décembre 1963, d'un viseur gyroscopique pour le combat air-air au profit de la flotte des Vautour II.

Vautour II N d'essais chez Israël Aircraft Industries (IAI). Après un long chantier de modifications d'un peu plus d'un an, jusqu'en mai 1965, avec notamment l'intégration d'un radar Cyrano I bis amélioré, désigné localement Combine, et optimisé pour le mode air-sol, il resta affecté aux essais du système d'armes (missiles air-air, bombes). Entre fin juin 1965 et fin février 1966, il réalisait une trentaine de missions qui permettaient de tester les modes : suivi de terrain à basse altitude, évitement d'obstacles, air-air, air-sol et air-mer.



En automne 1966, il est converti en version de guerre électronique, avec le montage du système " Yabelet " (maïs) dérivé du brouilleur français CSF (Compagnie Générale de Télégraphie Sans Fil) CT2 " Chipiron " (du nom d'une espèce de calamar).

D'un gabarit similaire à celui d'un réservoir pendulaire largable (RPL) de carburant, il hébergeait deux brouilleurs " Chipiron ". Ce brouilleur offensif ARAB 4A, fonctionnant en bande S, était destiné initialement aux Mirage III et IV mais finalement utilisé sur les seuls Vautour II B, pour faciliter la pénétration de raids aériens.

La nacelle (ou " pod " dans le langage familier américain) était dotée d'une génération électrique propre, les Vautour II ne disposant pas d'une réserve de puissance suffisante. Elle se présentait sous la forme d'un cylindre de 80 cm de diamètre et de 4 m de longueur profilé à l'avant et à l'arrière pour minimiser les effets de traînée et doté à l'arrière d'un empennage horizontal. À l'avant, une hélice entraînée par le flux d'air dynamique pendant le vol était couplée à un alternateur fournissant une puissance de 6 kVA. Le refroidissement était assuré par circulation d'un fluide, le coolanol. Installées sous radôme en position ventrale, deux antennes d'émission étaient reliées aux brouilleurs.

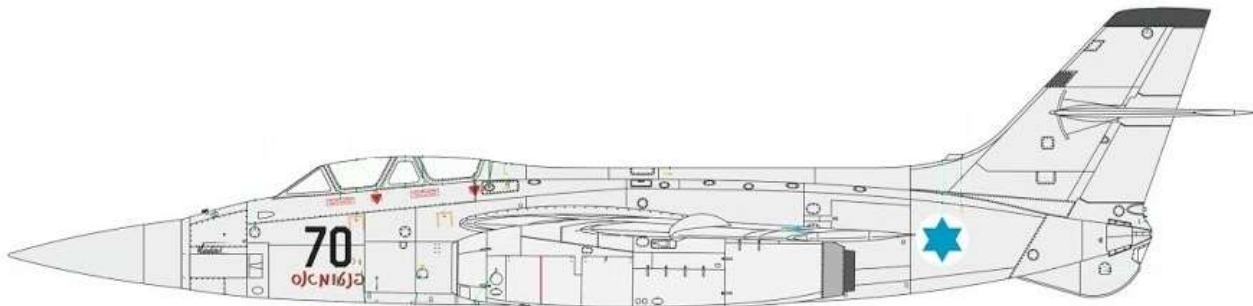


Pod " Chipiron ". De type quadripale, l'hélice entraîne un alternateur alimentant électriquement le pod.

(© Alain Crosnier)



Basé sur deux containers emportés sous les ailes, le Yabelet avait pour rôle d'aveugler les systèmes de radars égyptiens et syriens couplés aux missiles sol-air S-75 Dvina (code Otan : SA-2 " Guideline "). Mis en service en 1958, le système sol-air russe était associé au radar de tir Fan Song et au radar de veille Spoon Rest. Du fait de leurs implantations sur les deux points d'emport externes sous voilure avec deux réservoirs de carburant, le seul inconvénient des nacelles Yabelet était d'accroître notablement la traînée et donc la consommation ainsi qu'altérer la maniabilité du Vautour. Avec ce système de brouillage, utilisant 16 fréquences de fonctionnement, les pilotes israéliens neutraliseront les batteries de missiles sol-air SAM-2 mais pas leurs versions ultérieures ni les SAM-3 " Goa " d'une portée de 18 à 35 km.



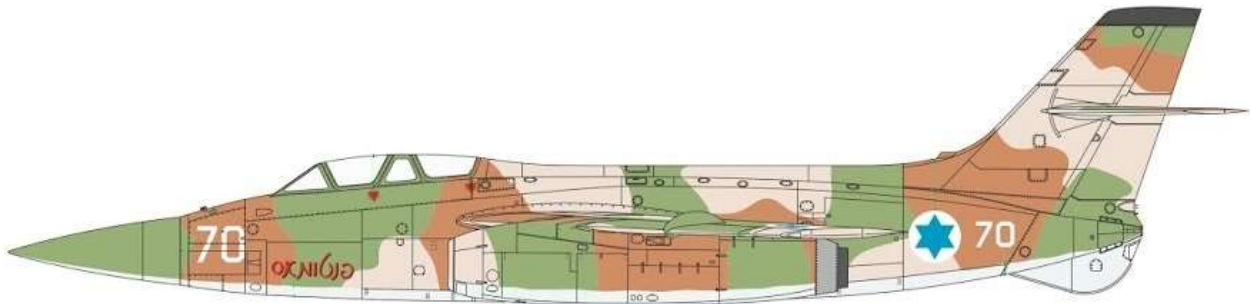
Vautour II N ex n°301 codé 70 " Fantomas " en livrée aluminium fini naturel (1965 - 1967). A noter que les trois versions de Vautour II israéliens étaient systématiquement renumérotés à leur arrivée dans l'IAF : le Vautour II N était l'avion type 44 et numéroté dans la série 4400. (© Special Hobby)

Au Tayeset 110 " The Knights of the North ". Après deux années passées chez IAI, le Vautour 70 était affecté au Tayeset 110 " The Knights of the North " (" Chevaliers du Nord ") basé à Ramat David qui l'utilisa à partir du mois de novembre 1966. Au début de l'année 1967, suite aux diverses modifications, l'appareil connaissait des problèmes de centrage : au cours de la phase de décollage le nez de l'avion monte parce que le centrage était limite.



Sous l'étoile de David, il participa à la guerre des Six Jours, en juin 1967, au cours d'une douzaine de sorties, puis celle dite d'Attrition (ou d'Usure) sur le front du Canal de Suez, entre juillet 1967 et août 1970. Lors de la guerre des Six jours (Opération Focus), il fut utilisé lors des deux premières vagues d'assaut contre les bases aériennes égyptiennes pour aveugler les systèmes de radars couplés aux missiles sol-air SA-2B. Au retour de l'une de ses missions, une défaillance survenait sur le circuit hydraulique de commande du train avant : l'avion sortit de la piste, s'arrêta sans dommage mais resta inutilisable pour le reste du conflit. Après le conflit, le système Yabelet fut modifié pour brouiller les radars des SA-2C et SA-2E améliorés, et du SA-3 dans les bandes C et X.

Trois mois plus tard, l'appareil retourna chez l'industriel pour une seconde série de tests du radar air-air Combine.



Vautour II N 70 " Fantomas " Tayeset 110 " The Knights of the North " (juin 1969) (© Special Hobby)

En raison du nombre réduit d'avions de reconnaissance, en mai 1968, le Vautour 70 était de nouveau reconfiguré pour assurer des missions de reconnaissance aériennes avec l'installation de trois appareils photographiques K-38 - utilisés à bord de l'avion-espion Lockheed U-2 " Dragon Lady " durant la guerre Froide - pour les prises de vue à haute altitude, implantés en soute armement avec l'un photographiant à la verticale et les deux autres obliquement selon un angle de 30°. L'aménagement était complété par un appareil Carl-Zeiss RMK implanté dans le compartiment avant. Cet agencement occasionna la modification du circuit de conditionnement d'air pour garantir une température constante et le perçage de quatre hublots dans la pointe avant, deux à gauche et deux à droite, ainsi que de vitrages dans les portes de la soute armement. A l'issue du chantier l'appareil fut recouvert du camouflage trois tons de l'IAF : sable, vert, brun.

Après une mission de validation opérationnelle, menée en août 1968, le biréacteur était homologué pour la reconnaissance aérienne avec des appareils photos K-38 avec objectif d'une focale de 36 pouces (920 mm) pour les prises de vue à haute altitude et Carl-Zeiss RMK A30/23 avec objectif d'une focale de 12 pouces (305 mm) pour les prises de vue à basse altitude. Le modèle K-38 était capable de photographier un secteur de 4,5 km de large sur 200 km de long depuis une altitude de 6 000 mètres, avec une qualité d'image permettant l'identification des types de chars de combat. Le format des négatifs était de 23 x 45 et le boîtier comportait un magasin pour 240 vues.



Appareil photo K-38 (© DR)



Appareil photo Carl-Zeiss RMK A30/23 (© DR)

Quatrième Vautour II converti pour la reconnaissance aérienne et baptisé " Fantomas ", au printemps 1969, il fut utilisé alternativement dans les rôles de guerre électronique Yabelet et, intensivement, pour la reconnaissance photographique jusqu'en août 1971. Avec sa pointe avant redessinée pour accueillir le radar Cyrano, il fut le plus long des Vautour II israéliens.

Retiré du service opérationnel après quatre années d'opérations, il réalisa son dernier vol le 10 août 1971 puis fut stocké pendant environ neuf mois à Ramat-David. Par la suite il servit, un temps, comme leurre sur la base aérienne de Réfidim, dans le désert du Sinaï puis intègra, en 1977, le musée de la force aérienne israélienne, sur la base aérienne d'Hatzerim située près de Beer-Shev'a dans le désert du Néguev.



Vautour II N 70 " Fantomas " - Hatzerim 1995 - (© M. Herbruggen)

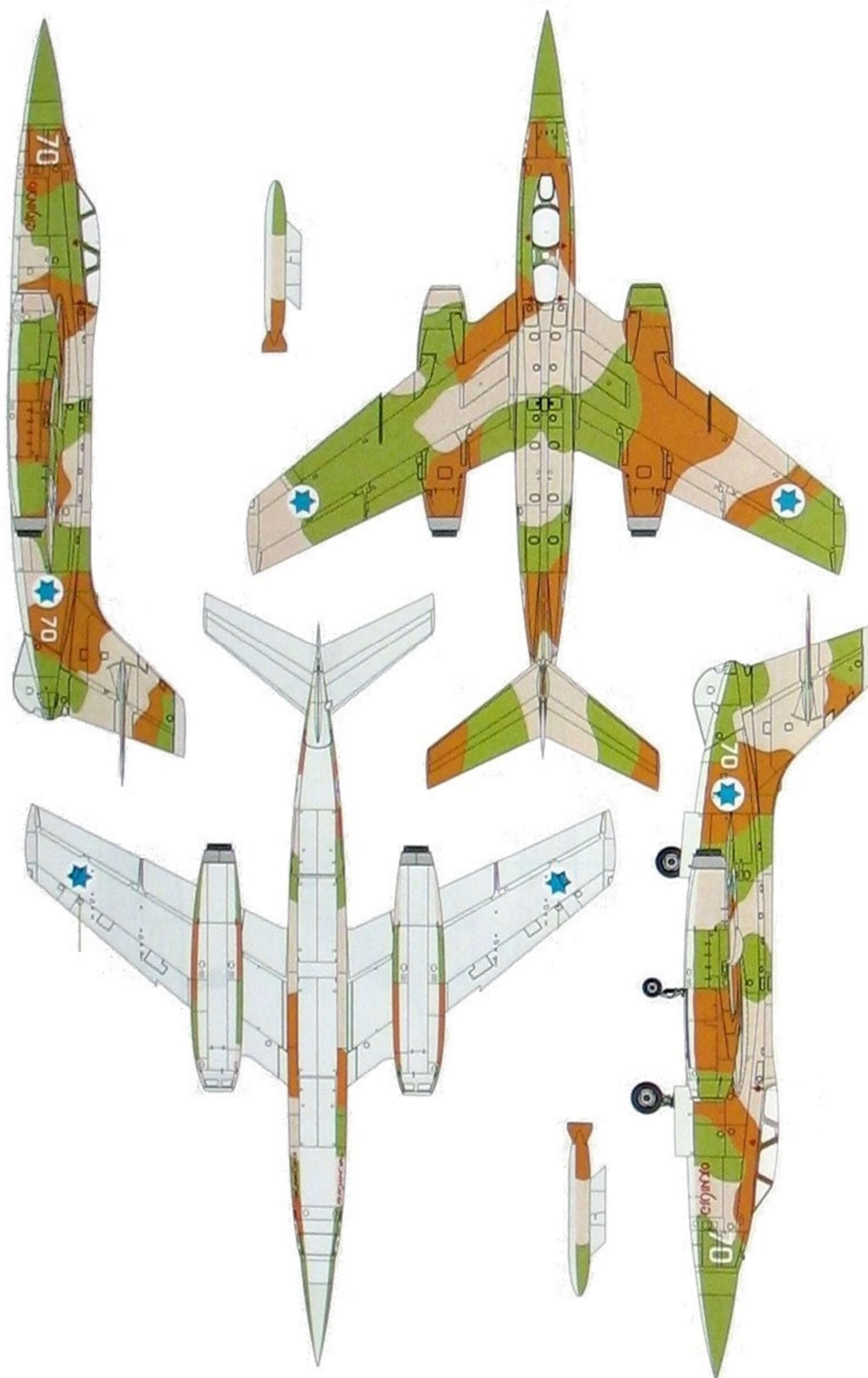
L'appareil est exposé avec ses réservoirs pendulaires de carburant de 1250 litres et son pod " Yabelet ".

Marquages et décorations. Entre mars 1964 et avril 1968, l'avion est sous une livrée entièrement métal naturel avec son nom " Vautour " calligraphié et son code (70), peints en noir sur la partie supérieure du nez, juste au-dessus du châssis canons.

En haut de la dérive figure, à partir de 1966, l'insigne du Tayeset 110, un aigle aux ailes hautes portant un missile. Les traditionnelles étoiles de David sont apposées aux extrémités d'ailes, intrados et extrados, ainsi qu'à l'arrière du fuselage, derrière les aérofreins.

Son nom de baptême, " Fantomas " (**פאנטומה** en hébreu avec des lettres rouges), est apposé de part et d'autre de la pointe avant au printemps 1969.

A partir de mai 1968 et jusqu'à son retrait du service, il est recouvert du camouflage trois tons de l'IAF - sable, vert, brun - avec le dessous bleu pâle et orné du ruban bleu, blanc, rouge de la Guerre des Six Jours, sur le côté gauche de la dérive. Son code (70), est peint en blanc sur la partie supérieure du nez, juste au-dessus du châssis canons.



Vautour II N 70 " Fantomas " - Plan trois vues (© Special Hobby)

Le biréacteur utilisa indifféremment des réservoirs pendulaires largables de 1250 litres (avec empennage cruciforme) et des RP6 de 1300 litres (capacité réelle de 1285 litres) dotés d'un empennage bidérive.

Sources : Le Moniteur de l' Aéronautique, n° 9 et 10 (juin et juillet 1978), Editions Delta. Aviation Magazine (1960). SO 4050 Vautour par Alain Crosnier (Histoire et collection 2012). Le SNCASO Vautour en Israël par Shlomo Aloni Hors-Série Avions n° 53 (Juin 2021)

Remerciements : Association de la mémoire technique du CEV de Brétigny, Jean Quemener, Alain Crosnier, Jean-Jacques Petit, Eric Moreau, Claude Marty, Patrick Vinot Préfontaine, Jean Marie Gall

Photographies : sauf mention contraire toutes les photographies sont extraites des Archives AAEV-Brétigny via BFAB

Utilisation opérationnelle des moteurs-fusées Sepr 841

*"Pour aller plus haut,
et l'homme voudra toujours aller plus haut,
il faudra adopter un principe différent.
Le principe de la fusée est tout indiqué. "*

Capitaine Ferber de Rue (1911)

Contrairement au démonstrateur SO 9050 " Trident ", intercepteur léger bisonique motorisé par un groupe fusées à l'arrière du fuselage et réacteurs en bout d'ailes, le moteur-fusée SEPR 841 ou 844 du Mirage III a été étudié comme un appoint pour finaliser l'interception d'un avion hostile croisant à haute altitude. Le Trident décollait généralement avec ses fusées allumées pendant environ 7 secondes puis les réallumait en haute altitude. Si ses tuyères étaient quasiment parallèles à l'axe avion, celle équipant le Mirage III possédait un calage, vers le bas, de 9°30'.



Intercepteur expérimental SO 9050 05 " Trident " II codé L, réacteurs Gabizo de 2 200 kg + groupe fusée SEPR 631 de 3 000 kg de poussée. Il effectua 73 vols. Il reçut sa bande tricolore après avoir atteint 22 220 m d'altitude et Mach 1,94 le 17 janvier 1958.

Lors des essais, menés au début des années soixante, et notamment par la Snecma, les vols du Mirage III ont culminé au-delà des 24 000 mètres avec comme altitude maximale de 26 060 mètres, en mai 1963.

Au sein de l'armée de l'Air française, les vols avec moteur-fusée SEPR 841 sur le monoplace d'interception Mirage III C ont débuté à la fin de l'année 1962. Ce type de propulseur fournit, sous un faible volume, une poussée importante qui, contrairement à celle des turboréacteurs, croît avec l'altitude avec un débit constant. Son allumage était simple : un contact à deux positions, demi poussée (760 kg) ou pleine poussée (1 520 kg). Pour le pilote, il s'accompagnait d'un solide coup de pied aux fesses, suivi d'une accélération étonnante. Suivant une expression à l'époque, " on était assis à cheval sur les omoplates ".



Mirage III C avec son moteur-fusée SEPR 841. La flamme, ou dard, de 2800 ° C mesure 6 mètres. Au fur et à mesure que l'avion monte, la pression statique ambiante diminuant et la pression de sortie, à la fin du divergent, restant constante, le dard éclate, devient translucide et forme une sorte de paraboloïde.

Implanté sous l'extrémité arrière du fuselage, le moteur-fusée d'appoint SEPR 841 utilise un mélange acide nitrique concentré (carburant) - TX2 Triéthylamine de Xidiline (comburant). En délivrant une poussée supplémentaire d'une tonne et demie pendant 80 secondes, ce dispositif permettait d'accélérer plus vite dans le domaine supersonique et d'obtenir de très fortes vitesses ascensionnelles pour tirer des missiles air-air Matra R530. Il est à noter que l'emploi du missile R530 à tête électromagnétique (EM) imposait une interception en face à face. En effet, il fallait acquérir la cible au radar et continuer à l'éclairer pour guider le missile. Le moins que l'on puisse dire est que le domaine de tir était étroit.

Son atout, c'était d'apporter 1 520 kg de poussée au sol et 1 680 kg à l'altitude plafond et jusqu'à Mach 2,15 puisque c'était un moteur qui n'utilisait pas l'air extérieur. Ça voulait dire que l'appareil doublait sa poussée à 12 000 mètres. Pour passer de Mach 0,9 à Mach 1,8, le Mirage III C mettait 4 minutes, avec le réacteur Atar 9B en régime de postcombustion ; en utilisant le moteur-fusée, il mettait 1 minute et 20 secondes.

Le réacteur Atar 9B qui délivrait 6 000 kg, avec postcombustion, au niveau du sol, ne poussait plus que 1 500 kgp à 13 500 mètres. Comme l'air est moins dense, l'appareil vole relativement vite donc, le but pour le pilote était d'allumer la fusée au-dessus de 12 000 mètres seulement puisque c'est là qu'elle doublait réellement la poussée de l'avion et qu'elle permettait de monter à 19 500 mètres et même plus.

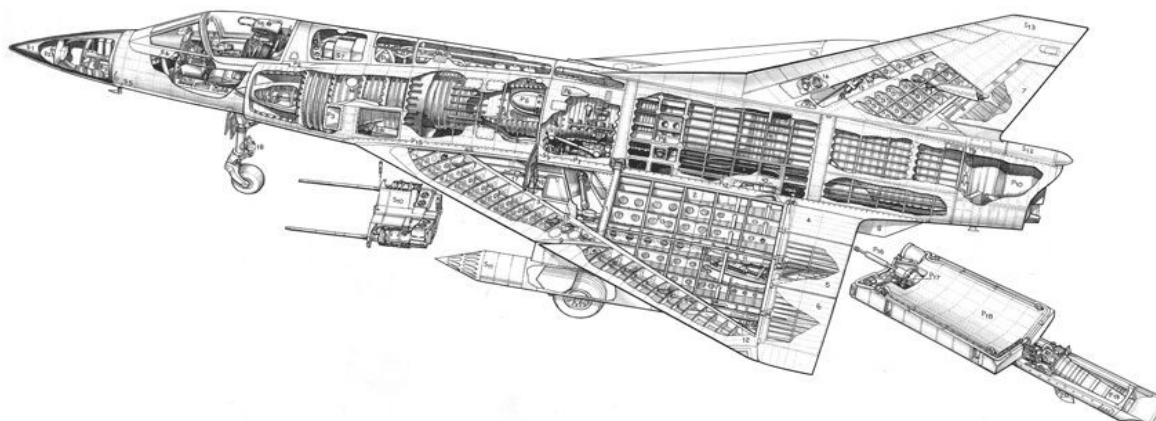
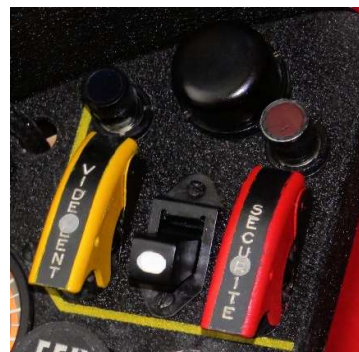
Durant les 80 secondes d'utilisation de la fusée, l'intercepteur passait d'une altitude de 10 800 m à 19 200 m, soit un gain de huit mille mètres, et dépassait les 18 000 m qui correspondaient à son plafond pratique sans poussée additionnelle. En continuant sur sa lancée, il était même possible de franchir les 21 000 m.

Par contre, tout vol dépassant 15 000 mètres imposait au pilote, pour être protégé en cas de décompression brutale de la cabine, de revêtir une tenue spécifique : un casque stratosphérique et une combinaison pressurisée recouverte d'une combinaison en cuir blanc baptisé " habit de lumière ". Cette désignation était en référence aux combinaisons moulantes des toréadors.

Seuls, deux cas dérogeaient au concept d'emploi opérationnel : les visites de délégations militaires étrangères ou de personnalités de haut niveau et les Journées Portes Ouvertes (JPO) sur les bases aériennes.

Dans le premier cas, une mission spectaculaire de décollage sur alerte et d'interception, baptisée " Pinder " (comme le cirque éponyme) par ses pilotes, était organisée. Elle consistait à utiliser la fusée dès la phase de décollage. Le pilote truquait un peu, c'est-à-dire qu'il mettait la fusée sur la position " Marche " au décollage. Comme le train d'atterrissage était sorti, une sécurité interdisait son allumage, mais dès que le train rentrait cela engendrait un dard très lumineux. L'avion prenait ensuite entre 60 et 70 ° d'incidence et montait jusqu'à la tropopause en moins de 3 minutes pour intercepter un avion hostile.

Lors des JPO, pour éblouir le public, le pilote effectuait la même présentation suivie d'une montée franche à la verticale.



Ecorché du Mirage III C avec son moteur-fusée SEPR 841

Quatre paramètres caractérisent le moteur-fusée : température dans la chambre de combustion, 3 000 °C, vitesse d'éjection des gaz, 3 000 mètres par seconde, et poussée d'une tonne et demie s'établissant en moins de 3 secondes.

Fiable et endurant, le moteur d'appoint qui n'a jamais été la cause d'accidents mortels permettait au Mirage III d'aller voir un peu plus haut !

Il est indéniable qu'à une époque où les missiles air-air n'avaient pas les performances d'allonge et de manœuvrabilité de ceux d'aujourd'hui, le moteur-fusée donnait au Mirage III assez de punch pour engager, avec des chances raisonnables de succès, des cibles à hautes performances qui, sans lui, seraient le plus souvent restées hors d'atteinte.

Produit à 164 exemplaires, le SEPR 841 a été utilisé sur la base aérienne de Dijon, au sein de la 2^{ème} escadre de chasse, de 1961 à 1970. Lors de leur retrait opérationnel en 1970, ces moteurs-fusées avaient effectué 1505 vols (représentant 2064 allumages).

Fusée d'assistance au décollage JATO (Jet Assisted Take Off)

Il ne faut pas confondre les fusées d'appoints ou JATO, utilisées pour réduire la distance de décollage et larguées ensuite, et le moteur fusée SEPR, utilisé lui en altitude, qui est démontable mais non largable en vol.

Appelée également Jato (Jet Assisted Take Off), ce type de fusée à poudre monté sur les Dassault Mirage IV A et P fournit une poussée supplémentaire dans la phase de décollage, lorsque les conditions ne permettent pas un décollage normal : masse exceptionnelle (33 tonnes), température extérieure importante (de + 25° à + 30°C au sol), longueur réduite de la piste, décollage sur alerte. Le fonctionnement est généralement du type " tout ou rien " et les fusées s'arrêtent lorsqu'elles ont entièrement consommé leur poudre. L'allumage est effectué par le pilote en phase de roulage grâce à un système électrique. En France, seuls les Mirage IV A et P des Forces aériennes stratégiques en étaient équipés de tels dispositifs.

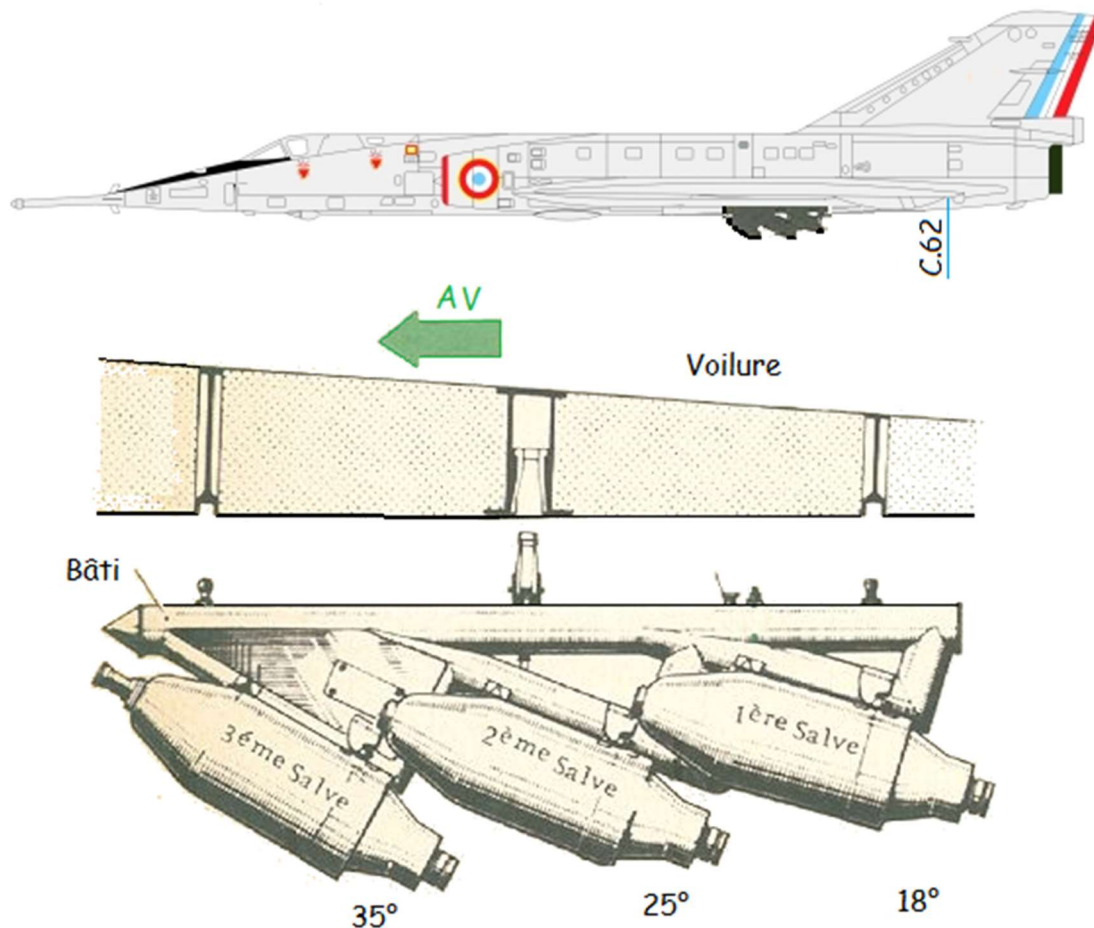
C'est dans ce but qu'ont été ajouté à l'appareil 12 fusées d'appoint de 454 kg (1 000 lb) de poussée chacune fonctionnant pendant 14 secondes en apportant une poussée totale supplémentaire de 5 488 kg soit l'équivalent de la puissance d'un troisième moteur. Accrochées par paires et en grappes de six sous l'implanture arrière de chaque aile, sur des bâti supports métalliques elles étaient inclinées de manière dissymétrique par rapport à l'aile de 35° pour la première paire, 25° pour la seconde et 18° pour la dernière, de manière à dériver le flux vers le bas. L'allumage des fusées se fait par paires de celles de l'avant à celles de l'arrière, espacées d'une seconde. Les 12 fusées d'assistance étaient larguées après décollage.

On parlait également de RATO : Rocket Assisted Take Off ou décollage assisté par fusée.

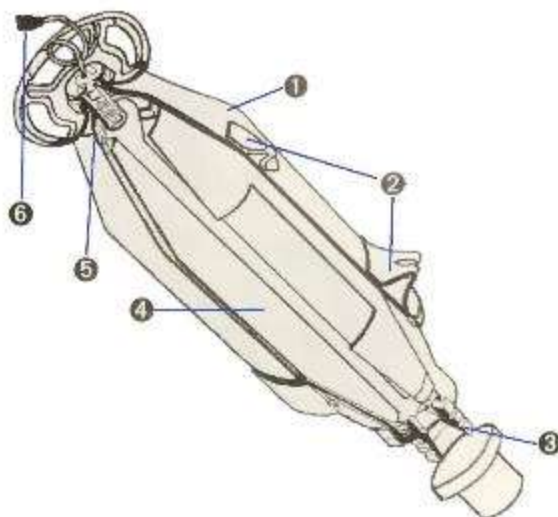


Mirage IV A au décollage (195 kt avec ses Jato. Aux 6,7 tonnes de poussée avec post combustion de chaque réacteur Atar 9 K13 s'ajoutaient ainsi 5,4 tonnes de poussée (@Dassault Aviation).

Pour l'anecdote, seuls les Mirage III S de la force aérienne suisse ont utilisé opérationnellement les moteurs-fusées SEPR 844 et les Jato. L'emploi de ces dernières était dû à la situation particulière de leurs bases aériennes encaissées dans les vallées. Elles permettaient des décollages en moins de 400 mètres.



Mirage IV A - Installation fusées JATO.
Ayant la forme d'une bonbonne, chaque fusée pèse 65 kg.



1. Corps métallique
2. Points de fixation
3. Tuyère
4. Bloc de propergol solide
5. Allumeurs
6. Câbles de l'allumeur

Coupe d'une bouteille Jato

Bibliographie : " Les monoréacteurs Dassault à aile delta Tome 1 Mirage III - Du Mystère delta aux Mirage III C & III B/BE dans l'armée de l'Air " de Bernard Chenel, Éric Moreau et Patrick Audoin - DTU Editions.

Photographies : sauf mention contraire toutes les photographies sont extraites des Archives de Dassault Aviation.

Les lanceurs de la force de frappe française

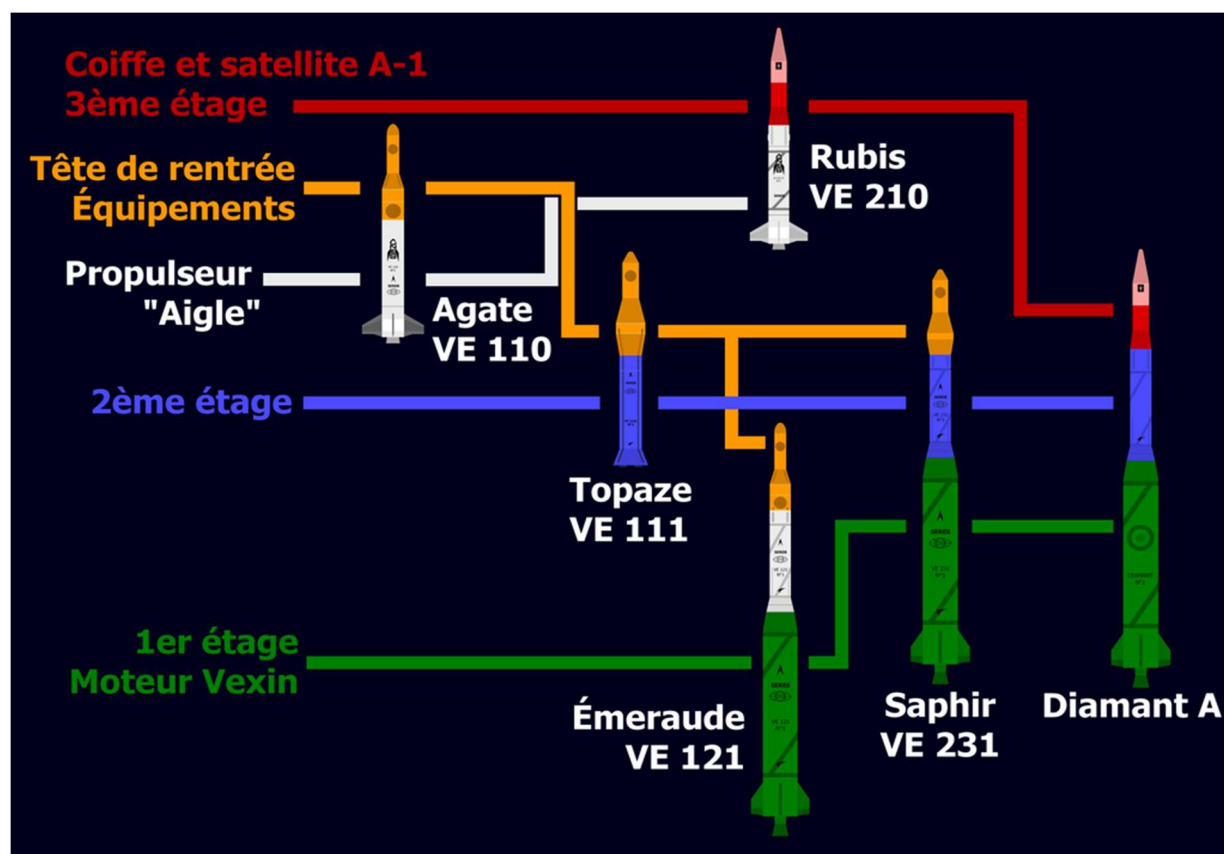
Le système de riposte doit avoir une capacité de destruction telle qu'il doit dissuader tout belligérant d'entreprendre une action qu'il payerait d'un prix exorbitant.

Livre Blanc de la Défense Nationale de 1972

A la fin des années cinquante, parallèlement au programme du bombardier nucléaire Mirage IV A, l'État français décidait de se doter de missiles balistiques. En 1958, le Laboratoire de Recherches Balistiques et Aéronautiques (LRBA) et la Société d'Etudes pour la Propulsion par Réaction (SEPR) se voyaient confier la responsabilité du développement de la propulsion à liquides et à poudre pour les missiles de la Force de Dissuasion française.

Au cours de l'année 1960, un programme expérimental était lancé. Il convergeait vers l'exploitation du véhicule Saphir qui fait la synthèse de toutes les fonctions (propulsion, pilotage, guidage et rentrée) de l'engin balistique. Saphir a été précédé de véhicules d'essais : Agate, Topaze, Émeraude, des Pierres Précieuses riches en enseignement. Sur 54 tirs, 47 ont été satisfaisants. Les 31 tirs de Topaze ont été réussis ; Émeraude totalisera 21 succès consécutifs après trois échecs initiaux ; 13 sur 15 tirs de Saphir furent probants.

Cette série d'engins expérimentaux se caractérisait par un nombre à trois chiffres. Le premier désigne le nombre d'étages, le second le mode de propulsion, 1 pour la poudre, 2 pour les liquides, et le troisième, la présence d'un pilotage ou d'un guidage : 0 pour ni piloté, ni guidé, 1 pour piloté ou guidé.



Les " Pierres Précieuses " (1961 -1965). Le terme de Pierres Précieuses revient au lieutenant-colonel Jean Bedel, officier de l'armée de l'Air affecté au polygone d'essais à Hammaguir, en Algérie.

A partir de 1965, les ingénieurs passaient au développement des engins SSBS (sol-sol balistique stratégique) en silo pour l'Armée de l'air et MSBS (mer-sol balistique stratégique) pour la Marine Nationale, tous deux de portée intermédiaire. Entre 1965 et 1972, 27 tirs de développement ont été conduits pour le missile sol-sol (des prototypes désignés S112, S01 et S02) et 28 tirs pour l'engin naval (M112 et M011 / 012 / 013). Tous deux partagent des étages propulsifs équivalents.

Depuis plus de cinq décennies, trois générations de missiles intercontinentaux se sont succédées.

Description des missiles SSBS et SSBS de développement

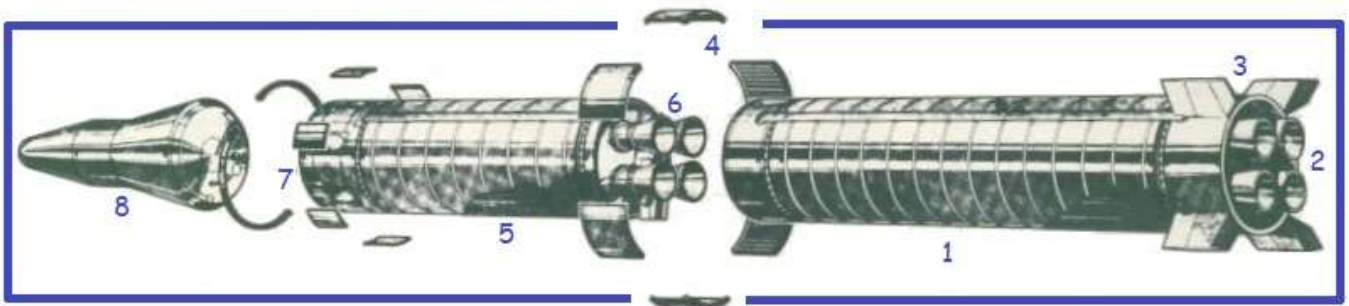
Plusieurs possibilités ont été explorées pour les deux systèmes d'armes SSBS et MSBS. Le choix s'est porté finalement sur un missile SSBS, comportant un 1^{er} étage à 16 tonnes de propergol et un 2^{ème} étage à 10 tonnes et, d'autre part, sur un missile MSBS ayant un 1^{er} étage à 10 tonnes de propergol et un 2^{ème} étage à 4,5 tonnes.

Le SSBS. Le SSBS se caractérisait par son premier étage P-16 (1) en acier autour d'un bloc de 16 tonnes de propergol. Les quatre tuyères (2) orientables, à un degré de liberté, permettaient un pilotage en tangage, lacet et roulis. Quatre empennages (3) participaient à la stabilisation.

Une jupe inter étages (4) reliait l'étage accélérateur à celui de croisière (5).

Le deuxième étage P-10, qui se trouvait également le premier étage du MSBS, était réalisé autour d'un bloc de 10 tonnes de propergol. Il comportait quatre tuyères orientables (6).

Une case à équipements (7) comprenait les équipements séquentiels ceux de pilotage et de guidage, mis au point au cours des tirs de Saphir P et G. Le corps de rentrée (8) abritait une charge nucléaire d'une mégatonne que le SSBS pouvait emporter à plus de 3 000 km.

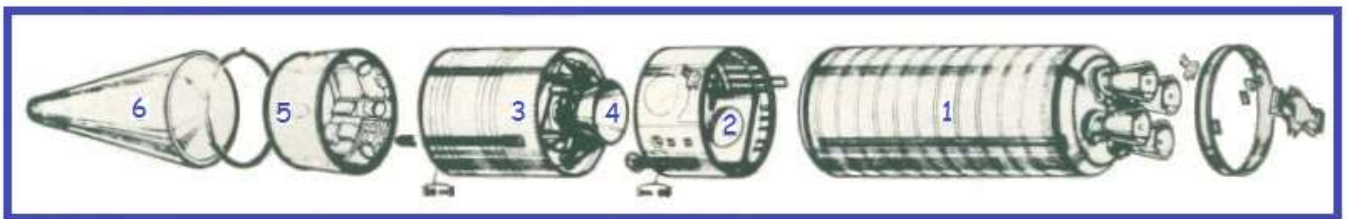


Missile SSBS

Le MSBS. Le premier étage P-10 (1) était identique au premier étage du MSBS.

La jupe (2) reliait le premier étage P-10 au deuxième étage P-4 (3) qui était réalisé en bobinage de fil de verre autour d'un bloc de 4,5 tonnes de propergol. Le pilotage de la tuyère unique (4) était assuré par injection de liquide et déviation du jet. Les réservoirs sphériques étaient répartis autour de la tuyère.

La case à équipements (5) jouait le même rôle que celle du SSBS, mais elle était plus complète encore en raison des limitations de volume, instabilité de la plateforme de lancement, absence de jupe arrière et d'empennages stabilisateurs, pilotage complexe du deuxième étage. La tête nucléaire (6) avait une puissance de 500 kilotonnes de TNT que le MSBS pouvait emporter à plus de 3 000 km.



Missile MSBS

Les missiles SSBS



Ecorché Missile SSBS S-3

Première génération.

Sur le plateau d'Albion, en Haute Provence, deux unités, composées chacune de neuf missiles SSBS ont été mises en service opérationnelle en août 1971. En alerte 24 heures sur 24, les équipes de tir surveillaient et contrôlaient le système à distance, prêtent à intervenir sans délai.

Pour garantir l'efficacité du système, quelles que soient les circonstances, toutes les installations étaient enterrées et suspendues de façon à limiter les méfaits d'une explosion atomique adverse proche. Les missiles étaient protégés dans leurs silos bétonnés par une lourde porte à ouverture quasi instantanée. Leur mise en œuvre s'effectuait sans présence humaine au silo, depuis deux postes de conduite de tir (PCT) souterrains. Les liaisons de commandement étaient elles-mêmes assurées en toutes circonstances depuis les instances les plus hautes du pays jusqu'au PCT en passant par le commandement des Forces Aériennes Stratégiques (FAS). Ces réseaux étaient protégés et redondants garantissaient le secret, l'authenticité et l'efficacité de transmission de l'ordre de tir éventuel de riposte.

D'une puissance de 150 Kilotonnes (Kt), le missile S-2 avait deux étages, avec une masse au lancement de près de 32 tonnes. Sa hauteur était de 14,8 m, son diamètre de 1,5 m, et sa portée supérieure à 3 000 km.

Seconde génération

Succédant au S-2, le premier tir expérimental d'un S-3 a été effectué avec succès en décembre 1976. Il se caractérisait par la modernisation et la simplification des installations de support au sol, la réalisation d'un nouveau système avancé de rentrée. Sa portée était de 3 500 km.

Dérivé du S-2, avec entre autres, des améliorations allongeant sa durée de vie, cette version comportait deux étages propulsifs de propergol solide : le 902 et le Rita 2. De structure métallique et composite type carbone et silice phénolique, le premier étage était piloté par quatre tuyères rotatives fournissant 16 tonnes de poussée ; le second étage doté d'un propulseur monotuyère délivrant 6 tonnes. Ce propulseur incluait une structure bobinée en fibre de verre et un système de pilotage par injection de fréon dans le jet propulsif.

Doté d'une charge thermonucléaire d'une puissance mégatonnique, il était durci contre des attaques ennemies et bénéficiait d'aides à la pénétration perfectionnées.

Les travaux de réalisation de la première unité de tir (PCT, zones de lancement, ateliers) avaient commencé en avril 1978 et le déploiement opérationnel en février et décembre 1980. Le dernier missile S3 a été livré en fin 1993.

Troisième génération

La troisième et dernière génération de SSBS était représentée par le S-3D, D pour durci, et doté d'une charge mégatonnique.

La fabrication des propulseurs pour S-2 et S-3 s'achèvera vingt-huit ans après le lancement du développement de la propulsion du système d'arme SSBS.

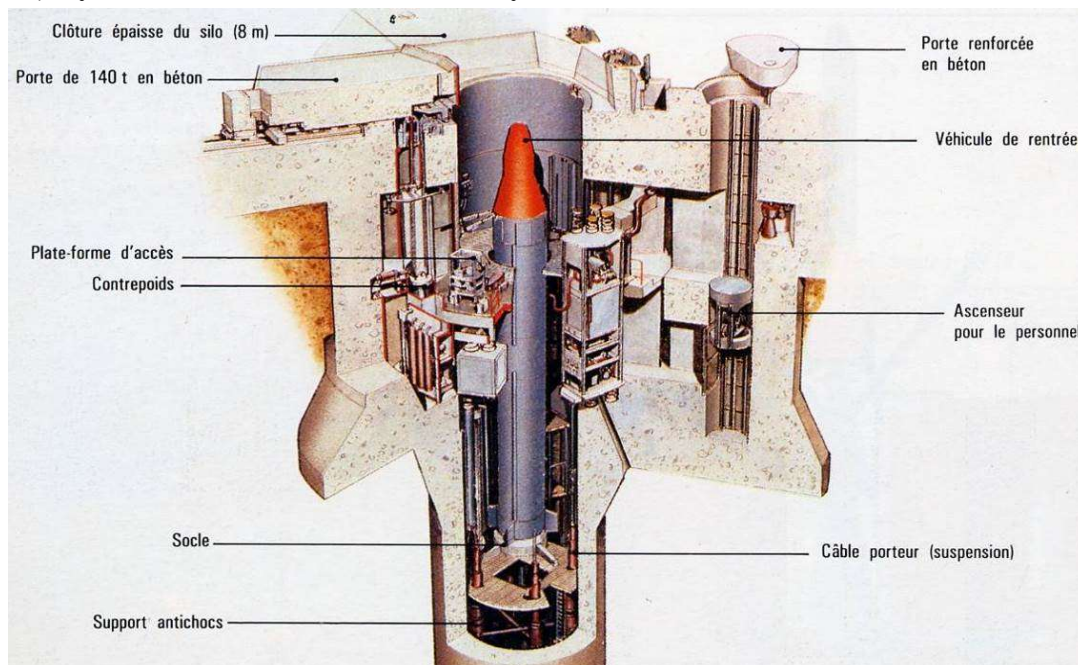
La production en série du SSBS a comporté environ une centaine de 902 (premier étage S-2 et S-3), une cinquantaine de 903 (deuxième étage S-2) et une cinquantaine de Rita 2 (second étage S3).

Entre 1971 et 1996, le site provençal du plateau d'Albion a hébergé trois générations de missiles nucléaires (S-2, S-3 et S-3D) mais la chute du Mur de Berlin, en 1989, ne lui aura pas permis de perdurer. A l'origine, le système SSBS comportait deux antennes de réception, deux postes de conduites de tir et 18 zones de lancement, plus des installations annexes pour les militaires. La disponibilité était très élevée, supérieure à 95%. Devenu obsolète, le site a été démantelé en 1998.



Programme du missile stratégique mobile S-45.

Vers la fin des années 1980, pour succéder au S-3D, a été lancé le programme d'un missile nucléaire biétages court monté sur roulettes : le S-45. De type balistique léger (9 tonnes) à deux étages, long de dix mètres, il était prévu pour être équipé, dans un premier temps, d'une tête de 300 kilotonnes (quinze fois la puissance d'Hiroshima). De même, il était apte à suivre des trajectoires tendues ou plongeantes pour permettre à sa charge, rendue le moins détectable possible ("furtive"), de s'affranchir des défenses adverses. Ultérieurement, le S-45 devait donner naissance à une version plus précise encore, à têtes multiples. Le projet a finalement été abandonné en juillet 1991.



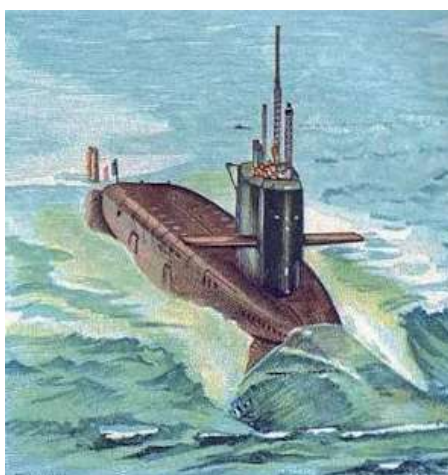
Plateau d'Albion - Silo pour missile S2 (1971)

Les missiles MSBS

Le système d'arme MSBS comprenait initialement quatre sous-marins nucléaires lanceurs d'engins (SNLE) " Le Redoutable " (S611), " Le Terrible " (S612), " Le Foudroyant " (S610), " L'Indomptable " (S613). Ce dernier déteint le record heures en plongée : entre 1976 et 2005, il a totalisé 125 000 heures. Le cinquième " Le Tonnant " (S614), avait été lancé en 1975, et la construction du sixième, " L'Inflexible ", avait commencé en 1978.



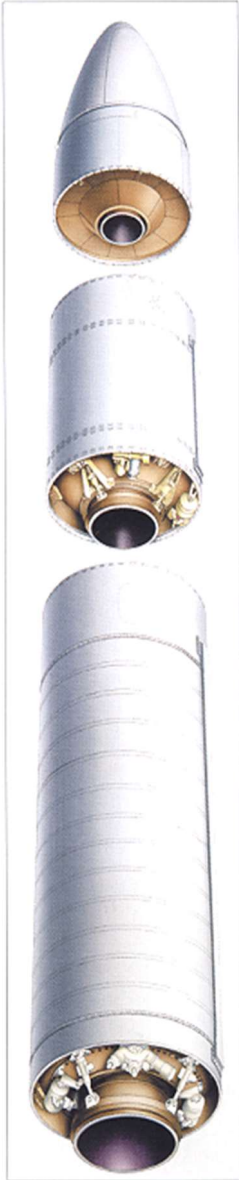
Logo de la Force Océanique Stratégique



SNLE " Le Redoutable " (S611). Au cours de sa carrière opérationnelle, entre 1971 et 1991, le bâtiment a effectué 51 patrouilles soit 83 500 heures de plongée.

Apparue à partir de 2010, la seconde génération des SNLE - le " Triomphant " (S616), le " Téméraire " (S617), le " Vigilant " (S618) et le " Terrible " (S619) - se caractérise par une masse plus grande (14 200 tonnes de déplacement au lieu de 8120 tonnes), une coque plus épaisse, un équipage de 111 hommes au lieu de 130 et une discrétion acoustique considérablement améliorée.

Pouvant naviguer en plongée pendant plusieurs mois, les SNLE emportaient à bord 16 missiles dotés d'une charge nucléaire. Ils étaient capables d'être tirés en plongée à une cadence très serrée.



Ecorché Missile
MSBS M4

Première génération.

Les résultats des essais menés entre 1965 et 1972 débouchèrent sur un vecteur MSBS à deux étages, le M1 d'une portée d'environ 3 000 km qui dotaient les sous-marins nucléaires lanceurs d'engins (SNLE).

Premier SNLE, " Le Redoutable ", effectua sa première patrouille opérationnelle en février 1972 avec 16 engins M1. D'un diamètre de 1 500 mm, le missile mer-sol balistique stratégique (MSBS) M20 était le premier missile à avoir équipé les sous-marins de la force océanique stratégique (FOST) en 1971. Le 29 mai 1971, le premier tir d'un missile M2 (20 tonnes) a eu lieu à partir du " Redoutable " en plongée.

Mis en service en 1980, le M2 a été retiré en 1996.

Seconde génération

Successeur des missiles M1 et M2, le missile M20, entré en service en janvier 1977, était un engin à propergols solides constitué de deux étages et d'une charge nucléaire de 1 MT, qui a équipé les SNLE type " Le Redoutable " " Le Foudroyant " (S610), " L'Indomptable " (S613), " Le Tonnant " (S614)) avant leur refonte M4.

Représentant la deuxième génération de MSBS, le M20 différait de la première génération, M1, par une portée accrue (supérieure à 3 000 km) et du prédécesseur M2 par l'introduction d'une nouvelle partie haute comprenant une charge thermonucléaire mégatonnique (plus de cinquante fois la puissance de la bombe sur Hiroshima) et de systèmes d'aide à la pénétration et de durcissement. Le M20 avait deux étages propulsifs, une hauteur de 10,4 m et une masse au lancement de 18 tonnes.

D'une portée de 5 000 km et doté de trois étages, le M4 à six têtes nucléaires multiples et indépendantes (MIRV) remplaça le M20 à partir de 1985. Ce modèle mesurait 11,5 m de haut pour 1,93 m de diamètre pour une masse de 36 tonnes. Bien que de diamètre accru (1,93 m au lieu de 1,5 m), le M4 pouvait être embarqué sur les SNLE de première génération après certaines modifications des tubes de lancement.

Trois versions ont été mises en service : le M4A d'une portée de 4 000 km, entre 1985 et 2001, le M4B d'une portée de 5 000 km, entre 1987 et 2005 et le M45 d'une portée de 6 000 km pour une masse de 36 tonnes, entre 1997 et septembre 2016. A la différence des autres missiles sol sol balistiques stratégiques (SSBS), la chasse du missile MSBS était effectuée à l'air.

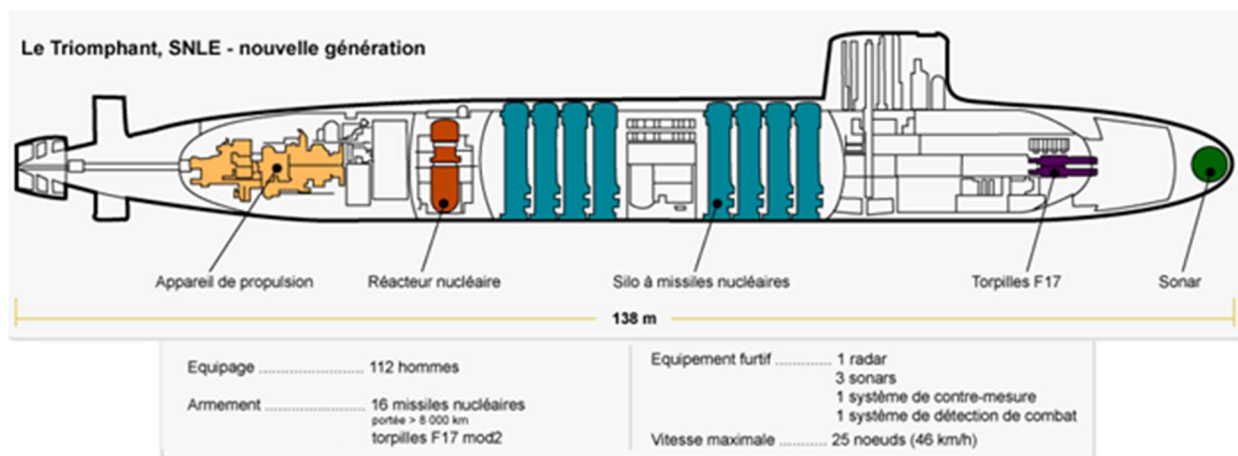
Embarqué sur les SNLE-NG type " Le Triomphant ", le M45 était identique au missile M4 sauf pour ce qui concernait la partie contenant la charge utile, avec des têtes " furtives " et une portée (6 000 km), en attendant le missile intercontinental M51.

Troisième génération : le M51

Ce nouveau missile se substituait au missile M5 dont l'étude et le développement ont été abandonnés. Bâti pour partie sur le retour d'expérience du programme Ariane 5, les 64 M51 commandés arment depuis septembre 2016 les SNLE-NG " Le Terrible " (S619), " Le Triomphant " (S616), " Le Téméraire " (S617) et " Le Vigilant " (S618). Lancé en 1996, le programme M51, en développement au début des années 2000, a connu un seul échec (sur 10 vols) en mai 2013 avec l'explosion en vol lors d'un tir d'essai.

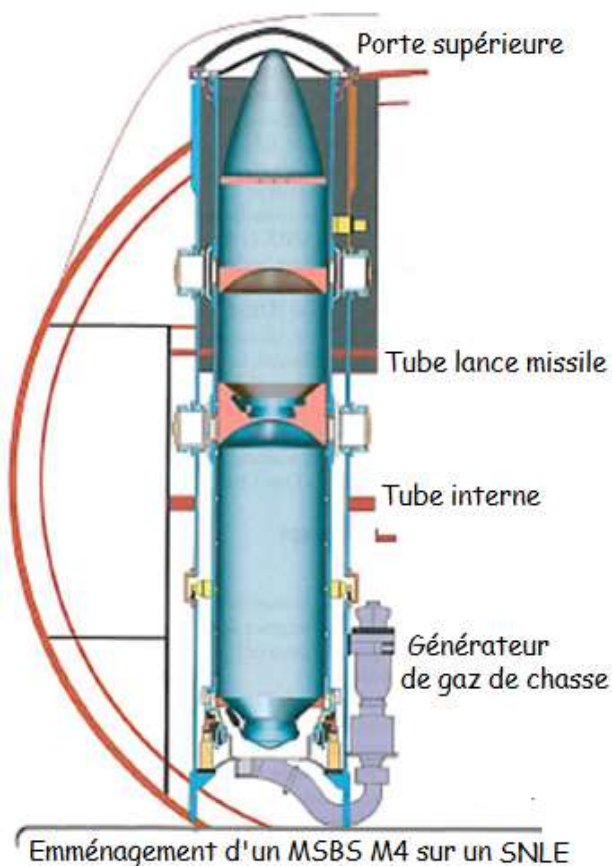
D'une taille plus importante que le missile M45 (12 m de hauteur contre 11,50 m, 2,30 m de diamètre au lieu de 1,93 m) et possédant trois étages équipés de moteurs à ergols solides (butalane), le M51 diffère de ce dernier par une capacité d'emport supérieure, une portée plus importante (10 000 km) avec une vitesse pouvant atteindre Mach 15 et une apogée à 1 000 kilomètres d'altitude et une précision améliorée (200 m). Sa poussée est estimée à 1 200 kN.

Le M51 possède une ogive qui peut contenir jusqu'à dix têtes nucléaires ayant chacune une trajectoire indépendante. L'engin guidé par une centrale inertielle recalée par visée stellaire est composé de trois étages à propergol solide (perchlorate d'ammonium). Pour la propulsion des parties hautes, il a été, un temps envisagé un système de propulsion biliquide (Sybil, Système biliquide) remplacé par un système à poudre, offrant une grande souplesse de pilotage, et, grâce notamment aux possibilités de réallumage, une précision et une diversification des manœuvres.



SNLE-NG " Le Triomphant " (S616) mis en service en 2016. Le M51 possède une ogive qui peut contenir jusqu'à dix têtes nucléaires ayant chacune une trajectoire indépendante

Au total, l'engin pèse 56 tonnes au décollage. Premier missile stratégique " tout carbone ", le M51 a été mis en service en septembre 2010, après cinq vols expérimentaux, dans la version M51.1 avec têtes nucléaires TN75 ; en 2016, la deuxième version M51.2 identique au M51.1 a été mise en œuvre mais avec des têtes TNO (Tête Nucléaire Océanique). Un troisième standard ou M51.3, lancé en 2014, à portée accrue et plus performant contre les défenses antimissiles est en cours de développement et devrait entrer en service en 2025.



Sous-marin Nucléaire Lanceurs d'Engins (SNLE).
Un SNLE saurait, en théorie, délivrer
en une salve unique 96 charges thermonucléaires.

Caractéristiques et performances des missiles MSBS

Missile	M 1	M 2	M 20	M 4	M 45	M 51
Mise en service	1971	1974	1977	1985	1995	2016
Portée	= 2 500 km	+ 3 000 km	+ 3 000 km	= 5 000 km	+ 5 000 km	+ 10 000 km
Charge (nombre et puissance)	1 tête Nucléaire 500 kT	1 tête Nucléaire 500 kT	1 tête Thermo-nucléaire 1 MT	6 têtes Thermo-nucléaires 150 kT	6 têtes Thermo-nucléaires 150 kT	10 têtes Thermo-nucléaires -
Aides à la pénétration	Non	Non	Oui	Oui améliorées	Oui améliorées	Oui améliorées
Nombre d'étages	2	2	2	3	3	3
Hauteur maxi	10,4 m	10,7 m	10,4 m	11,50 m	11,50 m	12 m
Diamètre maxi	1,5 m	1,5 m	1,5 m	1,93 m	1,93 m	2,30 m
Masse totale	18 t	20 t	18 t	36 t	36 t	56 t

Sous-marin

SNLE 1^{ère} génération

SNLE 2^{ème} génération

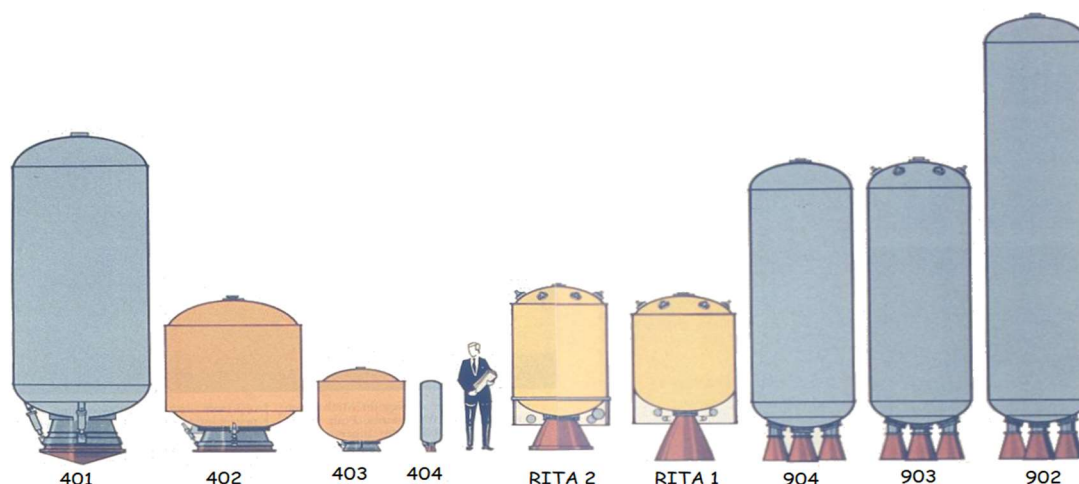
Propergol solide. Depuis 1961, les moteurs à propergols solides (isolane puis butalane) ont été choisis en raison de leur disponibilité en termes de rapidité de mise en œuvre, mais également de sécurité et leur longévité en matière de stockage, en particulier à bord des SNLE.

Augmentant la portée de plusieurs centaines de kilomètres, grâce à son étage supérieur amélioré, la version M51.4 équipera les SNLE de troisième génération attendue pour 2035.

La motorisation du M51 repose sur la réalisation de 2200 propulseurs militaires, 1200 essais au banc et 400 tirs en vol effectués depuis 50 ans. Bien que deux tirs aient échoué (un M45 en 2006 et un M51 en 2013), les moteurs n'ont pas connu d'échecs depuis 25 ans.

A l'été 2018, un sous-marin nucléaire lanceur d'engins a réalisé la 500^{ème} patrouille de l'histoire de la composante océanique de la dissuasion française. Un nouveau type de sous-marin conservant le format actuel des missiles est prévu en 2035.

Galerie des propulseurs d'engins



Enveloppes des réservoirs

401 : 1^{er} étage du M4 - Métallique, 1985 *

402 : 2^{ème} étage du M4 - Composite (kevlar), 1985

403 : 3^{ème} étage du M4 - idem 402

404 : 4^{ème} étage du M4 - Métallique, 1985

Rita 2 : 2^{ème} étage du S3 et du M20 - Composite (fibre de verre) ***

Rita 1 : Ancien 1^{er} étage du M20, abandonné en 1974 - Composite

904 : 1^{er} étage du M20 (depuis 1974) - Métallique **

903 : Ancien 2^{ème} étage du S3, abandonné en 1974 - Métallique

902 : 1^{er} étage du S3 - Métallique

* Propulseur 401 du 1^{er} étage des MSBS M4, en essai au banc en 1976, en vol en 1980 et opérationnel à partir de 1985.

** Propulseur 904 du 1^{er} étage des MSBS M1 et M20, en essai au banc en 1965, en vol en 1967 et opérationnel à partir de 1971.

*** Propulseur Rita 2 formant le 2^{ème} étage des MSBS M2, M20 et S3, en essai au banc en 1970, en vol en 1973 et opérationnel à partir de 1974.

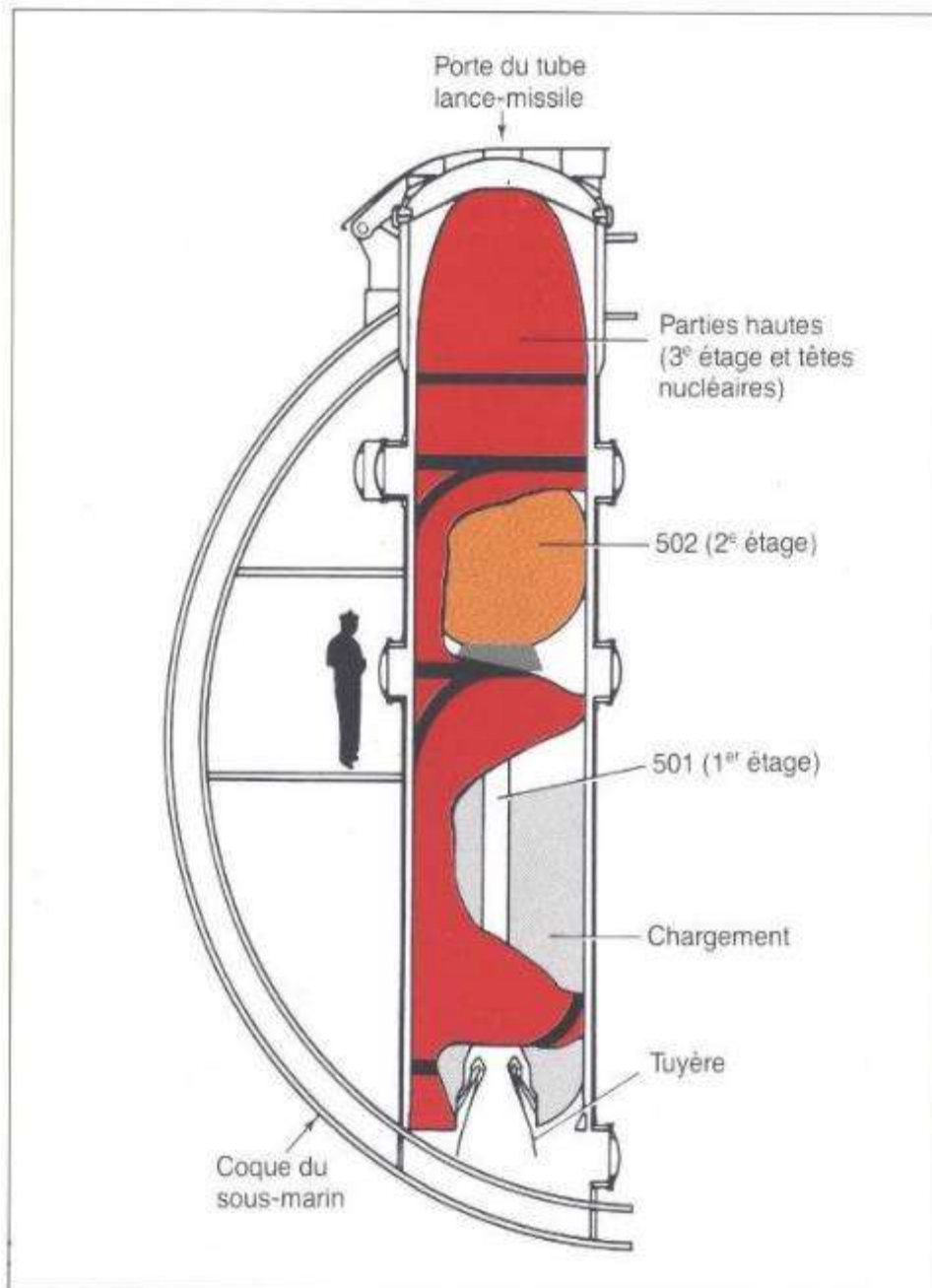
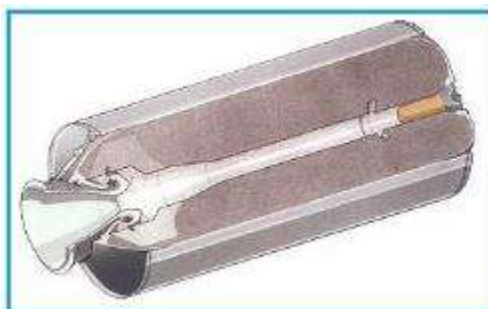


Schéma de principe d'un M5 dans son tube lance-missile



Le premier étage du M51 est équipé du propulseur 511 d'un diamètre de 2.30 m contenant 35 tonnes de butalane PBHT.

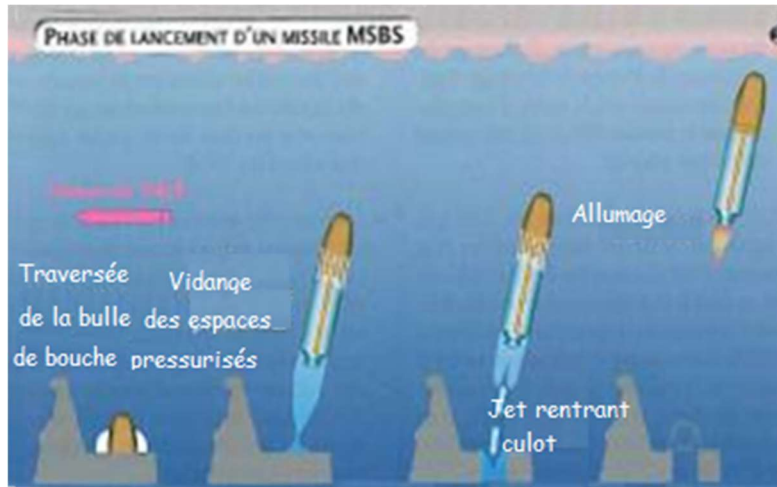
Evolution des technologies des propulseurs d'engins

Type	M1 - S2	M4	M5
Structure	Acier et fibres de verre	Acier et fibres de kevlar	Fibres de carbone
Propergols	Isolane	Butalane C	Butalane H
Tuyères	Métal et graphite	Métal et carbone-carbone	Carbone-carbone

Annexe

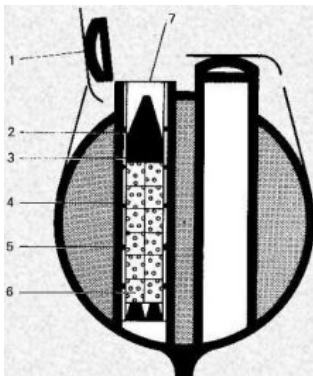
Missiles mer-sol

Les missiles mer-sol sont destinés à l'attaque d'objectifs terrestres par des forces navales. Ils sont lancés par des navires de surface ou par des sous-marins en plongée.



On distingue deux types de missiles mer-sol, selon leur trajectoire et leur emploi :

- balistiques : les MSBS (Mer-Sol Balistique Stratégique) ou en anglais SLBM (Submarine-Launched Ballistic Missile) à têtes nucléaires lancés par sous-marin nucléaire lanceur d'engins. Ils arment les forces de dissuasion nucléaire.
- aérodynamiques : les missiles de croisière tirés soit d'un bâtiment charge de surface soit d'un sous-marin nucléaire d'attaque (SNA). Leur emploi est tactique ; leur charge est soit nucléaire soit conventionnelle. Ces missiles sont lancés à partir de tubes lance-torpilles ou de silos verticaux.



Chasse du missile

A la réception de l'ordre de tir, chaque tube du sous-marin est mis sous pression au moyen d'air comprimé, jusqu'à ce que la pression intérieure soit égale à celle de l'eau de mer.

Puis, la porte supérieure est ouverte et le missile est chassé hors du tube par des gaz sous pression (M 20 : chasse à l'air), crève la membrane souple qui le séparait encore de l'eau de mer et s'allume à proximité de la surface.

- 1- Porte de tube
- 2- Tube interne
- 3- Missile
- 4- Tube externe
- 5- Suspension de tube interne
- 6- Tapis amortisseur
- 7- Membrane

Propulsion à propergol

Il existe deux modes de propulsion capables de fonctionner dans le vide. Il s'agit alors de propulsion - fusée dans laquelle non seulement le carburant puis également le comburant sont embarqués dans le système.

Le premier mode fait appel à des ergols liquides. Ceux-ci sont chargés dans les réservoirs séparés et injectés dans la chambre de combustion où ils sont brûlés. Les produits de combustion sont ensuite éjectés à travers une tuyère qui récupère la poussée créée.

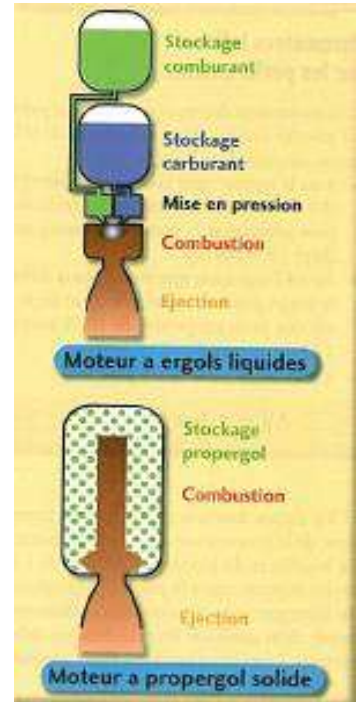
Le deuxième mode de propulsion fait appel à du propergol solide dans lequel carburant et comburant sont intimement mêlés et stockés longtemps à l'avance. Le propergol brûle dans le réservoir qui constitue donc ainsi la chambre de combustion. Comme précédemment, les produits de combustion sont éjectés à travers la tuyère.

Les moteurs à ergols liquides. Compte tenu de la nature des ergols utilisés, très énergétiques, les produits de combustion sont éjectés à des vitesses élevées, ce qui confère au lanceur de forts accroissements de vitesse.

La propulsion par ergols liquides permet de moduler la poussée du moteur. L'ensemble est en outre réutilisable après rénovation. Pour tous ces avantages, on trouve ce mode de propulsion largement utilisé dans les applications spatiales. Le choix est fonction de la performance recherchée : le liquide, plus performant, est plus complexe de mise en œuvre.

Les moteurs à propergol solide. Leur disponibilité immédiate durant de très nombreuses années et la densité d'énergie stockés confèrent à ces propulseurs des atouts décisifs pour les applications militaires, malgré le caractère forfaitaire de la poussée (difficilement modulable) et le fait que tout essai consomme le matériel (non réutilisable).

En outre, la très forte poussée des propulseurs solides (plus de 600 tonnes pour les étages à propergol solide d'Ariane 5) présente un grand intérêt pour les applications spatiales, afin de décoller les lanceurs très lourds et les extraire rapidement des couches denses de l'atmosphère où la traînée aérodynamique est forte.



Principales dates

1945 Octobre : Création du Commissariat à l'Energie Atomique (CEA)

1960 Février : Premier tir nucléaire français (Gerboise bleue) à Reggane, en Algérie

1965 : Développement des engins de portée intermédiaire SSBS (sol-sol balistique stratégique) en silo pour l'Armée de l'air et MSBS (mer-sol balistique stratégique) pour la Marine Nationale

1966 Février : premier tir du programme SSBS à Biscarrosse

1966 Juillet : Mission nucléaire réelle en Polynésie (Opération " Tamouré ") avec le largage d'une bombe atomique AN-21

1968 Novembre : premier tir d'un MSBS dans sa version opérationnelle depuis le sous-marin d'essais Gymnote en plongée au large du Centre d'essais des Landes (CEL)

1968 Décembre : premier tir d'un SSBS dans sa version opérationnelle

1971 Août : Prise d'alerte du plateau d'Albion, en Haute-Provence (neuf premiers missiles) mise œuvre par les Forces Aériennes Stratégiques (FAS)

1972 Février : Première patrouille de sous-marin nucléaire lanceur d'engin (SNLE) de la Marine Nationale

1983 : Mise en service opérationnelle du SSBS S-3D (D pour Durci) sur le plateau d'Albion

1989 : Trois SNLE en patrouille

1991 Juillet : Annulation du programme de missile stratégique mobile S-45 (missile biétages court sur roulettes)

1992 : Décision de fermeture du plateau d'Albion, effective en 1997

1996 Octobre : Mise en service du M45

2010 Septembre : Mise en service du M51

2018 Été : Réalisation par un sous-marin nucléaire lanceur d'engins de la 500^{ème} patrouille de l'histoire de la composante océanique de la dissuasion française

Remerciements : Jean Pierre Livi

Publications consultées :

Bi-mensuel " Aviation Magazine International ", Revues " L'Aérospatiale ", Hebdomadaire " Air et Cosmos ", Mensuel " Air Actualités "

Le train d'atterrissage principal à bogies de l'Airbus A320

Tous les bimoteurs Airbus A320 construits à ce jour (soit plus de 11 000 exemplaires) sont tous dotés de trains d'atterrissages principaux à 2 roues par jambe de train sauf pour les 31 premiers appareils de ce type livrés à la compagnie intérieure indienne Indian Airlines, une compagnie ayant fusionnée avec Air India en 2011. Commandés en 1986 et livrés entre 1989 et 1994, ce sont les seuls A320 équipés de bogies, c'est-à-dire comprenant quatre roues par jambe de train.



Airbus A320-231 Indian Airlines (@ Andy Vast Aviation)

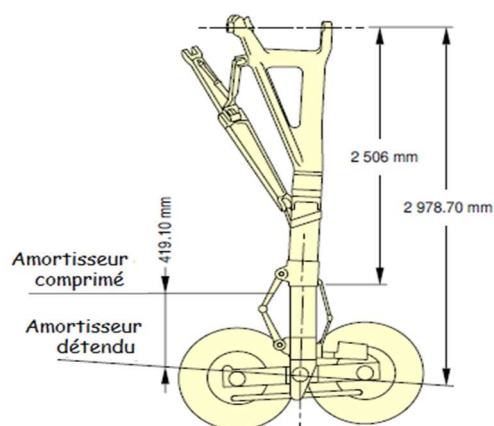
L'option des trains d'atterrissage à bogies est née dès le lancement du programme, en juin 1981. Les soutes et les portes de train ont été dimensionnées dès l'origine pour cette configuration. Plusieurs compagnies aériennes se sont montrées intéressées mais seule la compagnie aérienne indienne possède cette particularité, liée à la mauvaise qualité de nombreuses pistes d'aéroports indiens (composition et comportement en cas de pluies).

De type bogie basculant, l'intérêt de ce type de train d'atterrissage sur les A320-231 d'Indian Airlines est de pouvoir se poser sur des aéroports dotés de pistes relativement fragiles. La multiplication des roues sur le bimoteur monocouloir permet ainsi de desservir des terrains affichant un PCN (Pavement Classification Number) pratiquement réduit de moitié (22 contre 41). Elaboré en 1983, le PCN est une norme définie par l'Organisation de l'aviation civile internationale (OACI) fournissant des renseignements sur la capacité portante de toute chaussée aéronautique d'un aéroport civil. Autre avantage de l'architecture à bogie, les appareils ainsi équipés bénéficient de bien meilleures performances en freinage (huit freins au lieu de quatre). Seul inconvénient et non des moindres, une pénalité en masse supérieure à 400 kg et des difficultés d'approvisionnement en pièces de rechange à la fin de sa vie opérationnelle.

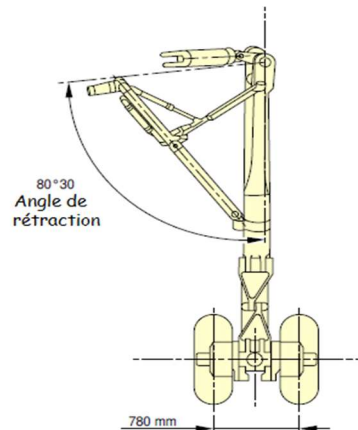
Mais comme les pistes ont été renforcées pour la plupart, cette configuration n'a pas été reconduite ; les derniers Airbus A320 à bogies ont été retirés du service régulier en janvier 2019.

L'avionneur européen a continué à proposer cette option sur l'A320 jusqu'au milieu des années 1990, c'est-à-dire avant les exemplaires pouvant disposer d'une masse maximale au décollage (MTOW pour *Maximum Take-Off Mass*) supérieure à 73,5 tonnes.

Il est également à noter qu'à l'instar des premiers Airbus A320-100, les A320-200 à bogies n'ont pas bénéficié du programme d'allongement ESG (Extended Service Goal) proposé par Airbus à partir du début des années 2010 (60 000 cycles et 120 000 heures contre 60 000 heures de vol auparavant).



Train d'atterrissage à bogies



Train d'atterrissage à bogies

Notes de lecture

En vol sous le rideau de fer – Quand les Mirage III espionnaient l'ex-URSS

Par Vincent Scotto - Editions JPO



À l'issue de la Seconde Guerre mondiale, les forces aériennes françaises étaient à reconstruire. Les USA et le Canada y ont participé en formant des équipages dans le cadre de l'OTAN. Mais, avec les opérations en Indochine et la Guerre froide, la France a surtout utilisé la Base-Ecole 707 de Marrakech. C'est là qu'ont été formés des centaines de pilotes alors que Dassault dotait l'Armée de l'Air d'une gamme de machines dont l'illustre Mirage III, un avion extraordinaire qui équipa bientôt toutes les escadres de chasse.

Le livre est un excellent témoignage sur un parcours dans l'armée de l'Air au temps de la Guerre froide : formation au Canada en 1952-53, très rapide affectation comme jeune moniteur sur T-6 à Marrakech, où il reste cinq ans, chasseur à Orange sur Super-Mystère B2 en 1961, pilote de reconnaissance à Strasbourg en 1962, sur RF-84F Thunderflash puis sur Mirage IIIR, et enfin instructeur à "l'Académie Mirage" de Dijon en 1966, le tout saupoudré de ses aventures et mésaventures

maritales et familiales. La fin de son contrat d'ORSA et un incident en vol, que vous découvrirez, mettent fin à sa carrière militaire comme un couperet.

Eject ! Eject ! Eject ! Par Jean-Marc Tanguy - Editions JPO

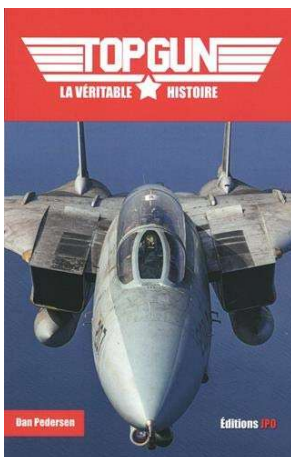
7 617 pilotes et navigateurs doivent leur vie à un siège éjectable fabriqué par le britannique Martin Baker. En France, c'est Safran Martin Baker qui fournit les chasseurs de l'Armée de l'air et de l'Aéronavale, et les avions exportés par Dassault Aviation aux quatre coins du monde.

Au travers d'un quarantaine de cas d'éjections de pilotes de combat, principalement français, "Eject, Eject, Eject" vous fait vivre ces moments où les navigants sauvent leur peau, mais pour parfois la remettre sur la table, une fois arrivés au sol en zone hostile. Le livre détaille le parcours de ces pilotes dotés d'une motivation hors du commun même si certains ont connu plusieurs éjections.

L'auteur, Jean-Marc Tanguy, 48 ans, est journaliste spécialisé en aéronautique militaire. Il écrit pour une dizaine de médias français, et alimente au quotidien son compte twitter et son blog. Il a mené plusieurs dizaines de reportages en Afghanistan et depuis 2010, en Afrique (Djibouti, Sénégal, Mauritanie, Tchad, Burkina-Faso, Mali, Niger, Nigeria, Togo). Il est l'auteur de 15 livres, consacrés à l'aviation militaire, aux forces spéciales et aux unités d'intervention.



TOP GUN - La véritable histoire par Dan Pedersen - Editions JPO



À l'occasion du 50^{ème} anniversaire de la création de l'école de pilotage de l'aéronavale TOP GUN, son fondateur raconte de l'intérieur comment lui-même (alors jeune capitaine de corvette) et huit autres pilotes ont révolutionné l'art du combat aérien.

Ce livre est hors du commun à bien des égards. Rare entité militaire à être entrée dans la culture populaire, Top Gun est un peu l'équivalent contemporain des Têtes Brûlées de Papy Boyington. Dan Pedersen raconte de l'intérieur comment cette école d'exception a changé le cours de la guerre au Vietnam, comment elle a bien failli ne jamais voir le jour à cause des réticences administratives et des jalousies internes. Elle raconte également quel était le quotidien des pilotes engagés dans ce terrible conflit. Bourré d'anecdotes inédites et véritablement passionnantes, Top Gun est de toute évidence un livre appelé à devenir une référence en la matière.