

PRENDRE L'AIR



SNCASE SE-212 " Durandal " n° 01 codé D - Melun-Villaroche 1957 (© Espace Patrimoine Safran)



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

**N°15
Décembre
2025**

Contact

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

Sommaire

<i>Editorial</i>	3
Jacques Daniel	
<i>Mot du président</i>	4
Jean-Claude Dufloux	
<i>Courrier des lecteurs</i>	5
<i>René Anxionnaz, celui qui avait tout imaginé</i>	6
Pierre Mouton	
<i>Développement et crash du C-450 " Coléoptère "</i>	11
Pierre Mouton	
<i>Le réacteur Atar 101 E-5V (V pour vertical)</i>	17
Jacques Daniel	
<i>Poussée vectorielle des turboréacteurs</i>	18
Pierre Mouton	
<i>Le SNCASE SE-212 Durandal banc d'essai volant de l'Atar 101 G (1957 - 1960)</i>	21
Jacques Daniel	
<i>Le Dassault Mirage I : banc d'essai volant du moteur fusée autonome Sepr 662 (1956 - 1957)</i>	29
Jacques Daniel	
<i>Moteur d'avion, puissance et gestion de la puissance</i>	34
Albert Grenier	
<i>Déroutement d'un Boeing 777-200 ER d'Air France, le 17 décembre 2005</i>	46
Albert Grenier	
<i>Le train d'atterrissage de l'avion à décollage et atterrissage vertical C-450 Coléoptère</i>	55
Jacques Daniel	
<i>Les atterrisseurs de l'avion de transport supersonique franco-britannique Concorde</i>	56
Jacques Daniel	
<i>L'aérodrome de Melun-Villaroche pendant la Seconde guerre mondiale</i>	62
Jacques Daniel	
<i>Accident au catapultage du Clemenceau le 1^{er} avril 1970. Flottille 16F. Etendard IV P n° 119</i>	68
Georges Belon	
<i>Le siège éjectable Martin Baker CM4</i>	72
Jacques Daniel	
<i>Notes de lecture</i>	74
Jacques Daniel	

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

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

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

Editorial

Le 5 semble être le chiffre fétiche du groupe aérospatial Safran. En 1905, à Gennevilliers, les frères Louis et Laurent Séguin fondent la société Gnome qui conçoit et produit le premier moteur dédié à la locomotion aérienne. Dix ans plus tard, en 1915, elle fusionne avec la firme Le Rhône pour créer le groupe Gnome et Le Rhône qui sera le plus important motoriste français de l'entre-deux-guerres. 1925 voit la création de la Société d'Applications Générales d'Electricité et de Mécanique plus connue sous le nom de SAGEM. En mai 1945, avec le regroupement de tous les motoristes français, excepté Hispano-Suiza, est créée la Société Nationale d'Etude et de Construction de moteurs d'Aviation alias SNECMA. Enfin, six décennies plus tard, en 2005, le rapprochement de SAGEM et SNECMA donne naissance au groupe Safran.

Plus modestement, 2025, marque la septième année d'existence de notre revue " Prendre l'air ".

Pour ce quinzième numéro, nos contributeurs vous proposent un assortiment de sujets dont le portrait d'un ingénieur français méconnu, deux réflexions sur le C-450 Coléoptère et la problématique de la poussée vectorielle, deux dossiers sur les aéronefs bancs d'essais volants de la SNECMA et de la SEPR (Société Européenne pour la Propulsion à Réaction), deux études, l'une sur la puissance et la gestion d'un réacteur commercial à fort taux de dilution, l'autre sur le déroutement d'un Boeing 747. Dans la rubrique histoire, vous trouverez celle de l'aérodrome de Villaroche pendant la Seconde guerre mondiale et le témoignage d'un ancien pilote de l'Aéronautique navale.

Le premier sujet du présent numéro traite la carrière de l'ingénieur René Anxionnaz, un nom tombé aujourd'hui dans l'oubli et pourtant c'est celui qui avait le mieux perçu l'avenir exceptionnel que devait avoir le turboréacteur. La défaite de la France en 1940 l'empêchera d'en poursuivre le développement.

Au cours des années cinquante, la SNECMA mena un vaste programme d'engins à décollage et atterrissage vertical basé sur l'utilisation d'un turboréacteur Atar dont le dernier représentant est le fameux avion expérimental à aile annulaire surnommé " aile en boîte de conserve " ou " encore char de carnaval " : le C-450 Coléoptère. En juillet 1959, son crash au cours de son neuvième vol libre, dont le pilote, gravement blessé, en réchappa, mettra fin à ce programme.

Le pilotage de la trajectoire des avions est généralement réalisé par des surfaces aérodynamiques orientables, le gouvernail intégré dans la dérive pour les mouvements de lacet, les ailerons pour le roulis et le gouvernail de profondeur pour le tangage. Mais lorsque la vitesse de vol est insuffisante, ces dispositifs deviennent inopérants et, si l'avion a déjà quitté le sol, son pilotage ne devient seulement possible qu'en modifiant l'orientation de la force de poussée du moteur. La poussée vectorielle trouve ses premières applications avec les Atar volants de la SNECMA puis les programmes occidentaux d'avions à décollage et atterrissage vertical des années soixante. Devenue une spécificité des avions militaires les plus performants (intercepteurs), la poussée vectorielle permet d'augmenter leur manœuvrabilité.

Vers la fin des années cinquante, deux avions de combat expérimentaux, de type delta, ont été utilisés comme bancs volants par le motoriste : l'un pour la mise au point du réacteur Atar 101 G, le SNCASE SE-212 Durandal, l'autre pour celui du moteur-fusée d'appoint autonome SEPR 66, le Dassault Mirage I. La contribution de ces deux appareils restant méconnue, " Prendre l'air " y consacre quelques lignes.

Dans le monde des moteurs à réaction commerciaux à fort taux de dilution, la gestion de leur poussée est un sujet important surtout avec la migration, à partir des années 1980, de leur système de régulation hydromécanique vers le numérique. Un article très documenté aborde le sujet.

Malgré leur grande fiabilité et le très faible taux d'arrêt en vol, de l'ordre 0.002 par 1000 heures de vol pour le GE90-94 B, il arrive que les moteurs d'avions commerciaux soient victimes d'arrêts en vol non commandés. Dans cette situation, la réglementation en vigueur impose au commandant de bord de se dérouter vers le premier aéroport adéquat. La remise en condition de l'appareil, et surtout le remplacement d'un moteur, n'est pas une opération aisée. Cet article retrace le déroutement en Sibérie, à Irkoutsk, d'un Boeing 777-200 ER d'Air France, le 17 décembre 2005, et notamment l'échange épique d'un de ses deux propulseurs.

A l'image de la diversité des matériels exposés au Musée aéronautique et spatial du groupe Safran, nous consacrons deux articles sur les trains d'atterrissages : le premier sur un modèle très rustique des années

1950, celui du C-450 Coléoptère, le second sur un modèle très élaboré de la décennie suivante, pour l'avion de transport supersonique franco-britannique Concorde.

Enfin, au niveau histoire locale, vous trouverez celle, mouvementée, de l'aérodrome de Villaroche pendant la Seconde guerre mondiale utilisé principalement par des groupes de bombardement, tout d'abord ceux de la Luftwaffe puis ceux de l'US Army Air Force. Sous l'Occupation, de par sa superficie (1170 hectares), c'était l'une des plus grandes bases aériennes de la Luftwaffe en France.

Comme mentionné au début de cet éditorial, voici le témoignage de la mésaventure survenue à un pilote d'Etendard IV P de l'Aéronautique navale, le Lieutenant de Vaisseau Georges Belon, le 1^{er} avril 1990, à bord du porte-avions Clemenceau. Au moment même du départ de la catapulte : son siège éjectable se déclenche intempestivement. Il se retrouve à la surface de la mer et rapidement récupéré, sain et sauf, par l'hélicoptère de sauvetage. C'est un cas de dysfonctionnement rarissime. Le pilote nous a aimablement autorisé à publier sa mésaventure.

Dans la partie notes de lecture vous propose une sélection d'ouvrages parus cette année dont un ouvrage sur la carrière exceptionnelle de Pierre Jarry, pilote de l'Armée de l'Air. Entre 1941 et 1977, soit 36 années qui le conduiront au grade de général de division aérienne, il totalisera 4 500 heures de vol sur plus de 70 types d'avions différents, sous tous les cieux du monde, en temps de paix et de guerre.

Je remercie nos contributeurs, toujours fidèles, qui ont rédigé ces articles.

Nous vous proposons de vous plonger dans la lecture de ce numéro 15 et nous vous remercions d'être toujours plus nombreux à soutenir et apprécier " Prendre l'air ".

Je vous souhaite une bonne lecture !

L'équipe de rédaction de Prendre l'air

Le mot du Président

" **5**, chiffre fétiche, marque les 35 ans de l'Association des Amis du Musée Safran. 35 ans consacrés à la préservation et la sauvegarde des matériels Safran par des équipes bénévoles motivées et pugnaces. Patrimoine exceptionnel représentant l'histoire d'un grand groupe industriel mondial porté à la connaissance de tous.

Ce n° 15 de " Prendre l'air " vous fera découvrir des " protos " des années 50, des équipements ainsi que des événements rarissimes. "

Le Président
Jean Claude DUFLOUX

Courrier des lecteurs

Messages reçus après la diffusion du numéro Hors-Série n° 10 du mois d'octobre 2025.

J'ai connu Jean Marie lorsque j'étais Ingénieur d'essais (non navigant) à la Snecma détaché chez Dassault, en particulier sur Super Mirage 4000.

Il était toujours calme et aimable...

On faisait des essais à haute altitude en manœuvre et les moteurs M53 avaient tendance à passer en " décollement tournant ".

Pour réduire les risques que ça touche les deux moteurs à la fois, je crois me souvenir qu'on en gardait un au Plein gaz et l'autre au ralenti. Un jour, les deux moteurs sont entrés en " décollement tournant " ! J'ai demandé à couper les deux moteurs, l'ingénieur d'essais de Dassault a relayé la demande à Jean-Marie... qui n'en a rien fait, a " rendu la main ", perdu de l'altitude... et les moteurs ont " raccroché " : il avait pris la très bonne décision !

Merci pour cet envoi dont la valeur est inestimable. JMS était un grand Monsieur, et il n'avait pas la " grosse tête ". J'ai eu l'occasion de le rencontrer à deux reprises.

Un grand merci, ça me paraît passionnant.

J'ai rencontré Jean-Marie Saget il y a 25 ans, dans sa maison (près de Melun, si ma mémoire est bonne), il m'avait reçu à la demande de Dassault dans le cadre de mon bouquin sur l'Alpha Jet. Et justement hier midi, je déjeunais avec un de mes amis qui a fait sa carrière chez Dassault à la tête de la direction des relations internationales, et nous parlions de J.M. Saget qu'il a très bien connu et avec lequel il avait des relations très amicales.

Merci pour ces deux messages autour d'un monument de l'aéronautique française que j'ai un peu côtoyé. Je suppose qu'à la fin de sa vie aéronautique il a dû ferrailer avec les toubibs du conseil médical de l'aéronautique civile.

Merci pour l'envoi des dossiers de ce grand pilote " J-M Saget ". Son nom résonne encore à nos oreilles lors de ses démonstrations au Salon du Bourget...

Merci pour ce document, passionnant encore une fois ! Saget est vraiment un grand homme qui donnait encore des leçons de voltige il n'y a pas si longtemps. J'avais lu son livre.

Un immense merci pour l'envoi de cet exceptionnel hors-série en hommage à un homme exceptionnel, qu'est Jean Marie Saget !

Quel plaisir de découvrir toute la carrière aéronautique de ce grand monsieur et ces merveilleuses et rares photos, émaillant parfaitement toutes ces lignes passionnantes.

PS J'ai eu la chance de côtoyer à plusieurs reprises ce grand homme dont l'humilité m'a toujours impressionné. J'ai également eu le plaisir de faire quelques vols Fouga avec Claude qui m'a fait don, par la suite, du livre " Dans l'aile de la Chimère ".

René Anxionnaz, celui qui avait tout imaginé

René Anxionnaz est un nom tombé aujourd'hui dans l'oubli et pourtant c'est, sans aucun doute pour moi, celui de l'ingénieur qui avait le mieux compris l'avenir exceptionnel que devait avoir le turboréacteur. La défaite de la France en 1940 l'empêchera d'en poursuivre le développement.

René Anxionnaz est né le 12 mars 1894 en Savoie de Parents instituteurs très modestes. Au sortir du lycée de Grenoble, il réussit à la fois les concours d'entrée à l'École Normale Supérieure et à l'École Polytechnique.



Le capitaine René Anxionnaz

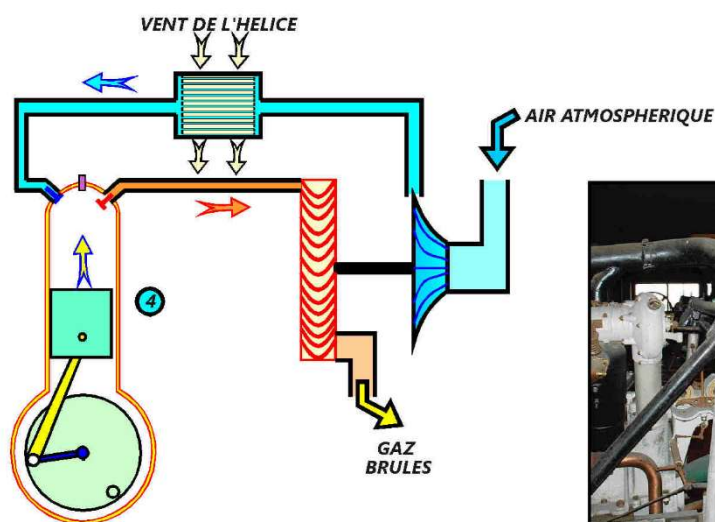
Il choisira Polytechnique. En 1914, alors que les cours viennent à peine de commencer, il est rattrapé par la Première Guerre mondiale et dès le 20 août, il s'engage pour huit ans dans l'armée. Il y est affecté au 2^{ème} Régiment d'Artillerie.

Il entre dans le conflit avec le grade de 2^{ème} classe mais il est rapidement promu brigadier, puis sous-lieutenant au début de l'année suivante. Sa promotion le conduit à quitter son unité pour le 48^{ème} régiment d'artillerie de campagne où il sert notamment au sein d'un groupe de 155 " long ", en Champagne puis en Artois. Là il réglait le tir de ces grosses pièces du haut d'un clocher ou caché dans une meule de blé. Remarqué pour ses qualités d'observateur, il rejoint l'escadrille MF I où, à bord d'une " cage à poules " Farman à moteur Renault de 80 ch, il poursuivra ses opérations de réglage d'artillerie. Vers la fin de la guerre il se verra confié le commandement d'une escadrille de réglage d'artillerie lourde, équipée de SPAD 212 à moteur Hispano Suiza de 220 ch.

La guerre terminée, René Anxionnaz pourra enfin retrouver, avec quatre ans et demi de retard, les bancs de l'Ecole Polytechnique. Diplôme de l'X en poche, il passera encore deux ans à l'Ecole des Mines où un de ses professeurs lui fit partager son enthousiasme pour la mécanique et son admiration pour Auguste Rateau, l'inventeur du turbocompresseur. Le cours sur la similitude des turbomachines et sur les coefficients sans dimension de Rateau l'avait tellement impressionné qu'il posait le jour même sa candidature à la Société Rateau, où il entra en décembre 1921. Il y fut immédiatement associé aux travaux d'Auguste Rateau, non sur les moteurs d'avion, mais sur les moteurs diesel turbocompressés destinés à la Marine.



RATEAU 1916



RATEAU 1916

Principe du turbocompresseur Rateau et installation sur moteur Renault

Les gros turbo-compresseurs (composés d'un compresseur axial et d'une turbine) construits dans l'usine Rateau de La Courneuve pour les paquebots, les croiseurs et les torpilleurs devaient être essayés avant expédition. L'idée est alors venue, pour mieux simuler les conditions réelles de fonctionnement de ces turbocompresseurs, d'interposer une chambre de combustion entre le compresseur et la turbine. Dès la fin des années 1920, et cela sans autres idées en tête, la Société Rateau venait de réaliser les premiers

générateurs de gaz, comparables à ceux qui équiperont les turboréacteurs. C'est en essayant ces turbocompresseurs "marins" que les équipes de Rateau découvrirent l'effet des phénomènes soniques dans les compresseurs axiaux, ce qui expliquait pourquoi les moteurs d'avions, à hélice à cette époque, perdaient leur rendement dès que la vitesse de vol dépassait 700 km/h.

Auguste Rateau est décédé en janvier 1930 et René Anxionnaz a alors pris sa suite de leader technique de la Société Rateau, toujours en construisant de turbocompresseurs pour la marine.

Pour comprendre la suite, reprenons maintenant un extrait de la conférence que René Anxionnaz présenta en 1970 lors d'une réunion d'anciens élèves de l'Ecole Polytechnique.

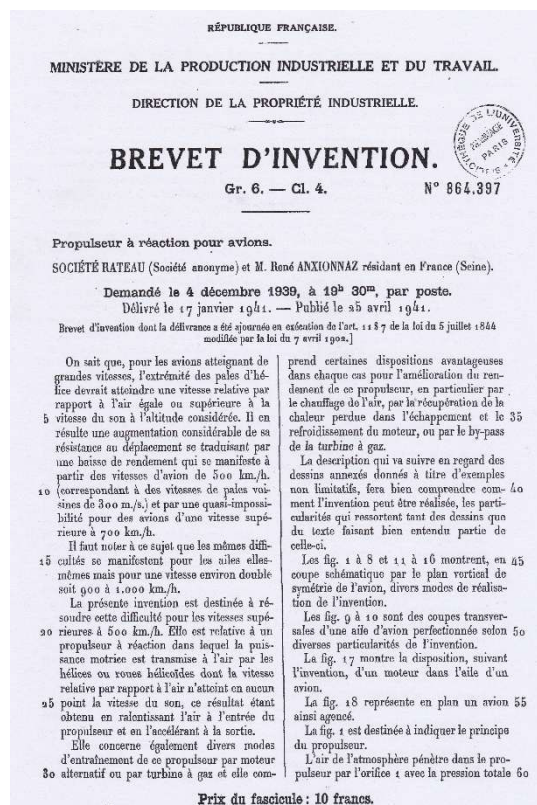
" Quelques années plus tard, à l'automne 1938, dans l'émotion du coup de Munich, les autorités américaines et françaises se mettaient d'accord pour lancer la réalisation de moteurs d'aviation suralimentés par turbocompresseurs, bénéficiant de tous les progrès techniques réalisés depuis 1920. Pour cela, le Directeur général Albert Caquot, assisté de l'Ingénieur général Paricaud, regroupa les Sociétés Hispano Suiza, Electro-Mécanique et Rateau. Cette réalisation fut malheureusement interrompue par la guerre de 1939. mais nous avions eu le temps de construire des prototypes de turbos d'avions, munis de compresseurs axiaux, d'un poids très réduit et d'un rendement élevé, et d'étudier l'adjonction d'un by-pass d'air du moteur muni d'une chambre de combustion constituant une surcharge très importante du turbo-compresseur, et d'adjoindre, pour la récupération de l'énergie résiduelle des gaz, une tuyère de propulsion. Nous avons vérifié avec intérêt que le rendement de propulsion d'une telle tuyère était relativement bon tant que la vitesse des gaz restait inférieure au double de la vitesse de l'avion....

.... Nous avions à ce moment-là à notre disposition tous les éléments d'une conception nouvelle de la propulsion des avions. Nous pouvions effectivement nous affranchir des phénomènes soniques, tout en augmentant la vitesse des avions, en séparant le champ de pression du propulseur de celui extérieur de l'avion, c'est à dire en mettant le propulseur dans un "tunnel", que ce propulseur soit entraîné par un moteur à pistons, une turbine à gaz ou tout autre moteur. Cette idée nous paraissait pleine d'avenir, mais nous ne savions pas comment aborder sa réalisation

En décembre 1939 la société Rateau prit alors un brevet français, au nom de René Anxionnaz, pour protéger ce nouveau concept de propulseur.

En réalité le concept de propulseur faisant l'objet du brevet n'était pas entièrement nouveau car une variante en avait déjà été breveté en France par Henri Coanda en 1912 et en Angleterre, en 1930, par Frank Whittle. Par contre les brevets Coanda et Whittle se rapportaient à une machine équipée d'un compresseur centrifuge, alors que celui de Rateau décrivait un compresseur axial fournissant une poussée et qui pouvait être entraîné soit par un moteur à pistons ou une turbine qui serait alimentée par l'air refoulé par le compresseur après réchauffage dans une chambre de combustion. Ce qui, de plus, était vraiment nouveau dans le brevet Anxionnaz est qu'il mentionne spécifiquement en quoi ce propulseur permettrait le vol à grande vitesse en s'affranchissant des limitations que les phénomènes de compressibilité imposaient à l'hélice. Il suffisait pour cela que les aubages propulsifs soient enfermés dans un " tunnel ".

L'examen du brevet montre, ce qui est encore plus surprenant, à quel point les différentes variantes qui y sont décrites étaient futuristes. Dans les années de l'après-guerre presque toutes sont réapparues sur les moteurs des différents motoristes.



Première page du brevet Anxionnaz (1939)

Voici ci-dessous la liste des " revendications " du brevet :

1 - Remplacement de l'hélice par un compresseur axial tournant dans une enceinte fermée de manière à maintenir la vitesse sur les aubages inférieure à celle du son, l'air de l'atmosphère étant préalablement ralenti dans un diffuseur à l'entrée de cette enceinte

Nota: on retrouve là l'idée d'utiliser un compresseur comme propulseur, comme déjà décrit dans le brevet Coanda de 1912. Ce dernier cependant décrivait un compresseur centrifuge et n'indiquait pas l'effet " tunnel " sur la vitesse de l'air. Il faut dire qu'en 1912 les avions volaient très lentement.

2 - Dans le cas où le compresseur serait entraîné par une turbine à gaz, le rendement peut être augmenté par un circuit de by-pass prélevant de l'air à un étage intermédiaire du compresseur pour le re-mélanger aux gaz d'échappement sortant de la turbine.

Nota : cette variante décrit ce que seront les turboréacteurs à double flux. Ce concept va se retrouver sur le turboréacteur SRA-1 que Rateau étudia pendant l'occupation.

3 - En vue de diminuer la traînée de l'avion, l'aspiration du compresseur peut être faite en des points de la surface extérieure de l'avion où la pression retardatrice est maximum, comme le long du bord d'attaque des ailes.

Nota : à ma connaissance cette idée (qui est peut-être contradictoire avec les bonnes performances de l'aile) n'a jamais été appliquée.

4 - L'aspiration du compresseur peut se faire en aspirant la couche limite sur l'extrados de l'aile.

Nota : A ma connaissance cette idée n'a jamais été appliquée

5 - Le refoulement de la tuyère peut se faire par une ou plusieurs fentes sur l'extrados de l'aile pour en aspirer la couche limite et augmenter sa portance.

Nota : à ma connaissance cette idée n'a jamais été appliquée

6 - Pour augmenter la portance de l'avion on dirige vers le bas le refoulement de la tuyère, soit par l'orientation de l'ensemble du propulseur, soit au moyen de déflecteurs.

Nota : Cette variante s'est retrouvée sur les avions à décollage vertical (Harrier, Coléoptère, ...)

7 - En vue d'améliorer la maniabilité de l'avion la tuyère à réaction est orientable en direction ou en hauteur.

Nota : cette variante se retrouve sur les tuyères " vectorielles " de certains turboréacteurs d'aujourd'hui ou en projet.

8 - A la sortie des tuyères de réaction il est prévu un ou plusieurs volets orientables qui permettent d'utiliser la puissance du moteur pour fournir un freinage réglable.

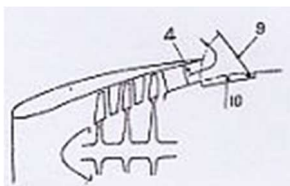


Figure extraite du brevet

Nota : ce concept se retrouve sur les inverseurs de poussée de tous les turboréacteurs actuels, comme le CFM56-5 de l'Airbus A320.

9 - Pour permettre de régler la puissance du propulseur et l'adapter aux différentes conditions de fonctionnement, la section de sortie de la tuyère peut être rendue réglable.

Nota : la tuyère à section variable a été utilisée sur le régulateur d'approche de l'ATAR 101G comme moyen d'aide au pilotage de l'avion et s'est généralisée pour protéger le moteur du décrochage et de la surchauffe.

10 - Pour permettre d'adapter le compresseur aux différentes conditions de fonctionnement, les ailettes du compresseur peuvent être rendue orientables.

Nota : on retrouve aujourd'hui des statots à calage variable (VSV) sur quasiment tous les compresseurs axiaux.

11 - Dans le même but que la revendication précédente, on peut débrayer une ou plusieurs roues du compresseur pour leur permettre de tourner " folles ".

Nota : à ma connaissance ce concept n'a jamais été appliqué.

12 - Pour démarrer le propulseur on peut envoyer aux brûleurs de l'air fournit par une source extérieure (bouteilles ou groupe de parc).

Nota : à ma connaissance ce concept n'a jamais été appliqué.

13- La poussée du propulseur peut être augmentée en chauffant l'écoulement d'air avant son entrée dans la tuyère.

Nota : on retrouve ici le concept de la post combustion qui s'est généralisé. Ce concept existait déjà sur le motoréacteur Coanda de 1912.

Dans le corps de texte du brevet, sans que cela soit repris dans ses " revendications ", il est dit que " En raison des volumes d'air différents traités par les deux parties de la machine, ainsi que des pressions différentes qu'il est nécessaire de réaliser, il peut être avantageux de réaliser le compresseur en deux corps distincts dont les mobiles tournent à des vitesses différentes. " On retrouve là la description très précise de ce que seront les turboréacteurs double corps, comme le Bristol Olympus ou le Pratt & Whitney JTF10 dont la SNECMA achètera la licence en 1959.

Ce brevet montre toute l'étendue de la vision de René Anxionnaz sur l'intérêt, l'utilisation et l'entraînement d'un compresseur axial à des fins de propulsion. Malheureusement la guerre a retardé de plus de 10 ans la mise en œuvre, par d'autres, de ses idées. René Anxionnaz est, quant à lui, resté convaincu que les dossiers récupérés chez Rateau par les Allemands lors de l'occupation en 1940 de l'usine de la Courneuve ont servi au développement du Junkers Jumo 004.

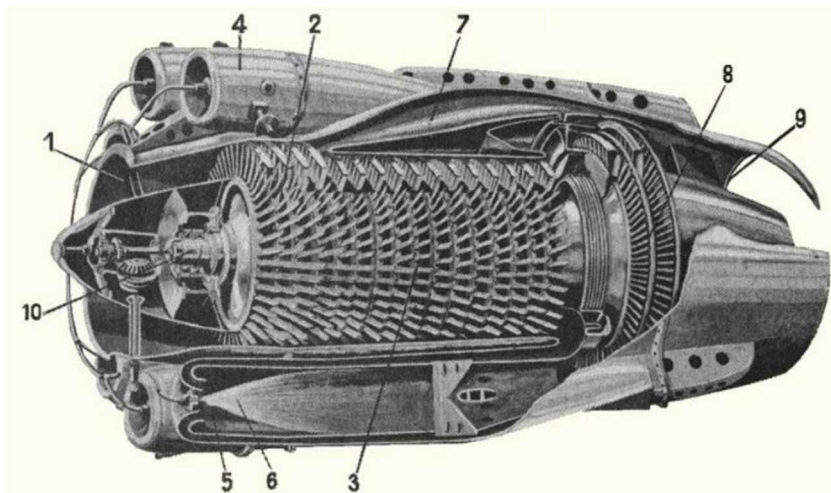
En raison de l'état de guerre le brevet Anxionnaz fut immédiatement réquisitionné et placé sous secret par le gouvernement français. Dans l'urgence l'équipe Rateau décida, avec l'aide d'Hispano Suiza et de Dewoitine, de réaliser une variante très simple de leur propulseur qui serait limité à seulement trois étages axiaux de compresseur, entraînés par un moteur à pistons Hispano Suiza. Cet ensemble, du type " motoréacteur ", aurait alors fortement ressemblé au propulseur de l'avion italien Caproni-Campini qui volera un peu plus tard, en Août 1940. Mais à cette époque le transfert d'informations touchant l'aéronautique, entre les futurs pays de l'Axe et ceux qui deviendront les " Alliés ", avait cessé.

L'armistice avec l'Allemagne conduisit André Anxionnaz et son équipe à entrer dans la clandestinité pour poursuivre leurs travaux sur le propulseur à réaction. Ils prirent contact avec Marcel Riffard, un spécialiste réputé, et entreprirent l'étude d'un avion de chasse biréacteur. Le projet était terminé au début de l'année 1942 mais le manque de moyen força son arrêt.

Après la libération, le Groupe " O " d'Hermann Oestrich commença pour le compte du gouvernement français l'étude d'un turboréacteur à compresseur axial, l'ATAR 101. Le contrat liant le groupe " O " au gouvernement français stipulait spécifiquement que ses travaux devaient se faire en étroite collaboration avec la SNECMA nouvellement créée. Cette relation contractuelle permit à Rateau d'accuser la SNECMA de spoliation de son brevet. Ce conflit, qui fut sans doute une des causes de l'éloignement du groupe " O " à Decize, se solda par un accord à l'amiable. En 1960, un dépôt de plainte de même type fut déposé par Rateau à l'encontre de Rolls Royce, en Angleterre. Cette plainte reposait sur le fait que des turboréacteurs Rolls Royce utilisaient un compresseur axial comme moyen de propulsion. Là encore le conflit se conclut par un accord à l'amiable.

En 1945, le gouvernement du Général de Gaulle a demandé à la Société Rateau qu'elle donne le bénéfice de ses brevets, études, et réalisations à la SNECMA qu'il venait de créer et aussi qu'elle lui transfère son personnel spécialisé dans le turboréacteur, soit une douzaine d'ingénieurs et de techniciens, parmi eux Mr Constant que j'ai bien connu. Rateau, à contre cœur, se plia à la demande.

La fin des hostilités permit enfin à la Société Rateau de construire le turboréacteur qui avait été étudié clandestinement pendant l'occupation. Cette machine appelée SRA-1, (pour Société Rateau-Anxionnaz) était d'un cycle thermodynamique et d'une structure extrêmement moderne. Le SRA-1 développait une poussée de 1275 kgp. En septembre 1947 le SRA-1 fut présenté au ministre et à ses collaborateurs.



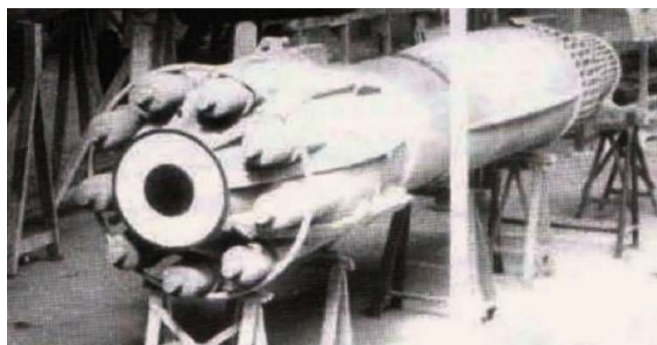
Vue intérieure du turbo-réacteur Rateau
SRA.1

1. Diffuseur d'entrée,
2. Compresseur basse pression,
3. Compresseur haute pression,
4. Chambre de combustion,
5. Tube à flamme,
6. Injection carburant,
7. Circulation du flux d'air secondaire vers la tuyère,
8. Turbine,
9. Tuyère d'échappement,
10. Palier avant du rotor

Le SRA-1 comportait un compresseur axial basse pression à 4 étages placé en amont d'un compresseur haute pression, également axial, à 12 étages, ces deux compresseurs étant solidaires d'un même arbre entraîné par une turbine axiale à 2 étages. Le débit d'air à la sortie du compresseur BP se séparait en deux écoulements, l'un alimentant le compresseur HP, les tubes à flamme et la turbine et l'autre, circulant autour, en " by-pass ", et étant ré-introduit dans le premier à l'aval de la turbine. Les neuf tubes à flamme étaient installés autour des compresseurs ce qui donnait au moteur une apparence très trapue. La disposition inversée des tubes à flamme, semblable à celle des premiers moteurs de Frank Whittle, imposait une alimentation en " Z " responsable d'une perte de charge importante. La température d'entrée turbine était très faible, de l'ordre de 780°C.

Le SRA-1 était très en avance sur son temps. Son concept ne se retrouvera que 20 ans plus tard sur le turbo-réacteur SNECMA M53, qui vole encore aujourd'hui, en 2025, sur Mirage 2000. Le SRA-1 devait équiper l'avion SNCASO Triton, premier avion à réaction conçu en France, mais il ne fut pas prêt à temps et le premier vol du Triton se fera avec le turbo-réacteur Junkers Jumo 004 du Me 262 de la guerre. Le manque de soutien du gouvernement français, qui préféra soutenir " sa " société nationale (SNECMA) plutôt que Rateau, conduisit en 1948 à l'abandon du projet SRA-1.

Lors de l'abandon du SRA-1, une version avec post combustion était en étude, encore une application des concepts exposée en 1939 par René Anxionnaz dans son brevet.



Maquette du SRA-1 à post combustion avec tuyère à section variable (© Espace Patrimoine Safran)

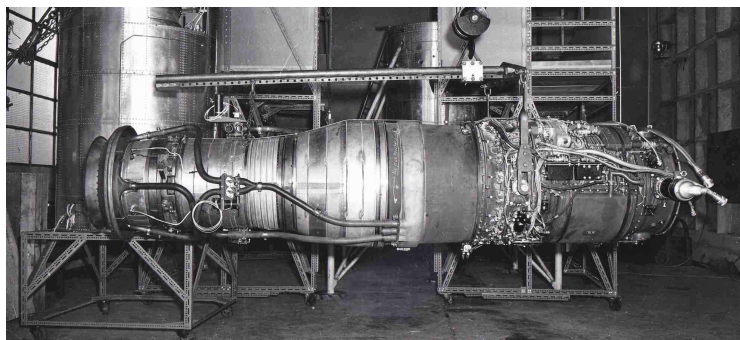
Ne s'avouant pas vaincu, Rateau a encore tenté en 1951 de proposer, sans succès, au Gouvernement Français l'étude et la réalisation d'un turbo-réacteur de poussée nettement supérieure à celle de l'ATAR. Cette proposition qui ne fut pas soutenue par le gouvernement français constitua le point d'arrêt de l'intérêt porté par Rateau aux moteurs d'aviation. Rateau retourna alors vers les turbocompresseurs destinés à la marine.

René Anxionnaz a été un visionnaire. Un point de la rédaction de son célèbre brevet me surprend cependant. Il ne parle pas de l'origine de la force de poussée générée par un compresseur axial, laissant supposer que cette force provient la tuyère. Or aujourd'hui tout le monde sait, qu'en fait, la convergence de la tuyère génère une contre-poussée et que c'est la surpression qu'elle provoque au refoulement du compresseur qui constitue la véritable origine de la poussée.

Développement et crash du C-450 "Coléoptère"



Au début des années 1950, l'Organisation du Traité de l'Atlantique Nord (OTAN), qui avait pris conscience des risques de bombardement par l'URSS des pistes des aéroports militaires, s'était orienté vers l'acquisition d'avions de combat à décollage et atterrissage vertical. Cette idée n'était pas nouvelle et avait déjà été considérée pendant la guerre en Allemagne, par Helmut Von Zborowski, un ingénieur autrichien qui était directeur de BMW. Hasard de l'histoire, Hermann Oestrich était alors Directeur Technique de BMW avant de l'être de la SNECMA en France, ce qui fait que ces deux hommes avaient été très proches. On connaît l'histoire rocambolesque de la formation du groupe "O" d'Hermann Oestrich, mais celle de Von Zborowski ne l'est pas moins. En janvier 1947 Zborowski a été enlevé, sous le nez des Américains par les services secrets français, du camp de prisonniers de la Waffen SS de Goettingen où il était enfermé et transféré secrètement en France. Là, il fut d'abord intégré à la SEPR avant qu'il ne forme son propre bureau d'études, dénommé "BTZ", à Brunoy dans l'Essonne. S'étant entourés d'anciens collaborateurs allemands, il reprit alors ses études sur l'aile circulaire et le stato-réacteur et déposa, parmi beaucoup d'autres, le brevet d'un concept d'avion à décollage et atterrissage vertical (ADAV) qui allait être l'ancêtre du Coléoptère. Hermann Oestrich poussa alors à l'acquisition de ce brevet par la SNECMA, dans le but de développer cet avion en commençant par la mise au point d'une version du turboréacteur ATAR 101D capable de fonctionner dans toutes les positions, y compris verticale.



ATAR 101 DV avec sa tuyère à orientation du jet (1955). On remarque la tuyère à déviation directionnelle (à gauche) et les veines de lacet (en-dessous) et de tangage (au centre).

Les modifications les plus importantes ont concerné le circuit d'huile. L'huile du palier 3 étant brûlée, seule l'huile de lubrification des paliers 1 et 2 a dû être récupérée dans toutes les attitudes du moteur. Un banc d'essai spécial permettant de faire pivoter le moteur jusqu'à la verticale a été construit pour qualifier cette nouvelle configuration.



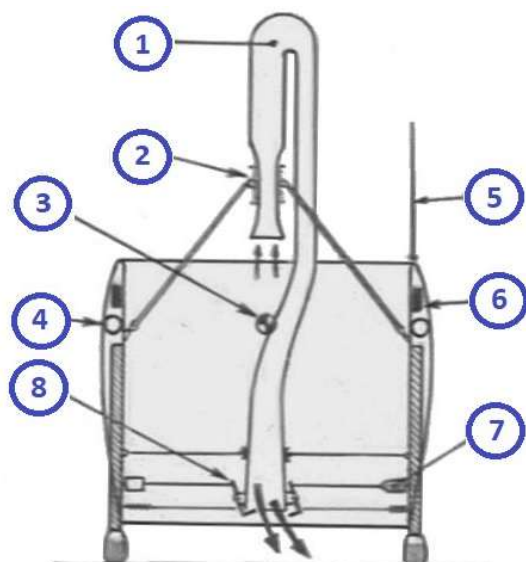
ATAR 101 DV au banc d'attitude (1955)



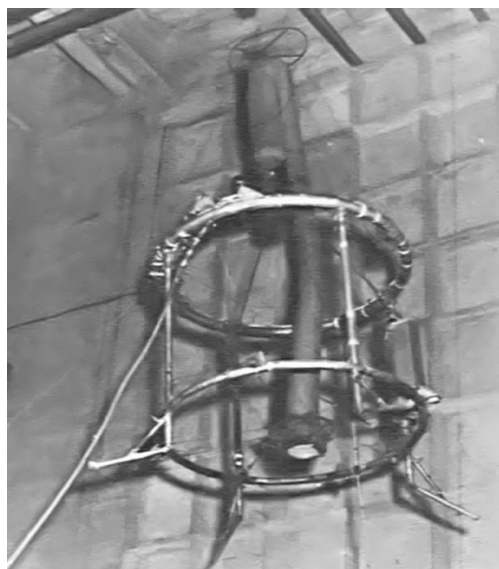
C400 P-1 en essais sur le banc gyroscopique (1956)

L'ATAR 101 D, le turboréacteur du Mystère II produit en série, possédait déjà une tuyère dont la section était rendue variable par l'injection radiale de jets d'air provoquant la striction du jet principal. Ce concept, révolutionnaire à l'époque, avait été développé par Jean Bertin, qui, après avoir quitté la SNECMA, deviendra célèbre en développant l'Aérottrain. Le débit d'air des jets de commande était réglé par une vanne alimentée en air comprimé par un prélèvement à l'entrée de la chambre de combustion. Comme on le verra ce système a pu être facilement modifié, en faisant 2 3 varier le débit de chaque jet radial, pour réaliser une commande directionnelle de la poussée.

Les premiers essais de stabilisation en configuration de vol verticale, n'ont pas été faits directement sur réacteur, mais sur un petit pulsoréacteur Ecrevisse C de 45 kg de poussée qui était construit par la SNECMA. Le pilotage de l'inclinaison de la machine était fait par quatre " spoilers " mécaniques installés à la sortie de la tuyère et télécommandés manuellement.



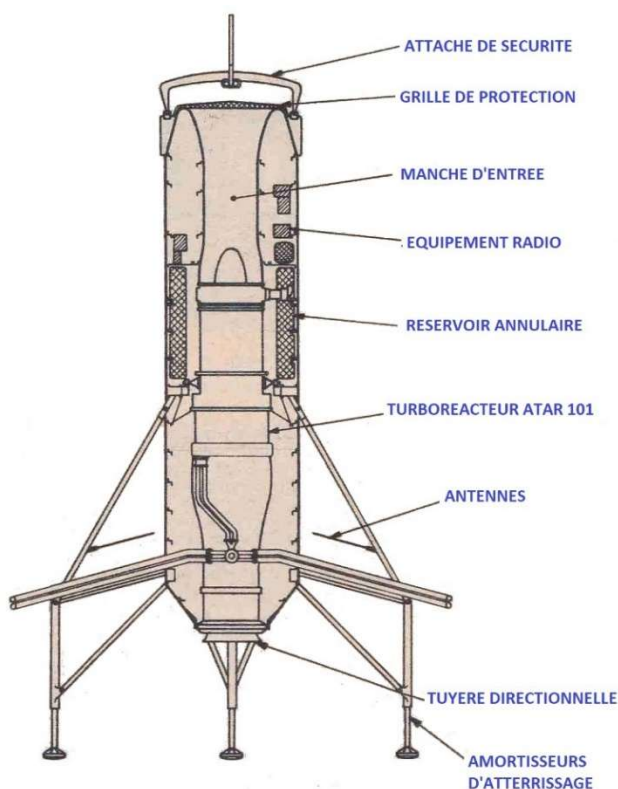
Première maquette d'expérimentation dotée d'un pulsoréacteur " Ecrevisse " C d'une poussée de 50 kg. 1. Pulsoréacteur, 2. Suspension élastique, 3. Centre de gravité, 4. Réservoir annulaire, 5. Antenne, 6. Télécommande, 7. Electro-aimant, 8. Spoiler de déviation



Etude de la stabilisation par " spoilers " sur un pulsoréacteur " Ecrevisse " C (1953)

Ces essais confirmèrent l'efficacité de ce mode de stabilisation, ce qui n'était pas une surprise, ce concept de pilotage ayant déjà été utilisé sur les fusées V2 allemandes de la guerre. La décision fut alors prise de passer à l'étape suivante, c'est à dire de conduire les mêmes essais avec le turboréacteur ATAR 101 DV qui venait de démontrer son bon fonctionnement en position verticale. Les " spoilers " mécaniques ont été remplacés par un système de déviation directionnelle de jet. Pour rendre le moteur libre de se mouvoir dans l'espace, il était nécessaire de générer des couples de lacet, de tangage et de roulis de manière à stabiliser et à diriger l'engin. Les couples de roulis causés par les staturs de compresseur et le distributeur de turbine étaient permanents, augmentant avec le régime de rotation et diminuant avec l'altitude. Pour contrer ces couples de reversement, un jet d'air comprimé injecté tangentiellement au moteur devait fournir un couple antagoniste. Les couples de tangage et le lacet ont été obtenus par déviation du jet de la tuyère à l'aide de jets radiaux d'air comprimé. Tous ces jets de contrôle d'attitude étaient réglés par des vannes. Un portique avec câbles de retenue a été construit dans la zone Sud du centre d'essais SNECMA de Villaroche de manière à réaliser des vols verticaux en toute sécurité. Un banc d'essais spécial, appelé " banc gyroscopique " a été construit pour installer le moteur à l'intérieur d'un cardan lui permettant d'osciller dans les sens de lacet et de tangage. C'est sur ce banc que sera mis au point le système de commande directionnel télécommandé par déviation de jet de la tuyère de l'ATAR 101 DV. Ce système comprenait des accéléromètres, dont les mesures, après double intégration, donnaient l'inclinaison du moteur dans l'espace. Cette inclinaison pouvait alors être comparée avec une consigne émise par le pilote et le signal d'erreur agir sur les différentes vannes d'injection d'air comprimé de la tuyère. Puis l'ATAR 101 DV fut transformé en C400 P-1 en le rendant capable de fonctionner d'une manière autonome après l'avoir enfermé dans un carénage contenant aussi des réservoirs de

carburant et les systèmes de stabilisation et de télécommande. C'est sur ce banc d'essai que le C400 P-1, a préparé les futures évolutions en vol libre.



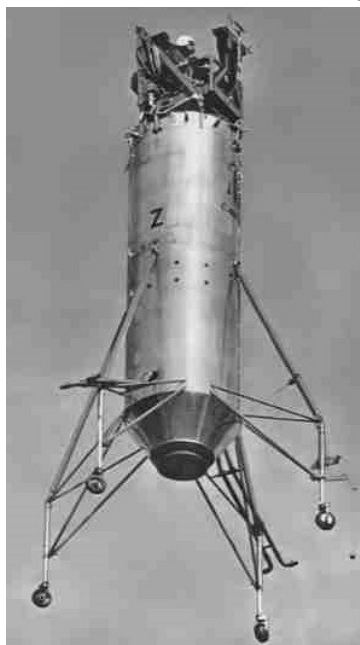
C400 P-1



C400 P-1 en vol captif

Le C400 P-1 réalisa avec succès son premier décollage télécommandé sous portique en juillet 1956.

La capacité de manœuvrer en vol libre ayant été démontré, le C400 P-1 fut alors rapidement modifié en installant, au niveau de l'entrée d'air, un siège éjectable pour le pilote. L'engin, devenu C400 P-2, devenait ainsi complètement autonome en s'affranchissant des câbles de sécurité du portique. C'est cet appareil que j'ai eu le plaisir de voir évoluer au Salon du Bourget de 1957.



C400 P-2 en vol, piloté par Auguste Morel

Le système propulsif et de stabilisation pour vol vertical était alors validé, il fallait maintenant préparer la transition entre le vol vertical et le vol horizontal et à s'assurer que lors de l'atterrissage, alors que l'avion " recule ", l'alimentation dynamique inversée de l'entrée d'air n'affectait pas le bon fonctionnement du réacteur. Un troisième " ATAR volant ", le C400 P-3, fut donc construit, avec un moteur plus puissant, l'ATAR 101 E-DV de 3700 kg de poussée et équipé des entrées d'air latérales et du cockpit de l'avion qui était en cours de fabrication chez Nord Aviation à Châtillon dans le nord de Paris. Après essais sous portique, le C400 P-3 a été installé sur un train prêté par la SNCF. Ces essais, où le moteur se déplaçait en sens inverse de sa poussée, permirent de préparer les premiers essais de l'avion et de déterminer les limitations en descente imposées par les entrées d'air et la ré-ingestion de gaz chauds.

Le Coléoptère prototype qui sortit des usines de Nord Aviation était tout à fait conforme au brevet de Von Zborowski. Il était pourvu de gouvernes aérodynamiques, composées d'un petit gouvernail de profondeur de type " canard " à l'avant pour faciliter la transition entre les configurations horizontales et verticales et de quatre ailerons mobiles, deux verticaux pour le lacet et deux horizontaux pour le tangage, à l'arrière de l'aile.

Son aspect original provenait essentiellement de cette aile, annulaire, de 3 mètres de diamètre et de 3 mètres de profondeur qui abritait les réservoirs de carburant.

Les essais en soufflerie avaient montré que, du point de vue de la mécanique du vol, l'aile annulaire se comportait très différemment d'une aile classique. Sa forme symétrique de révolution la protège du décrochage dissymétrique avec vrille. Par contre, et pour la même raison, la réponse de l'avion au dérapage est plus forte, c'est-à-dire que, lors de rafales latérales, des accélérations plus importantes peuvent se produire. Une aile annulaire ne possède pas d'amortissement en roulis. Par contre, l'amortissement des oscillations autour des axes de lacet et de tangage est très efficace.

Le Coléoptère fut livré par Nord Aviation au centre d'essais de la SNECMA de Melun Villaroche en avril 1958.



Essais d'atterrissage simulés du C400 P-3 installé sur un train



Arrivée à Villaroche du C-450 Coléoptère sur son chariot de transport (Printemps 1958)

L'avion a d'abord subi la vérification du bon fonctionnement de ses différents organes puis un essai de vibration, avant d'être retourné à Nord Aviation en Juin 1958 pour introduction de modifications. De retour à Villaroche en mars 1959, les premiers essais de décollage et d'atterrissage se sont faits sous le portique de sécurité. Puis l'avion a été transporté sur son aire de décollage, près des hangars Saint-Chamas qui abritent aujourd'hui le Musée Safran. Enfin le 5 mai 1959, et pour la première fois, Auguste Morel décolla le Coléoptère pour un vol vertical de près de quatre minutes qui se déroula sans problème.

Au cours des vols suivants, où des basculements jusqu'à 45° ont pu être réalisés, de nombreuses difficultés de pilotage ont été constatées, surtout pour contrer des débuts intempestifs de mises en roulis.

En descente, lors du vol n°7, à la suite d'un virage exécuté en commande de roulis pur, l'appareil a accéléré et continué le virage malgré la contre commande. Le mouvement s'est arrêté de lui-même, alors que le pilote, qui avait perdu le contrôle de l'appareil, était prêt à s'éjecter.

Lors du vol n°8, effectué le 20 juillet 1959, l'appareil étant en descente, deux pertes de contrôle en roulis se manifestèrent qui furent " récupérées " par le pilote par remise des gaz. Il était alors évident qu'en descente l'appareil manquait de contrôle en roulis. Le programme d'essai du vol n°9, le 25 juillet 1959, prévoyait :

- décollage,
- basculement à 30° puis accélération de trois secondes et remise à la verticale,
- ralentissement en montée,
- vol stationnaire et descente à vitesse stabilisée- palier à 300 ft en position verticale,
- atterrissage.

La première partie du programme a été correctement réalisée puis les ennuis ont commencé à se manifester lors de la descente. Voici ci-dessous le témoignage qu'en a fait Mr G. Ernst, un responsable technique du programme Coléoptère à la SNECMA et qui assistait au vol :

" le 25/7/59, j'étais sur l'aire de décollage pendant les tests des gouvernes aérodynamiques et stabilisation par jet. Les tests n'ont montré aucune anomalie. Les tests jet sont enregistrés. Après la fin des tests (7 h), je suis rentré à mon bureau.

Vers 8 h 30, j'étais à nouveau sur le terrain. J'ai rencontré M. CHEMIDLIN qui m'a signalé entre autres que M. MOREL était de très mauvaise humeur. Avant le vol, j'ai pris connaissance de l'ordre d'essai qui avait été remis à M. RICHTER. Pour bien suivre le vol j'ai retenu les points essentiels.

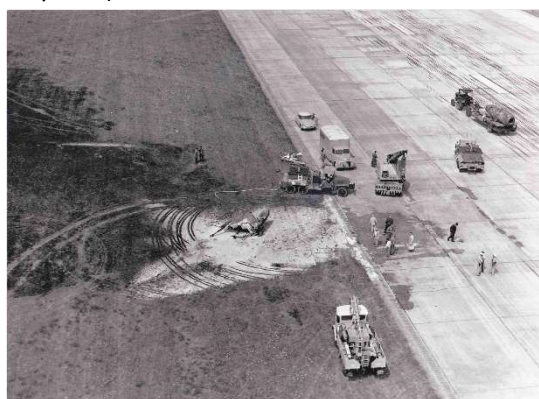
Pendant le vol, j'ai été à l'emplacement de la camionnette de liaison, sans être dans le rayon d'écoute. Après le décollage, j'ai compté le temps pour voir le début de basculement. Le freinage de la vitesse latérale, engendrée par le basculement, était net par la part de redressement. Le sens de basculement était direction ouest.

Après le redressement, la montée a continué et a dépassé l'altitude prévue. Contrairement au programme une descente a été amorcée qui s'est effectuée avec une vitesse jamais vue au cours des autres vols. Pendant cette descente, j'ai vu un mouvement de roulis correspondant à un demi-tour. Le sens était anti-horaire (vue de bas) comme pendant les vols précédents. Le mouvement de roulis s'était arrêté net et l'avion descendait toujours en position verticale, bien stabilisé.

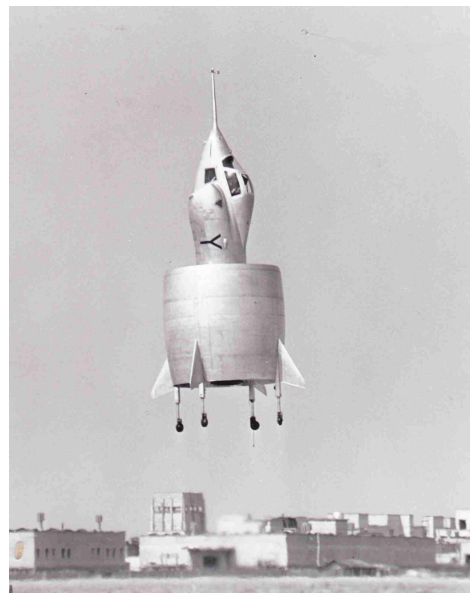
Ensuite un basculement vers le Nord s'est produit, avion toujours en descente. Le basculement était lent pendant 3 à 5 secondes et n'a jamais dépassé l'horizontale. Pendant un certain temps, j'ai eu l'impression que l'avion restait à 45° environ avec une vitesse verticale élevée. Je crois avoir crié à ce moment : " gaz, gaz ! ..."

La reprise de la vitesse horizontale était lente, trop lente et correspondait à un manque de poussée. A chaque instant j'ai espéré que l'avion pourrait se récupérer en vol horizontal. L'éjection s'est faite à très basse altitude (30 à 50 m) ; l'avion a touché le sol presque tangentiellement et a pris feu à l'instant de l'impact."

Une commission d'enquête a été immédiatement formée par la DTIA du Ministère de l'Air, présidée par M. POMMARET, Directeur du CEV de Brétigny sur Orge, et avec l'Ingénieur Principal WANNER comme rapporteur. Y participaient un expert du STA, quatre experts du CEV et le Docteur CZERWENKA, un expert de la République Fédérale Allemande.



Vue de l'épave sur le site du crash alors que le moteur est transporté pour expertise.



Premier vol libre du C-450 Coléoptère à Melun Villaroche (5 mai 1959)

Pour la recherche des causes de l'accident, la commission d'enquête a pu disposer des données enregistrées lors du vol ainsi que de celles des vols précédents, du témoignage du pilote qui était sorti rescapé de son éjection à 50 m d'altitude ! ainsi que du témoignage des nombreux ingénieurs de la SNECMA qui étaient présents. L'enquête montra que ce vol (qui était contractuel) s'est effectué alors que de nombreuses anomalies observées lors des vols précédents n'avaient pas été expliquées, ni donc corrigées. En particulier des mises en roulis et en lacet intempestives lors des descentes à la verticale trop rapides. Une remise " plein gaz " avait semblé rétablir la stabilité du vol, sans vraiment expliquer pourquoi.

Les conclusions de cette commission d'enquête ont été que le système de stabilisation par jet manquait d'autorité, en se saturant dès que l'écart d'attitude avec la consigne devenait trop important. Lorsque la vitesse de descente est devenue trop importante, indication que la poussée était insuffisante, et que des instabilités de roulis et de lacet sont apparues, le pilote a déclaré avoir repoussé la manette en position " plein

gaz ", ce que l'enregistrement du régime de rotation du réacteur n'a pas confirmé. Est transcrit ci-dessous la déclaration de la Commission d'Enquête en conclusion de son rapport provisoire :

" 6.3. *Avis de la commission.*

6.31 *En résumé la Commission d'enquête estime :*

- *Ou que le pilote a été trompé par un dur sur la commande du réacteur,*
- *Ou que se croyant plein gaz, il a incriminé la présence des hélicoptères (des hélicoptères qui lui fournissaient des références d'altitude beaucoup plus fiables que celles qu'il pouvait obtenir de ses propres instruments) et qu'il n'a pas eu le loisir de vérifier ses instruments de bord, étant absorbé par le pilotage à vue de l'appareil.*

En tout état de cause, il est impossible de faire prévaloir l'une ou l'autre hypothèse.

6.32 *La commission rappelle en outre qu'après l'abattée, le pilote a essayé courageusement de sauver l'appareil, mais que les commandes étaient totalement inefficaces pour redresser l'appareil en roulis.*

6.33 *Nous donnons en annexe les mesures à prendre au cas où un deuxième prototype serait essayé en vol.*

En définitive la Commission d'Enquête estime que les anomalies de stabilisation pendant la descente en vol vertical et les difficultés de pilotage qui s'en sont suivies ont été à l'origine de l'accident ; le pilote croyant le réacteur " plein gaz " au cours de cette phase de vol a incriminé la présence des hélicoptères et n'a pas pu surveiller ses instruments pendant les quelques secondes qui se sont révélées critiques ".

Il est évident pour moi que ces conclusions officielles, faites par des enquêteurs eux-mêmes pilotes d'essais, ont voulu limiter la responsabilité du pilote. Il est cependant vrai que le Coléoptère n'avait pas entièrement terminé sa mise au point au sol avant de commencer ses essais en vol libre.

Le rapport d'enquête a fait aussi des propositions au cas où un nouvel appareil serait construit. Celles-ci comprennent l'amélioration de l'instrumentation du cockpit pour mieux suivre le vol vertical, une augmentation du rapport poussée/poids de l'engin et des essais en soufflerie du système de stabilisation en descente. Mais rien n'est dit sur la validité du concept même de l'engin. Pour ma part, plus de 60 ans après l'accident, je voudrais y ajouter quelques recommandations personnelles.

Je n'ai pas la compétence pour remettre en cause le choix de l'aile annulaire, mais je pense que le type de moteur et du système de stabilisation en vol vertical pourrait être changés. La faible vitesse du vol vertical fait perdre l'efficacité des gouvernes aérodynamiques et la stabilisation ne peut être obtenue que par déviation de la poussée. Il convient alors de limiter les forces extérieures pouvant modifier la trajectoire. En plus des rafales, ces forces perturbatrices proviennent du couple de roulis généré par le rotor du moteur et des couples de lacet et de tangage provenant de l'effet gyroscopique provoqués par des mouvements transverses de l'engin. Pour éviter l'apparition de ces forces, la méthode la plus simple à mon avis est d'utiliser un turboréacteur double corps contrarotatif où l'effet du corps basse pression vient compenser en l'annulant celui du rotor haute pression. Ce concept est d'ailleurs utilisé avec succès sur le moteur Pegasus du Hawker Siddeley Harrier. Le Coléoptère souffrait aussi du choix d'un système de stabilisation par déviation du jet d'éjection par des jets radiaux d'air comprimé. Pour augmenter l'efficacité de la déviation du jet, ce système à l'inconvénient de demander d'accroître le régime de rotation du moteur pour augmenter la pression d'air fournie par le compresseur. Cette augmentation de régime conduit à augmenter le couple de roulis du rotor d'un moteur monocorps comme l'ATAR, contre réaction positive rendant encore plus difficile la stabilisation en roulis. D'ailleurs je pense que cela était la cause des mises en roulis intempestifs du Coléoptère. Un retour à des intercepteurs de jet mécaniques (spoilers), comme ceux qui avaient été utilisés sur le petit démonstrateur " Ecrevisse ", ou à une tuyère oscillante, m'auraient paru être un meilleur choix.

Le Coléoptère a révélé au monde l'existence et la capacité inventive de la SNECMA, entreprise qui, au début du programme, avait alors moins de 10 ans d'âge. Ce programme a été le premier où des ingénieurs allemands, anciens du groupe " O " d'Hermann Oestrich, et des ingénieurs français se sont trouvés pleinement associés sur un projet commun. Après l'accident, le programme " Coléoptère " a été abandonné et je me revois encore, alors qu'en septembre 1959 je venais juste d'arriver à la SNECMA, voir, depuis la fenêtre de mon bureau, passer un camion avec sur sa remorque les restes du Coléoptère en partance pour le parc à ferraille.

Photographies. Sauf mention contraire toutes les illustrations proviennent de l'Espace Patrimoine Safran.

Le réacteur Atar 101 E-5V (V pour vertical)

Parfois désignés Atar 101 E5 Z, deux réacteurs Atar 101 E-5 V ont été construits : les n° 4024 premier moteur pour le C-450 Coléoptère et le E5 n° 4031, constituant le moteur de rechange. La durée de fonctionnement de 5 heures au régime de décollage.

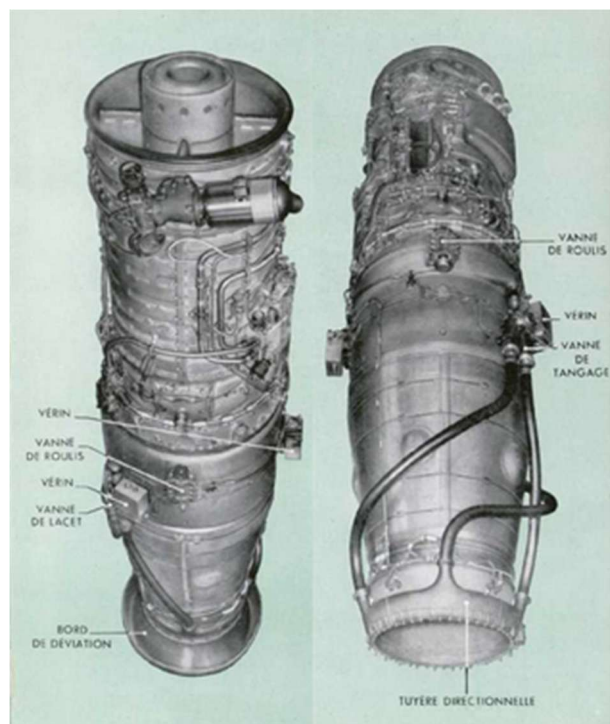
Fournissant 3 700 kgp de poussée statique, l'Atar 101 E-5V est légèrement modifié pour le vol vertical avec notamment une transformation du circuit de lubrification, un renvoi d'angle spécial équipé de 3 prises de mouvement destinées à entraîner une génératrice, une pompe, un tachymètre et un détecteur de vitesse, l'adaptation d'un canal spécial doté d'une tuyère à déviation directionnelle (adjonction de 3 vérins et de 4 vannes) et la suppression de certains éléments comme les équipements de dégivrage.

La masse est allégée initialement de 34.5 kg mais alourdie par l'adjonction des éléments nécessaires pour le vol vertical.

Le moteur est rallongé de 195 cm.

Son rapport poussée sur masse est de 4.5.

Moteur	Poussée	Débit d'air	Vitesse rotation	Température entrée turbine	Masse	Longueur - Diamètre
Atar 101 E-5V	3 700 kgp	59 kg/s	8 400 tr/min	865 °C	882 kg	3.852 m - 0.886 m



Atar 101 E-5V avec son collecteur d'air comprimé autour du carter de la chambre de combustion, ses canalisations dans lesquelles sont installées les vannes de commandes et son anneau de tuyère.



Atar 101 E-5V en coupe

Poussée vectorielle des turboréacteurs

Le pilotage de la trajectoire des avions est généralement réalisé par des surfaces aérodynamiques orientables, le gouvernail intégré dans la dérive pour les mouvements de lacet, les ailerons pour le roulis et le gouvernail de profondeur pour le tangage. Lorsque la vitesse de vol est insuffisante, ces dispositifs deviennent inopérants et, si l'avion a déjà quitté le sol, son pilotage ne devient seulement possible qu'en modifiant l'orientation de la force de poussée du moteur.

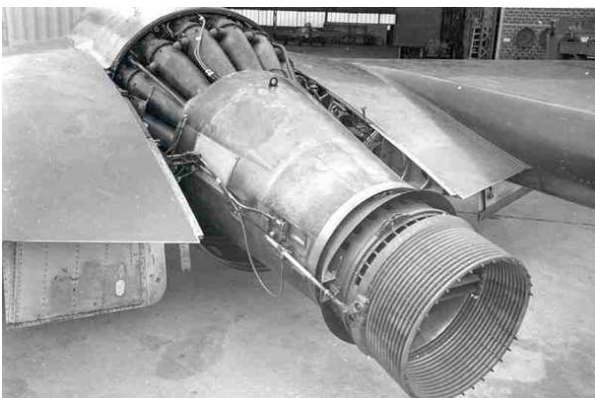
Rappelons tout d'abord l'origine de la force de poussée d'un turboréacteur. Celle-ci est la somme de quatre composantes, générées par :

- la manche d'entrée qui, à basse vitesse, fournit une poussée positive, principalement par le contournement de l'air aspiré par le moteur, des lèvres de la manche d'entrée
- le rotor, le compresseur fournissant une poussée et la turbine une contre poussée.
- la tuyère convergente qui génère une contre poussée.

Les forces de poussée provenant de la manche d'entrée et du rotor sont axiales et ce ne pourra être qu'en modifiant l'orientation de la force de contre poussée de la tuyère qu'une force transverse sera obtenue pour agir sur la trajectoire de l'avion. La deuxième loi de Newton ($F = m \cdot y$) permet de comprendre facilement comment cette force transverse est générée. Pour forcer le jet à quitter l'orientation axiale qu'il avait à l'entrée de la tuyère, la courbure du conduit crée une force centripète qui par réaction agit transversalement sur la paroi interne de la tuyère. Cette courbure du jet peut être obtenue par modification de l'orientation du jet en orientant la tuyère, comme sur l'avion à décollage vertical Hawker Siddeley Harrier, où encore en "déformant" la trajectoire axiale du jet par des obstacles protubérants mobiles, installés dans la tuyère comme sur la fusée allemande V2 de la guerre.

Au début des années 1950, Jean Bertin, un talentueux ingénieur de la SNECMA, s'était spécialisé dans la déviation aérodynamique des écoulements d'air par injection transverse de jet d'air. Ses études aboutirent à la mise au point de la tuyère de l'ATAR 101 D3 dont la variation de section se faisait par une "striction" du jet, obtenue par l'injection radiale d'air prélevé au refoulement du compresseur.

Puis, en 1954 et toujours dans la même voie, Jean Bertin développa le premier inverseur de poussée pour turboréacteur. Il fonctionnait en ramenant vers l'avant du moteur l'air rejeté axialement par la tuyère. L'inversion de la direction du jet était réalisée par une déviation aérodynamique au travers des grilles circulaires rétractables. A titre de démonstration, un inverseur de poussée de ce type fut installé sur un avion De Havilland Vampire Mk 5. Au salon du Bourget de 1955, j'ai pu voir cet avion reculer sur la piste par ses propres moyens ! L'intérêt d'un tel dispositif pour un avion commercial étant évident, la licence de son concept fut même achetée par Boeing.



Inverseur de poussée SNECMA installé sur un De Havilland Vampire (1955) (© SAE)



Inverseur de poussée "aval" du Boeing 737-200 (© DR)

Depuis les inverseurs de poussée se sont généralisés surtout sur les avions commerciaux. Deux concepts sont apparus, les inverseurs dits "internes" où le jet est inversé en amont de la tuyère et les inverseurs "externes" ou "aval" où c'est l'inverse.

C'est aussi dans les années 1950 que la SNECMA a étudié le décollage vertical, le turboréacteur de propulsion, un ATAR 101, devant assurer à la fois le décollage et le vol.

Lors du décollage, le moteur ATAR étant en position verticale, le couple de roulis causé par la rotation du rotor était équilibré par des jets d'air, et le contrôle de la trajectoire réalisé par injection radiale de jets d'air dans la tuyère, déviant l'orientation de l'écoulement. Les premiers essais de décollage se sont faits sur un engin sans aile, nommé C400, tout d'abord sur un banc fixe, dit " gyroscopique ", puis télécommandé sous portique avec des câbles de sécurité, puis enfin sur le C400 P2, en vol vertical libre avec le pilote installé au-dessus de la manche d'entrée d'air.

Cet engin préparait le développement d'un avion expérimental à aile annulaire, le C-450 " Coléoptère ", dont le prototype malheureux s'écrasa lors de ses premiers essais, provoquant en 1959 l'abandon du programme.

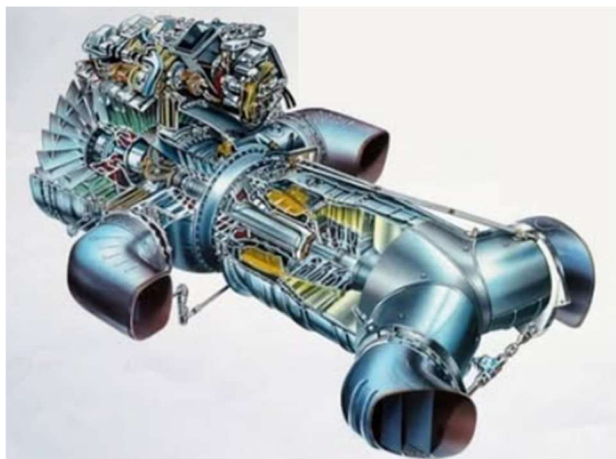


" ATAR volant " C400 P2 de la SNECMA (1955)

Je ne connais pas avec exactitude la cause de l'accident du Coléoptère mais la visualisation du film m'a amené à l'hypothèse que le couple antagoniste du rotor du moteur a mis l'avion en rotation sur lui-même, ce que le système de stabilisation en roulis aurait été incapable de contrecarrer.

A noter que ce système de pilotage imposant un très grand prélèvement d'air au compresseur, dégrade fortement les performances du moteur et c'est à mon avis pour cette seule raison que ce concept a été abandonné.

A la fin des années 1950, l'Organisation du Traité de l'Atlantique Nord, (OTAN) a désiré s'équiper d'un avion à décollage court pour le rendre moins vulnérable durant les phases du décollage et d'atterrissage, les pistes pouvant être facilement bombardées. Deux concepts étaient possibles, soit un moteur unique dont le vecteur poussée serait orientable, soit une double motorisation avec un moteur de propulsion et des moteurs de sustentation. Le Coléoptère de SNECMA répondait au premier concept et le Mirage III V de Marcel Dassault, équipé de 8 petits moteurs Rolls Royce de sustentation pour le décollage et l'atterrissage et d'un moteur TF-106 pour la propulsion, répondait au deuxième. La SNECMA tenta de s'introduire dans le marché des moteurs de sustentation que dominait Rolls Royce avec son RB-108. Pour cela elle entreprit le développement du M36, un petit turboréacteur à compresseur axial, qui " pluma " son compresseur aux premiers essais. Le décollage tournant n'était pas encore maîtrisé à cette époque ! On finit par comprendre que les moteurs uniquement dédiés à la sustentation étaient un poids mort devant être transporté pendant tout le vol,



Bristol Pegasus (© DR)

ce qui pénalisait fortement les performances de l'avion. Ce fut finalement le premier concept, celui du moteur unique, qui gagna avec l'avion Hawker Siddeley Harrier.

Le turboréacteur de cet avion s'inspirait d'une idée de Michel Wibault, un ingénieur français qui avait imaginé un avion équipé de quatre hélices oscillantes, comme les quatre pieds d'un lit, les axes de rotation de ces hélices pouvant être modifié d'une manière synchrone entre l'horizontal et la verticale. La turbosoufflante Bristol Pégasus du Harrier avait quatre tuyères pivotantes de part et d'autre du moteur, deux à l'avant pour la soufflante et deux à l'arrière pour le flux primaire.

L'engouement pour le décollage vertical s'étant depuis atténué et, aujourd'hui, c'est seulement une réduction de la distance de décollage et une meilleure " agilité " de l'avion à faible vitesse qui est recherchée. Pour cela commander l'orientation de la poussée du moteur est suffisant. On assiste donc actuellement à une floraison de brevets sur des dispositifs permettant de faire varier à la fois la section et l'inclinaison de l'échappement d'un turboréacteur. La striction et la courbure d'un écoulement d'air par injection de jets d'air transverses semblent oublié, car on a enfin compris qu'il a un coût énergétique trop important, et c'est vers des tuyères " coudées " à section variable que les études se sont orientées. De ces brevets deux familles

semblent se dégager. Celle où la tuyère reste circulaire et l'autre où elle a une section rectangulaire. Personnellement j'ai du mal à croire au concept d'une tuyère rectangulaire à section variable, bien que mon ancien collègue Alain Lardellier en ait breveté une il y a maintenant plus de 30 ans, sauf peut-être si c'est seulement la réduction de la distance de décollage qui est recherchée. En effet, si la forme rectangulaire se prête bien à la variation de section et à l'orientation du jet, l'étanchéité des liaisons entre des volets horizontaux et verticaux mobiles me semble semée de pièges. La forme circulaire a donc ma préférence.



Tuyère vectorielle espagnole développée pour le moteur Rolls Royce RB-199 (© DR)

Ce concept demande un guidage de l'anneau, qui, comme il doit être oscillant, peut présenter des difficultés de réalisation. Je préfère une deuxième approche, dont je ne connais pas encore d'application, qui serait de commander directement les 24 volets d'une tuyère par douze vérins, chacun d'eux étant individuellement asservi en position suivant un programme généré par le calculateur du moteur. Ce type de tuyère, sans anneau, est apparu pour la première fois sur le moteur P&W TF-30, puis a été repris par la SNECMA, pour Concorde particulièrement.

Chaque vérin est connecté à un volet qui est lui-même relié mécaniquement à ses deux volets adjacents, le maintien " au rond " de l'ensemble provenant du recouvrement de tous les volets. Le frottement de ce type de tuyère est très faible, 10% sur l'Olympus de Concorde, ce qui permet en utilisant des vérins pneumatiques, d'obtenir facilement de très grandes vitesses d'ouverture et de fermeture de tuyère lors de l'utilisation de la post-combustion.



Tuyère primaire de l'Olympus 593 de Concorde

Personnellement je ne comprends pas l'intérêt porté aux tuyères dont la section et l'orientation sont continûment variables. La section variable devrait rester de la responsabilité des motoristes et la conduite de la trajectoire de l'avion de celle des avionneurs. De plus l'intérêt d'avoir un avion très agile à basse vitesse de vol me paraît être limité aux militaires, or l'époque des combats tournoyants à basse vitesse étant révolue, c'est aujourd'hui à basse vitesse que les avions de chasse sont les plus vulnérables, et que le combat à basse



Dispositif " aval " d'orientation du jet d'un turboréacteur (© DR)

vitesse n'est plus recherché. L'agilité à basse vitesse me semble donc être d'un intérêt limité aux meetings aériens ! Seule la réduction de la distance de décollage par orientation du jet me paraît intéressante et pour cela une inclinaison vers le sol est suffisante. Je pense donc, en conclusion, que le rôle du motoriste devrait se limiter à contrôler la section de tuyère, ce qu'il sait très bien faire, et que c'est l'avionneur qui devrait décider et réaliser l'aide au décollage par la seule orientation verticale du jet de sortie. La photo ci-dessous montre une réalisation de déviation de jet sans lien avec le fonctionnement du moteur.

Le SNCASE SE-212 Durandal 01 banc d'essai volant de l'Atar 101 G (1957 - 1960)



Issu du programme des chasseurs légers français lancé en 1953, le SE-212 "Durandal" est un monoréacteur, le troisième appareil à aile delta militaire réalisé en France. C'est l'aboutissement d'un long programme de recherche mené par la Société Nationale de Construction Aéronautique du Sud-Est (SNCASE) à partir de 1948 pour définir un intercepteur supersonique muni de la postcombustion ou rechauffe. Construit à deux exemplaires, le premier prototype, le 01 immatriculé "C", fait son premier vol le 20 avril 1956 et le second, le 02 immatriculé "D", onze mois plus tard, le 30 mars 1957.

De formule aérodynamique similaire au Mirage III avec également une vitesse d'atterrissage importante, il se différencie par son entrée d'air frontale aplatie de forme elliptique, l'absence de la "taille de guêpe" et ses commandes de vol à câbles reliées aux servocommandes d'élevons (contraction de Elevator - Aileron implantés sur tout le bord de fuite de l'aile et assurant simultanément le contrôle en roulis et en tangage).

Le programme d'essai se termine en 1957, lorsque l'Armée de l'air française porte son choix de chasseur sur le Dassault Mirage III. Le premier prototype va servir, pendant deux ans et demi, de banc d'essais volant du réacteur Atar 101 G avant mise à la ferraille. Dernier avion de combat conçu et développé par la SNCASE l'avion est baptisé Durandal, en rappel de la légendaire épée du héros médiéval, le Chevalier Roland.

Bref historique du SE-212-01 (F-ZWZC)

Le SE 212-01 prend son envol à Istres, en avril 1956, provisoirement propulsé par un Atar 101 F de 3 800 kgp avec PC. Un mois plus tard, en raison des températures élevées à l'intérieur du compartiment moteur, un chantier est mené pour améliorer sa ventilation (montage d'écopages carénés) et prolonger la partie arrière du fuselage avec un bandeau en acier inoxydable. Au cours des 28 premiers vols, il réalise sa meilleure performance avec un Mach 1,29 à 45 000 ft (13 700 m) avant d'être remotorisé, en juillet, avec un Atar 101 G1 (n° 7021) d'avant-série de 4 400 kgp, plus puissant, plus léger (20 kg) et plus fiable. Le monoréacteur reste décevant au niveau des performances de montée et d'un Mach maxi de 1,17 à 35 000 ft (10 675 m) loin du Mach 1,5 espéré. En octobre 1956, un Atar 101 G1 (n° 7022) est avionné à la place du premier grippé après l'atterrissage.

Malgré plusieurs incidents (vibrations, manque de rigidité de la voilure) et un atterrissage train avant non rentré sur quille anti-vrille, les caractéristiques de vol du prototype sont jugées assez bonnes en dépit d'un comportement assez "pointu" en basse altitude (centrage trop arrière). Le 19 décembre 1956, le SE 212-01 effectue son premier vol avec moteur fusée SEPR 65 avec un allumage à 10 000 ft (3 050 m).

Bénéficiant d'une poussée supplémentaire du moteur d'appoint de 750 kgp à 8 000 mètres d'altitude avec une durée de combustion de 114 secondes, le prototype atteint Mach 1,45 et 30 000 ft (9 150 m) le 22 janvier 1957, puis Mach 1,52 à 36 000 ft (10 980 m) quatre jours plus tard. Au total, 39 vols fusée (58 allumages) sont comptabilisés jusqu'au 19 mai 1957.

Caractéristiques :

Envergure : 7.44 m
Longueur : 12.07 m
Surface alaire : 29.06 m²
Masse à vide : 4 575 kg
Masse maximum : 7 000 kg
Atterrissage en moins de 500 mètres
Plafond : 50 000 pieds (environ 16 500 m)
Vitesse maximale : Mach 1.57 (environ 1 600 km/h)
Moteur : 1 turboréacteur Atar 101 G-2 de 4 500 kgp
Moteur fusée d'appoint : SEPR 65 de 750 kgp



SNCASE SE-212 "Durandal" avec le nez plat et le culot courts, entrées d'air latérales de ventilation du tunnel réacteur noyées. Son train d'atterrissage s'escamote dans le fuselage vers l'avant. (© SAE)

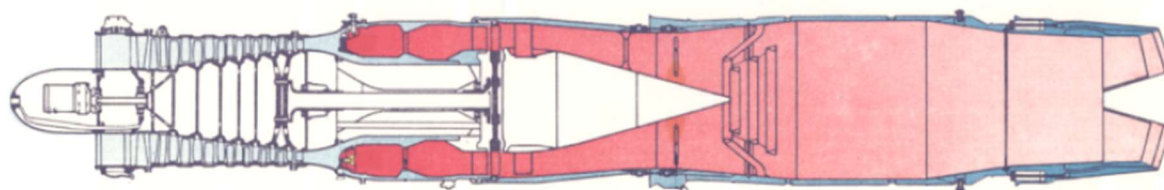
Malgré la modification de l'entrée d'air - courte à lèvres épaisses puis longue à lèvres à bords minces - il est resté incapable d'atteindre Mach 2 en raison de son entrée d'air frontale sans régulation, son manque de piège

à couche limite et son fuselage dépourvu de taille de guêpe. Après divers passages au CEV et au CEAM, le Durandal est transformé en avion banc d'essais volant de la SNECMA.

L'Atar 101 G

Dans les années 1950, la course vers les vitesses supersoniques en vol horizontal chez tous les aviateurs conduit la SNECMA à entreprendre des travaux sur la post-combustion (PC) ou rechauffe, qui est traitée comme un élément d'adjonction au moteur de base tant pour le canal que la régulation.

Dérivé de l'Atar 101 E pour la partie " moteur sec " et de l'Atar 101 F expérimental dont il adopte la postcombustion, l'Atar 101 G commence ses essais au banc sol en mai 1956. Longue de 2,35 m, la tuyère de rechauffe procure au moteur, lorsqu'elle est allumée, un supplément de poussée de 680 kgp ce qui porte sa puissance totale à 4 400 kgp.



Atar 101 G - coupe longitudinale. Six moteurs prototypes ont été construits.

Les essais en vol du propulseur sont d'abord menés sur les deux quadrimoteurs à hélices SE-161 " Languedoc " n° 83, entre novembre 1955 et décembre 1956, et SE-2060 " Armagnac ", entre décembre 1955 et octobre 1957 puis sont parachevés sur le monoréacteur Dassault " Mystère " IV B-09, à partir de février 1957.

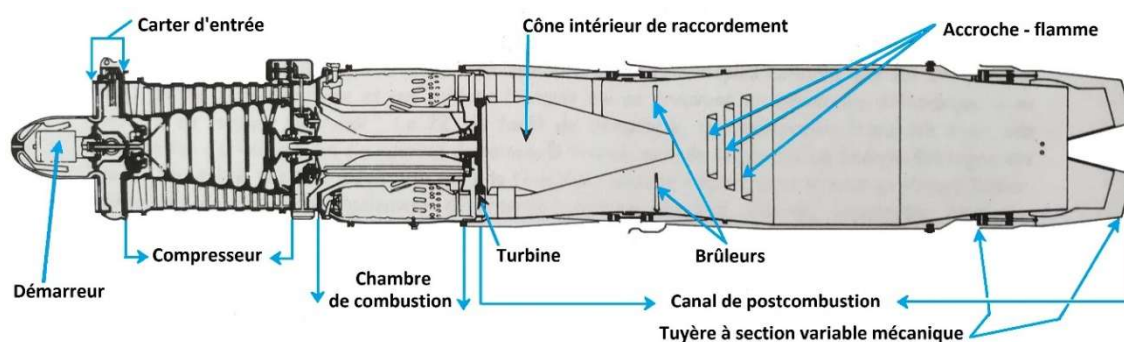
L'homologation a lieu en juillet 1956.

Premier réacteur français supersonique, il se caractérise par l'adjonction :

- d'une chambre de rechauffe dite " canal de post-combustion " ;
- d'un système d'injection carburant à injecteurs amont radiaux et à anneaux stabilisateurs de flamme ;
- d'une tuyère bi-volets à section maximale agrandie ;
- d'un régulateur hydromécanique de postcombustion à débit proportionnel, à la position de la manette des gaz et de la pression d'air en sortie du compresseur, adjoint via une commande unique au régulateur principal.

Produit en série à 462 exemplaires à partir de septembre 1956 pour équiper les 180 monoréacteurs Dassault Super Mystère B2, l'Atar 101 G est décliné en deux variantes : le modèle G-2 à démarrage électrique (monté sur les avions israéliens) et le modèle G-3 à démarrage pneumatique. 406 moteurs ont été livrés à l'Armée de l'air française.

L'Atar 101 G a été le second succès à l'exportation pour la SNECMA avec la commande de 58 Dassault Super Mystère B-2 en 1958 par l'Etat d'Israël.

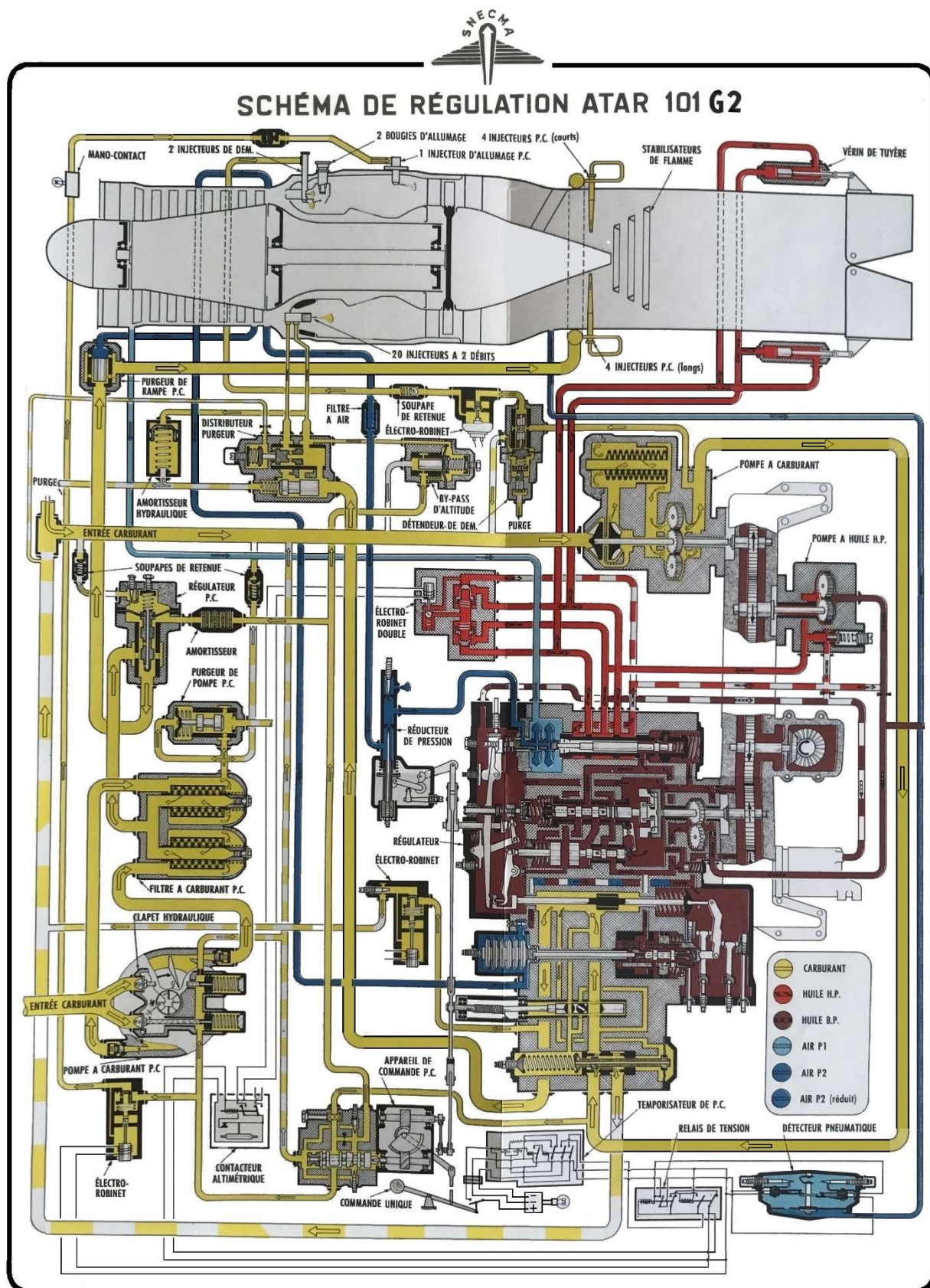


Atar 101 G2 - coupe longitudinale

Caractéristiques techniques

Date d'homologation : Juillet 1956
 Poussée : 3 400 kgp en sec / 4 400 kgp avec rechauffe
 Consommation spécifique : 1,08 kg/kgp/h / 1,95 kg/kgp/h
 Vitesse de rotation : 8 400 tr/mn
 Débit d'air : 59 kg/s
 Taux de compression : 4.8
 Température entrée turbine : 865 °C

Nombre d'étages :
 Compresseur : 8
 Turbine : 1
 Encombrement :
 Diamètre maxi : 920 mm
 Longueur totale : 6 245 mm
 Masse : 1 240 kg



Atar 101 G2 - Schéma de régulation

Le SE-212-01 banc volant de l'Atar 101 G

Pendant deux ans et demi d'essais à la Snecma, le SE 212-01 (1) est dédié aux améliorations de l'Atar 101 G2 - mais aussi de ses successeurs, les Atar 8 et 9 -, principalement au niveau du dispositif de postcombustion, de la régulation de secours et de la mise au point de la régulation d'approche, un nouveau mode de fonctionnement particulier dédié aux Atar 9 B, C et K équipant la famille Mirage III (2).

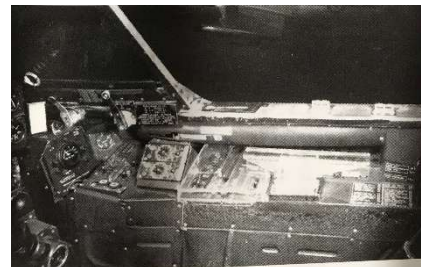
Installation d'essais (IE). Du fait de sa vocation comme banc d'essais volant, sa spécificité - indispensable sur un monoréacteur - est l'ajout sur le circuit électrique d'une seconde batterie alimentant la seule installation d'essais. L'installation d'essais comporte principalement : trois enregistreurs de paramètres Hussenot-Beaudoin (HB) de type A13 ou Hussenographes capables d'enregistrer chacun une vingtaine de paramètres, plus le temps en secondes, sur une bande de papier photographique, tous les paramètres de l'avion. Le système de mesures permet d'acquérir, d'enregistrer des informations tant des conditions de vol de l'avion que du moteur Atar 101 G en essai (pressions, températures, positions, efforts, vibrations, position manette des gaz, etc.) au moyen d'un ensemble de capteurs installés.



Banquette gauche (© DR)



Planche de bord (© DR)



Banquette droite (© DR)

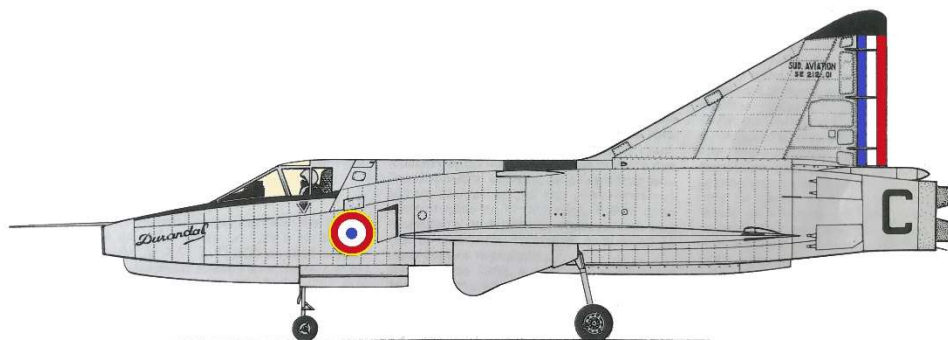
Réceptionné par le motoriste le 27 novembre 1957, le prototype effectue le jour même, aux mains de René Manuel d'Oliveira, une montée à 40 000 ft (12 200 m) un palier à 30 000 ft (9 150 m) et Mach 1,10.

Postcombustion. Une grande partie des campagnes d'essais porte en particulier sur la détermination des limites de fonctionnement de la rechauffe à grande vitesse et en altitude - Mach 1,30, 50 000 ft (15 250 m) - tout en tenant compte de l'influence d'autres paramètres associés tels que : incidence, facteur de charge, etc., Cette expérimentation permet de définir les limites thermodynamiques de fonctionnement de la post-combustion à haute altitude et à grand nombre de Mach (limites de stabilité et allumage de la post-combustion) qui n'ont pu être effectuées sur les avions de servitude (" Languedoc " et " Armagnac ") dont le plafond et la vitesse de vol sont trop faibles.

Pour le pilote il s'agit d'actionner la manette des gaz, plus ou moins brutalement, d'allumer et de rallumer la PC pour détecter les limites du réacteur (pompage, extinctions, ...) afin de l'améliorer ou de fixer des butées rendant les incursions dans les zones dangereuses impossibles.

Au final, le plafond de la post-combustion de l'Atar 101 G-2 est porté à 15 000 m environ, en plein gaz PC, et de 15 500 m à 16 000 m au ralenti PC.

Régulation de secours. De type " tout ou rien ", le dispositif est constitué par un vérin hydraulique (huile haute pression) qui bloque le doseur carburant dans une position donnée délivrant ainsi un débit constant quelles que soient les conditions de vol. Les essais portent sur l'enclenchement du dispositif dans toutes les positions de la manette des gaz. L'utilisation du SR qui demande un certain entraînement permet d'assurer l'atterrissage à vue ou en GCA (Ground Control Approach) (3) dans tous les cas de pannes envisagées.



SNCASE SE-212 " Durandal " 01
codé C avec le nez et le culot
longs.

Le fuselage est de section ovoïde,
l'entrée d'air est ovale, la voilure
en delta pur à 60° de flèche. Sous
la partie avant, l'appareil est muni
d'une quille anti-vrille.

(© Joël Mesnard)

Régulation d'approche. Avec l'apparition des avions à ailes delta, la phase d'approche s'effectue à des vitesses élevées (195 kt soit environ 350 km/h) et une assiette très cabrée de 12°, où l'instabilité de propulsion est particulièrement marquée. Cette instabilité oblige le pilote à modifier constamment la poussée du réacteur, par action sur la manette des gaz, pour conserver la vitesse désirée. La Régulation d'Approche (RA) libère le pilote de cette tâche en asservissant la section de tuyère, donc la poussée, à la vitesse.

Les essais de régulation d'approche (RA) sont menés à partir de l'altitude de 5 000 ft (1 500 m) ; l'un d'entre-eux est réalisé en conditions IFR (Instrument Flight Rules) avec une assistance radar.



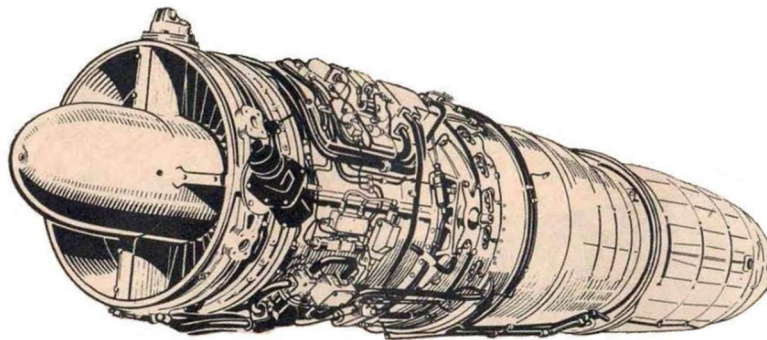
SE-212 " Durandal " 01 codé C (© Espace Patrimoine Safran).
La voilure est en delta avec des extrémités arrondies.



SE-212 " Durandal " 01 codé C (© Espace Patrimoine Safran).
L'entrée d'air " longue " est dépourvue de cône générateur de choc oblique qui permet d'atteindre des vitesses supersoniques élevées.

Parmi les quatre pilotes du motoriste, François Bourhis, pilote titulaire de l'appareil est celui qui totalise le plus grand nombre de vols avec 25 sorties (19 heures), en deux ans et demi.

Malgré ses performances, le Durandal est délaissé au profit du Dassault Super Mystère B4-01. Le 284^{ème} et dernier vol se déroule le 13 juillet 1960, l'avion totalise alors 82 sorties pour 58 heures 30 minutes de vol.



Atar 101 G3 (© Snecma)

Notes de fin

- (1) Parallèlement, pendant toute l'année 1958, le CEV d'Istres utilise le second prototype SE-212-02 comme banc volant du réacteur Atar 101 G2 jusqu'à sa réforme. 32 vols sont réalisés. L'expérimentation portant sur les allumages PC en haute altitude, les études basses et grandes vitesses.
- (2) Le dispositif de régulation d'approche a été mis au point entre 1958 et 1960 sur le SE 212-01 " Durandal " et les deux Dassault Super Mystère B4.
- (3) GCA : " Ground Control Approach " ou approche finale guidée par un radar au sol depuis un point situé à environ 15 kilomètres de l'entrée de piste, à 500 mètres d'altitude et appelé " porte GCA ". Le GCA est une des premières applications du radar pour le guidage des aéronefs en phase d'atterrissage dans des conditions météorologiques défavorables.

Récapitulatif des vols du SE-210-01 (Novembre 1957 - Juillet 1960)

Année	Nombre de vols	Temps de vol	Essais	Pilotes
1957	1 vol (n° 203)	0 h 50	Atar 101 G2 : montée à 40 000 ft, avec un palier à 34 000 ft et Mach 1.10	R. d'Oliveira
1958	36 vols (n° 204 à 239)	27 h 20	Atar 101 G2 : Régulation grand Mach, Allumages PC, Régulation d'approche	R. d'Oliveira R. Daney A. Morel F. Bourhis
1959	29 vols (n° 240 à 268)	20 h 00	Atar 101 G2 : Régulation d'approche, vibrations virole	R. d'Oliveira R. Daney F. Bourhis
1960	16 vols (n° 269 à 284)	11 h 10	Atar 101 G2 : Allumage PC, régulation d'approche, régulation de secours,	R. Bigand (GAMD) F. Bourhis

Nota : soit au total 81 vols SNECMA en 58 h 30

Calendrier du développement Atar 101 G

1955 - Début des études de l'Atar 101 avec rechauffe

1955 Février - Première rotation au banc à Villaroche de l'Atar 101 G à 4 200 kgp

1955 Août - Essai de qualification de l'Atar 101 à 4 400 kgp (20 heures)

1955 Novembre - Premier vol de l'Atar 101 G sur banc volant SE-161 " Languedoc " n° 83 (F-ZVLP)

1955 Décembre - Premier vol de l'Atar 101 sur banc volant SE-2060 " Armagnac " n° 08 (codé Q)

1956 Mars - Premier vol sur Dassault Mystère IV B-09

1956 Mai - Premier vol de l'Atar 101 G1 sur Super Mystère B2-01

1956 Juillet - Epreuve d'endurance de type T (150 heures)

1956 Septembre - Début de la production de série de l'Atar 101 G

1956 Novembre - Premier vol sur Mirage III A-001 à Istres piloté par Roland Glavany, le 17 novembre

1957 Janvier - Premier vol supersonique du prototype Mirage III A-001, le 30 janvier

1957 Février - Bon de vol et réglages série Atar 101 G2



SNCASE SE-212 " Durandal " 01 (© Joël Mesnard). Le fuselage présente une section ovoïde à flancs obliques aplatis avec une entrée d'air frontale dite " Pitot ".

Remerciements : Jean Claude Fayer

Bibliographie : Bulletin d'Informations Snecma

Publications consultées : Trait d'Union TU numéro spécial Durandal, Bi-mensuel "Aviation Magazine International ", " Air Actualités ", Bulletin de la Sécurité des Vols de l'Armée de l'Air (BSV),

Annexe : la régulation d'approche (RA)

Principe

La poussée du réacteur est proportionnelle à la vitesse d'éjection et au débit des gaz. A débit donné (régime, altitude et température extérieure constants), la vitesse d'éjection des gaz n'est liée qu'à la section tuyère.

En RA, cette section est asservie à la vitesse de l'avion par l'intermédiaire des régulateurs d'approche et de température.

La température T4 reste alors représentative de la section de tuyère.

Description technique

Cet ensemble comprend :

- le régulateur d'approche,
- l'électro-robinet à air (3 voies),
- une palette de commande.

LE RÉGULATEUR D'APPROCHE

Ce régulateur a pour fonction de délivrer au régulateur principal, au niveau de la commande de tuyère, une pression d'air " P2 réduit approche " égale à $\beta P2$. Le coefficient β étant une fonction de la vitesse de l'avion.

Il comporte trois sous-ensembles :

- le stabilisateur,
- le détecteur de Vi,
- le réducteur de pression.

. Le stabilisateur

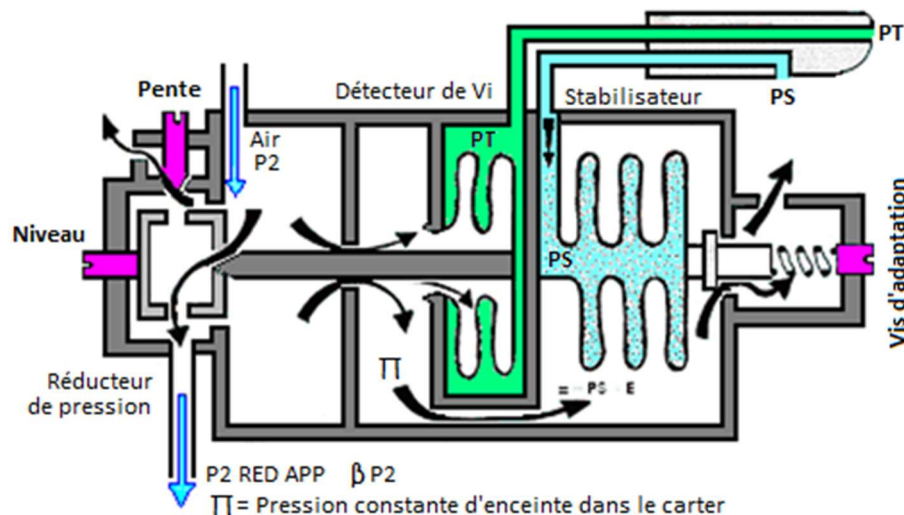
La fonction du stabilisateur est d'établir une pression constante d'enceinte (Π) dans le carter. La vis d'adaptation permet au banc le réglage en Vi du régulateur d'approche.

. Le détecteur de Vi

Le détecteur de Vi régule en fonction de la vitesse de l'avion (pression statique Ps et pression totale Pt) le déplacement d'une aiguille au travers d'un diaphragme pour asservir, en un premier temps, le " niveau " de l'air P2.

. Le réducteur de pression

Le réducteur de pression a pour rôle de délivrer la pression d'air " $\beta P2$ " finale commandant le régulateur de température. Les deux vis de pente et de niveau sont utilisées uniquement pour les réglages en usine.



L'ELECTRO ROBINET 3 VOIES

Cet élément n'est alimenté qu'au moment où le pilote décide d'enclencher la RA. Relié au régulateur principal par une canalisation il permet :

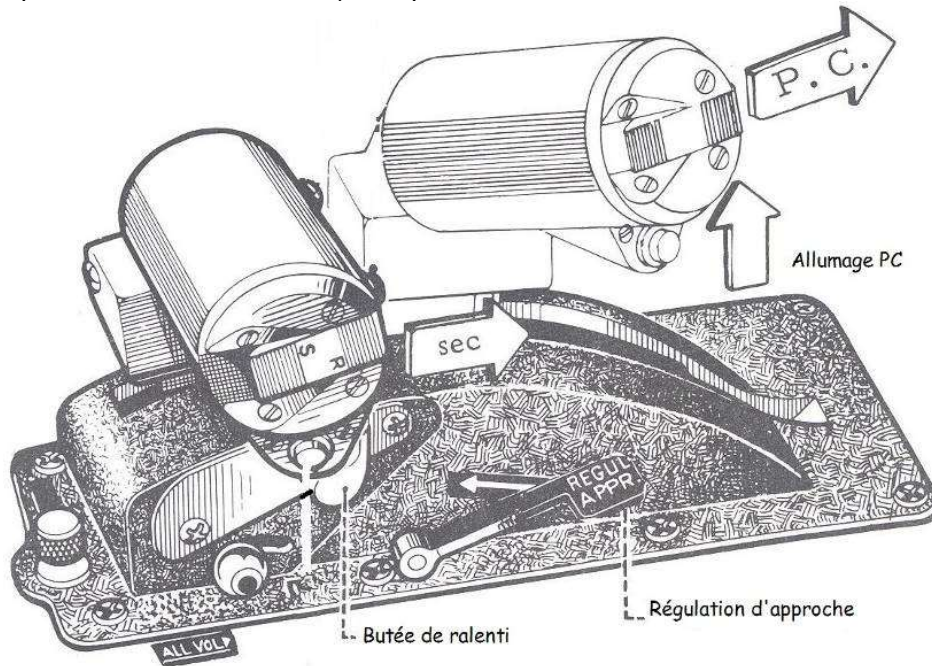
- le passage de l'air " P2 réduit approche " lorsque la RA est branchée,
- le passage de l'air " P2 réduit marche normale " dans le cas contraire.

LA PALETTE DE COMMANDE

La sélection de la RA est réalisée à partir du poste de pilotage, par une palette intégrée au bloc manette des gaz. Cette palette, couplée dans le sens " remise de gaz ", avec la manette pilote, coupe automatiquement la RA au passage correspondant à un régime de 8 100 tr/mn.

Pour une position de la manette des gaz correspondant à un régime inférieur à 7 800 t/mn la palette peut être mise sur marche.

Pour les régimes compris entre 7 800 et 8 100 tr/mn la palette peut prendre toutes les positions intermédiaires entre la position stable relevée et la position stable rabattue. La régulation est en fonctionnement dans cette plage de régime mais une coupure intempestive de celle-ci peut se produire (par effacement de la palette vers le bas) sans que le pilote en soit averti.



Mirage III : Manette des gaz - Palette de commande Régulation d'approche

Le Dassault Mirage I : banc d'essai volant du moteur fusée autonome SEPR 662 (1956 - 1957)

Après les essais de mise au point du groupe fusée autonome SEPR 660 sur le Dassault Mystère IV B-05, l'unique prototype du Mirage I, le premier delta pur français, c'est-à-dire sans stabilisateur horizontal, participe à ceux de la variante SEPR 662. Avec ce moteur-fusée mono chambre de 1 500 kg de poussée, le Mirage I n'effectuera que cinq vols en l'espace de moins de deux mois, entre décembre 1956 et janvier 1957.

Bref historique du Mirage I

Dès le début des années 1950, Dassault s'intéresse à l'aile delta qui présente de nombreux avantages dans l'évolution de l'aérodynamique des avions vers des vitesses élevées.

En 1951, ce type d'aile est déjà adopté par les Etats-Unis et l'Angleterre avec pour objectif Mach 2 et Dassault de son côté, planche sur un appareil nommé Delta. Un programme d'essais sur maquette donne naissance au projet Mystère Delta bénéficiant des enseignements acquis avec les Ouragan et Mystère, et un dossier d'étude est confié à l'avionneur par le Service Technique Aéronautique, il a pour nom Delta MD-550.

Devant être motorisés avec des Turboméca Gabizo qui ne sont pas prêts à temps, les deux prototypes commandés seront équipés du réacteur anglais Viper 5 de 740 kg de poussée d'Armstrong - Siddeley pour lequel Dassault est autorisé à acquérir la licence. Huit exemplaires sont achetés au motoriste anglais. Il est nommé MD-30 et ne possédant pas de postcombustion, la société crée son propre Département Réacteurs afin de mettre au point ce complément indispensable.



Dassault Mirage MD-550 Delta (Mai 1956).
Le moteur fusée bi liquide SEPR 662 de type autonome c'est-à-dire qui possède sa propre turbine pour l'entraînement des différentes pompes est soigneusement " enroulé " sous et entre les deux turboréacteurs installés côte à côte Armstrong - Siddeley Viper A.S.V.5. (© Dassault Aviation)

Le prototype MD-550 Mystère Delta, piloté par Roland Glavany, effectue son premier vol le 25 juin 1955 à Melun-Villaroche. Au début du mois de janvier 1956, l'appareil totalise 37 vols dont dix aux mains des pilotes du CEV. Puis il entre en chantier afin d'améliorer son comportement en vol déjà très satisfaisant. L'arrière du fuselage est entièrement redessiné pour mieux séparer les flux et loger les moteurs MD-30 R, la voilure est modifiée avec une envergure réduite d'une vingtaine de centimètres.

A sa sortie de chantier, l'avion présente désormais un nouveau profil avec sa dérive en flèche et il reprend l'air, le 5 mai 1956 utilisant pour la première fois, la postcombustion de ses réacteurs MD-30 R (Reheat) de 980 kgp avec post combustion. Innovation pour l'époque, le dispositif est " pilotable ", c'est-à-dire capable de fonctionner en deux positions, minimum et maximum. Il permet à l'appareil d'atteindre Mach 1.2, en léger piqué.

A partir du mois de janvier 1956, le MD-550-01 est redesigné Mirage I (1). Le biréacteur effectuera au total 70 vols, mais ne permettant pas d'obtenir les performances souhaitées par l'Armée de l'Air, Dassault décide alors de faire évoluer la formule delta vers un nouvel appareil mono réacteur.

Caractéristiques générales :

- Envergure : 7,32 m
- Longueur : 10,90 m / 12.80 m
- Hauteur : 3,75 m
- Surface alaire : 27.10 m²

Masse :

- A vide : 3 610 kg
- En charge : 5 390 kg

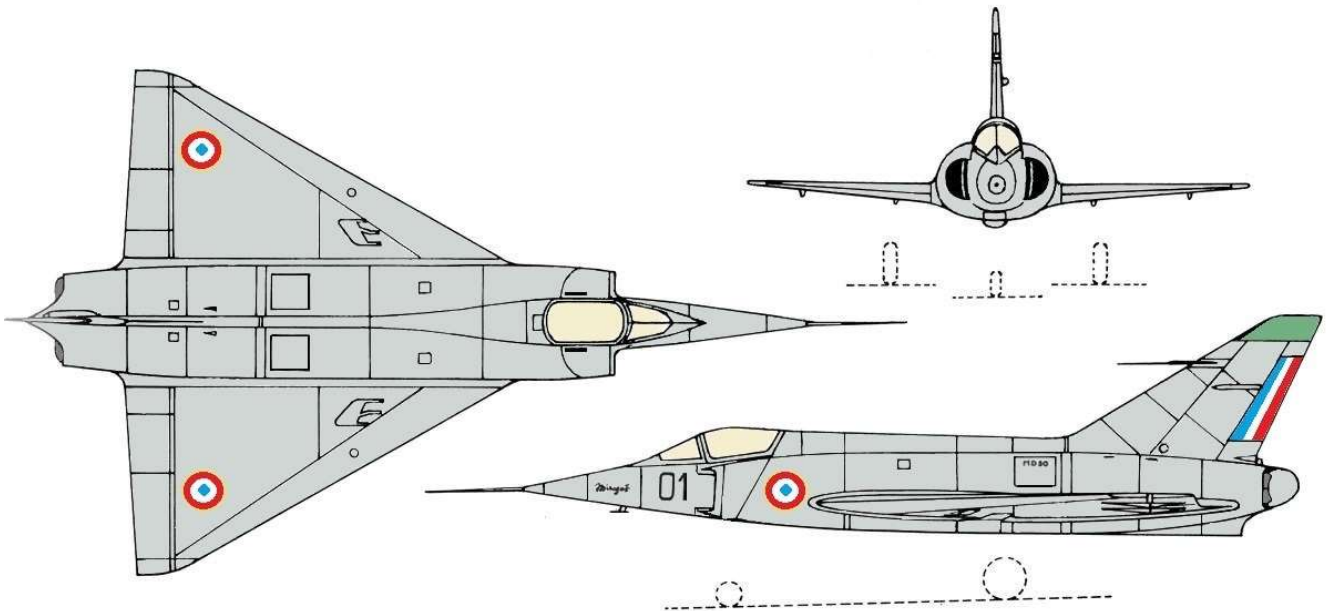
Performances :

- Vitesse maximale : 1 650 km/h avec l'aide du moteur-fusée
- Plafond pratique : 11 000 m
- Distance maximale : 1 200 km

Motorisation :

- 2 turboréacteurs MD-30/MD-30 R
- 2 x 800 kgp/ 2 x 980 kgp et 1 000 kgp

Abandonné en juillet 1956, l'avion poursuit son activité et notamment une série de vols-fusée jusqu'en février 1957. Trois mois plus tard, il est convoyé à Brétigny-sur-Orge pour y être stocké. Il termine sa carrière en 1958 en essais incendie.



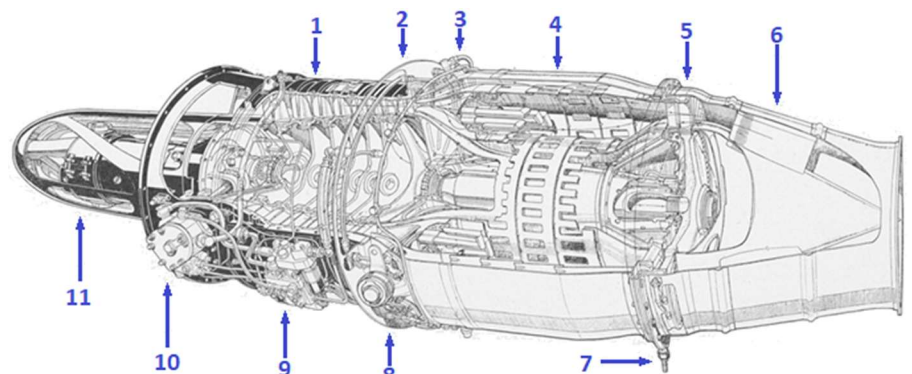
Dassault Mirage MD-550 Delta : seconde configuration avec les entrées d'air redessinées avec une section plus faible afin d'adapter l'avion aux grands Mach, la dérive en flèche (Mai 1956) (© Auteur)

Motorisation. En février 1953, Dassault qui s'intéresse aux turboréacteurs de faible poussée pour équiper ses propres avions tactiques légers, prend la licence de l'Armstrong Siddeley Viper 5 dit " longue durée " que l'avionneur développe sous la désignation MD-30. Il s'agit par quelques modifications d'amener ce moteur de 745 kgp à la poussée de 800 kgp. Elles portent sur : l'aménagement symétrique des organes et équipements permettant de placer indifféremment le boîtier d'accessoires fixé sur le carter avant soit à gauche soit à droite (donc faciliter l'interchangeabilité des moteurs), le remplacement de l'alliage d'aluminium du compresseur par un alliage de magnésium-zirconium et la mise en place d'une tuyère d'éjection fixe mais plus grande.

Conçu en 1951 et mis en service deux ans plus tard, l'AS.V5 est composé d'un compresseur axial à 7 étages, d'une chambre de combustion annulaire et d'une turbine monoétagée. Sa masse est de 235 kg, sa longueur de 1,68 m et son diamètre de 0,58 m. Le MD-30 tourne au banc en 1954, suivi un an plus tard par une version avec rechauffe, MD-30 R, rallongée d'1,52 m, étudiée par l'avionneur et fournissant une poussée de 1 000 kgp, soit un appoint de 32%.

Les essais en vol sont effectués sur le quadrimoteur banc volant SNCASE SE-161 " Languedoc " n° 81 (F-ZJOW) entre fin janvier 1955 et début novembre 1956.

1. Compresseur axial à 7 étages
2. Injecteurs de démarrage B avec deux bougies d'allumage
3. Injecteurs principaux (12)
4. Chambre de combustion annulaire
5. Turbine monoétagée
6. Canal d'éjection
7. Suspension arrière
8. Tourillon de suspension
9. Régulateur
10. Boîte d'entraînement des accessoires (pompe à carburant et pompe à huile)
11. Génératrice



Ecorché du MD-30

Certifiée en 1954, la version MD-30 équipe surtout le MD-550 " Mystère Delta " rebaptisé Mirage I mais aussi le second prototype SO 9050-01 des six avions expérimentaux " Trident II " (un réacteur à chaque extrémité de l'aile).

MD-30 R (R comme Reheat). Le dispositif de postcombustion est doté de deux paupières actionnées par des vérins pneumatiques. L'alimentation en carburant se fait par injection en amont de la turbine.



Moteur	Poussée (kgp)	Débit d'air (kg/s)	Rapport de pression	Consommation spécifique	Vitesse de rotation (tr/min)	Température entrée Turbine (°C)	Masse totale (kg)	Longueur - Diamètre (m)
MD-30	800	14	3.5	1,09	13 400	830	235	1,68 - 0.61
MD-30 R	800 (sec) 1 000 (en PC)	14	3.5	1,09 en sec 2,2 en PC	11 800	830	5 *	3.20 - 0.61

(*) La masse de la tuyère PC et ses équipements est de 75 kg.

Le moteur-fusée SEPR 662

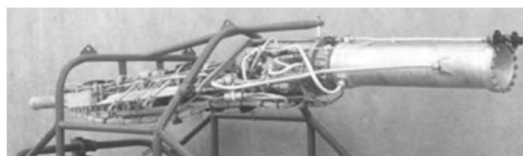


Destiné à l'intercepteur Dassault MD-550 Mirage I, le SEPR 662 succède à l'expérimentation de deux variantes (660 et 663) du moteur-fusée SEPR 66 menée sur le Mystère IV B-05.

Développés à partir de septembre 1953, les premiers essais du SEPR 66 ont eu lieu sur les bancs de Villaroche à partir du 10 janvier 1955. Le SEPR 662 effectue son premier vol sur le Mirage I, le 17 décembre 1956 et son dernier vol, le 2 février 1957.

Technologie.

Du type turbopompe, le SEPR 66 comprend deux soupapes principales, équipées de pompes à jet, alimentant les pompes propulsives principales. Celles-ci sont entraînées par une seule turbine actionnée par le générateur de gaz. L'acide nitrique est utilisé comme liquide de refroidissement pour la chambre de poussée, avant d'y être injecté. Sur chaque corps de vanne à l'intérieur du distributeur, une vanne de dérivation se ferme lorsque la vanne d'injection principale s'ouvre et réciproquement. Cela permet un fonctionnement constant de la turbine, que la chambre soit enflammée ou non. L'utilisation de pressostats permet des processus de démarrage et d'arrêt entièrement automatiques. Un cadre rigide relie tous les sous-systèmes du moteur fusée et permet un retrait facile de la cellule.



Caractéristiques du moteur fusée SEPR 662

Carburants :	Chambre	Turbine	Densité
Combustible	Furaline	Furaline	1.53
Comburant	Acide nitrique	Acide nitrique	1.52
Refroidisseur		Eau	1
Consommation spécifique au sol	5.1 kg/Tonne/sec.	0.320 kg/sec.	
Consommation spécifique totale au sol	5.32 kg/tonne/sec.		
Poussée au sol : 1 500 kg +/- 5%.	Masse du moteur nu : 151 kg	Temps de fonctionnement : 192 s.	
La turbine fonctionne à vitesse constante.	Vitesse de rotation de la turbine :	Dimensions principales :	
A 12 000 mètres d'altitude, la poussée est augmentée de 10% environ	28 000 tr/mn	Hauteur : 300 mm	
	Puissance de la turbine : 110 kW	Largeur : 600 mm	
		Longueur : 2.80 m	

La SEPR

La France crée en 1944 la Société d'études pour la propulsion par réaction ou SEPR, afin de développer les recherches en matière de fusées. Cette entreprise se lance dans l'étude de la propulsion par moteur-fusée des avions militaires. Tout au long des années 1950, des moteurs SEPR sont testés sur différents avions expérimentaux : Espadon, Trident I et II, Gerfaut, Mystère, Durandal ou Mirage I. L'expérience acquise par la SEPR est également à la base des premières réalisations françaises dans le domaine des fusées. En 1970, la société fusionne avec la division engins de la Snecma pour donner naissance à la Société européenne de propulsion (SEP) qui devient en 1997 une division de la Snecma.

Déroulement des essais en vol du moteur-fusée

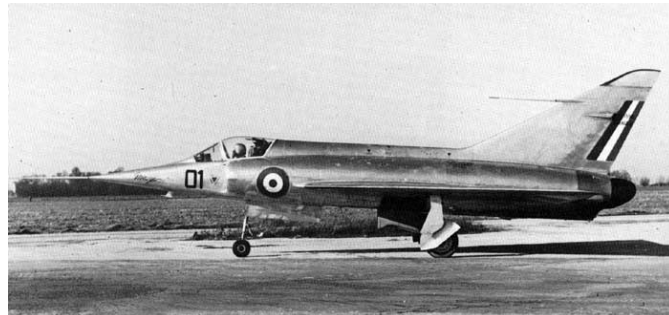
Le moteur-fusée SEPR 662 s'enflamme pour la première fois en vol le 17 décembre 1956 avec Gérard Muselli aux commandes. Après le décollage la montée se fait postcombustion enclenchée en 10 minutes et 14 secondes jusqu'à une altitude de 35 000 ft (10 668 m). Avec l'allumage de la fusée, Seuls sont ressentis, par le pilote, des vibrations provenant des manches d'entrée d'air. La fusée s'éteint au bout de 83 secondes environ. On note alors à ce moment une vitesse de 440 kt et Mach 1,25 en vol horizontal. A l'extinction il se produit une légère oscillation en tangage.

Au cours de l'expérimentation différentes configurations sont testées : en montée, de 3 500 m à 10 800 m d'altitude, des durées de fonctionnement du groupe s'étageant de 30 à 84 secondes.

Au total, en un mois et demi, entre la mi-décembre 1956 et début février 1957, 5 vols - dont trois avec succès - avec 15 allumages et 10 points fixes sont effectués avec trois moteur-fusée SEPR 662. Les résultats sont jugés satisfaisants mais le programme Mirage I est arrêté.



Mirage MD-550 Delta (© Dassault Aviation)



Mirage MD-550 Delta au roulage (© Dassault Aviation)

Ces vols montrent une portée limitée et l'armement est considéré comme trop léger par l'armée de l'air française. Dassault commence par concevoir une version " lourde ", nommée Mirage II, qui devait être propulsée par deux turboréacteurs Turboméca Gabizo et un seul moteur SEPR 661. Il s'agit alors d'une version à deux chambres (poussée unitaire : 750 kg) du SEPR 66. Le SEPR 661 n'étant utilisé que sur les installations d'essais au sol du SEPR.

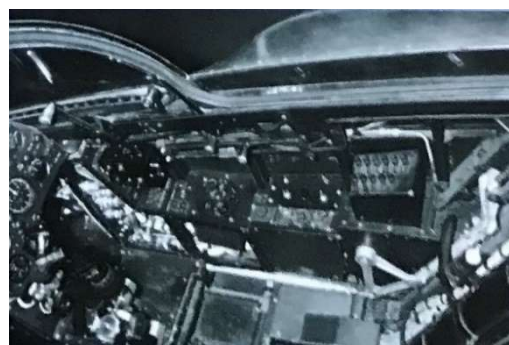
Un autre dérivé, le SEPR 663, avec acide nitrique et TX, est également développé pour le Mirage I mais les essais seront effectués sur le Mystère IV B-05, entre fin 1957 et début février 1958.



Mirage MD-550 Delta : Banquette gauche
(© Dassault Aviation)



Poste de pilotage
(© Dassault Aviation)



Mirage MD-550 Delta : Banquette droite
(© Dassault Aviation)

Note de fin :

- (1) Marcel Dassault livre l'explication de cette appellation : " Son nom vient de ce que cet avion ayant des qualités de vol exceptionnelles est dangereux à l'attaque pour l'adversaire. Quand il se sent menacé, il a des qualités d'évasive qui fait qu'on ne peut pas l'atteindre. Alors, par analogie avec ce qui se passe, pour le voyageur du désert qui, quand il voit un mirage, le poursuit et ne l'atteint jamais, on a appelé cet avion aux qualités exceptionnelles, Mirage. "

Remerciements : Mr Luc Berger de Dassault Aviation

Bibliographie : IAC-04-IAA-6.15.3.02 Reusable man-rated rocket engines The French Experience, 1944-1996. Christophe Rothmund Snecma Moteurs, France (2004). Compte-rendu d'essais réalisés à Villaroche sur Mirage I avec moteur-fusée SEPR 662 (1957). Turbo-Courrier SNECMA.

Chronologie des 5 vols fusée SEPR 662 sur MD-550 Mirage I (Décembre 1956 - Février 1957)

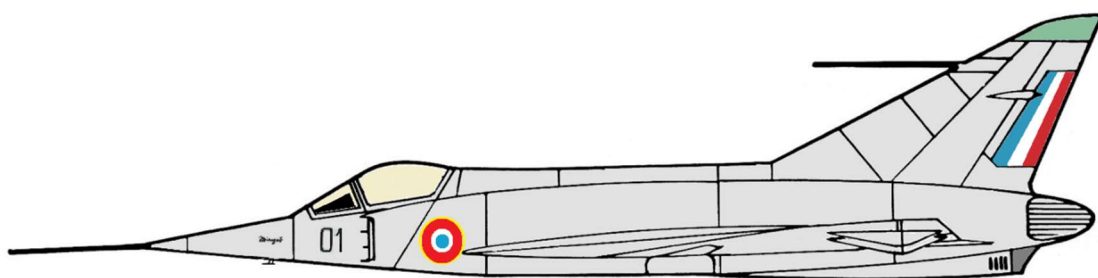
Numéro de vol	Date	N° du Groupe	Déroulement de l'essai	Résultats	Observations
1 ^{er} vol fusée	17/12/56	1	Allumage moteur-fusée à 3 500 m.	Démarrage correct et régime stable. Temps de fonctionnement 83 secondes. Après essai, vidange de l'acide restant par vide-lent.	Au retour de l'avion, traces de furaline sur la voûte fusée.
2 ^{ème} vol fusée	11/01/57	3	Allumage moteur-fusée à 9 000 m.	Temps de fonctionnement 30 secondes. Vidange lente de l'acide restant.	Au retour, pas de fuite à signaler. Pas d'enregistrement : bande déroulée dans le HB (*) avion.
3 ^{ème} vol fusée	22/01/57	2	Après décollage montée à 10 800 m sur réacteurs MD-30 R plus postcombustion.	Démarrage du groupe après plusieurs battements sur lampe témoin du générateur, 4 secondes après.	Fonctionnement sur 1 ^{er} étage, arrêt du groupe automatique, vidange du réservoir par vide lent au cours de la descente.
4 ^{ème} vol fusée	23/01/57	2	Allumage moteur-fusée à 10 800 m.	Tentative de démarrage deux fois sans résultats. Au troisième essai le groupe démarre, le premier étage fonctionne mais la fusée s'arrête avant le passage sur le second étage.	A 3 000 m, afin de déterminer si l'altitude intervient dans l'arrêt du groupe, un nouveau fonctionnement est effectué. Le démarrage est très rapide, la fusée marche normalement pendant 15 secondes (la coupure étant provoquée par le pilote).
5 ^{ème} vol fusée	02/02/57	2	Décollage, montée et palier accéléré avec réacteurs MD-30 R plus postcombustion.	Démarrage correct du groupe SEPR 662 à 10 400 m.	Temps de fonctionnement jusqu'à l'épuisement du réservoir de furaline : 84 sec. On retrouvera dans le réservoir d'eau $\frac{1}{2}$ litre restant et dans le réservoir de furaline 1 litre.

(*) Enregistreur photographique Hussenot-Beaudoin ou HB encore appelé " hussenographe " : appareil destiné à enregistrer automatiquement les données de vol. Le pilote d'essai est ainsi libéré de tâches fastidieuses et les données recueillies gagnent en précision.

Mirage I avec moteur-fusée SEPR 662

(Janvier 1957). L'avion comporte un certain nombre de solutions originales : pare-brise coupe-vent, sans montant, verrière " casquette ", bombée et

à l'arrière un séparateur de jet des deux réacteurs. (© Auteur)



Calendrier du développement SEPR 66

1953 Septembre - Début des études

1955 Janvier - Premier fonctionnement du moteur-fusée au banc d'essai, le 10 janvier

1956 Janvier - Premier vol fusée du Mystère IV B-05, le 19 janvier

1956 Décembre - Premier vol du Dassault Mirage I, le 17 décembre

1957 Fin janvier - Arrêt du programme Mirage I

1957 Juillet - Fin du programme d'essai fusée sur Mystère IV B-05, le 22 juillet. A cette date 45 vols fusée avaient été effectués sur cet avion.

Moteur d'avion, puissance et gestion de la puissance

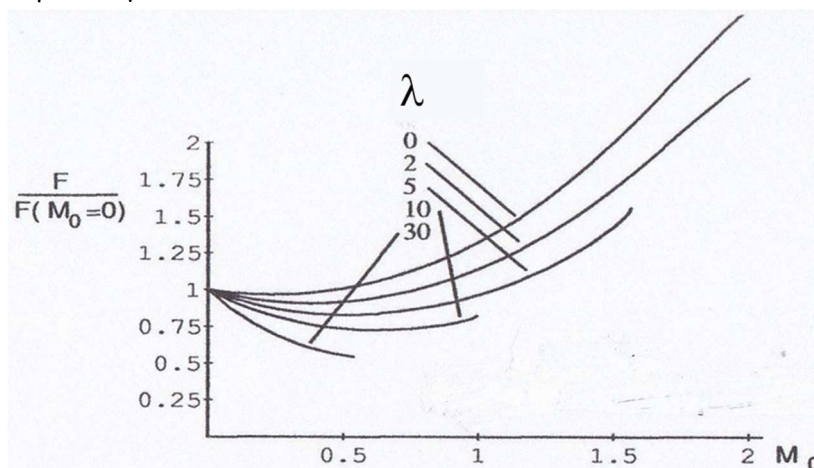
Turboréacteurs à fort taux de dilution détermination du paramètre représentatif de la poussée (1)

La réglementation, tant de la FAA que de l'EASA imposent : " Qu'un indicateur de la poussée ou, à défaut un paramètre la représentant directement soit mis à la disposition du pilote. L'indicateur devra être basé sur la mesure directe de la poussée ou d'un paramètre la représentant directement. Cet indicateur devra de plus indiquer les variations de la poussée résultant de dysfonctionnements, de dommages ou de détériorations ".

En pratique, sur la base des technologies disponibles, il n'est pas aisé de mesurer directement la poussée en conformité avec ce qu'impose la réglementation quand le moteur est installé sur " avion ".

La procédure utilisée pendant les campagnes d'essais en vol, pour efficace qu'elle soit, requière de capter un nombre de paramètres important : pression et température du flux d'air en sortie de la soufflante, pression et température en sortie du générateur de gaz, pression et température ambiante. Pour optimiser la qualité des mesures, il importe de " peigner " la zone à mesurer, en installant plusieurs points de capture, entre vingt et quarante, par paramètre sont souhaitables. Après capture, les paramètres sont injectés pour calcul, dans un ordinateur dédié. Cette technique n'est implicitement pas utilisable sur des avions en utilisation quotidienne par des utilisateurs qu'ils soient commerciaux ou militaires.

Nous ajouterons, qu'au-delà de l'interprétation de l'information, la mise à disposition du paramètre " poussée " directement aux équipages pourrait quelque peu déconcerter. Le phénomène de la chute rapide de la poussée, pendant la course au décollage, intrinsèque à tous les turboréacteurs, ne serait pas sans interpeller. Entre le point de la mise des gaz au début de la phase du décollage et environ 200 Kts, si la chute de poussée d'un turboréacteur à simple flux, ou à faible taux de dilution (2) est de l'ordre de 7,5 %, elle peut atteindre presque 30% pour les moteurs à très fort taux de dilution ! La chute est d'autant plus importante que le taux de dilution est élevé. Cette baisse significative de la poussée, évidemment prise en compte dans le calcul des performances au décollage de chaque type d'avion à propulsion par turboréacteur est désignée " Lapse rate take-off ". La réglementation requière d'ailleurs que les caractéristiques du " Lapse rate take-off " soit mesurées par des décollages de validation effectués à partir d'un aéroport dont l'altitude est égale à celle l'aéroport le plus élevé pour lequel la certification de l'avion est demandée.



Evolution de la chute de poussée " Lapse rate take-off " en fonction de la vitesse avion et du taux de dilution λ 2.

Crédit Monsieur Pierre Mouton

Avant l'entrée en service des turboréacteurs à fort taux de dilution, il était commun d'utiliser, à la discrétion de l'avionneur ou du fabricant des moteurs, deux paramètres : la vitesse de rotation du rotor, basse pression, si le moteur était double corps, que le cycle soit simple ou double flux. L'information (3) étant présentée en tours/minute ou en pourcentage. Plus couramment, le rapport de pression du réacteur désigné EPR (Engine Pressure Ratio). L'EPR se caractérisant comme le rapport des pressions existantes à l'échappement des gaz après la détente dans la ou les turbines et à l'entrée du compresseur basse pression. Avec l'arrivée des turboréacteurs à très fort taux de dilution où la soufflante produit la majeure partie de la puissance, possiblement jusqu'à 80% de la poussée globale, il apparut nécessaire de revisiter ces paramètres. Presque

tous les principaux paramètres unitaires, pouvant être utilisés vitesse de rotation de la soufflante ou du rotor haute pression, température des gaz d'échappement, pression du flux d'air derrière la soufflante, pression devant et en sortie de la turbine basse pression, même le débit carburant, ou composite EPR le choix est ample. Toutefois, il faut choisir celui qui outre, représenter précisément la poussée, réagit rapidement à tout écart, à la hausse comme à la baisse, de la poussée et éventuellement : toutes les variations résultantes d'éventuels dommages aux pièces constitutives du moteur et/ou de l'ensemble propulsif. General Electric, puis CFM International, après évaluations détaillées et essais au sol est en vols, réduisirent le choix à deux paramètres : l'EPR et la vitesse de rotation de la soufflante.

Peut-être est-il utile de préciser par élimination, les raisons d'une telle sélection initiale. Les pressions derrière la soufflante et la turbine basse pression sont éliminées pour, dans la zone de la puissance maximale leur trop grande sensibilité pour la soufflante, et au nombre de Mach et à l'altitude pour la pression derrière la turbine basse pression. Ainsi, dans la zone de la puissance maximale, l'évolution de la poussée triple à chaque pourcent de variation de la vitesse de rotation de la soufflante, 1,4 % par variation de point d'EPR. Les conditions du régime de fonctionnement de la tuyère du flux chaud à certaines vitesses et d'altitude de l'avion rendent l'interprétation de la valeur de cette pression problématique. La consistance des mesures, entre moteurs d'un même type ne pouvant être négligées, des essais furent effectués pour l'évaluer. La vitesse de rotation de la soufflante et l'EPR se montrant les plus consistants. La stabilité de la représentativité du paramètre, en fonction des variations des conditions de vol est évidemment essentielle. En utilisant le premier modèle du General Electric CF6, le type CF6-6 installé sur un Douglas DC 10-10, il est démontré qu'à position de manette constante, donc vitesse de rotation du corps haute pression constante, pendant la course au décollage la vitesse de rotation de la soufflante est très stable, l'amplitude des variations observées est inférieure à 1 %. L'EPR fait moins bien. On observe une chute de 1 % de point d'EPR entre 0 et 100 kts puis encore 2,5 % entre 100 et 200 Kts. Ces variations " normales ", rendent la détection des anomalies de poussée moins évidentes. Il est plus facile aux équipages de détecter les variations de la vitesse de rotation de la soufflante plutôt que celles de l'EPR. On ajoutera que la mesure de l'EPR, nécessitant deux capteurs, de pression avec un dispositif d'intégration, se démontre nécessairement moins précise, de l'ordre de 1,2 %. Avec 0,6 %, dans toute la plage d'utilisation, la mesure de la vitesse de rotation de la soufflante est notoirement plus précise.

Ultime considération : la réponse du paramètre à la détérioration de l'ensemble propulsif. Les études conduites par General Electric et Douglas démontrent que des détériorations localisées dans le système haute pression, compresseur ou turbine ainsi que dans le rotor basse pression sauf, les dégradations résultant en la réduction du débit d'air de la soufflante conduisent, à vitesse de rotation de la soufflante constante, en une augmentation de la poussée. La mesure de l'EPR, à valeur constante, produit des résultats identiques pour des détériorations localisées dans le dispositif haute pression, mais inverses pour d'éventuelles détériorations dans le rotor basse pression (4).

L'utilisation de la vitesse de rotation de la soufflante démontrant sa supériorité, ses faibles variations pendant le décollage, inhérentes au fonctionnement normal de ce type de moteur, la grande précision de la mesure, la fiabilité et la facilité de sa capture, sa réponse aux formes les plus courantes de détérioration sauf pour celles relatives à la soufflante et au canal du flux froid. Aspects largement compensés, d'une part par le fait que les détériorations dans la soufflante et dans le canal flux froid sont facilement identifiables au cours de la visite pré-vol, que d'autre part, ces détériorations sont indépendantes du système de mesure, General Electric puis CFM International retiennent la vitesse de rotation de la soufflante (N1) comme paramètre représentatif de la poussée. Le texte ci-dessous fera de même.

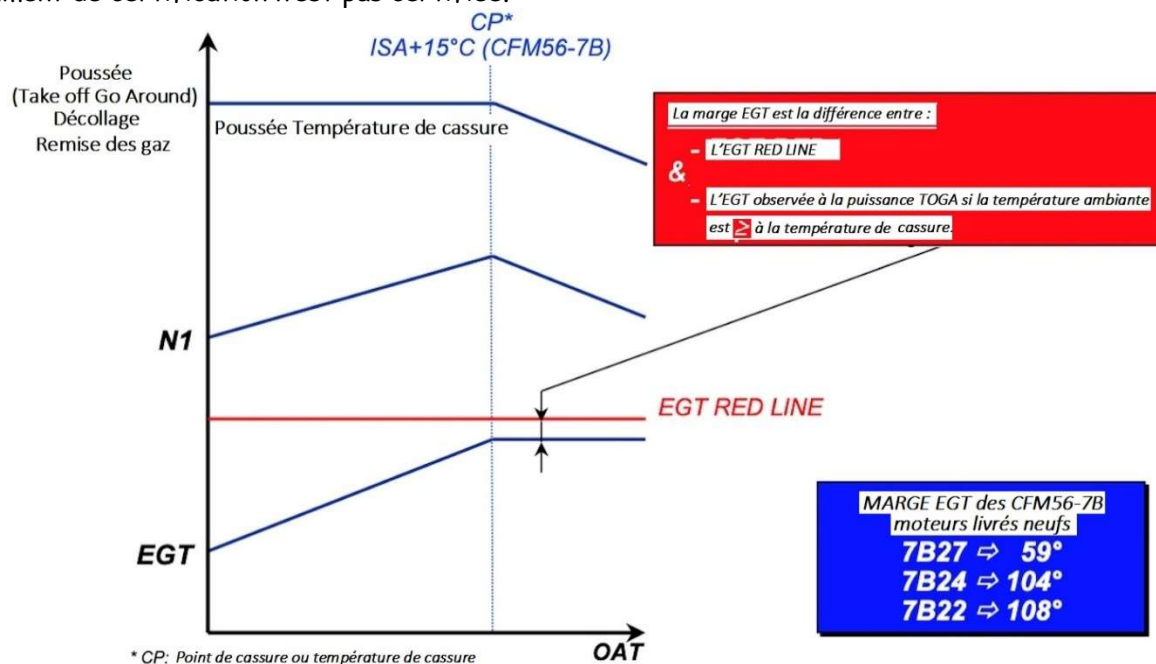
Gestion de la puissance au décollage des turboréacteurs à fort taux de dilution

A - Concept du flat rate

Pour être le plus accessible possible, mais sans schématiser, pour les moteurs à fort taux de dilution les paramètres définissant la puissance au décollage peuvent se réduire à seulement deux : la poussée maximum utilisable et la température de cassure.

La poussée maximum utilisable est certifiée. Elle sous-entend plusieurs paramètres, que je caractériserai de " physiques " : vitesse de rotation des rotors, température des gaz d'éjection, pression maximale acceptable dans la chambre de combustion, couple maximum transmissible par l'arbre de turbine basse pression, pour ne

citer que les essentiels. La poussée maximale ne pourra être ajustée à la hausse, qu'après une nouvelle certification du moteur. L'ajustement à la baisse, pratiqué par tous les fabricants de moteur d'avion, le plus souvent, pour ne pas dire exclusivement, à la demande des avionneurs est très largement utilisée. La température de cassure bien que devant faire l'objet d'une inscription au registre des tarages reconnus dans le document de certification n'est pas certifiée.



Courbes poussée N1 et EGT relatives au CFMI CFM56-7B. La poussée est maintenue constante jusqu'à ISA +15°C. Pour maintenir la poussée constante, le N1 augmente graduellement. La réduction du régime N1 au-delà de la température de cassure, comme pour tous les moteurs de la famille General Electric et CFMI est exécutée à EGT constante.

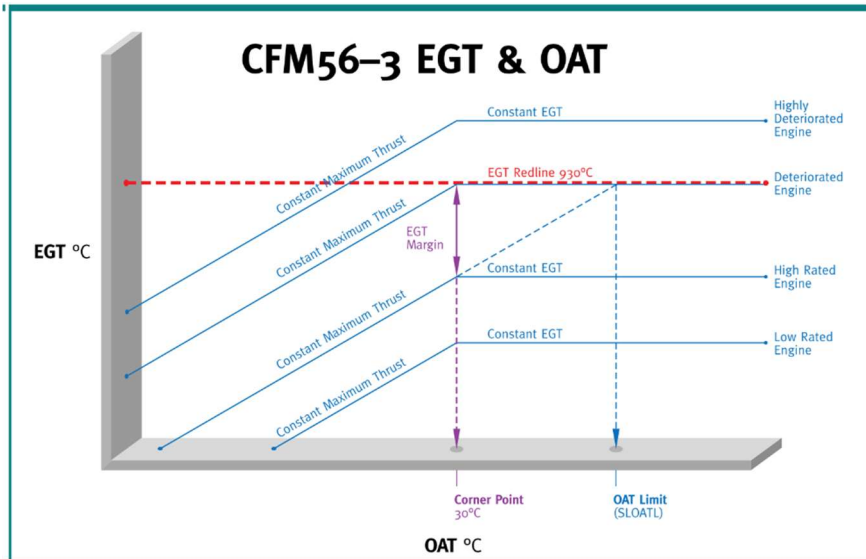
Crédit de l'illustration document de communication CFMI.

La description de la poussée maximale disponible ne nécessite pas d'explication particulière. C'est simplement la puissance exprimée, le plus fréquemment en milliers de livres ou, si le système métrique est utilisé, en tonnes. La poussée est mesurée exclusivement dans un banc d'essais statique au sol ayant fait l'objet, ainsi que les équipements de banc associés, buse d'entrée d'air, tuyères d'éjection des flux froid (nacelle de banc) et flux chaud de toutes les caractérisations, calibrations et certifications requises. Pour des raisons évidentes de standardisation, la poussée maximale, telle que communiquée par les motoristes aux avionneurs ou au public, est celle que développerait le moteur fonctionnant à sa pleine puissance, au niveau de la mer dans les conditions standards de température ambiante de pression atmosphérique et d'humidité. La poussée maximale doit être obtenue sans dépassement des paramètres, indiqués dans le document de certification. Tel que déjà mentionné plus haut, après installation du moteur sur un avion, il ne sera plus possible de la mesurer.

La température de cassure, que les Anglo-Saxons désignent " flat rate ", est la température ambiante (OAT) au niveau de la mer, au-delà de laquelle il n'est plus réalisable de maintenir la poussée maximale certifiée (5). Ce concept nécessite quelques explications. Alors que la température ambiante ou que l'altitude augmentent, la masse volumique de l'air diminue. De façon à maintenir la poussée nominale, pour compenser la réduction de la masse volumique de l'air, il est nécessaire d'augmenter la vitesse de rotation de la soufflante (N1) conformément un à tableau à deux entrées, température ambiante ou OAT et altitude du terrain (PA). Ce tableau a été établi par le constructeur pendant les essais de développements et de certification du moteur. Il peut également être amendé par l'avionneur pour éventuellement prendre en compte les prélèvements d'air nécessaires au fonctionnement des systèmes de l'avion. L'augmentation du régime de rotation de la soufflante, entraîne l'augmentation concomitante du régime de rotation du rotor haute pression, de la température des gaz d'échappement et évidemment, l'augmentation mécanique du débit carburant. Il importe, pour obtenir le N1 de poussée de ne pas dépasser, ni la vitesse limite de rotation du rotor haute pression (N2) ni la température maximum autorisée des gaz d'échappement (EGT). Il a été vérifié au préalable, dans un banc d'essais que la poussée maximale a bien été obtenue sans dépassement, voire avec une marge, de la vitesse maximum autorisée de rotation de la soufflante. En outre, les paramètres N2 et EGT devront faire l'objet d'une certaine marge

pour prendre en compte l'inévitable usure des éléments responsables à terme, de la dégradation des performances du moteur. Ces paramètres sont d'évidence, représentatifs du " dimensionnement ", tel que déterminé par le constructeur du moteur au moment de sa mise sur la planche à dessin.

Dans cet objectif, à iso altitude, au-delà d'une certaine température ambiante, il n'y a d'autre option que de plafonner le régime de rotation de la soufflante, lequel au-delà de ce seuil devra alors être réduit. Cette réduction de la vitesse de rotation de la soufflante s'exécute selon une pente optimisée, à EGT constante. L'intention étant de minimiser, autant que possible, la réduction de la poussée du moteur, en conséquence des performances de l'avion, tout en préservant la durée de vie des éléments exposés de la section chaude du moteur, toujours sans dépasser aucune des limites maximums autorisées.



Évolution de la température tuyère en fonction du tarage et de l'usure moteur.

Ce graphique montre l'évolution de la température tuyère, pour une même vitesse de rotation de la soufflante, donc à poussée identique, en fonction de l'usure d'un moteur donné ou du tarage utilisé. On observe pour les courbes inférieures, qu'il existe une marge de température tuyère laquelle, avec le temps L'utilisation en se dégradant devient nulle voire négative. L'utilisation, à la pleine puissance, d'un moteur dont la marge EGT est supérieure à 0 n'est pas limitée. L'utilisation, du même moteur à la pleine puissance, si la marge EGT est égale à 0 est limitée, à la température de cassure. Un moteur dont la marge EGT est inférieure à 0 est limité à la

température ambiante, au point de croisement de la courbe des N1 de poussée maximum avec la ligne des tirets rouges (Ligne des N1 de puissance maximum à la température de cassure) projeté sur l'axe des X.

Crédit Society of Aircraft performance and operation engineer.

B - Utilisation de la plage de poussée des turboréacteurs à fort taux de dilution

Avec la flexibilité qu'apportent les turboréacteurs à fort taux de dilution, il est de plus en plus fréquent voire systématique que, sur la base d'un même modèle, les avionneurs en déclinent plusieurs variantes. Ainsi, premier cas typique, les bimoteurs de la famille du Boeing 737 " Classic " propulsés par le moteur de CFM International CFM56-3 (6). Une condition identique existe avec les avions de la famille Airbus A320 et autres Boeing 737 NG, 767, Airbus A300/A310 etc.

Avec les variantes du 737 " Classic ", c'est véritablement la première fois dans la longue histoire de l'aviation commerciale, qu'un avion de ligne à fuselage étroit bénéficie pleinement de la flexibilité qu'apportent les turboréacteurs à fort taux de dilution. Le premier modèle désigné 737-300 servit la base à toute la famille " Classic ", le 737-300 est disponible en deux motorisations. CFM56-3B1 taré à 20 000 livres et CFM56-3B2 taré à 22 000 livres. La masse maximum autorisée au décollage du 737-300 motorisé avec des CFM56-3B1 est de 62,4 tonnes, 63,5 pour la version motorisée par le CFM56-3B2. La version 737-400, à fuselage rallongé, qui fit suite au 737-300 est également disponible en deux motorisations. CFM56-3B2 taré à 22 000 livres et CFM56-3C (7) le plus puissant des CFM56-3, taré à 23 500 livres. La plage de la masse maximum autorisée au décollage du 737-400 s'étend de 62,8 à 68,3 tonnes, en fonction de la motorisation. La version 737-500, dont le fuselage est le plus court à 29,80 mètres, trente centimètres de plus que les 29,50 mètres que la version 737-200 de la première génération motorisée par des Pratt & Whitney JT8-D dont le taux de dilution faible, de l'ordre de 1. Le 737-500 est également disponible en deux motorisations. CFM56-3B1 taré à 18 500 (la moins puissante de la famille CFM56-3) ou à 20 000 livres. La masse maximum autorisée au décollage du 737-500, ultime version de la famille " Classic ", est de 61,9 ou 68,7 tonnes.

Cette indispensable avalanche de chiffres démontre, qu'avec un seul type de moteur, dont on peut à la suite d'ajustements ou de remplacements limités d'accessoires, sans passage en atelier, faire varier la puissance, évidemment dans la limite de la certification qu'il est possible d'exploiter plusieurs déclinaisons d'une même base d'avion, avec tous les avantages collatéraux qui en découlent pour l'exploitant. Dans le cas des 737 " Classic

", le nombre de sièges disponibles, si les avions sont exploités en configuration unique, s'étend de 149 pour le 737-500 à 189 pour 737-400. Compte tenu de la trop faible adaptabilité de leur poussée cette flexibilité, n'était que marginalement accessible avec les moteurs de première génération. D'ailleurs, aux États-Unis, avec l'arrivée des moteurs à fort taux de dilution les motoristes ont préféré substituer le terme " Power Management " (Gestion de la puissance) à celui de " Control System " (Régulation).

Nous verrons plus bas, avec l'étude de la vitesse V1, le potentiel pour ce qui concerne la masse maximale au décollage.

C - Les " Bumps " et la vitesse V1

Il est inévitable et légitime que des opérateurs désirent pouvoir exploiter leurs avions au maximum de ses capacités, parfois même un peu au-delà des performances initialement publiées dans les brochures de la campagne de vente... Ainsi pour n'en citer que quelques-uns : Yemenia qui opère quotidiennement depuis Sanaa, aéroport international du Yémen où la température malgré l'altitude élevée 2 199 mètres est fréquemment au-dessus de 25°C, ou encore South African Airways, au départ de l'aéroport de Johannesburg 1 694 mètres, où la température pendant huit mois de l'année dépasse 25°C. L'Afrique du Sud étant de plus, très excentrée sur le planisphère terrestre, South African Airways n'a d'autre choix que d'exploiter des vols très longs courriers. Bien qu'opérant depuis un aéroport, Dubaï, situé au niveau de la mer, toutefois exposé à de très fortes températures ambiantes pendant presque tous les mois de l'année. Pour des raisons commerciales, la compagnie locale Emirates souhaite, sans contrainte de performance, servir sans escale diverses destinations lointaines, San Francisco, Los Angeles, Sydney... Les motoristes n'ont pas manqué de répondre à ces demandes spécifiques. Cette alternative est désignée " bumps " (8). Il existe également de par le monde quelques aéroports en altitude très élevée, au-delà de 4 000 mètres, pour lesquels outre la capacité " bump " d'autres considérations, sortant de cet article, doivent être prise en compte.

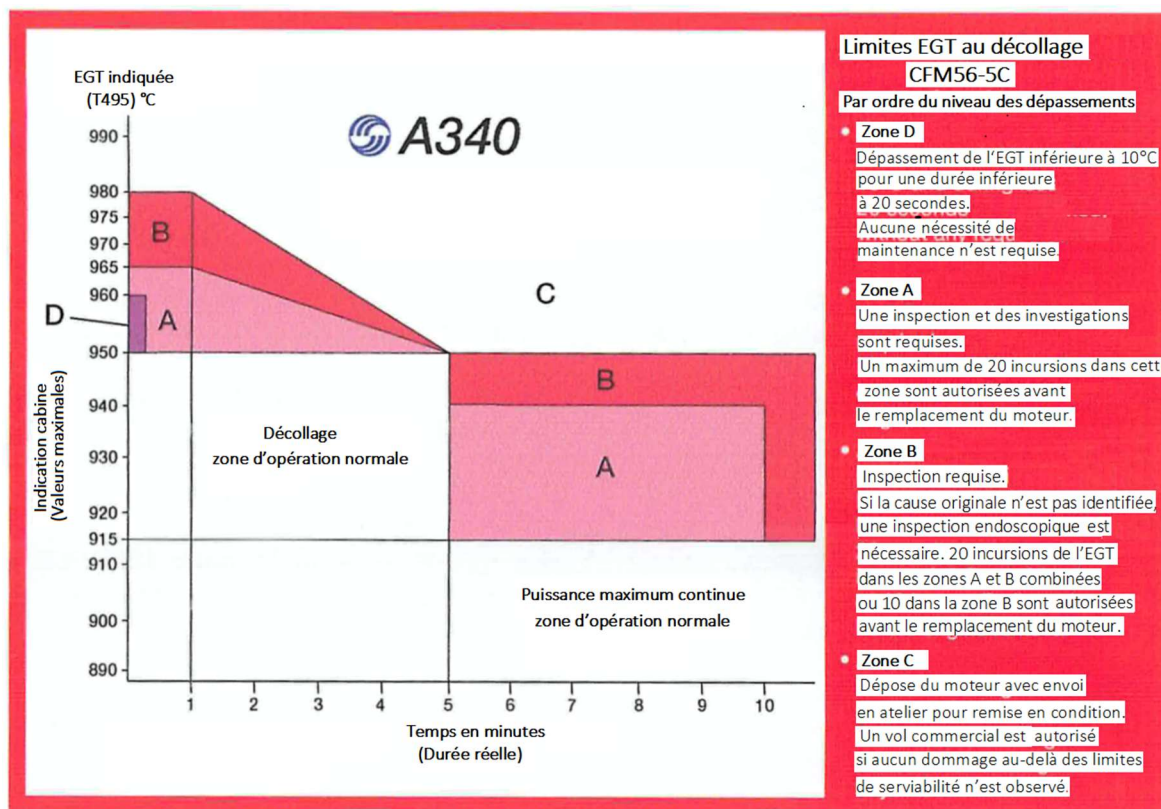


Tableau des limites EGT au décollage applicable à l'avion Airbus A340 / CFM56-5C.

Crédit document instruction origine Airbus.

Pendant la phase de décollage, parmi les vitesses critiques se trouve une vitesse avion que la codification internationale a désigné V1. C'est la vitesse au-delà de laquelle un avion en phase de décollage ne peut plus s'arrêter en toute sécurité avant l'extrémité de la piste. En un autre terme, la vitesse maximale au-delà de laquelle il n'est plus, en principe, possible d'interrompre le décollage. Selon l'adage disant que " La piste qui est derrière l'avion ne sert plus à rien ", il importe que la V1 puisse être atteinte rapidement, c'est-à-dire en ayant utilisé la plus petite longueur de piste possible. Avant le seuil de la température de cassure, sachant que la

puissance maximum du moteur est toujours, accessible, il n'est pas possible, d'agir sans augmenter la puissance certifiée des moteurs (9). Les performances aérodynamiques de l'avion sont également à leur maximum. Cependant avec la réduction de la masse volumique de l'air, la force de sustentation générée par les ailes diminue. A masse avion constante, la vitesse de décollage, que la codification OACI (Organisation de l'Aviation Civile Internationale) désigne (VLOF) augmente. Au-delà du seuil de la température de cassure, il est possible d'agir, sans dépassement de la puissance maximale certifiée, sur la puissance des moteurs en " redressant " la pente de décroissance de la vitesse de rotation de la soufflante. Cette option désignée " bump " en réduisant la perte de poussée permet de diminuer la longueur de piste nécessaire pour atteindre la vitesse V1. En conséquence : gagner en masse avion, gain à balancer entre emport de passagers et ou de carburant. Il existe trois optimisations du concept d'activation des " bumps ". Température ambiante, altitude et combinaison altitude température. L'activation des " bumps " n'est pas sans impact sur le niveau de la température des gaz d'échappement, qu'il faudra gérer et de l'inévitable réduction de la durée de vie des pièces sous contraintes thermiques qu'il faudra accepter. Autre aspect ne pouvant être occulté, à ces températures et altitudes élevées, la vitesse VLOF est souvent élevée. Dans la mesure où la piste est suffisamment longue, elle peut éventuellement excéder la vitesse de rotation maximale autorisée des pneumatiques qu'il faudra évidemment maintenir sous contrôle.



ECAM (Electronic Centralized Aircraft Monitor) de la page moteur typique de l'avion Airbus A320 propulsé par le moteur IAE V2500. Le consortium IAE (International Aero Engine) ayant opté pour l'EPR, l'information apparaît au sommet des paramètres moteurs. Les autres principaux paramètres EGT, N1 et N2 apparaissent également. En cas de dysfonctionnement du paramètre EPR, il est autorisé pour un nombre de vols limités d'utiliser le paramètre N1.

Des tables d'ajustement de la poussée en secours au N1 sont à la disposition de l'équipage dans le manuel d'exploitation de l'avion.

Crédit internet.

Relation vitesse de rotation de la soufflante et marge EGT

L'augmentation de la vitesse de rotation de la soufflante entraîne l'augmentation concomitante de l'énergie nécessaire, il en résulte une hausse simultanée de la consommation de carburant et mécaniquement celle de la température devant la turbine, donc de l'EGT. De façon à anticiper tous dépassements de limites, les motoristes ont conçu des logiciels qui permettent d'anticiper, qu'elle serait, au niveau du seuil de la température de cassure et au-delà, donc à la puissance d'utilisation à la poussée maximale, la marge de l'EGT et de la vitesse de rotation N2. Ces logiciels, associés à des dispositifs de collection et de transmission automatisés, sont dirigés vers les systèmes informatiques des opérateurs. Installés dans les avions, ils capturent au moment adéquat du vol les paramètres nécessaires à leurs calculs et à leur suivi. De plus en plus précis, ils ont depuis longtemps remplacé les laborieuses et imprécises prises de mesures manuelles.

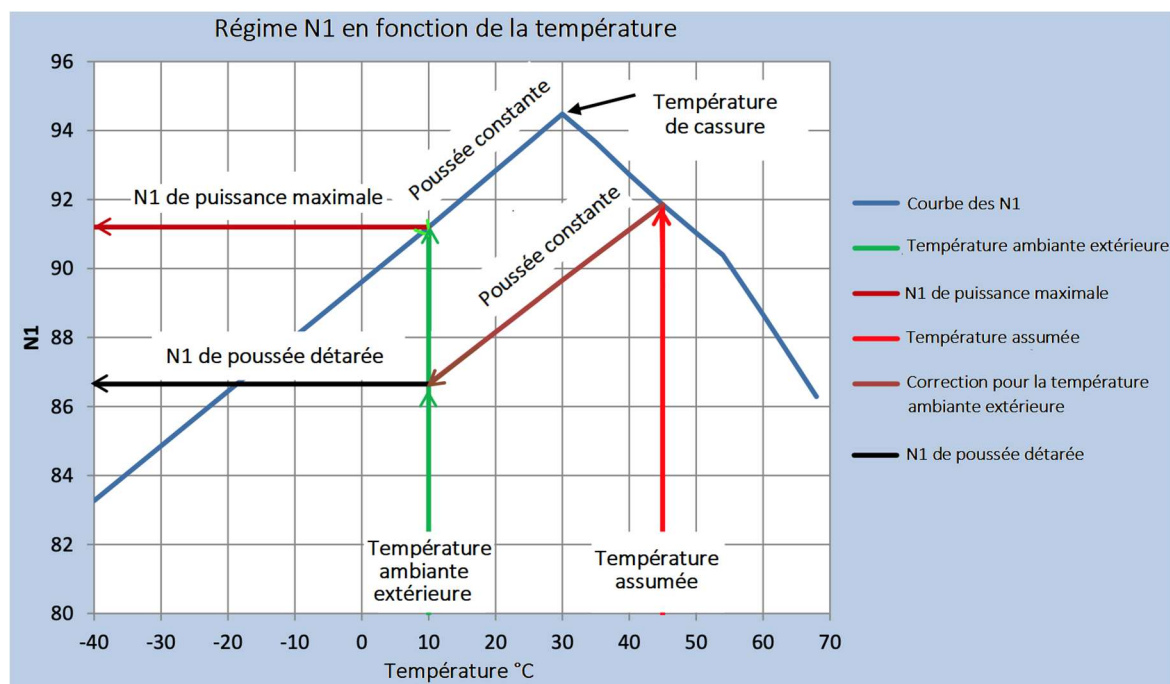
La réglementation en vigueur n'autorise pas l'utilisation de moteurs qui pourraient excéder une ou plusieurs limites, ces logiciels revêtent une importance primordiale dans l'optimisation de la gestion d'une flotte d'avions et de ses moteurs. Ainsi, il ne serait pas judicieux d'utiliser un avion dont un, ou plusieurs moteurs, seraient trop proches, ou en limite EGT pour des vols longs courriers à destination d'aéroports " chauds " ou en altitude. Dans la mesure du possible, on préférera des avions dont les moteurs disposent de marges suffisantes. Autre aspect positif de ces logiciels, toujours dans la mesure du possible, si la composition de la flotte le permet, un moteur arrivant en limite EGT, utilisé sur une version lourde de l'avion nécessitant l'utilisation du tarage maximum, sera déposé puis installé sur une version moins lourde pour être alors utilisé à un tarage inférieur où il regagnera, sans autre intervention de maintenance, de la marge, permettant d'optimiser le temps total d'utilisation avant le prochain passage nécessaire en atelier pour restauration des performances quand la marge EGT aura été complètement érodée. L'exemple le plus significatif étant certainement celui du CFM56-5B destiné à la motorisation des bimoteurs de la famille Airbus A320. Ainsi, la version CFM56-5B3, prévue pour

le modèle A321 est capable de produire la poussée de 33 000 livres alors que la version CFM56-5B9 de l'A318 ne nécessite que 21 600 livres soit plus de 30% inférieure. Le CFM56-5B avec des tarages intermédiaires à 27 000 et 23 500 livres destinés à d'autres variantes de la famille A320, la possibilité de pouvoir croiser ces diverses variations d'un même moteur est évidente. L'application d'une telle procédure sur les coûts d'opération est très significative. Si la composition de la flotte, ne permet pas son application, l'opérateur n'aura d'autres choix que de limiter l'utilisation des avions concernés, soit en les employant vers des destinations moins contraignantes ou de limiter la charge marchande, éventuellement en appliquant une réduction du nombre de passagers, option particulièrement difficile à gérer par le service commercial de la compagnie ou d'envoyer le moteur en atelier pour restauration des performances.

En conclusion de ce paragraphe, il n'est pas inutile de mentionner que le logiciel de calcul de la marge EGT, la présente sous deux formes. L'une en nombre de degrés restant avant que la limite ne soit atteinte, format plutôt utilisé par les services de maintenance. Le second sous forme de température ambiante maximum, au niveau de la mer, d'utilisation du moteur ou OATL (Outside Air Temperature Limit). Cette présentation étant évidemment plus parlante aux services des opérations.

Décollage à puissance réduite - Température ambiante assumée.

Ce paragraphe fait de multiples références aux logiciels installés dans les ordinateurs des avions. Les calculs de la puissance à utiliser au décollage font appel à des paramètres divers et nombreux. Ces ordinateurs en simplifiant la tâche des équipages sécurisent les calculs pour autant que tous les paramètres soient entrés correctement... Avant l'ère des avions informatisés, les équipages devaient se référer à une longue liste de tables graphiques allant de la température des freins, au gradient de piste, masse avion etc.



On observe sur cette courbe une seconde rupture de pente après 50°C. Cette condition est fréquente dans ces conditions de températures très élevées où les performances avions sont évidemment limitées.

Pour les moteurs pilotés au N1, déterminer le N1 de poussée détarée, par la méthode de la température assumée, impose de s'assurer que la poussée de pleine puissance i.e. celle de la véritable température ambiante soit supérieure ou égale à celle du niveau de la température assumée.

Crédit Society of Aircraft performance and operation engineer.

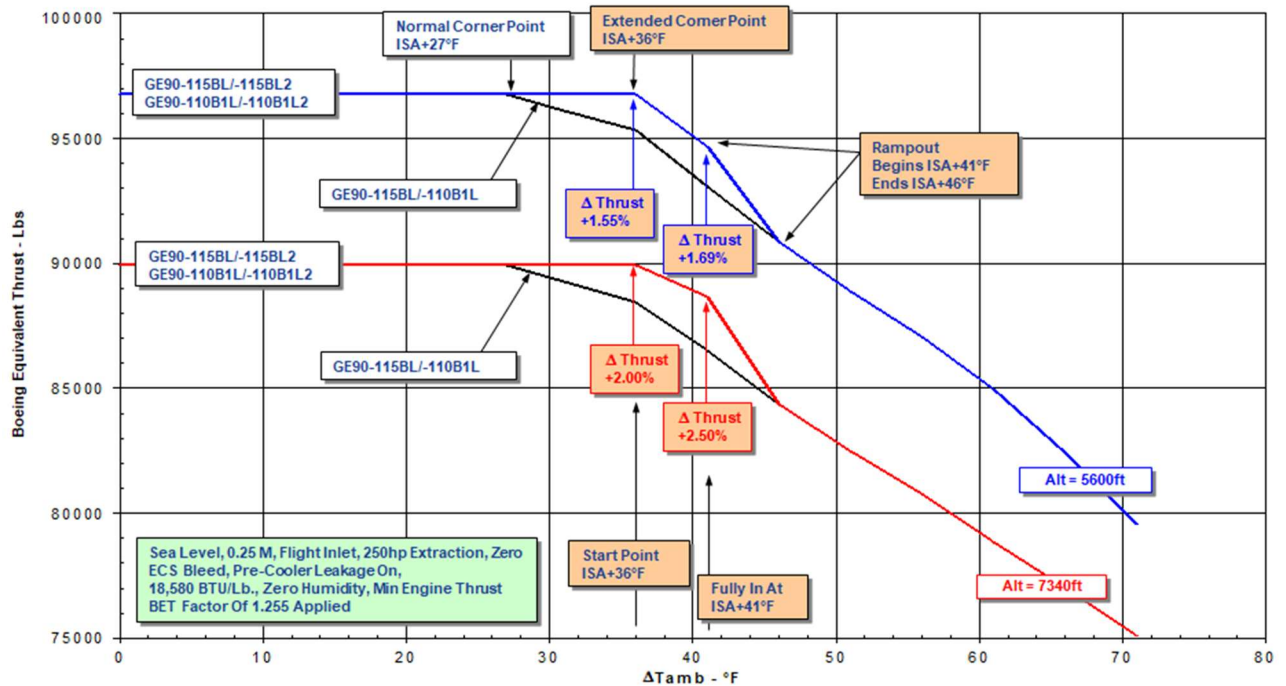
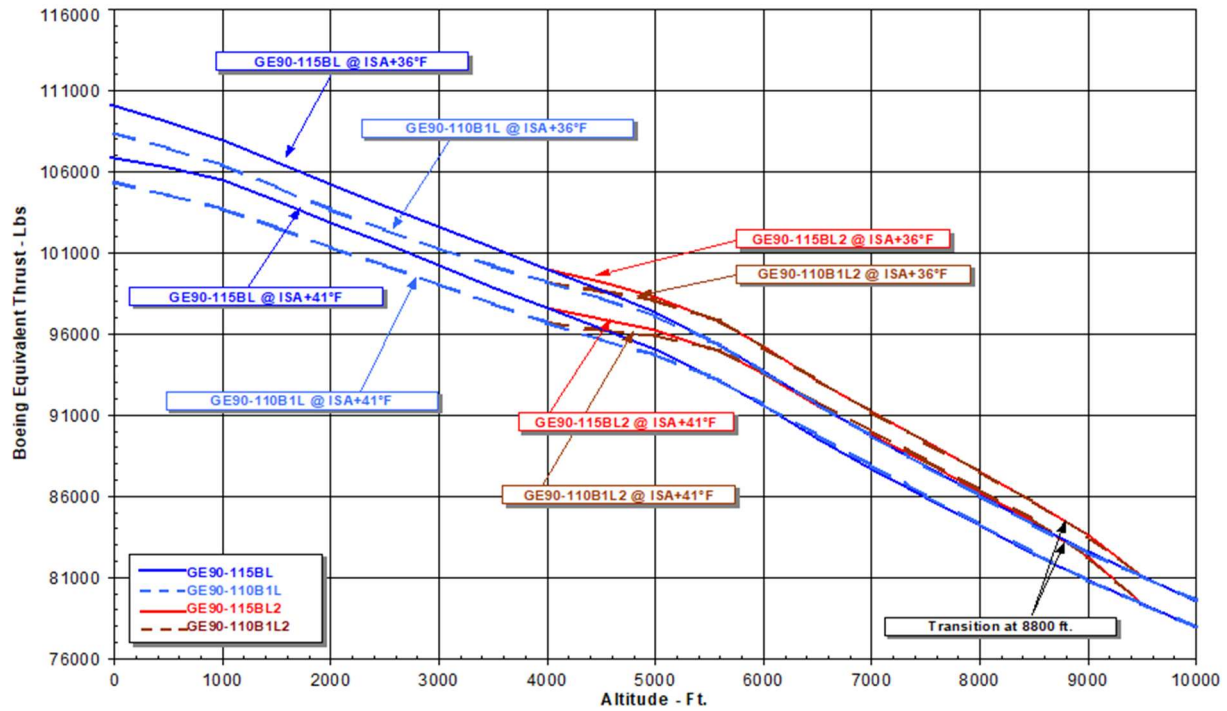
La présente réglementation applicable aux avions de ligne multi-moteurs impose : " Que, pendant la phase du décollage, après la perte de puissance totale d'un moteur, l'avion puisse maintenir un taux de montée minimum de façon à être capable de franchir, un obstacle dans l'axe de la trouée d'envol, avec la marge de sécurité réglementaire ". Il résulte de cette règle, que d'une part un avion quadrimoteur dispose, même à la masse maximale, d'une marge de puissance de 25 %, 50 % pour un bimoteur. D'autre part, les avions de ligne ne décollent pas nécessairement à la masse maximale. C'est cette caractéristique qui est utilisée pour l'application de la procédure de décollage dite à " puissance détarée ".

On conviendra, même si la réglementation limite, sauf en cas de nécessité, l'utilisation de la puissance de décollage à cinq minutes, que le taux d'usure d'un moteur est directement lié au temps d'utilisation dans la zone de la puissance maximale. De façon à réduire, en toute sécurité, le taux d'usure des moteurs, les autorités ont admis qu'il soit possible dans la mesure, où son utilisation est sans impact sur le bon fonctionnement des systèmes de l'avion (activation automatique des spoilers, fonctionnement normal des systèmes dépendants de la pression pneumatique, génération de fausses alarmes, etc.) de pratiquer le décollage à " puissance détarée ". La réglementation prévoit également de limiter les décollages à " puissance détarée " si des risques d'inversion de la température ou de vent cisailant existent et aux pistes sèches, excepté si des tables de performance relatives à l'efficacité du dispositif de freinage sur pistes humides sont disponibles dans le manuel d'exploitation de l'avion pour prendre en considération la plus grande distance d'arrêt dans une telle condition. Similairement le décollage à " puissance détarée " est interdit si le dispositif d'antiblocage des roues au freinage, ou si les inverseurs de poussée sont inhibés. Il est également entendu que, pour une condition de décollage donnée que l'application de la " puissance détarée " doit être compatible avec les performances de l'avion. Ces logiciels, au-delà de prévoir le niveau de la température tuyère critique pendant la phase du décollage, calculent la dégradation de la consommation de carburant permettant d'en déterminer l'emport avant le décollage pour s'assurer que l'équipage disposera des réserves réglementaires suffisantes à l'arrivée, en particulier si l'aéroport de destination est en limite de rayon d'action. À titre d'exemple, une compagnie aérienne grande utilisatrice de Boeing 777, opérant quotidiennement ses 777-300 ER, avec succès, vers un aéroport de destination en limite de ses capacités. La flotte fait l'objet d'une surveillance quotidienne de façon à identifier les douze meilleurs avions qui sont amicalement désignés " *Golden dozen* ". Il faut s'assurer qu'ils puissent rejoindre cet aéroport sans escale non-programmée pour seulement reprendre du carburant. Autre paramètre d'importance, la marge N2. Cette marge devant être suffisante pour, en cas d'un éventuel vol en condition monomoteur pendant la phase croisière de permettre le bon fonctionnement à la puissance maximum continue au niveau de vol de rétablissement monomoteur du moteur fonctionnel.

Les régulateurs, bien qu'autorisant une utilisation quotidienne de cette pratique imposent toutefois, pour vérifier le niveau de performance des moteurs, que des décollages à pleine puissance seront effectués à intervalles réguliers. Cette obligation est inutile si un logiciel de prédiction des performances est en place aux niveaux des services techniques de l'opérateur. Enfin, l'équipage doit avoir connaissance du N1 de la poussée nominale avant chaque vol.

Deux techniques d'application sont disponibles : la méthode de la " température assumée " et l'utilisation de niveaux de puissances préétablis directement accessibles dans les logiciels du calculateur de gestion de la puissance de l'avion. L'utilisation de niveaux de puissances préétablis utilise des seuils fixes, 90 %, 95 %, 80 %... de la puissance maximum, qu'il est possible de sélectionner à partir du calculateur de gestion de la puissance, après que les paramètres du décollage tel que la masse avion, les critères de l'aéroport, les conditions du jour, aient été déterminés. Le manuel d'exploitation de l'avion devant nécessairement disposer des courbes de performances, afférentes à chaque seuil auxquelles l'équipage devra se reporter.

La procédure de la " température assumée ", appliquée quotidiennement par presque tous les opérateurs, utilise la portion du tableau de gestion de la puissance située au-delà du seuil de la température de cassure. Les dispositifs de calcul nécessaires à établir le niveau de puissance selon cette procédure, sont désormais inclus dans tous les logiciels automatisés du calcul de la puissance de décollage installés à bord des avions. Elle est présentée aux équipages qui ont l'option de l'utiliser ou non. En pratique, tous les paramètres du décollage, ceux relatifs aux conditions de l'avion, aux caractéristiques de l'aéroport dont le cap du décollage, et des conditions météorologiques au moment du décollage étant identiques, le logiciel analyse jusqu'à quelle température ambiante maximale il serait possible de décoller dans ces mêmes conditions. C'est cette température qui est utilisée pour déterminer la vitesse de rotation de la soufflante. Elle est désignée " température assumée ". Sauf dérogation, il n'est pas autorisé de détarer la puissance des moteurs au-delà de 25 % (10).



Courbes montrant les divers profils de " bumps " applicables aux General Electric GE90-110 et 115 B.

Pour ces moteurs, les courbes de puissance et leur éventuel " bump " sont toutes résidentes dans le calculateur (EEC Engine Electronic Control). Le gestionnaire de la puissance inclut dans le calculateur sélectionne le profil selon la programmation du connecteur préprogrammé installé sur le calculateur. Un dispositif de sécurité, s'assure que les deux calculateurs sont équipés de connecteurs ayant la même programmation.

Les procédures de décollage à puissance réduite engendrent nécessairement une accélération plus faible, une plus grande longueur de la course au décollage, suivit d'un taux de montée initial moins important. Malgré ses indubitables avantages, ces procédures présentent le risque, qu'un ou plusieurs paramètres, ne soient pas entrés correctement. Pour minimiser ce risque, lequel d'ailleurs n'est pas absent même en cas d'application de la poussée nominale, les compagnies aériennes imposent aux équipages d'effectuer une vérification croisée à chaque entrée d'un paramètre. Fréquemment, selon certains, il résulterait de ces conditions que la sécurité des vols serait affectée négativement en cas d'utilisation des procédures de décollage à puissance réduite. Cette perception n'est pas validée, en réalité ces conditions de décollage causant moins de contraintes, thermiques et centrifuges, dans les moteurs augmente leur durabilité. Sans négliger la réduction de l'empreinte de bruit au voisinage des aéroports. Les systèmes de gestion de la puissance, sont conçus de telle façon que pendant

toute la phase d'un décollage, à puissance réduite, l'application de la puissance maximale **(11)** reste disponible par le simple déplacement des manettes des gaz.

La décision d'utiliser la " puissance détarée ", quelle que soit la procédure appliquée, reste à l'initiative du commandant de bord.

Technologies utilisées par les systèmes de gestion de puissance pour faire évoluer le tarage des moteurs d'un même type

Deux conditions se présentent :

Le moteur est à gestion de puissance hydromécanique. Dans ce cas, le plus probablement, le régulateur principal devra être remplacé par un d'aspect extérieur identique totalement interchangeable mais dont les réglages internes seront adaptés soit à l'augmentation, soit à la baisse, de façon à obtenir le tarage souhaité. Le régulateur principal sera envoyé dans un atelier spécialisé qui effectuera les ajustements nécessaires.

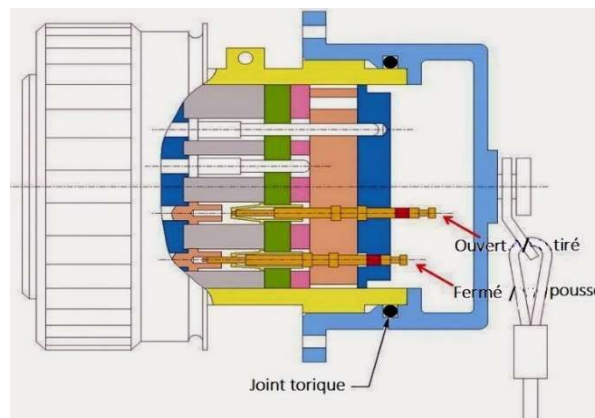
Dans les faits, en fonction de l'évolution du tarage souhaité, le réglage consistera essentiellement à augmenter ou à diminuer le débit carburant pour une même position de la manette des gaz. Les autres paramètres notamment ceux relatifs aux protections de survitesse et de pression chambre restant identiques, de même que les lois de positionnement des vannes de décharge et des stators à calage variable.

Si le système de gestion de la puissance hydromécanique dispose d'une boucle électronique, d'ajustement automatisée de la vitesse de rotation de la soufflante en fonction de la vitesse avion et de l'altitude, de la même manière le boîtier électronique devra faire l'objet d'ajustements spécifiques. Le plus fréquemment, directement sur le moteur, par réglage d'un potentiomètre, sans nécessité d'un passage dans un atelier spécialisé.

Si le moteur, est à contrôle par FADEC (Full Authority Digital Engine Control), l'opération est plus simple. Elle consiste en l'échange d'un bouchon " plug " installé directement sur le calculateur (EEC). Il existe une référence de " plug " par poussée et " bump " certifiés.

Ces bouchons sont constitués de plusieurs broches qu'il est possible de faire glisser manuellement dans leur alvéole. Ce faisant, elles ouvrent ou ferment des circuits électriques qui permettent au calculateur d'utiliser la courbe des N1 applicables à la puissance et au " bump " souhaité. Ces bouchons sont adaptables.

Une autre technologie existe. Les " plugs " sont livrés neufs à l'utilisateur, toutes les broches, fixes, sont reliées entre elles par un fil conducteur fin. A l'aide d'un outillage l'utilisateur sectionnera, comme pour un fusible filaire, les fils de liaison en fonction du tarage et éventuellement du " bump " souhaité. L'opération terminée, ces " plugs ", plus fiables que ceux à broches coulissantes, ne seront évidemment plus adaptables.



Vue en coupe d'un connecteur électrique de détermination de la puissance applicable.

Les broches à déplacer selon le tarage souhaité sont bien visibles.

Ces opérations, tant pour les moteurs à contrôle hydromécanique que FADEC sont réalisées sur la base d'un bulletin de service édité par le fabricant du moteur. Ces bulletins de service listent les tarages et éventuels " bumps " applicables avec les références du régulateur principal ou du " plug " ou tout autre accessoire qu'il serait nécessaire de remplacer.

Un dispositif de sécurité existe dans les logiciels de l'avion pour s'assurer que les moteurs utilisent bien les mêmes tarages et " bumps ".

Pour être tout à fait complet ajoutons que pour les moteurs à gestion FADEC, il exige un second " plug ", n'ayant aucune liaison fonctionnelle avec celui installé sur le calculateur. Ce second " plug " informe les systèmes avion du numéro de série du moteur, cette information est surtout utilisée par le logiciel de suivi des paramètres.

A340 Takeoff Thrust N1

CFM56-5C2	N1 CORRECTIONS FOR AIR BLEED						OAT < ISA + 15		OAT >= ISA + 15	
TAKEOFF N1 NO AIR BLEED MACH=.000	AIR CONDITIONING ON						-2.6		-2.6	
	ENGINE ANTI-ICE ON						0.0		-1.3	
	ENGINE ANTI-ICE AND WING ANTI-ICE ON						0.0		-3.0	
OAT (°C)	PRESSURE ALTITUDE (FT)									
	-2000	-1000	0	1000	2000	3000	4000	5000	6000	7000
-54	79.9	81.2	82.4	82.9	83.3	83.9	84.4	85.0	85.8	86.6
-50	80.6	81.9	83.1	83.6	84.0	84.6	85.2	85.7	86.5	87.3
-46	81.3	82.6	83.9	84.3	84.7	85.3	85.9	86.4	87.2	88.0
-42	82.0	83.3	84.6	85.0	85.4	86.0	86.6	87.1	88.0	88.7
-38	82.6	83.9	85.2	85.7	86.1	86.7	87.3	87.8	88.6	89.4
-34	83.3	84.6	85.9	86.3	86.8	87.3	87.9	88.5	89.3	90.1
-30	83.9	85.2	86.5	87.0	87.4	88.0	88.6	89.2	90.0	90.8
-26	84.6	85.9	87.2	87.6	88.1	88.7	89.3	89.8	90.7	91.4
-22	85.2	86.6	87.8	88.3	88.7	89.3	89.9	90.5	91.3	92.1
-18	85.9	87.2	88.5	89.0	89.4	90.0	90.6	91.2	92.0	92.8
-14	86.5	87.9	89.2	89.6	90.1	90.7	91.3	91.9	92.7	93.5
-10	87.1	88.5	89.8	90.2	90.7	91.3	91.9	92.5	93.3	94.1
-6	87.7	89.1	90.4	90.9	91.3	91.9	92.5	93.1	93.9	94.7
-2	88.3	89.7	91.0	91.5	91.9	92.6	93.2	93.8	94.6	95.4
2	88.9	90.3	91.6	92.1	92.6	93.2	93.8	94.4	95.2	96.0
6	89.5	90.9	92.3	92.7	93.2	93.8	94.4	95.0	95.8	96.6
10	90.1	91.5	92.9	93.4	93.8	94.5	95.1	95.7	96.5	97.3
14	90.8	92.2	93.5	94.0	94.5	95.1	95.7	96.3	97.1	97.9
18	91.3	92.7	94.1	94.6	95.1	95.7	96.3	96.9	97.7	97.7
22	91.9	93.3	94.7	95.2	95.6	96.3	96.9	96.8	96.7	96.6
26	92.5	93.9	95.3	95.8	96.2	96.2	96.1	95.8	95.9	95.8
30	93.1	94.5	95.9	95.7	95.5	95.4	95.3	95.1	95.1	95.0
34	93.6	94.4	95.0	94.9	94.9	94.8	94.6	94.5	94.2	93.5
38	93.0	93.6	94.2	94.2	94.3	94.1	93.8	93.1	92.5	91.8
42	92.2	92.8	93.2	93.3	93.4	92.8	92.2	91.5	90.8	
46	91.2	91.7	92.0	92.1	91.9	91.3	90.6			
50	90.1	90.5	90.9	90.8	90.4					
54	89.0	89.4	89.8							

NORMAL SHADED AREAS = OAT<ISA + 15

GRAY SHADED AREAS = OAT>=ISA + 15

Tableau à deux entrées OAT et Altitude pour la sélection du N1 (Puissance de décollage) du moteur CFMI CFM56-5C2 installé sur le quadrimoteur Airbus A340.

On observe la correction du N1 pour compenser l'effet des prélèvements d'air destinés aux conditionnement de la cabine et au dégivrage des bords d'attaque de l'entrée d'air et des ailes. La poussée du CFM56-5C2 est de 31 200 livres (C'est le moins puissant de la famille des CFM56-5C) sa température de cassure est de 30°C. Bien mise en évidence avec la diminution du régime N1 qui passe de 95,9% à 30°C à 95,0% à 34°C. On observe que la température de cassure diminue avec l'altitude. Dans le cas du CFM56-5C2, elle n'est plus que de 26°C à 4000 pieds.

Crédit document de formation Airbus.

Notes de fin.

(1) Les paramètres utilisés sont ceux de standardisation de General Electric et de CFM International.

Vitesse de rotation des rotors : On en distingue deux dans les familles General Electric et CFMI. " N1 " celle de la soufflante, rotor basse pression, et " N2 " celle du rotor haute pression ou " core ". La température des gaz d'éjection ou EGT pour Exhaust Gaz vitesse Temperature. Par convention, c'est la température des gaz en sortie du rotor haute pression. Bien que des variantes puissent exister, elle est mesurée dans l'espace entre le dernier étage de la turbine haute pression et le distributeur d'entrée dans la turbine basse pression. La pression maximale acceptable dans la chambre de combustion, n'est pas communiquée à l'équipage, elle est toutefois mesurée sous la désignation PS 3 en sortie du compresseur haute pression. La PS 3 est utilisée pour plafonner le débit carburant lorsque sa limite est atteinte. Le couple maximum transmissible par l'arbre de turbine basse pression, n'est pas mesuré. Il est confondu, pour le fonctionnement de la régulation avec la limite PS3. L'arbre de la turbine basse pression fait partie des pièces à durée de vie limitée.

L'OAT Outside Air Temperature, de même que la pression barométrique au sol PA (Pressure Altitude) doivent être mesurées très précisément par les services compétents des aéroports selon des règles édictées par l'OACI (Organisation de l'Aviation Civile Internationale).

(2) Le taux de dilution, c'est le rapport sans unité qui existe entre le volume d'air qui traverse le flux froid, ne participant pas à la combustion, et le volume d'air traversant le flux chaud, qui participe à la combustion. Le taux de dilution des premiers moteurs commerciaux, tel que le CF6-6 du Douglas DC 10-10 était de l'ordre de 5,7, il n'a cessé d'augmenter. Celui du plus récent moteur de General Electric le GE9X est de 10. Celui des CFM56 varie de 5 (CFM56-3) à 6,6 (CFM56-5C) celui du LEAP est de 11 pour le 1A (applications Airbus A320 NEO) et de 9,1 pour le 1B (applications Boeing 737 MAX).

(3) En pratique, dans le panneau central du tableau de bord de l'avion, destiné aux informations techniques, plusieurs paramètres moteurs sont systématiquement présentés à l'équipage. Par convention celui représentant la poussée est présenté au-dessus des autres.

(4) Dans le cadre de la sélection du meilleur paramètre, il a été observé pendant les prises de mesures au banc d'essais que des dommages dans la soufflante pouvaient, à vitesse de rotation donnée, être la cause d'augmentation ou de dégradation de la poussée. Ainsi, l'ingestion de grêlons de 50 millimètres a causé une augmentation la vitesse N1 de 0,79 % pour une chute de la poussée de 1,53 %, plus 1,44 % pour l'EPR. Celle d'un bloc de glace avait causé une augmentation du N1 de 0,20% associé à une augmentation de la poussée de 0,72 %, plus 0,48 % pour l'EPR. Les variations les plus importantes furent à mettre au compte de l'ingestion de volatiles de tailles moyennes dans la zone critique des aubes de la soufflante où on observe une augmentation de 0,35% du régime N1, la poussée perdant 7,7 % avec plus 4,1 % pour l'EPR. Ces pertes de poussée sont considérées compatibles avec les critères de sécurité des vols.

(5) La température de cassure peut être exprimée directement par sa valeur, mais fréquemment par " ISA " (International Standard Atmosphere) plus le delta entre 15° C et la température de cassure.

(6) Les moteurs de la famille CFM56-3B incluent le 3B1 taré de 18 500 à 20 000 livres, le 3B2 22 000 livres et le -3C capable de tous les tarages de la famille -3, soit de 18 500 à 23 500 livres. D'une manière générale, ils ne diffèrent que par le régulateur à carburant (MEC) optimisé au tarage souhaité et les ajustements du dispositif (PMC) de la gestion automatique à autorité limitée du régime de rotation de la soufflante qui sera ou remplacé ou ajusté à la puissance d'utilisation. Il est possible que, pour des moteurs produits au début du programme CFM56-3B, certaines pièces, typiquement dans les parties chaudes, devront être rendues compatibles avec la poussée maximale d'utilisation.

Chaque tarage entraîne un changement de la nomenclature du moteur se matérialisant par une plaque d'identité différente qui devra être remplacée ou renseignée à chaque changement de tarage. Les moteurs se vendant au kilogramme de poussée, l'opérateur du moteur devra au préalable acheter à son fabricant le delta de poussée pour se conformer à la puissance à laquelle il souhaite l'utiliser. La fatigue oligocyclique des pièces à durée de vie limitée pouvant être différente selon la puissance d'exploitation l'opérateur devra également tenir une comptabilité précise des diverses puissances auxquelles le moteur a été utilisé.

Si le moteur est contrôlé par FADEC, les changements de puissance sont activés par un dispositif constitué de connecteurs " plugs " préprogrammés à installer sur le calculateur. Il en existe un par tarage certifié. Ils permettent au calculateur d'appliquer automatiquement le logiciel, de la courbe de puissance voulue, ils sont souvent tous dormant dans le calculateur.

(7) Les CFM56-3B et CFM56-3C sont identiques. La désignation -3C certifiée à 23 500 livres, qui autorise l'utilisation de toutes les puissances inférieures certifiées, a été créée dans un but de standardisation.

(8) " Bosse " en langue Française.

(9) Pour exploiter pleinement les nouvelles capacités, l'augmentation de la puissance des moteurs, sera le plus probablement de nature à nécessiter la revisite des critères de la certification de l'avion, voire d'en demander une nouvelle. Ses performances étant augmentées, il faudra revalider nombre d'entre-elles. Notamment la contrôlabilité typiquement les vitesses minimums de la commande de lacet VMCG et VMCA (Vitesse de contrôle minimum au sol et en vol) en cas de perte d'un moteur externe.

(10) Il existe des exceptions. Pour certains types d'avion nommément listés où il est possible d'appliquer jusqu'à 25 % de réduction de la puissance à partir des seuils fixes tels que déterminés par l'avionneur.

(11) En cas de panne moteur pendant la phase du décollage, sachant que la puissance a été déterminée pour franchir, avec la marge nécessaire, un obstacle dans l'axe de la trouée d'envol, il n'est pas requis d'augmenter la puissance du moteur fonctionnel.

Références :

Divers documents de communication interne et externe de General Electric et de CFM International.

Déroutement d'un Boeing 777-200 ER d'Air France, le 17 décembre 2005

Introduction

Malgré leur grande fiabilité et le très faible taux d'arrêt en vol, de l'ordre 0.002 par 1000 heures de vol pour le GE90-94 B, dont il est question, il arrive que les moteurs d'avion puissent être victime d'arrêts en vol non commandés. Dans cette circonstance, la réglementation en vigueur impose que le commandant de bord déroute le vol vers le premier aéroport adéquat. Cet article rapporte que la remise en condition d'un avion commercial victime d'un arrêt en vol et dont le moteur doit être remplacé, peut présenter certains défis et qu'il peut parfois être épique de remettre un avion dérouté en condition de vol. Le succès de telles opérations repose sur une structure technique robuste associée à des mécaniciens compétents et motivés.



Boeing 777-200 ER MSN 28682 (F-GSPQ)

Ce texte est une traduction en langue Française d'un document initialement édité en langue Anglaise destiné à un retour d'expérience écrit après un événement en date du 17 décembre 2005, par Messieurs Don Ruhmann (Directeur des opérations et de la réglementation) Boeing, Michael Parent (Support technique Boeing 777/GE90) Boeing, Mike Bernstein (Directeur du support technique GE90) General Electric Aviation.

Déroutement d'un Boeing 777-200 ER le 17 décembre 2005

Aéronef et historique du vol

Ce Boeing 777-200 ER MSN 28682 (F-GSPQ), motorisé par des GE90-94 B avait été livré à la compagnie aérienne le 21 mars 2001. A la date du vol du 17 décembre 2005, il avait accumulé 2889 vols commerciaux. L'opérateur disposait de l'approbation d'opérer en réglementation ETOPS 180 minutes depuis 1999. A compter du mois d'août 2005, ses Boeing 777 opéraient 112 liaisons hebdomadaires en réglementation ETOPS au-dessus de l'Asie, se partageant à parts égales entre ses 777-200 ER et ses 777-300 ER. Son guide des vols du mois de novembre 2005 indique des liaisons quotidiennes en 777-200 entre Séoul et Paris ainsi qu'entre Tokyo et Paris avec des Airbus A330-200.

Opérations de maintenance récentes

Le 29 novembre le moteur en cause avait fait l'objet de deux opérations de maintenance de routine programmées.

Inspection par courants de Foucault des aubes du troisième étage du compresseur basse pression et inspection visuelle des leviers de commande des stators du deuxième étage à calage variable du compresseur haute pression. Pas d'observation particulière n'avait été reportée.

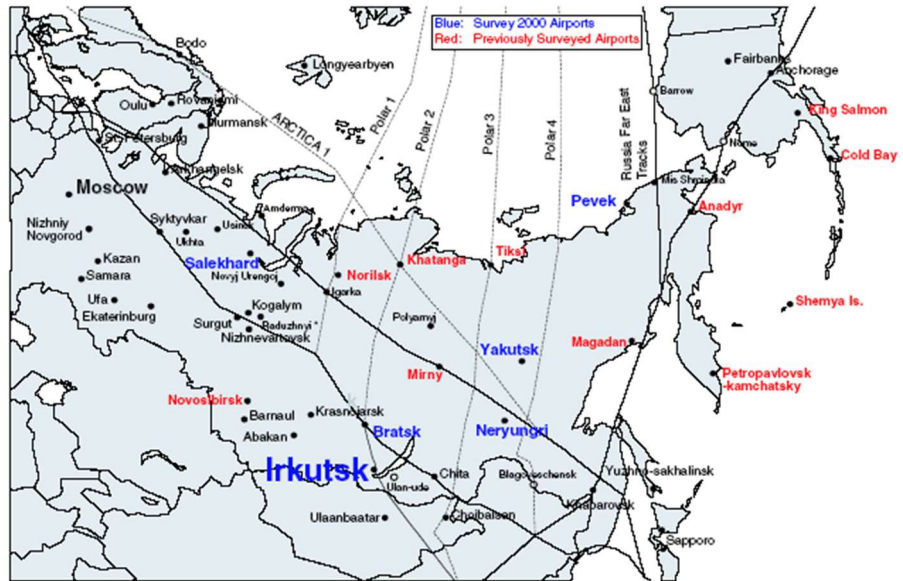
Séquences du déroutement

Le vol avait décollé de Séoul, Corée du Sud, avec 246 passagers et 17 membres d'équipage à 3 heures UTC (11 : 00 heures, heure locale le samedi matin). La durée prévue du vol étant de 12 heures environ. Après 3 heures et 20 minutes de vol, l'équipage rapporte un arrêt non commandé d'un des deux moteurs. Au moment où le moteur droit cesse de fonctionner, l'ACARS envoie le message " PT25 Sensor (R Eng CH A) le signal T25 est hors limites " A ce qu'il apparait, simultanément un message d'alerte EICAS " ENG CONTR R " suivi d'un autre message EICAS " Engine Failed Right " puis " La vitesse de rotation du moteur droit est en-dessous du régime de ralenti alors que le levier carburant est en position ouverte " (1). Le vol se déroute vers l'aéroport d'Irkoutsk, en Sibérie. Il se pose à 14 heures 05 (heure locale) après 40 minutes en vol en condition monomoteur. Aucun incident n'est rapporté pendant le temps de vol en monomoteur ainsi que pendant la phase d'atterrissage. Les passagers sont débarqués normalement il n'y pas d'utilisation des dispositifs de débarquement en secours. Après le passage à la douane, les passagers sont dirigés vers deux hôtels (Baïkal et

Angara) pour y passer la nuit. Des repas sont servis. Toutefois, à cause des limitations des services de la douane et de l'émigration pendant les jours du week-end, les bagages doivent être laissés à bord de l'avion.

La latitude d'Irkoutsk est celle d'Amsterdam aux Pays-Bas ou de Birmingham en Grande-Bretagne mais la température extérieure moyenne en Sibérie à ce moment de l'année, varie entre - 21 et - 23°C.

Ce 19 décembre les prévisions prévoient -17°C avec potentiel jusqu'à - 31°C pour toute la semaine suivante. Le décalage horaire est de UTC moins 8 heures, moins 5 heures avec Moscou, moins 7 avec Paris et plus une heure avec Séoul.



Tôt le samedi matin, Air France contacte la compagnie nationale Aeroflot pour qu'elle envoie un quadrimoteur Ilyushin 86 capable d'emporter 350 passagers. Le vol d'une durée de six heures arrive à Irkutsk à 14:00, heures, heure locale. L'Ilyushin 86 redécolle d'Irkoutsk pour Moscou, peu avant 19:00 avec les 246 passagers et leurs bagages transférés, toujours pour cause des limitations de la douane, directement du Boeing 777-200 dans l'Ilyushin 86. Le vol atterrit à Moscou à 08:00 heures, heure locale. Les passagers sont redirigés vers un vol en Boeing 777 pour Paris où ils arrivent dans la nuit du samedi à 23 heures 35, heure de Paris, soit un retard de 33 heures sur l'horaire prévu du vol initial. Air France du Boeing 777-200 avait originellement programmé d'envoyer un de ses Boeing 777 directement à Irkutsk pour reprendre ses passagers. Toutefois, les autorités aéroportuaires, pour des raisons, pas complètement comprises, arguant du fait qu'il n'était pas possible de parquer deux avions de cette taille sur l'aéroport avaient refusé. Le refus étant le plus probablement basé sur la position du Boeing 777-200 qui était parké en position 70 entre la piste principale et le taxiway principal facile d'accès, en entrée comme en sortie, avec sa propre motorisation. Ce n'est pas la position telle qu'indiquée par l'AOSA (2) mais c'est celle qui est indiquée par l'AIP (3) Russe pour les gros avions (Boeing 747, AN-124). C'est de cette position que les passagers furent débarqués. L'avion amenant le moteur de rechange avait avec lui une barre de remorquage adaptée au tractage des Boeing 777 pour faciliter, une semaine plus tard, son repositionnement aux positions 68 et 69 et procéder à l'échange du moteur.



Aéroport d'Irkoutsk



Aéroport d'Irkoutsk

Disposition de l'avion

Premier jour - Samedi 17 décembre.

S'il n'y a pas à Irkutsk de hangar suffisamment grand pour abriter un Boeing 777-200, un hangar est disponible pour toutes les tâches à effectuer directement sur les moteurs, telles que désassemblage et réassemblage du module de la soufflante, en préparation de l'échange.



Aéroport d'Irkoutsk



Aéroport d'Irkoutsk

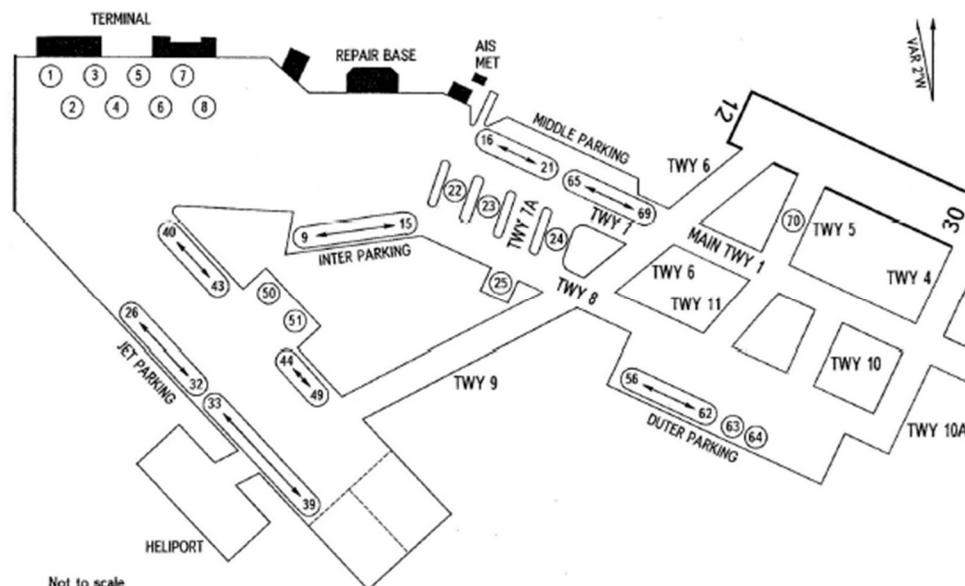
Observations initiales sur le moteur

Des débris métalliques sont observés dans les cavités des vannes de décharge variables (VBV).

Identification des places de parking

Deux représentants d'Air France quittent Paris Charles-de Gaulle pour Moscou à 13:30, 6 heures 50 après l'atterrissage du Boeing 777-200 à Irkutsk. Leurs visas pour l'entrée en Russie ont été obtenus en environ deux heures. Ils passent la nuit dans un hôtel sur l'aéroport de Moscou.

Tard dans la nuit, l'Ilyushin 86 quitte Moscou pour ramener les passagers d'Irkoutsk.



Taxiways sur l'aéroport d'Irkoutsk (Source : Aeronautical Information Publication, Used with Permission from CAI/Russia)

Deuxième jour - Dimanche 18 décembre.

Le vol Aeroflot SU 749, quitte Moscou à 18 heures 50 avec les deux représentants de la compagnie. Une heure plus tard, venant d'Irkoutsk les passagers du Boeing 777-200 arrivent à Moscou, ils sont alors transférés directement de l'Ilyushin 86 dans un Boeing 777 qui arrive à Paris à 22 heures 35, heure locale.

Troisième jour - Lundi 19 décembre.

Les deux représentants de la compagnie, accompagnés d'une équipe venue de Moscou, arrivent à Irkutsk à 5 heures 30. La température est de -15°C. Après enregistrement à l'hôtel, ils accèdent à l'avion vers 14:00 heures. Trois autorisations des services de sécurité sont nécessaires pour entrer dans l'aéroport. L'avion est réchauffé, et sa condition évaluée pour identifier les moyens nécessaires à la remise en condition. Le rotor de la soufflante est bloqué. Des striures sont évidentes à l'intérieur de la tuyère du flux chaud et on observe des traces d'impacts tout autour de la périphérie extérieure du carter du compresseur haute pression.

A Paris, la compagnie fait face à des difficultés pour charger le moteur de rechange dans le quadrimoteur Antonov AN-124 qui avait été contracté pour assurer le transport vers Irkutsk (IKT).

Le moteur de rechange est embarqué dans l'Antonov, aubes de la soufflante déposées vers 16:00 heures, heure locale. Les aubes ont été déposées pour réduire le poids, en fait diminuer la charge locale de l'ensemble moteur bâti de transport. Il fut nécessaire de déposer la vanne de dégivrage, installée sur le dessus du carter

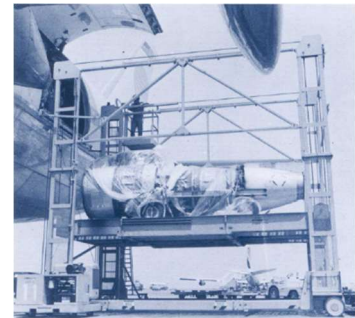
de la soufflante, pour permettre le passage du moteur dans l'Antonov. La nécessité de devoir déposer la vanne de dégivrage, n'est pas mentionnée dans le manuel de transport du GE90. Les opérations de chargement sont terminées à 19 heures 30.

Il résulte de ces difficultés que l'amplitude de service de l'équipage est dépassée. Le vol du lundi est reporté au mardi (Quatrième jour). A la suite de problèmes avec la société chargée de fournir la restauration, le vol du mardi est de nouveau retardé d'environ 3 heures supplémentaires.

La plateforme d'Irkoutsk ne dispose pas de moyen de manutention capable de traiter les Boeing 747. Initialement Air France avait envisagé d'utiliser un de ses propres 747 équipé d'un dispositif de chargement " Cochran " embarqué dans la soute cargo inférieure d'un 747. L'assemblage du dispositif de chargement " Cochran " demandant une amplitude d'environ huit heures, la décision d'utiliser un Antonov 124 avait été prise pour gagner environ une journée. Dans les faits, à cause de l'accumulation des délais pendant les opérations de chargement, cela ne sera pas le cas...

Quatrième jour - Mardi 20 décembre - Températures Nuit - 35°C, Jour - 20°C

A Irkoutsk, la journée se passe en réunions avec les autorités Russes pour déterminer les moyens logistiques nécessaires. N'ayant pas l'expérience du Boeing 777, les Russes demandent l'assistance des représentants de la compagnie pour la rédaction de leur rapport d'incident.



Dispositif de chargement " Cochran "

Cinquième jour - Mercredi 21 décembre - Températures Nuit - 4°C, Jour - 0°C. Il neige. La couche neigeuse atteint 15 centimètres.

L'Antonov AN-124 avec le moteur GE90-94 B de rechange et une barre de traction pour Boeing 777 à bord décolle de Paris avec escale à Moscou pour récupérer les deux équipes de mécaniciens qui avaient obtenu leurs visas, puis pour Irkoutsk.

Même avec deux équipes de mécaniciens, il est estimé, que sans la disponibilité d'un hangar, dans ces conditions météo extrêmes, la température pouvant atteindre jusqu'à - 31°C, que le temps nécessaire au remplacement du moteur et au point fixe de contrôle sera nécessairement plus long que dans des conditions standards.

Air France avait demandé aux services du support technique de Boeing quelle était la meilleure procédure pour protéger l'avion dans ces conditions atypiques. Toutes les informations nécessaires figurent dans le manuel de maintenance à l'exception de la recommandation de déplacer l'avion dans une zone plus chaude avant de procéder au drainage des réservoirs de carburant pour laisser le temps à la glace qui aurait pu se former au fond des réservoirs de fondre. Il est également admis que l'étanchéité des connexions hydrauliques et du système d'alimentation en eau potable ne devraient pas présenter de difficultés particulières.

Alors que le moteur de rechange et les équipes de mécaniciens sont en vol, la neige continue de tomber sur Irkoutsk. Les autorités ferment l'aéroport. Le vol de l'Antonov AN-124 est détourné vers Krasnoïarsk. L'aéroport d'Irkoutsk est maintenu fermé jusqu'au mercredi 13:00 heures. Toutefois, le coefficient de piste de 0,3 (4) est insuffisant pour permettre l'atterrissage de l'Antonov qui nécessite 0,45. Le Boeing 747 qui ne requière que 0,25 aurait potentiellement pu se poser à Irkoutsk. Le 777-200 est de nouveau réchauffé alors que la neige continue de tomber.

Pendant la période d'attente, les équipes sur place à Irkoutsk mettent l'avion sous tension et activent les divers systèmes en utilisant l'APU (5) et le moteur fonctionnel. Ces actions permettent de vérifier que l'avion sera capable de reprendre le service. La procédure s'avère efficace, l'avion ne présentant aucune anomalie ni aucun signe de fuites de fluides.

Sixième jour - Jeudi 22 décembre - Températures Nuit - 4°C, Jour - 5°C

Le matin, l'accumulation de neige est de 5 centimètres et il continue de neiger. L'aéroport est ouvert mais le coefficient de piste reste insuffisant pour permettre l'atterrissage de l'Antonov AN-124. Le Boeing 777-200 est de nouveau réchauffé.

Septième jour - Vendredi 23 décembre - Températures Nuit -7°C, Jour - 8°C

Fortes chutes de neige, la vitesse du vent oscille entre 15 et 20 nœuds. L'Antonov est toujours interdit d'accès. Le Boeing 777-200 est de nouveau réchauffé.

A la demande de General Electric, les capots moteurs sont ouverts pour la première fois depuis l'atterrissage. Une inspection visuelle rapide et l'inventaire des éléments libérés qui tombent à l'ouverture des capots sont effectués. Ces pièces se révèlent être des leviers de commande des stators à calage variable, un stator, des guides et des débris en titane. Comparables à un événement connu datant de novembre 2003 correspondant à la libération d'une aube du compresseur haute pression.

La fermeture des capots fut difficile imposant une purge du système PDOS (6).

Huitième jour - Samedi 24 décembre - Températures Nuit - 16°C, Jour - 20°C. Ensoleillé, et pas de vent.

Depuis Krasnoïarsk, après un vol d'une heure trente, le moteur de rechange et les équipes de mécaniciens arrivent à Irkoutsk. Le coefficient de piste évoluant vers " bon ", l'Antonov 124 se pose à 7:00 heures. Bien que fermé le week-end, le service des douanes Russe souhaitait initialement, pouvoir procéder à des inspections avant le déchargement, imposant une nouvelle attente jusqu'au lundi 26 décembre. Simultanément, les affaires étrangères Françaises négocient un accord avec les autorités Russes qui acceptent que le moteur avec les équipements qui l'accompagnent puissent être déchargés. Les documents douaniers seront finalisés le lundi.

Le samedi matin à partir de 4 heures 30, une des équipes commence à décharger le moteur. L'opération est terminée à 7 heures 30. L'autre entame les opérations de dépose du moteur (accessoires, capot de la soufflante et les alternateurs normal et secours) Les équipements de servitude nécessaires à ces opérations avaient été embarqués dans l'Antonov.

Neuvième jour - Dimanche 25 décembre - Températures Nuit -32°C, Jour - 24°C. Ensoleillé, et pas de vent

Un équipage qualifié Boeing 777, avec la mission de ramener l'avion, par un vol de 7 heures 30, à Paris était arrivé à Irkoutsk tard le samedi. La dépose du moteur est terminée à 16 heures 30, le dimanche. Le moteur de remplacement est accroché le même jour vers 19 heures 30.

Dixième jour - Lundi 26 décembre - Températures Nuit - 33°C, Jour - 22°C. Ensoleillé, et pas de vent

Le travail reprend à 10 : 00 heures par l'installation des connections électriques, pneumatiques, hydrauliques et carburant. Le travail est terminé à 13 : 00 heures. Un premier point fixe, à faible puissance, est effectué pour vérifier qu'il n'y a aucune fuite ou toutes autres anomalies. Le travail pour cette journée s'interrompt à 20 heures 15.



Opérations de



déneigement / dégivrage



Camion russe

Onzième jour - Mardi 27 décembre - Températures Nuit - 25°C, Jour - 18°C. Ensoleillé, et pas de vent. Faibles chutes de neige dans la soirée.

Le travail reprend à 9 heures 30. Les autorités Russes exigeant la présence des pilotes à bord pour le point fixe à puissance élevée imposent un nouveau délai. En outre elles demandent que le point fixe soit effectué

pendant une période d'inactivité de l'aéroport. Toutes les tâches relatives au remplacement du moteur étant terminées, l'APRS (7) est signé à 14 heures 45.

Le dégivrage de l'avion commence à 18:00 heures, les ressources étant limitées, il dure cinq heures. Une partie du dégivrage est effectué par un turboréacteur déclassé monté sur la plateforme d'un camion qui souffle la neige. Le reste du dégivrage est effectué à la main avec ce qui est disponible à Irkoutsk : balais, chiffons...

Le dégivrage fut effectué en utilisant un camion de dégivrage et du liquide " Artika " d'origine Russe. Le Boeing 777-200 décolle en direction de Paris Charles-de-Gaulle avec les deux équipes de mécaniciens à 23:00 heures. Il se pose à Paris après un vol, sans aléas, de 8 heures 05. L'Antonov reste à Irkoutsk avec le moteur en panne et les outillages. Il faudra quatre jours pour obtenir les autorisations de la douane.

Douzième et treizième jours - Mercredi et jeudi 28 et 29 décembre

A l'arrivée à Paris, le Boeing 777-200 est amené au hangar pour diverses inspections, incluant la rectification de quelques observations qui avaient été faites à Irkoutsk par les mécaniciens des équipes du dépannage :

- trace de fuite de fluide hydraulique sur l'un des vérins de manœuvre du train d'atterrissage droit. Fuite non confirmée,
- une fuite d'eau est corrigée par le resserrage d'une des connections,
- vérification d'une possible fuite de carburant sur l'un des vérins de commande des vannes de décharge variables sur le moteur de remplacement. Fuite non confirmée.
- inspection du stabilisateur droit. Tous les défauts observés sont dans les limites du manuel de maintenance,
- réparation de défauts mineurs sur un le demi inverseur droit. Remplacement du demi inverseur gauche, qui faisait l'objet d'une perforation dans la zone du bord de fuite,
- le fluide " Antartika " utilisé pour le dégivrage à Irkoutsk n'étant pas validé dans le document de Boeing D6-17487 listant les produits approuvés, l'avion devra faire l'objet d'un nettoyage et rinçage complet,
- retour de l'avion en service pour un vol commercial vers Shanghai le vendredi 30 décembre à 16 heures 55, heure de Paris.

Commentaires d'un des mécaniciens impliqués dans la remise en œuvre

Le travail proprement dit se déroula dans des conditions " idéales " soleil et sans de vent. Nous avons du mal à imaginer comment nous aurions pu commencer les travaux trois jours plus tôt (Les chutes de neige et le vent n'auraient certainement pas facilité le travail en extérieur malgré la " température plus clémente ".

Les équipes de dépannage eurent à endurer à la fois le froid et le bruit de l'APU, les turbocompresseurs de la climatisation, les moteurs des grues, et du générateur électrique pour notre éclairage et le bruit causé par le trafic de l'aéroport. Si fort que nous dûmes utiliser des mégaphones pendant les phases de dépose et d'accostage des moteurs. Sans oublier la pollution engendrée par tous ces moteurs fonctionnant simultanément. L'assistance d'un collègue parlant parfaitement la langue Russe fut inestimable pour briser la barrière de la langue dans la négociation des procédures tortueuses de l'administration locale, cet apport nous permis de réduire les pertes de temps accélérant les processus de remise en état de l'avion.

L'aide et le professionnalisme des personnels de l'aéroport toujours présents et prêts à nous aider furent importants. Il est à mentionner qu'ils n'hésitèrent pas à faire des heures supplémentaires.

L'assistance apportée par l'équipe venue de Moscou fut importante dans l'aide qu'ils nous apportèrent pour le déneigement et le dégivrage l'avion dans ces conditions difficiles.

Il ne manquait aucun outillage. Toutefois, à la surprise de l'équipage de l'Antonov, les produits classés à risque n'étaient pas labellisés, ni sur les colis ni dans le manifeste.

Commentaires d'un des mécaniciens impliqués dans la remise en œuvre

Il serait utile de disposer, prêtes à l'utilisation, de tenues polaires, vitales dans ce type de situation incluant des bottes, des gants, des pullovers et des casquettes.

Un abri déployable, facile à installer, avec un dispositif de chauffage par air chaud pulsé tels que ceux utilisés dans le cadre d'événements publics. Ces moyens constituent effectivement un certain investissement qui pourrait se révéler très utile dans ce type de circonstance.

Les équipements proposés par les Russes ne sont pas utilisables sur nos avions (dispositif pour le gonflage des pneumatiques, connecteurs électriques etc.). Il serait utile de les identifier tous de façon à étudier la

possible fabrication de dispositifs d'interface. Ainsi, bien que la pression des pneumatiques fût très basse, par manque d'un dispositif d'interface il ne fut pas possible de la remettre à niveau.

Commentaires de Boeing et de General Electric

Les systèmes de l'avion et des moteurs ont démontré leur capacité à fonctionner parfaitement dans ces conditions extrêmes. Les anomalies ci-dessous furent observées :

- fuite d'eau dans les " galleys " deux jours après le retour à Paris.
 - fuite de liquide hydraulique sur une tige d'un des vérins de commande du train d'atterrissage droit. Cette anomalie résultant de la mise en pression au sol. Toutefois la fuite se résorba sans aucune action de maintenance.
 - nécessité de drainer le dispositif PDOS pour fermer les capots de la soufflante et de l'inverseur de poussée.
 - seule la batterie FCDC (Flight Controls Direct Current) fut déposée pour sa mise à l'abri, pendant toute la durée de l'immobilisation à Irkutsk. Bien que le risque d'une possible détérioration des batteries exista dans ces conditions extrêmes, elles furent laissées en place dans l'avion de façon à pouvoir démarrer l'APU et le moteur fonctionnel pour le réchauffage de l'avion. La batterie FCDC considérée délicate à démonter/installer, essentielle au bon fonctionnement de l'avion des dommages pouvant résulter de ces opérations, fera l'objet d'analyses pour déterminer s'il est préférable de la déposer ou de réchauffer l'avion une fois chaque 24 heures.
- La conclusion de cette analyse fera l'objet d'une révision du chapitre 12 (Servicing) du manuel de maintenance.
- Les fuites d'eau, trois jours après la remise en service, aux connections des positions 1600, 1680 et 1790, feront également l'objet d'investigations.

Maintien de l'avion en condition de vol

Il fut possible de maintenir l'avion en condition de vol en appliquant, une fois par jour, les dispositions suivantes : faire fonctionner l'APU pendant quatre heures, la mise en service de l'ensemble des systèmes avec le réchauffage de la cabine de l'avion et des zones de cargo jusqu'à 21°C. Après concertation avec les équipes techniques du client, à cette expérience, Boeing améliorera le chapitre 12 du manuel de maintenance avion pour faciliter la remise en œuvre en cas de nouveaux événements similaires.

La base de cette procédure est de pouvoir disposer d'un APU fonctionnel et/ou d'un groupe de conditionnement et d'assistance au démarrage pour démarrer le moteur fonctionnel. Il n'y avait pas de groupe de conditionnement et d'assistance au démarrage, à Irkutsk de même que dans la plupart des aéroports Russes. Cette remise en œuvre démontre qu'un APU fonctionnel est essentiel au succès d'une telle opération. Boeing indique qu'il existe un dispositif de servitude sol permettant le démarrage de l'APU pour le cas où la batterie de bord ne produirait pas la puissance suffisante. En même temps le service des opérations suggère que l'APU soit retiré des équipements potentiellement indisponibles de la MEL (8) et d'imposer qu'il soit opérationnel sur les routes transsibériennes. Au moment de ce déroutement, cette condition de bon fonctionnement n'était requise que pour les vols à destination de l'Afrique, 10% des vols du Boeing 777, alors que les routes transsibériennes en représentent 30%.

Manuel de maintenance du Boeing 777-200 et de transport du GE90

Plusieurs anomalies ont été observées dans ces deux manuels.

Manuel de transport et de maintenance du GE90

Les illustrations montrent le chargement du GE90 dans l'Antonov AN-124, tuyère devant. Cette illustration devra être corrigée pour montrer la soufflante devant.

De plus les manuels ne fournissent aucune indication pour ce qui concerne le sens du chargement.

Si le bâti AGSE (9) référence 9C6025 est utilisé, la dépose de la vanne de dégivrage (équipement du kit d'interface avion moteur d'origine Boeing) installée en position supérieure sur le carter de la soufflante doit être déposée. Les manuels de maintenance et de transport n'en font pas mention. Des consultations devront être organisées entre les services techniques de Boeing et de General Electric avec l'utilisateur pour évaluer les besoins de démontage en cas d'utilisation d'autres types de bâtis de transport.

Les équipes d'intervention, à l'exception des retards causés par les aléas de la logistique et de l'administration, considèrent que les temps de dépose et de repose furent standards. Cet aspect est

remarquable si on considère les conditions météorologiques et les limites des moyens de servitude disponibles sur place.

L'IDG (Integrated Drive Generator) et le VSCF (Variable Speed Constant Frequency) furent transférés du moteur dysfonctionnel vers le moteur fonctionnel. A l'exception de la vanne de dégivrage, aucun autre équipement d'interface ne fut remplacé.

Évaluation de l'évènement

Prenant en considération les circonstances de l'évènement, Boeing et General Electric pensent que les équipes de l'opérateur ont effectué une remise en œuvre tout à fait remarquable. L'Ilyushin 86 ayant été mis en place à Irkoutsk moins de 28 heures après l'atterrissage du Boeing 777. Les passagers arrivant à Paris 33 heures après l'heure prévue d'arrivée. La demande de reprendre les passagers en utilisant un des Boeing 777 d'Air France fut rejeté par les autorités locales qui n'autorisèrent pas la venue d'un autre avion " Occidental " à fuselage large sur leur aéroport alors que l'Ilyushin 86 et l'Antonov AN-124 furent tout deux autorisés à atterrir sur l'aéroport. Aucune explication n'a été fournie. Le plus probable étant la position du Boeing 777-200 sur la position de parking numéro 70 qui se trouve directement en sortie de piste.

IL n'y avait pas de barre de remorquage pour Boeing 777, disponible sur l'aéroport, si une barre avait été disponible cette difficulté aurait été éliminée. Le coût d'une barre de remorquage est de l'ordre de 4200 à 6000 dollars US. Toutefois, reste le souci de savoir quelle organisation serait en charge de son entretien pour qu'elle soit immédiatement disponible en cas de besoin.

Barre de remorquage



Barre de remorquage

Au plan technique, la remise en œuvre se déroula remarquablement bien. Les équipes de techniciens extrêmement compétentes et expérimentées. Toutefois, le temps total de remise en œuvre s'avéra 2,7 fois plus long qu'en des conditions standards.

Analyse du temps de remise en œuvre

Inventaire des éléments différenciant la remise en œuvre à Irkoutsk et une remise en œuvre standard :

- retard dû au chargement du moteur (13 heures),
- retard dû à la société chargée de fournir la restauration à l'équipage de l'Antonov à Paris (3 heures),
- retard dû à l'arrivée du moteur à Irkoutsk pour cause météo (77 heures),
- retard dû aux conditions nocturnes de température (43 heures),
- temps d'arrêt pour la remise en service après le retour à Paris, 63 heures.

Il y eut effectivement un retard de 13 heures à mettre au compte des vicissitudes du chargement du moteur incluant l'expiration du temps de présence de l'équipage. Le manuel de transport du GE90 ne fait pas référence au sens de chargement c'est-à-dire entrée d'air/tuyère. Ce manque causa quelques confusions et, en conséquence un retard mineur. La vanne de dégivrage devant être déposée pour permettre l'entrée du moteur dans l'Antonov. La combinaison de ces deux conditions générant le dépassement de l'amplitude de travail de l'équipage. Le départ devant être reporté au lendemain. Le manuel de transport du GE90 sera amendé, par Boeing et General Electric de façon à éliminer ces confusions. Puis un retard additionnel de trois heures pour cause des difficultés avec l'administration du service de restauration. Enfin le retard de 77 heures (3 jours) à cause des limitations du système de freinage de l'Antonov pour permettre l'atterrissage à Irkoutsk. Initialement il avait été considéré que, pour ce qui concernait les opérations de chargement/déchargement, l'Antonov présentait des avantages significatifs sur le Boeing 747 F. A l'expérience la direction technique de la compagnie Air France du Boeing 777 a changé d'opinion.

La plupart des aéroports en Russie ne disposent pas des moyens de levage nécessaires au chargement des 747. Air France dispose d'un chargeur " Cochran " utilisable pour les opérations de chargement/déchargement du pont supérieur du 747. Le chargeur " Cochran " est transportable, sous forme de modules palettisés dans la soute cargo inférieure des avions à fuselage larges, l'assemblage nécessitant plusieurs vacations. C'est ce point, dont on pensait qu'il pouvait faire gagner jusqu'à 24 heures qui poussa à l'utilisation de l'Antonov dont les

opérations de chargement/déchargement sont possibles sans assistance depuis le parking. Avec le recul, à l'analyse du déroulement des opérations l'utilisation du 747 F, eut été plus favorable. L'expérience dans l'exploitation d'avions cargos étant maîtrisée, un aspect aussi bénin que les difficultés administratives avec l'organisme de la restauration auraient été éliminées. Enfin les limitations dues à l'efficacité relative du système de freinage de l'Antonov 124, sans objet avec le Boeing 747 F, aurait permis au moteur d'arriver plusieurs jours plus tôt.



Abri souple gonflable



Abri souple gonflable



Abri souple gonflable

Retard dû à la température nocturne (43 heures)

Effectuer le remplacement d'un moteur dans les conditions météorologiques qui prévalaient à Irkutsk présentait un défi unique pour les équipes de mécaniciens. En conditions standards, une équipe est normalement constituée de six mécaniciens. En la circonstance, douze mécaniciens furent déplacés à Irkutsk. Aucun temps de travail spécifique ne fut déterminé. Toute latitude étant laissée aux équipes sur place. Une personne supplémentaire étant chargée de la sécurité du travail. Cette procédure prouva son efficacité.

Dans les faits, les temps de la dépose et de la repose du moteur et du point fixe, furent très similaires à ceux d'un changement moteur typique. Toutefois, les températures nocturnes étant tombées à un tel niveau, il ne fut plus possible de continuer le travail de nuit. La compagnie n'avait pas à disposition d'abri souple gonflable tel que proposé par la société Roche. Le coût d'un tel abri est de l'ordre de 45 000 dollars US. Des adaptateurs existent pour connecter un dispositif de chauffage à air pulsé. Ces abris sont également équipés de ballast permettant de supporter des vents jusqu'à 35 nœuds (63 km/h).

Notes de fin

- (1) L'EICAS ou " Engine Indicating and Crew Alerting System " est un afficheur d'indication du moteur et d'alerte de l'équipage.
- (2) ASOA - Aviation Safety Oversight Agency. L'OASA assiste les opérateurs de l'aérien dans leurs procédures de maintenance et de sécurité des vols.
- (3) AIP " Aeronautical Information Publication ". L'AIP édite des guides destinés à assister les opérateurs de l'aérien à conformer aux règles internationales.
- (4) Le coefficient de piste par convention de 0 à 6 ou RCR, est communiqué comme de nécessaire par les autorités de chaque aéroport. Il doit inclure la surface contaminée, la profondeur de la contamination et sa description neige, glace eau...
- (5) APU pour " Auxilliary Power Unit ", est une turbine typiquement installée sous la dérive dans la queue des avions de ligne. Démarré sur les batteries de bord, l'APU permet d'alimenter l'avion en électricité et en air comprimé pour assurer le démarrage des moteurs. L'APU permet aux avions d'être autonomes.
- (6) PDOS pour " Powered Door Opening System " est un dispositif, hydro-électrique fonctionnant sur les batteries de bord destiné l'assistance à l'ouverture et la fermeture des capots de la soufflante et de l'inverseur de poussée.
- (7) APRS pour " Approbation Pour Remise en Service " d'un aéronef est un document de la réglementation JAR ou FAR 145 par lequel les techniciens habilités valident la remise en service d'un aéronef.
- (8) MEL " Minimum Equipment List " Ce document opérationnel liste les équipements et fonctions pouvant être inopérants pour un vol donné sous certaines conditions.
- (9) Bati de transport et de montage AGSE pour le propulseur ou le moteur complet avec ou sans le capot d'entrée.

Photographies :

Toutes les illustrations sont celles telles qu'issues de l'article en langue Anglaise.

Le train d'atterrissage de l'avion à décollage et atterrissage vertical C-450 Coléoptère

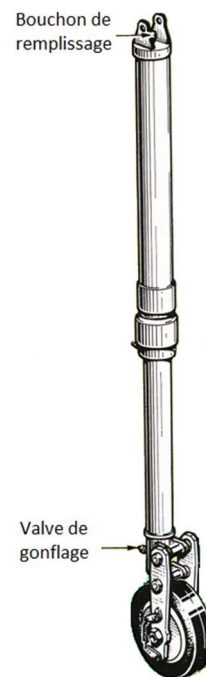
Construit spécialement par Messier au milieu des années cinquante pour satisfaire aux conditions de décollage et d'atterrissage du C-450 Coléoptère, le train d'atterrissage a été conçu pour assurer une stabilité parfaite de l'appareil.

De type fixe, il est composé de quatre éléments identiques formés chacun d'une jambe élastique à amortisseur oléopneumatique (assurant outre la fonction normale d'amortisseur une fonction de redressement) et d'une roue de 250 mm de diamètre à bandage plein, orientable sur 360° et équipée d'un frein à serrage permanent.

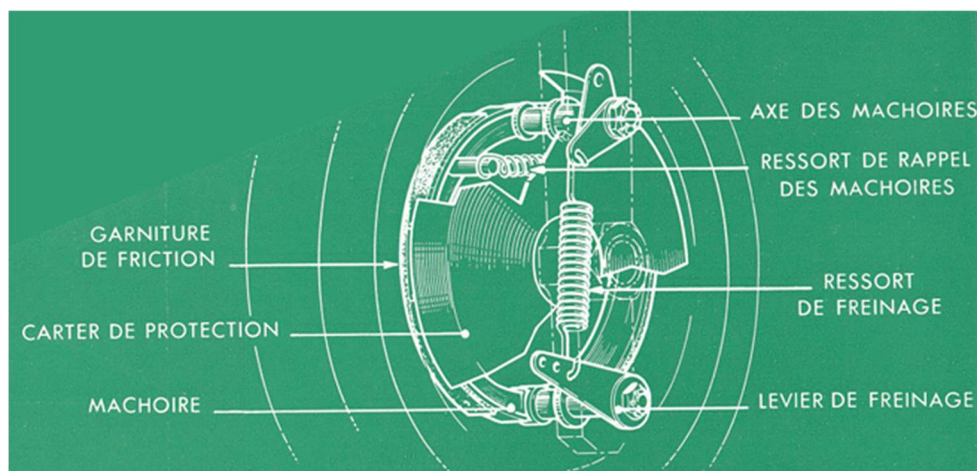
La vitesse d'atterrissage très réduite du C-450 a permis d'aboutir au très faible poids de 80 kg pour l'ensemble du train.



C-450 Coléoptère. " Sorte d'énorme manchon métallique d'où sort une capsule, le poste de pilotage, et qui se tient droit sur quatre frêles pattes métalliques. "



Train d'atterrissage



Bloc de freinage

Bibliographie : Messier

Les atterrisseurs de l'avion de transport supersonique franco-britannique Concorde



"Le plus difficile en aviation, ce n'est pas de décoller mais bien d'atterrir."

Le train d'atterrissage de l'avion de transport supersonique franco-britannique Concorde fait partie des principales innovations de l'appareil. Il se compose d'un atterrisseur avant, conçu et réalisé par Messier, de deux atterrisseurs principaux, conçus et réalisés par Hispano-Suiza (1) et d'un atterrisseur auxiliaire arrière, conçu et réalisé par British Aircraft Corporation (BAC) et Messier.

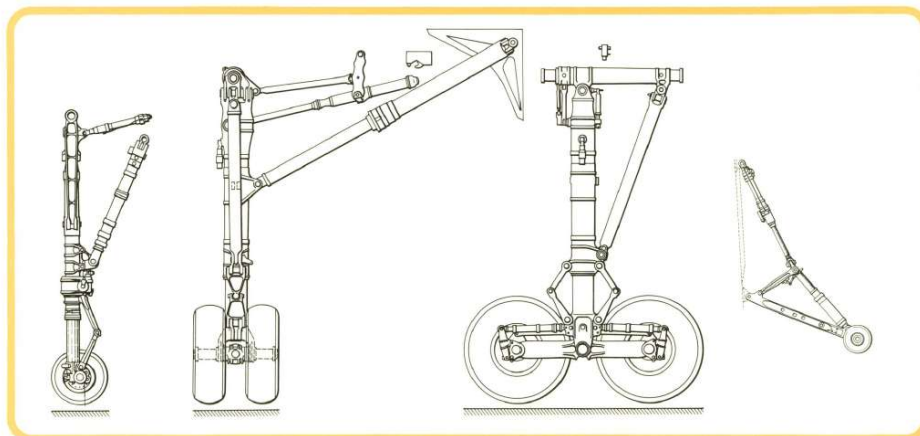


Aérospatiale BAC Concorde - Air France (© DR)

De type tricycle, le train d'atterrissage du Concorde a été conçu pour répondre aux conditions sévères d'utilisation d'un transport supersonique d'une masse de 185 tonnes au décollage et de 100 tonnes à l'atterrissage, à une vitesse de 360 km/h, et aux exigences de sécurité d'un avion civil. Les dimensions de l'avion et sa conception aérodynamique ont nécessité la réalisation :

- d'atterrisseurs avant et principaux de grandes dimensions, limitées toutefois en fonction des emplacements disponibles dans la structure avion pour leur logement en configuration escamotée.
- d'un atterrisseur arrière destiné à protéger la pointe arrière du fuselage lors des configurations très cabrées de l'appareil à l'atterrissage (incidence de 13 °).

Le souci de légèreté a imposé l'utilisation des matériaux modernes à caractéristiques élevées (acier spécial 35NCD16 à haute résistance, 186 hbar) et des alliages d'aluminium (AU2GN), de titane (TA6V) et de bronze. L'endurance prévue des atterrisseurs est de 24 000 vols correspondant aux impératifs d'emploi des avions civils. Le train et ses équipements annexes sont de plus, aptes à fonctionner dans une large plage de température (- 40 °C à + 120 °C).



Atterrisseurs : train avant, trains principaux et train arrière.
Les trains avant et principaux sont équipés de pare-éclaboussures pour éviter que l'eau des pistes d'atterrissages mouillées ne soit aspirée dans les entrées d'air.

Atterrisseur auxiliaire avant

Comme sur tous les appareils à aile delta, il est nécessaire d'avoir un train d'une hauteur considérable en particulier avec des moteurs placés sous la voilure. Le train a été triangulé pour lui donner une grande rigidité ; la réalisation a fait appel à des aciers spéciaux pour limiter la masse.

L'atterrisseur avant comporte une jambe du type direct, à amortisseur oléopneumatique incorporé. Il est équipé de deux roues Tubeless montées en diabolos et assujetties en rotation à un essieu monté sur roulements.

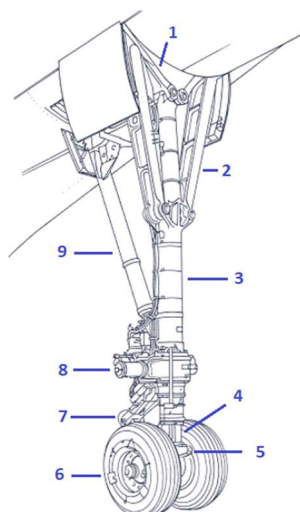
L'orientation des roues est commandée par un dispositif électro-hydraulique assurant également la fonction anti-shimmy qui permet de diminuer l'amplitude des oscillations, voire de les supprimer. Cette installation se compose d'un organe de puissance (vérin hydraulique à double effet) et d'un organe de commande exploitant l'ordre donné du poste de pilotage. La transformation du mouvement linéaire du vérin, en un mouvement de rotation, est réalisée par un secteur denté et une crémaillère. Un système mécanique assure le rappel des roues dans l'axe en fin de détente de l'amortisseur.

Les manœuvres d'escamotage et de relevage de la jambe d'atterrisseur sont réalisées au moyen de deux vérins hydrauliques agissant en parallèle.

Le contreventement en configuration " Train sorti " est assuré par une contrefiche télescopique verrouillée par un dispositif mécanique à griffes ; le déverrouillage est commandé hydrauliquement. L'accrochage de l'atterrisseur en configuration " Train rentré " est réalisé par un boîtier à verrouillage mécanique et à déverrouillage commandé hydrauliquement.



Atterrisseur avant avec sa protection contre les jets d'eau. Le relevage s'effectue en 7 secondes. (© DR)



Atterrisseur avant.

Vérin de relevage
Contrefiche latérale
Fût de la jambe
Amortisseur
Attache pour barre de remorquage
Roues
Compas
Vérin d'orientation des roues
Contrefiche télescopique

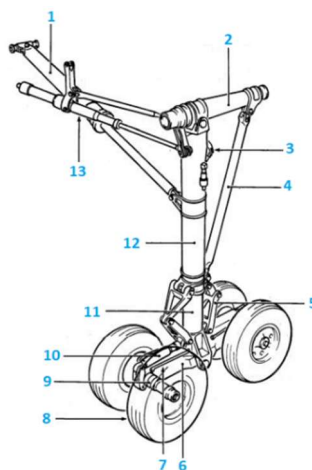
Atterrisseur principal

Les atterrisseurs principaux sont du type à " boggie " avec amortisseur monochambre incorporé. La partie structurale de la jambe d'atterrisseur est principalement réalisée par : une traverse articulée sur la structure avion un fût relié à la traverse une contrefiche fixe qui assure le contreventement longitudinal du système Fût-Traverse.

Un balancier articulé sur la partie inférieure de l'amortisseur reçoit à ses extrémités la fusée de chaque diabolé de roues. Chacune des roues est équipée d'un frein dont l'action est modulée par un contrôleur de freinage SPAD (2). Deux amortisseurs de tangage à double effet assurent l'orthogonalité du balancier pendant les manœuvres de relevage ; ils absorbent, de plus, les irrégularités du sol au cours du roulage.



Atterrisseur principal avec ses déflecteurs d'eau. Le relevage s'effectue en 10 secondes. (© DR)



Atterrisseur principal

Barre télescopique
Traverse supérieure
Système de rétraction
Contrefiche fixe
Compas
Balancier
Balancier
Roues et Freins
Fusée
Amortisseurs de tangage
Amortisseur principal
Jambe
Vérin de manoeuvre

Le contreventement latéral en configuration " Train sorti " est assuré par une contrefiche télescopique à verrouillage interne mécanique. Le déverrouillage est commandé hydrauliquement.

En configuration " Train rentré " l'atterrisseur est immobilisé par un boîtier d'accrochage. Un ensemble " bielle levier " permet, pendant la manœuvre de rentrée de train, de bénéficier au maximum du travail fourni par le vérin de relevage pour réaliser une rétraction relative de 508 mm entre les positions " Train rentré " et " Train sorti ". Un vérin auxiliaire de rétraction crée au début du relevage un couple de démarrage aidant à la rétraction.

Les compartiments du train sont refroidis en vol par un circuit de conditionnement de façon à maintenir une température inférieure à 80 °C.

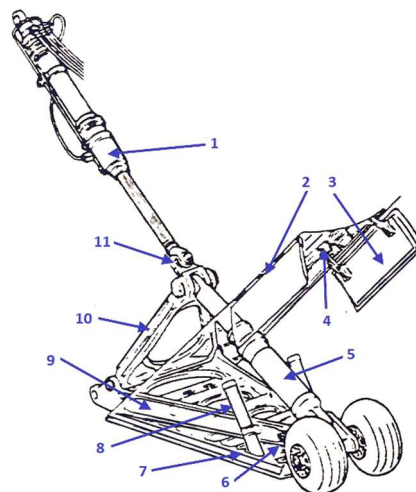
Atterrisseur auxiliaire arrière

L'atterrisseur arrière se compose d'un ensemble structural oscillant, supportant deux roues et contrôlé par un amortisseur oléo-pneumatique. Un vérin contrefiche assure la sortie, l'escamotage et le contreventement de l'ensemble structural. Ce vérin possède deux dispositifs à griffes qui verrouillent mécaniquement l'atterrisseur dans les positions escamotée et sortie, et dont le déverrouillage est commandé hydrauliquement.

Seuls les deux prototypes ont été équipés d'un atterrisseur arrière à patin métallique (ou béquille) escamotable actionné par un vérin et doté d'un amortisseur. C'est à partir du Concorde 02, en janvier 1973, deuxième avion de pré-série et quatrième avion du programme qu'il est doté de deux roues.



Atterrisseur arrière destiné à protéger le fuselage en cas de braquage exagéré de l'avion au sol (© DR)



Atterrisseur arrière

Vérin de manoeuvre
Porte latérale droite
Porte latérale gauche
Came
Amortisseur
Rouleau
Porte pantalon
Tige de ressort
Poutre de bascule
Etrier
Joint universel

Freins, roues et pneumatiques

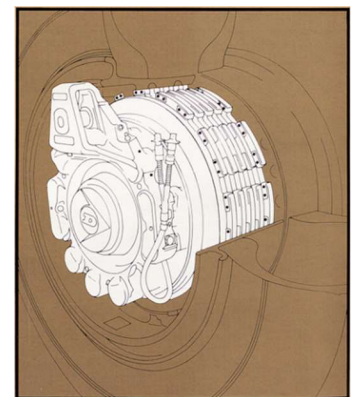
Toutes les roues sont réalisées en alliage d'aluminium (AU 26N).

Chaque roue du train principal est équipée d'un frein à friction à disque de carbone : unité multi-disques utilisant cinq rotors à clé sur la roue et six stators calés sur l'essieu. Il n'y a pas de transmetteurs de pression des pneus mais un système de détection de sous-gonflage installé sur chaque train principal.

Ce matériau a été étudié et mis au point, à l'origine, pour répondre aux exigences des spécifications de l'armée américaine en matière de missiles et de fusées. D'une forte densité et très résistant, tout en offrant un frottement approprié, il peut, en théorie, être utilisé à des températures allant jusqu'à 3 000 °C.

Le frein en fibre de carbone a d'autres avantages : beaucoup plus léger que le frein acier classique, sa longévité est 5 fois supérieure (environ 3 000 atterrissages, comparée aux 600 pour le frein acier) et il offre un gain de masse de 500 kg par rapport à des disques en acier.

Pour éliminer l'énergie emmagasinée dans les freins au cours du freinage, chaque roue est munie d'un ventilateur de refroidissement.



Chaque jambe de train est équipée de pneumatiques haute pression sans chambre gonflés à l'azote pour limiter l'échauffement des roues (3). Fournis initialement par les firmes Goodyear et Dunlop, tous les pneus

sont de technologie conventionnelle à structure croisée, en biais (" bias " en anglais). Après 2001, les pneus des trains principaux plus résistants aux corps étrangers ou FOD (Foreign Object Damage) sont de type radial et conçus par Michelin. Baptisé NZG (near zero growth / expansion quasi nulle), c'est un pneu qui se dilate très peu sous l'action de la pression de gonflage et de la vitesse de rotation (400 km/h). D'une masse inférieure de 25% (80 kg au lieu de 105 kg), il permet d'économiser par avion 100 à 170 kg.

Caractéristiques

Hauteur	Enfoncement amortisseur avant sous charge statique (décollage normal) : 414 mm
Jambe avant : 3,73 m	Enfoncement amortisseurs principaux sous charge statique (décollage normal) : 390 mm
Jambes principales : 4,164 m	Plage de braquage des roues avant : + 60° de chaque côté
Masse des atterrisseurs par rapport à la masse normale de décollage : 2.58 %	Atterrisseur avant : 31 X 10.75 - 14 gonflés à 13.1 bar
Empattement : 2,58 m	Pneumatiques Atterrisseurs principaux : 47 X 15.75 - 22 gonflés à 16 bar
Voie : 18,035 m	Atterrisseur arrière : 13 X 4.72 - 4.5 gonflés à 20.27 bar

Le Système perfectionné antidérapant SPAD

Le SPAD est un régulateur de freinage très évolué. Il calcule en permanence le glissement pour lequel l'adhérence est maximale et impose à la roue la vitesse correspondante.

Il permet ainsi :

- d'assurer le freinage optimal : blocage de roue impossible, efficacité maximale. Le rendement du SPAD est supérieur à 95 %,
- de conserver le pouvoir directionnel des pneumatiques pendant le freinage,
- de limiter l'usure des pneumatiques,
- d'éviter toute vibration de l'atterrisseur.

Adhérence et taux de glissement

Des études du comportement d'une roue freinée sur une piste ont mis en évidence l'existence au cours du freinage d'un taux de glissement pneu-piste optimal qui est pratiquement constant quel que soit l'état de la piste.

Le principe de fonctionnement du SPAD est d'asservir la vitesse de roue à ce glissement optimal, de façon à obtenir le maximum d'efficacité.

Fonctionnement du SPAD

- La vitesse de l'avion est donnée par la mesure de la vitesse de rotation des roues de l'atterrisseur avant.
- La vitesse des roues freinées est mesurée directement par des détecteurs de vitesse montés dans les fusées des atterrisseurs principaux.
- La vitesse de la roue freinée est comparée à la vitesse de l'avion par un comparateur amplificateur.

Le signal d'erreur qui en découle, convenablement amplifié et modulé, donne un ordre à une servo-valve montée sur le circuit de freinage de la roue.

Le réglage de la boucle d'asservissement est tel que la vitesse de la roue freinée est maintenue à un pourcentage prédéterminé de la vitesse de l'avion.

En cours de freinage, le taux de glissement de chaque roue freinée est donc maintenu à la valeur prévue. Si la roue tourne trop vite, c'est-à-dire avec un taux de glissement trop faible, la pression de freinage sera augmentée.

Si la roue tourne trop lentement, c'est-à-dire avec un taux de glissement trop élevé, la pression de freinage sera diminuée.

L'asservissement en glissement de la roue étant réalisé, deux voies sont possibles :

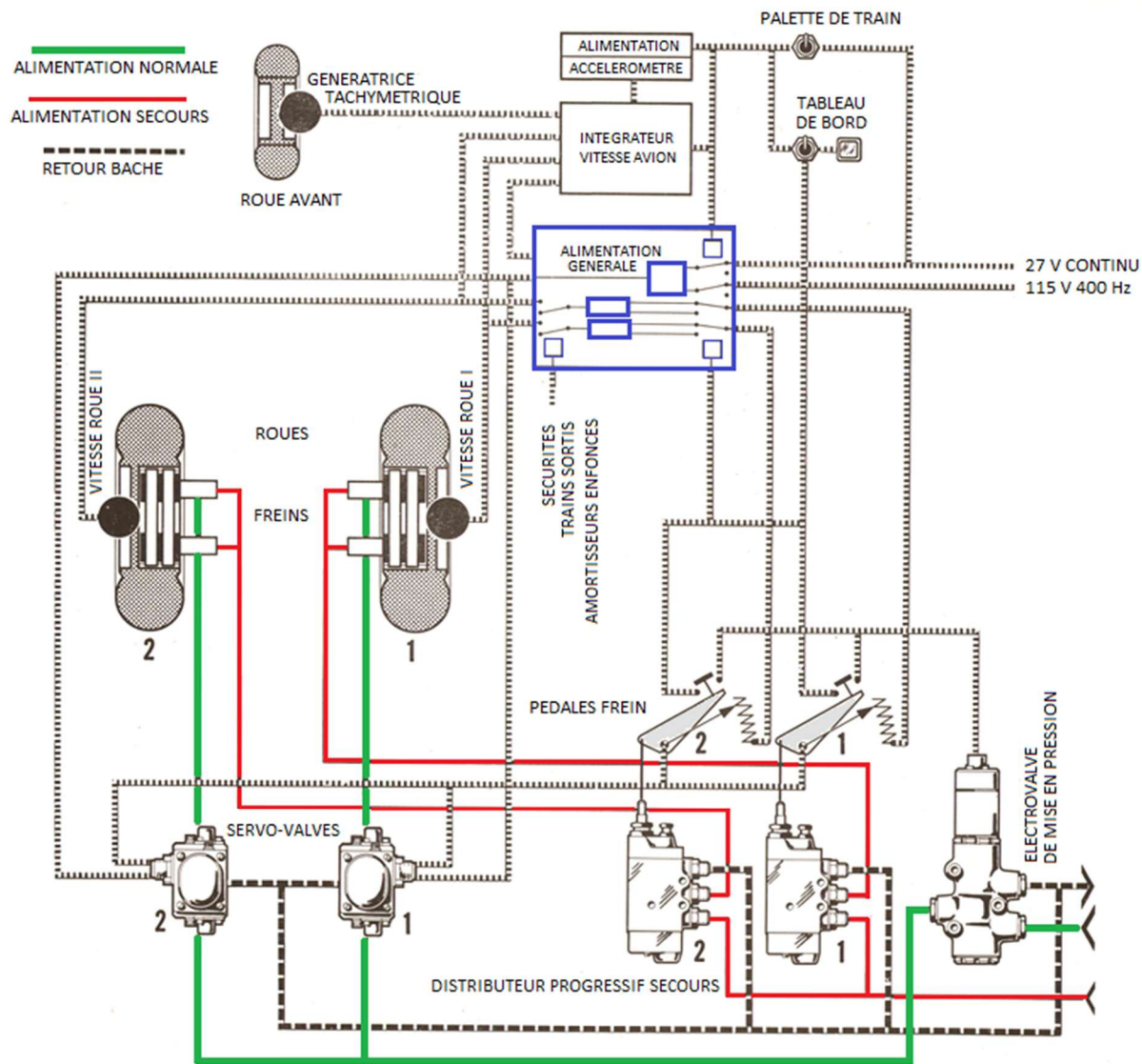
- soit calculer le glissement optimal à chaque instant : SPAD Mk I, système équipant le Concorde et les premières versions de l'Airbus A300,
- soit afficher un glissement prédéterminé :
SPAD Mk II : équipe les versions de l'Airbus, les Dassault Mercure et Mirage 2000,
SPAD Mk III : comportant une seule servo valve pour commander deux freins montés sur le même essieu (Mirage F1),
SPAD Mk IV : dans lequel la servo-valve est remplacée par une mini-valve lorsque le frein est suffisamment petit (équipe le Jaguar A et E et l'Alpha-Jet, version appui tactique).

Sécurité

La vitesse de chaque roue freinée étant toujours comparée à la vitesse avion, le SPAD assure une très grande sécurité de freinage.

Tout blocage de roue est impossible même en cas d'hydroplanage prolongé

La protection anti-skid avant l'atterrissage est naturelle et individuelle pour chaque roue. Le SPAD a été testé au Centre de Langley de la NASA.



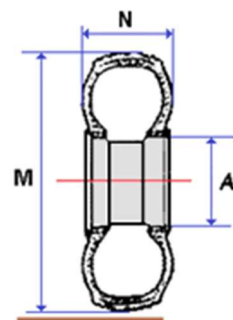
SPAD - synoptique

Notes de fin

- (1) L'atterrisseur principal d'Hispano-Suiza est désigné sous la mention : " Train Hispano-Suiza - Coopération Messier ". en raison de la participation de Messier aux études antérieures qui ont abouti à la définition du train principal.
- (2) SPAD, acronyme de Système perfectionné antidérapant. Il permet de contrôler le glissement, c'est-à-dire de l'écart de vitesse entre roues freinées et roues non freinées. Le Concorde est le premier avion disposant d'un système de freinage SPAD, communément appelé aujourd'hui ABS. Tous les avions commerciaux sont aujourd'hui équipés de ce dispositif.
- (3) Inscriptions sur les pneumatiques avion.

Tous les pneumatiques comportent gravés un système d'identification en anglais. Par exemple, un pneu sur lequel est gravé **46 x 17- 20** signifie que : le diamètre **M** fait 46 pouces (inches) sur 17 pouces de large **N**, et se monte sur une jante de 20 pouces **A**.

A droite de cette inscription, une indication précise qu'il s'agit d'un tubeless (sans chambre à air) radial (carcasse avec des plis dans le sens du rayon de la roue).



Sources : Documentation Messier, Hispano Suiza

Ouvrages consultés : Aviation Magazine International, Air et Cosmos

Remerciements : Régis Ligonnet

L'aérodrome de Melun Villaroche pendant la Seconde guerre mondiale

L'aérodrome de Melun Villaroche est l'un des hauts lieux de l'histoire aéronautique française. Dès 1911, se déroulent les premières évolutions aériennes et, plus tard, sous le Front Populaire, le site accueille un aéro-club regroupant une quarantaine d'avions et planeurs.

Fin novembre 1939, l'aéro-club partage les installations avec l'Armée de l'air qui y implante une école de pilotage (n° 51) équipée de Caudron C-635 " Simoun " et des détachements permanents, par rotations, d'escadrilles de chasse de nuit (ECN) équipées de bimoteurs " Potez 631 " chargées d'assurer la défense nocturne de la région parisienne. Au cours de la bataille de France, en mai 1940, l'école de pilotage cesse son activité et les escadrilles, face à l'avance allemande, quittent Melun-Villaroche.

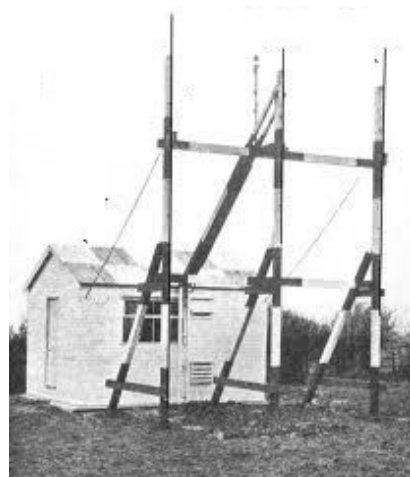
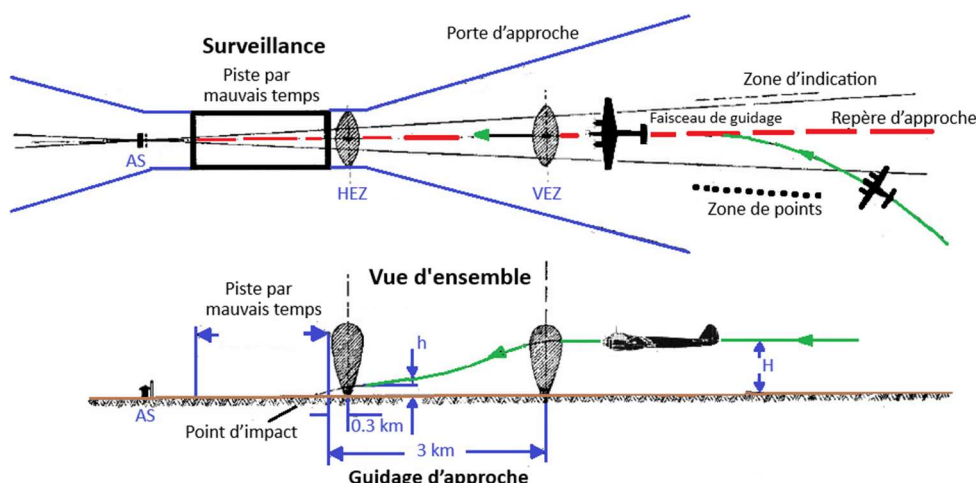
Repris par les occupants en juin 1940, la Luftwaffe entame trois ans de construction pour en faire une base majeure de bombardiers. En août 1942, la plupart des unités de bombardiers opérationnelles à l'Ouest sont transférées vers l'Est ou vers la Méditerranée et Villaroche abrite une réserve de formation de bombardiers et un groupe de remplacement.

La construction

Après l'armistice, la Luftwaffe prend possession du terrain en portant sa superficie de 137 à 1170 hectares en s'étendant sur les communes de Réau, Monterau-sur-le-Jard, Lissy et Limoges-Fourches et en englobant les fermes avoisinantes de Viercy, de Courceaux et Fourches. Deux pistes d'envol cimentées (1) de 60 mètres de large sous construites : la première longue de 1 645 mètres orientée est/ouest, la seconde de 1 600 mètres alignée nord/sud. La base aérienne (*Fliegerhorst*) est répertoriée sous le code Luftwaffe E 21/XII (2).

Une route périphérique de roulement en béton encercle une grande partie de l'aire d'atterrissage. Des voies de circulation d'environ 15 mètres de large relient les pistes d'envol aux abri-hangars des avions. Afin de pouvoir faire atterrir les avions de nuit ou dans de mauvaises conditions météorologiques, les deux pistes disposent d'un éclairage permanent, de projecteurs d'approche et du système de radiobalise d'alignement Lorenz.

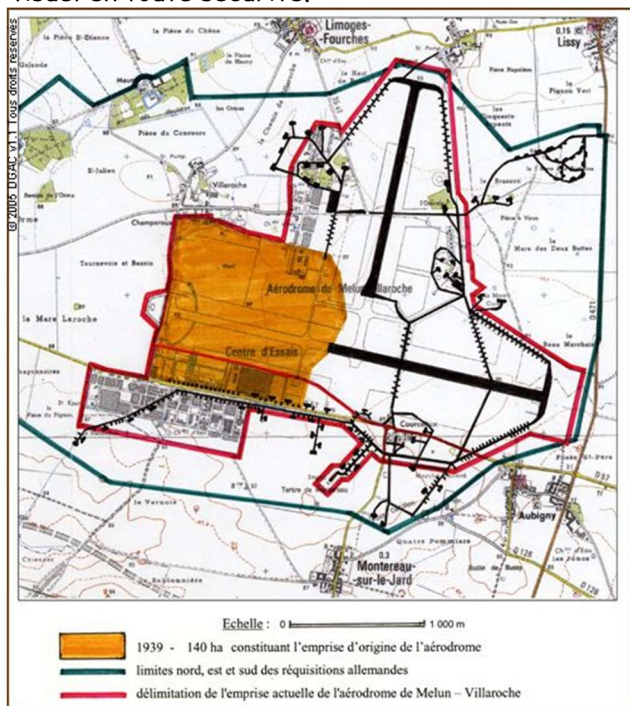
Les projecteurs d'approche qui sont implantés dans l'axe des deux pistes d'envol se terminent par deux rangées de points lumineux placés perpendiculairement au faite de mâts assez élevés (15 mètres). Également appelés " lignes d'horizon ", ils donnent la vue de l'angle d'approche et d'arrondir avant de toucher les roues. Télécommandées depuis la tour de contrôle, ces installations sont situées sur les communes de Crisenoy pour l'Est, de Soignolles-en-Brie pour le Nord, de Moissy-Cramayel pour l'Ouest et de Voisenon pour le Sud.



Système d'atterrissage sans visibilité Lorenz. Relativement compact, le système Lorenz comporte une petite cabane jouxtant un encadrement de trois mâts verticaux supportant une antenne dipôle.

Le système d'atterrissage sans visibilité Lorenz, utilise un faisceau radio étroit transmis le long et au-delà de la piste. Deux émetteurs calés sur une même fréquence diffusent des signaux complémentaires en Morse, A et N (— et —.). À l'approche du terrain, le pilote entend un signal sonore continu s'il se trouve est en plein sur l'axe de la piste ; s'il dévie vers la gauche, il entend la lettre N et, s'il dévie vers la droite, il reçoit la lettre

A et peut donc se recalcr suivant l'intensité des signaux reçus. Lorsque l'avion franchi les deux radiobalises verticales (" marqueurs "), extérieure (VEZ) et intérieure (HEZ), placées sur le plan de descente, le pilote détecte leurs signaux distinctifs lui indiquant la distance qui le sépare de l'aérodrome. Il utilise cette information pour vérifier son taux de descente jusqu'à ce que le sol soit visible et effectuer un atterrissage visuel en toute sécurité.



Aérodrome de Melun-Villaroche (© DGAC 2005).

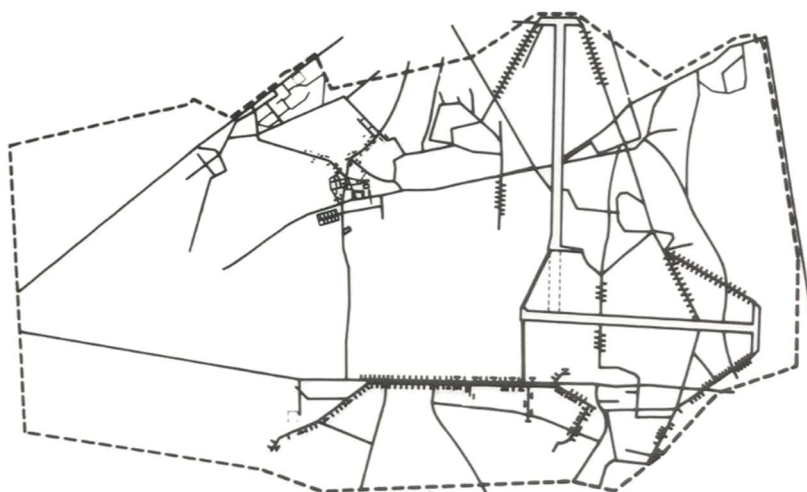
Les dépôts et entrepôts de munitions se trouvent à la lisière de la zone de dispersion nord-est, dans un bois à 2,5 km de l'ouest/nord/ouest, et dans un autre bois à 3 km au nord-ouest du terrain. Il y a aussi un stockage ouvert dans les zones de dispersion.

Quatre zones de dispersion - Nord, Nord-est, Sud-est et Sud-ouest - sont aménagées avec un total de 43 grands abris d'avions couverts et 1 abri ouvert. Ils sont constitués de murs épais en béton en partie basse et d'une ossature légère en partie haute, le tout dissimulé sous un camouflage. Ces abris permettent une protection individuelle des avions.

La répartition est la suivante. Au Nord : 13 grands abris couverts, au Nord-est : 14 grands abris couverts, au Sud-est : 12 grands abris couverts et 1 abri ouvert et au Sud-ouest : 4 grands abris couverts.

Le terrain est protégé des attaques aériennes par 13 positions légères de DCA avec 2, 4 et 6 canons légers, dont plusieurs sont montées dans des tours de Flak.

Melun-Villaroche 1940 - 1945. Le terrain comporte deux pistes d'envol en ciment (12 cm d'épaisseur), l'une de 1645 m orientée est/ouest, l'autre de 1600 mètres alignée nord/sud et quatre zones de dispersion - Nord, Nord-est, Sud-est et Sud-ouest - avec un total de 43 grands abris d'avions.



La base aérienne possède deux terrains satellites (terrains de dégagement) - Melun I, Melun II construits en mai 44, - et un terrain factice (ou fantôme), Brie-Comte-Robert.

La base satellite Melun/I est située à 2,5 km au sud-ouest de Villaroche. Composée de deux bandes en herbées sous la forme de la lettre " V " la première mesure 1 370 x 320 mètres avec une orientation nord/nord/ouest et sud/sud/est, et la seconde de 1 465 x 320 mètres alignée nord/sud.

Melun/II, localisée à 2,5 km à l'est du centre de Villaroche possède une bande mesurant environ 1 555 x 275 mètres orientée nord/sud. La piste est opérationnelle au début du mois de juillet 1944.

Pour protéger le terrain d'aviation de Villaroche des bombardements alliés, les allemands construisent un aérodrome factice ou " Scheinflugplatz ", en fait une véritable réplique située à 10 km au nord-ouest, sur la commune de Brie-Comte-Robert, à un kilomètre de Grégy-sur-Yerres. Ce terrain a pour but de tromper les Alliés sur la position exacte de Villaroche. Les allemands aménagent une fausse piste enherbée, installent de faux avions en bois et toile décorés aux marques de la Luftwaffe, des épaves de véritables appareils et construisent deux petits hangars. Les aviateurs alliés n'étant pas dupes, le terrain factice reçu quelques bombes en bois larguées d'un avion britannique !

La Luftwaffe - Mission et avions

Dès la prise de possession de l'aérodrome par la Luftwaffe, des Junkers Ju-88 A6 du Kampfgeschwader 51 " Edelweiss " (I. /KG 51), se déploient sur le terrain pour participer à la bataille d'Angleterre commencée depuis le 6 août 1940 par des bombardements d'aérodromes anglais et des attaques de convois en mer du Nord et sur la Manche.

Mais ces attaques de jour ne se déroulent pas aussi facilement qu'espérées, les pertes sont nombreuses. Durant les quatre premiers mois, (1er juillet - 31 octobre 1940), le *Gruppe* perd 13 Ju-88 et 21 sont endommagés. Pendant le Blitz, l'unité participe à des attaques contre Portsmouth, Londres, Coventry, Manchester et Liverpool. Le taux d'attrition ne cesse de croître : à la mi-août, l'unité compte 30 Ju-88, dont 21 sont opérationnels. Une semaine plus tard, le I. /KG 51 possède 33 Ju-88 en service, mais le groupe ne peut en rassembler que 13 pour les opérations. Dès le mois d'octobre, les allemands doivent changer de tactique, les bombardements deviennent nocturnes. Les avions reçoivent un camouflage sombre mais les pertes sont tout aussi nombreuses.



Junkers Ju-88 A6 du Kampfgeschwader 51 " Edelweiss ". Ce bombardier équipe 17 groupes de la Luftwaffe lors de la Bataille d'Angleterre. Il est plus rapide et plus maniable que le Heinkel He-111, mais son armement défensif reste insuffisant. (© Bundesarchiv)



Fieseler Fi-156 " Storch " du Kurierstaffel 9. L'unité est principalement utilisée pour transporter des officiers de haut rang, des plans de guerre et d'autres documents importants d'un quartier général à l'autre mais aussi pour évacuer les malades et les blessés. (© Bundesarchiv)



Heinkel 111 H surnommé Die Späten par la Luftwaffe (© Bundesarchiv)



Dornier Do-217 E (© Bundesarchiv)



Junkers Ju-188 (© Bundesarchiv)

L'ouverture du front de l'Est, en juin 1941 (opération Barbarossa), nécessitant un transfert des forces aériennes allemandes, les bombardements du territoire anglais, surtout dans la partie sud-est sont moins intensifs et par la suite pratiquement arrêtés.

A partir de l'été 1941, sept groupes de bombardiers moyens opèrent successivement à partir de Villaroche.

Les escadres de la Luftwaffe à Melun-Villaroche (Juin 1940 - Août 1944)

Groupe	Dates	Avions
Kampfgeschwader 51 " Edelweiss " Code 9K I./KG 51	Juillet/Août 40 - Mars 41	Junkers Ju-88 A-6
Kurierstaffel 9	Octobre 40	Fieseler Fi-156 " Storch "
Kampfgeschwader 28 Code 1H I./KG 28	Juin-Juillet 41	Heinkel 111 H
Kampfgeschwader 30 " Adler " Code 4D III./KG 30	Juin-Août 41	Junkers Ju-88 A-6
Kampfgeschwader 55 " Greif " Code F8 I./KG 55	Octobre -Décembre 41	Heinkel 111 H
Kampfgeschwader 2 " Holzhammer " Code U5 I./KG 2	Avril 42	Dornier Do-217 E
Kampfgeschwader 2 " Holzhammer " Code U5 IV./KG 2	Août 42 - Avril 44	Dornier Do 217 / Junkers Ju 188
Kampfgeschwader 6 Code 3E III./KG 6	Juin 44	Junkers Ju-188
Kampfgeschwader 6 Code 3E Stab, II./KG 6	Juin-Juillet 44	Junkers Ju 88 A/E, Ju 188 A
Kampfgeschwader 6 Code 3E I./KG 6	Juin-Août 44	Junkers Ju 88 A/E, Ju 188 A

Insignes des escadres de la Luftwaffe à Melun-Villaroche (Juin 1940 - Août 1944)



Kampfgeschwader
51 " Edelweiss "



Kampfgeschwader
28



Kampfgeschwader
30 " Adler "



Kampfgeschwader
55 " Greif "



Kampfgeschwader
2 " Holzhammer "



Kampfgeschwader 6

Les Allemands évacuent le terrain fin août 1944 après avoir fait sauter leur parc de munitions, leurs installations et abîmé les pistes.

Les attaques alliées

Plusieurs bombardements alliés visent le terrain. Cinq mois après son occupation, en novembre 1940, le premier bombardement effectué par la Royal Air Force (RAF) se déroule en pleine journée, vers midi, des vagues successives d'avions arrosent de bombes les pistes et les aménagements de l'aérodrome. De vastes cratères se creusent un peu partout, empêchant le mouvement des avions.

Au cours des années 1942 et 1943, mais surtout à l'approche du débarquement de juin 1944, la Royal Canadian Air Force (RCAF) et l'United State Army Air Force (USAAF) s'efforcent de désorganiser les voies de communication dont se sert l'ennemi. De plus, ils ont la supériorité aérienne. Les alliés intensifient leurs attaques à basse altitude et leurs bombardements contre Villaroche. C'est le cas notamment en février 1944 avec un raid de chasseurs bombardiers Republic P-47 Thunderbolt du VIII Fighter Command qui revendique la destruction d'un Junkers Ju-88, un Heinkel 177, un He 111 et l'endommagement de cinq He 111.

Jusqu'au 6 juin, le terrain est régulièrement pilonné soit par des P-47 et bombardé par des Consolidated- Vultee B-24 Liberator. Une semaine environ après le débarquement, en milieu de matinée, le site est bombardé par 50 Boeing B-17 Flying Fortress : ils endommagent deux Junkers Ju-88 et causent des dégâts majeurs aux installations : on dénombre 160 impacts sur les deux pistes, les taxiways, des bâtiments sont endommagés et l'aérodrome rendu inutilisable. Ce bombardement est suivi quelques jours plus tard par un raid de neuf B-24 Liberator : un hangar de réparation est détruit et de nombreux cratères dénombrés dans la piste nord-sud et, le mois suivant, par une attaque à basse altitude de P-47 Thunderbolt. Le dernier bombardement se déroule le 1er août 44 avec 118 quadrimoteurs B-17 Flying Fortress et B-24 Liberator.



Bombardement - Juin 1943

L'Advanced Landing Ground ou Station A-55

L'aérodrome est libéré par les forces terrestres alliées vers le 1^{er} septembre 1944. Presque immédiatement, deux bataillons du génie de l'USAAF déminent le terrain et détruisent des avions de la Luftwaffe. Une quantité importante de dégâts nécessitent des réparations des deux pistes et voies de circulation dont la pose d'une

nouvelle piste secondaire asphaltée de 5 000 ft (1 525 m). Ils y ajoutent de nombreux parkings en grilles en tôle d'acier percée PSP (Pierced Steel Planking) disposés en dents de peigne le long des voies de circulation. Ces plaques en acier perforées, ou PSP (3), auto-encastrables par crochetage sont très résistantes : assemblées les unes aux autres, elles permettent aux avions sur un terrain rapidement construit et sans béton de circuler même si la zone est boueuse.

Des hangars légers sont édifiés près du village de Courceaux.



Douglas A-20 J " Havoc " (© DR)



Douglas A-26 B " Invader " (© DR)

Le 15 septembre, après environ deux semaines de reconstruction, le terrain de Villaroche devient un aérodrome de la 9^{ème} Air Force, connu sous le nom d'Advanced Landing Ground (ALG) ou Station A-55 (3).

La 9^{ème} Air Force y affecte le 416^{ème} groupe de bombardement moyen, constitué de quatre escadrons (668th BS, 669th BS, 670th BS, 671th BS) dotés de bimoteurs Douglas A-20 J et K " Havoc " puis de Douglas A-26 B et C " Invader ".

Les unités du 416^{ème} Bomb Group (BG) de l'USAAF à Melun-Villaroche (septembre 1944 - Juin 1945)

Escadrons	Dates	Avions
668 th Bomb Squadron Code 5H	Janvier à Mai 1945	Douglas A-20 J et K " Havoc " / A-26 B et C " Invader "
669 th Bomb Squadron Code 2A	Janvier à Mai 1945	Douglas A-20 J et K " Havoc " / A-26 B et C " Invader "
670 th Bomb Squadron Code F6	Septembre 1944 à Juin 1945	Douglas A-20 J et K " Havoc " / A-26 B et C " Invader "
671 th Bomb Squadron Code 5C	Avril à Juin 1945	Douglas A-20 J et K " Havoc " / A-26 B et C " Invader "

Insignes des quatre escadrons de bombardement du 416 th Bomb Group (BG) de l'USAAF à Melun-Villaroche (Septembre 1944 - Février 1945)



668th Bomb Squadron



669th Bomb Squadron



670th Bomb Squadron



671th Bomb Squadron

Arrivé progressivement dès le 15 septembre 1944 à Villaroche, le 416^{ème} Bomb Group apporte son soutien dans l'assaut contre la ligne Siegfried en pilonnant les moyens de transport, entrepôts, dépôts de ravitaillement en Allemagne, puis participe à la bataille des Ardennes de décembre 1944 à janvier 1945. Il intervient dans la percée alliée en Allemagne en continuant ses actions de bombardement sur des objectifs stratégiques de février à mai 1945 et, le mois suivant, il participe au raid aéroporté outre-Rhin en mars 1945 en détruisant des positions de DCA.

Le 416^{ème} BG quitte Villaroche à partir de juillet 1945 pour être rapatrié aux USA.

L'aérodrome accueille également un groupe de transport de troupes, 436 th Troop Carrier Group (TCG) doté de bimoteurs Douglas C-47 Skytrain. Au mois de mars 1945, dans le cadre de l'opération aéroportée Varsity, le 436^{ème} TCG remorque des planeurs Waco CG-4 A à Wesel pour fournir des troupes pour l'assaut aérien à travers le Rhin. Lorsqu'il n'est pas engagé dans des opérations aéroportées, il transporte de l'essence vers les lignes de front, les munitions, les fournitures médicales, les rations, les vêtements et évacue les blessés vers les hôpitaux en Angleterre et en France.

Les escadrons du 436^{ème} groupe de transport de troupes de l'USAAF à Melun-Villaroche

Groupe	Dates	Avions
79th Troop Carrier Squadron Code S6	Février à Mai 1945	Douglas C-47 A " Skytrain "
81th Troop Carrier Squadron Code U5	Février à Mai 1945	Douglas C-47 A " Skytrain "
82th Troop Carrier Squadron Code 3D	Février à Mai 1945	Douglas C-47 A " Skytrain "



Douglas C47 Skytrain - 81th Troop Carrier Squadron (© DR)



436^{ème} Troop Carrier Group - Insigne

Après le départ des appareils américains, le terrain devient, de 1945 à 1972, le centre principal des essais en vol de tous les aéronefs militaires français (" Griffon ", " Trident ", " Gerfaut ", " Vautour ", " Ouragan ", " Mystère " et autres " Mirage ").

Ouvrages consultés : Bases anciennes (DGAC 2005). Henry L de Zeng IV : Luftwaffe Airfields 1935 - 1945 France (with Corsica and Channel Islands) de Henry L. de Zeng (2014). US Army Air Forces continental airfields (ETO) - David C Johnson. Sites Internet allemands, anglais et américains. Histoire du centre aéronautique de Melun-Villaroche - Essais et prototypes de l'Aviation française - Robert LAMOUCHE Editions du Puits Fleuri (1999). La Seine-et-Marne 1939 - 1945 Tome 3 De la résistance à la victoire de René-Charles Plancke - Edition Amatteis (1985).

Notes de fin.

- (1) En raison de l'humidité du sol, qui, en hiver rend le terrain boueux et interdit tout décollage et les drainages ne suffisant pas, les Allemands construisent des pistes en ciment.
- (2) Dénomination des aérodromes de la Luftwaffe :
 - E = aérodrome militaire
 - 228 = numérotation courante
 - XII = Région Militaire Aérienne responsable de sa mise en œuvre.
- (3) En 1944 - 1945 les aérodromes alliés construits sur les terrains pris aux allemands sont divisés en plusieurs catégories : les Emergency Landing Strips (ELS, en français : pistes d'atterrissage d'urgence), les Supply & Evacuation (S & E, en français : ravitaillement et évacuation), les Refuelling & Rearming (R&R, en français : ravitaillement en carburant et en armements) et enfin les Advanced Landing Grounds (ALG, en français : pistes avancées d'aviation). Les ALG " A " se réfèrent aux forces aériennes américaines. Les ALG " B " se réfèrent aux forces aériennes britanniques.
- (4) Afin de pouvoir mettre en œuvre une piste d'atterrissage en moins de 24 heures les américains ont développé peu avant la Seconde Guerre mondiale le Pierced Steel Plank (PSP). Ce sont des plaques rectangulaires en acier perforées ou *Pierced Steel Planking* (PSP). Connues également sous le nom de Marston Mat, en référence à Marston en Caroline du Sud, près du Camp Mackall, elles furent utilisées pour la première fois, en 1941. D'une surface d'environ 1,16 mètre carré, chaque PSP mesure 3,05 mètres de longueur sur 38 centimètres de largeur pour un poids moyen de 27 kg. Elles sont utilisées pour réaliser des :
 - pistes d'aviation pour l'atterrissage/décollage,
 - zones de roulage des avions,
 - zones de stationnement des avions,
 - routes.
 Le sens de pose des plaques PSP dépend de leur usage :
 - piste d'aviation : parallèle au sens de la piste,
 - route/roulage : perpendiculairement au sens de roulement.

Accident au catapultage du Clémenceau le 1^{er} avril 1970. Flottille 16F. Etendard IV P n° 119.

Un 1^{er} avril est-il une date sérieuse pour voir sa courbe de vie négocier un point de rebroussement ?

Nous avons été ramassés la veille par le Clémenceau au large de Penmarch pour participer aux essais des installations " aviation " après grand carénage. Ce jour-là, en entraînement de chef de patrouille, je commençai par un vol de " manœuvre " - un exercice de " chasseur " pour s'assurer que la machine n'est qu'un prolongement du corps et que l'ensemble se meut en harmonie avec les trois autres équipiers qui composent ladite patrouille. L'esprit est de se préparer au combat avec les meilleures chances de succès contre des Mirage, des Skyhawk, des Crusader ou, qui sait, des Mig...



Dassault Etendard IV P n° 119 - Flottille 16 F " Pirates " (© Auteur)

Caractéristiques techniques du Dassault 'Etendard IV P :

- longueur 14,35 m
- envergure 12,44 m
- hauteur 3,85 m
- surface alaire 28,40 m²
- masse à vide 5 900 kg
- masse maximale 10 800 kg
- vitesse maximale 1 100 km/h
- rayon d'action : 600 km

Dans ces temps heureux il n'était pas rare d'enchaîner deux vols et j'étais inscrit ensuite pour une mission " nounou " (1). L'objectif, pour le bord, était de catapulte un avion au poids " max ". Ainsi l'entraînement du PA se conjugua-t-il à celui de la flottille. Et je pris compte de mon Etendard chargé d'une nacelle de ravitaillement, de deux bidons de kérosène, et de deux bombes inertes de 250 kg pour faire bonne mesure... Mes souvenirs ne sont, là, plus très précis : sans doute devais-je être catapulté avec un autre IV P qui, après s'être ravitaillé - allégeant d'autant mon avion - partirait pour une reco lointaine...

Le moment venu, quand on appela par haut-parleur " les pilotes aux avions ", je rejoignis le mien - le n° 119 - sur l'arrière du pont, en fis le tour réglementaire et m'installai sur le siège où je me " brûlai " (2) avec l'assistance, déférente et appliquée, du patron d'appareil - nos modernes " servants d'armes "... Au signal je mis mon réacteur en route et me laissai bientôt guider par les " chiens jaunes " jusqu'à m'aligner, à mon tour, sur la catapulte latérale (*notez ce dernier point*).

Je sens encore le sabot de catapulte passer sous ma roulette de nez propulsant un court instant la pointe avant de mon avion vers le haut. Je gonflai alors l'amortisseur de train avant propre à donner ainsi l'incidence optimale en sortie de pont. Je notai ensuite la mise en tension de l'élingue par le court transit vers l'avant stoppé net par le raidissement de la retenue (" hold-back ") (3). Actions vitales faites, attentif aux signaux de l'officier de pont d'envol chargé du catapultage, je montai la manette des gaz au cran " alternateur ", vérifiai les données de mes instruments, poussai bientôt à fond les gaz, contrôlai une dernière fois les paramètres. Alors, assis comme Ramsès à la porte du temple d'Assouan, la tête haute, le bras sur ma cuisse gauche et le poing juste derrière la manette pour en empêcher tout recul intempestif, je saluai pour signifier que j'étais paré, et posai à son tour mon avant-bras droit sur ma cuisse.

Je savais que l'officiant en casaque jaune, sur ma droite, n'avait plus qu'à baisser dans l'axe du pont et jusqu'à le toucher le pavillon vert qu'il tenait à bout de bras. A ce signal ultime l'officier de catapulte, en face de lui, à l'abri dans son logement de quart, déclenchait le processus de catapultage. En moins de trois secondes, 11,4 tonnes allaient sortir du pont à 180 nœuds.

Je suis d'entrée que rien n'était conforme. La verrière éjectée au moment même du départ de la catapulte, mon siège s'éleva jusqu'à me mettre en position de voir l'arceau de pare-brise à hauteur de mon plexus. Le bout du pont se précipitait vers moi et je fis l'impossible pour me maintenir à bord, essayant de saisir un infime instant manche et manette, déjà hors de portée : mais je



Le LV Georges Belon vers 1971

m'attendais plutôt à comparaître dans l'instant devant Saint Michel Archange... A peu près au moment où cessait l'accélération de la catapulte je fus arraché de mon siège.

Après un laps de temps, très court, je percutai la surface par le fondement et ressentis une douleur extrême, puis la morsure de la fraîcheur de la mer. Contre toute attente je retrouvai une situation déjà connue : par réflexe je dégrafai mon masque à oxygène et gonflai ma mae-west (4) comme j'avais été entraîné à le faire. Calé dans ma combinaison étanche et soutenu par mon gilet de sauvetage, je flottais, les deux jambes à fleur d'eau, dans une position relaxante et infiniment confortable !

La coque du porte-avions filait à côté de moi. J'eus l'impression de pouvoir la toucher en étendant le bras. La vague de sillage me submergea soudain. Quand je revins à la surface, je vis le porte-avions qui s'en allait... L'inquiétude de cet éloignement irrémédiable disparut dès la perception du flop-flop-flop de l'hélicoptère Pedro (5) qui grandissait plus vite encore que le P.A. ne s'éloignait...

Après, ce fut comme à l'exercice...

Le grand sourire dont me gratifia Michalak, mon pilote, fut pour moi, après les soins attentifs du plongeur et du treuilliste, le signe que j'étais bien toujours dans le monde des vivants.

L'hélicoptère à peine posé sur le pont, et moi transféré avec très grande précaution sur une civière, mon pacha (6) était à mes côtés pour me poser l'incongrue question : " Mais qu'est-ce que vous avez bien pu toucher ! ". Je fus frappé, une fois encore dans ma vie de marin, par la difficulté de trouver une réponse appropriée à la demande d'un de mes chefs !

Un début de réponse allait être donné par le film de mon catapultage. Il ne répondait pas à toutes les questions mais il rendait évident que " je " ne m'étais livré à aucune facétie de mon invention... Le chef du service opération de la flottille, venu me voir avec beaucoup d'amitié à l'infirmerie du bord, me narra qu'après dix visionnages de la bande par un public de haute compétence les avis restaient partagés pour savoir si j'étais



passé au-dessus ou au-dessous du plan fixe. Je rappelle incidemment que le siège éjectable a précisément été inventé pour éviter aux pilotes quittant leur habitacle d'être fracassés sur ledit plan fixe... Mais, à proprement parler il n'y avait pas eu éjection !

Alors, que s'était-il donc passé ?

On mit un certain temps pour répondre à la question, dans tous ses détails. Une confirmation des hypothèses formulées sur certains points a peut-être été donnée quand, plusieurs années plus tard, un chalutier sud-breton a ramené la pointe avant de mon avion dans ses filets. On ne m'en a pas tenu informé...

Il faut savoir que le siège, éjectable, est positionné sur un rail télescopique qui fait office de rampe de lancement et se déploie à condition d'actionner la fusée de départ en tirant sur le fameux " rideau ". Pour des raisons balistiques sans doute ce rail est incliné sur l'arrière de la verticale (je considère l'avion à l'arrêt, posé sur le pont).

Le siège est maintenu, en position normale d'utilisation, par un verrou situé à son sommet. Ce verrou, peut-être mal remis lors de la dernière dépose du siège pour entretien, et soumis lors du catapultage à une composante non négligeable de l'accélération de la catapulte (cf. " décomposition de vecteur "), aurait cédé (?) : d'où le glissement du siège le long du rail... (Vous pouvez vous faire un petit schéma avec un crayon et un papier !).

Pour le système d'éjection la montée du siège - qui normalement ne peut être due qu'à la mise à feu de la fusée de propulsion - marque le déclenchement de la séquence : d'où l'éjection de la verrière, premier élément de cette séquence, puis la libération du parachute extracteur, deuxième élément de la séquence... Mon siège, qui n'est plus alors retenu ni par le verrou ni par la verrière, continue à monter jusqu'à un point d'équilibre fugace. Mon parachute, qui me sert d'appui-tête, est soudain soumis à un vent relatif de 180 nœuds. Il est alors extrait par le parachute extracteur, dont c'est la fonction, et se gonfle jusqu'à m'arracher de l'avion. La logique du système s'exerce imperturbablement jusqu'à la séparation siège - pilote : le siège reste à l'intérieur de l'avion, et je subis pour ma part la traction irrémédiable de mon parachute... (Vous avez suivi ?)

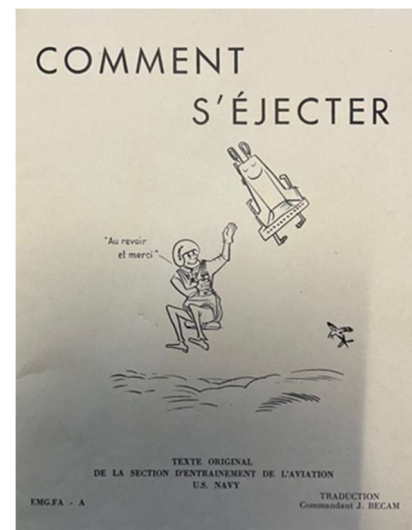
En quittant l'appareil j'accroche - avec ma main, avec mon pied (?) - la manette de largage rapide des charges, " cassée " comme il est réglementaire avant catapultage. Ainsi l'avion, libéré de ses charges externes, va-t-il " saluer " au départ de son pilote !

Étant à près de 180 nœuds, soit à quelques 165 nœuds par rapport à la surface de la mer, en chute libre, ou presque, à 20 mètres au-dessus de l'eau, le parachute, en cours d'ouverture, me freine d'une valeur difficile à évaluer. Le choc de l'amerrissage me vaudra quand même, ou seulement, **quatre vertèbres fêlées et deux disques touchés dont un sérieusement, plus un œil au beurre-noir et une plaie au palais dont on ne saura jamais l'origine...** (Je portais un masque à oxygène.)

Pendant les deux mois d'hospitalisation passée " à la dure ", à plat dos sur une planche en bois, confié à la veille exemplaire de mon épouse, je m'inquiète de mon aptitude... En me relâchant mes médecins m'interdisent le ski, le cheval et la moto, et me promettent le fauteuil roulant à plus ou moins brève échéance ! En convalescence, et en attente de décision à Landivisiau, je reprends les vols, sur Fouga.

Sans appréhension aucune " je " vole, " je " tiens le manche...

Après six mois d'observation la décision médicale tombe. Inapte à l'apportage et au siège éjectable, il faut en passer par la reconversion, sur " multimoteurs ". Le stage se déroule sans problème... Je m'initie au transport de passagers : un plein Nord 262 de permissionnaires d'Ajaccio au Bourget. Je m'interroge sur le stress du pilote de ligne responsable de sa cargaison humaine, je n'en vois pas, je n'en ressens pas... **Ma vie m'importe au premier chef, et par là celle des autres, qui me font confiance pour monter dans le même avion que moi !**



Affecté sur Atlantic, à Nîmes, je fais partie un beau jour des " passagers " embarqués avec un équipage pour une mission d'entraînement à Lann-Bihoué. Dans ce réduit sans aucune visibilité où sont parqués les malheureux " pax " **je suis saisi d'une panique intense** au moment du décollage : je sais, trop bien, que n'importe quoi peut arriver - **et " je " ne suis pas aux commandes !**

Il me faudra plusieurs années pour me délivrer de cette angoisse qui apparaît chaque fois que je vole en passager. Je préférerais alors, de beaucoup, être assis à côté d'un hublot. Ainsi je pourrai contrôler à chaque instant l'attitude de l'avion m'assurant que tout se passe conformément aux règles normales de la mécanique du vol...

Je crois en Celui qui a dit : " même les cheveux de votre tête sont comptés ". Et je comprendrai bientôt tout à fait quelle est l'exacte place de cet " accident au catapultage " dans l'économie de ma vie - ce qui n'aura d'ailleurs plus aucune importance...

Addendum pour ceux qui ne connaîtraient pas la séquence standard d'éjection :

- le pilote tire sur la poignée, à fond, pour mettre à feu la fusée d'éjection,
- la verrière est éjectée, aujourd'hui, on va plus vite encore en passant au travers...
- la fusée propulse le pilote sur son siège guidé par le rail télescopique loin au-dessus de l'avion,
- le parachute extracteur, libéré en haut de la trajectoire, tire maintenant la voilure principale,
- le choc à l'ouverture sépare le pilote, au bout de ses élévateurs (sangles qui relient le harnais aux suspentes), du siège qui poursuit en chute libre,
- le pilote se pose sur les pelouses du Bourget au milieu des hourras, ou quelque part en mer entouré d'ailerons de requins.



Dassault Etendard IV P n° 119 (© Auteur). Commandés à 21 exemplaires et livrés entre 1962 et 1966, les Etendard IV P sont numérotés de 101 à 121. Du fait de son attrition plus rapide ou la réforme de 11 appareils, quatre Etendard IV M (n° 53, 62, 63 et 66) ont été transformé par la modification de la pointe avant en Etendard IV P et désignés Etendard IV PM (n° 153, 162, 163 et 166).

Notes de fin

- (1) D'une masse de 254 kg, la nacelle de ravitaillement Douglas D827A ou " nounou " a une longueur de 2,92 m et un diamètre de 0,66 m. Son réservoir contient 149 litres dont 110 transférables et un tuyau souple de transfert d'une longueur de 14,24 m. A l'arrière de la nacelle sont placées trois lampes : une ambrée signale à l'avion ravitaillé que le système est prêt, une verte que le carburant débite dans ses réservoirs et une rouge s'allume en cas de problème hydraulique.
- (2) Brêlage (le fait de s'attacher au siège éjectable et aux systèmes de survie en cas d'éjection). La brêle est une mule sur laquelle est harnaché un fardeau. Se brêler, c'est s'harnacher dans l'avion avec les sangles du siège et du parachute. Le principe est d'évacuer le pilote le plus rapidement possible, sans le blesser.
- (3) " Hold-back " ou élingue : sur la catapulte, l'avion est retenu par un câble en acier, le " hold-back ". En bout de course, l'élingue tombe d'elle même dans la mer. L'élingue n'est pas récupérée. Dès lors, l'avion va atteindre 120 nœuds en 50 m.
- (4) Gilet de sauvetage ou " Mae West " : ce surnom est une référence à Mae West (1893-1980), actrice et sex-symbol de l'Amérique des années 40.
- (5) À bord d'un porte-avions, l'hélicoptère de sauvegarde, baptisé " Pedro ", prend sa position de sauvetage à une centaine de mètres du porte-avions, travers bâbord pour surveiller les avions au catapultage ou en finale pour l'appontage. En 1970, ce rôle était assuré par un SA-316 B Alouette III. L'origine de ce nom " Pedro " date de la guerre de Corée, au début des années 50 et devrait son nom à un pilote d'hélicoptère américain, le premier à réaliser une mission de sauvetage au profit d'un avion embarqué.
- (6) Pacha : nom donné au commandant de bâtiment mais aussi de flottille.

Le siège éjectable Martin Baker CM 4

Description

Siège éjectable balistique, propulsé par cartouches, il a équipé les avions Mirage - Alpha Jet - Jaguar et Etendard IV M/P/PM. La version marine, CM4 (CM pour Configuration Marine), se différencie des Mk.4 montés sur le Mirage III par son régulateur d'oxygène spécifique et par un coussin de tête supplémentaire sur lequel s'appuie le pilote lors des catapultages. Elle possède un container de parachutes stabilisateurs sans brise-verrières et un système manuel de réglage du baquet.

L'éjection est déclenchée par deux poignées d'initiation :

- une poignée haute, principale, équipée d'un rideau masque pour protéger la face du pilote,
- une poignée basse, auxiliaire, située entre les jambes et utilisée lors de facteurs de charge élevés,

Le siège est équipé :

- de parachutes stabilisateurs " duplex " conditionnés dans le conteneur de tête,
- d'un parachute principal conditionné dans un conteneur en forme de " fer à cheval ",
- d'un tendeur de harnais.
- d'un système de maintien des jambes.

Caractéristiques techniques

Domaine d'éjection * : jusqu'à 600 kt (* au niveau du sol vitesse comprise entre 90 et 300 Kt)

Accélération pour un pilote équipé (85 kg) < 23 g

Retard à l'éjection de la verrière : 1 seconde

Ensemble canon avec 3 tubes télescopiques

Réglage du baquet (manuel)

Séparation siège pilote automatique

Tendeur de harnais

Parachute pilote : Irvin diamètre 7,3 m

Mécanisme de mise à feu temporisé suivant version

Temporisation pistolet extracteur : 1 seconde

Temporisation Mécanisme de Déverrouillage Retardé : 1.75 seconde

Altitude du barostat : 12 000 à 14 000 ft (3 657 à 4 267 m)

Contrôleur de " g " : 3 à 4.5 g

Masse siège armé + paquetage de survie : 74 kg

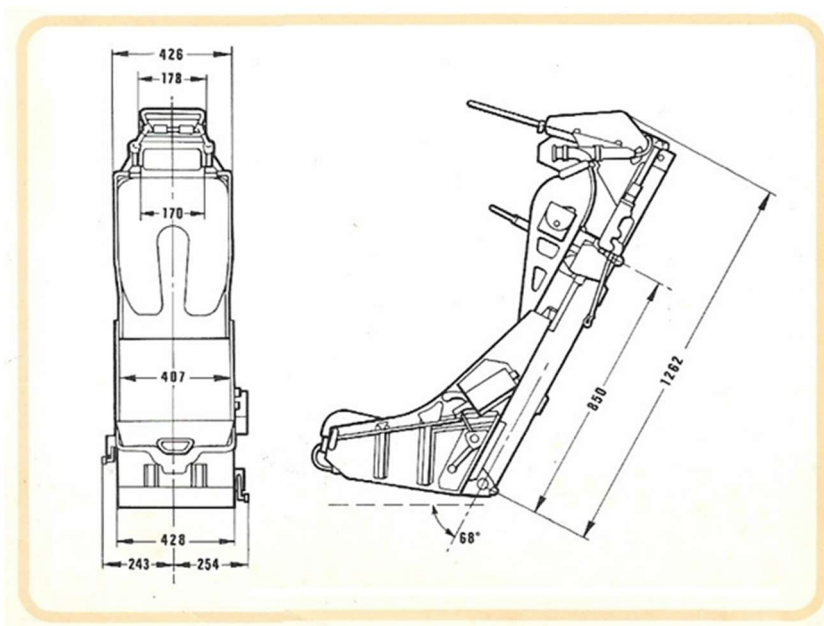
Cycle de maintenance :

Visite périodique à 1 an

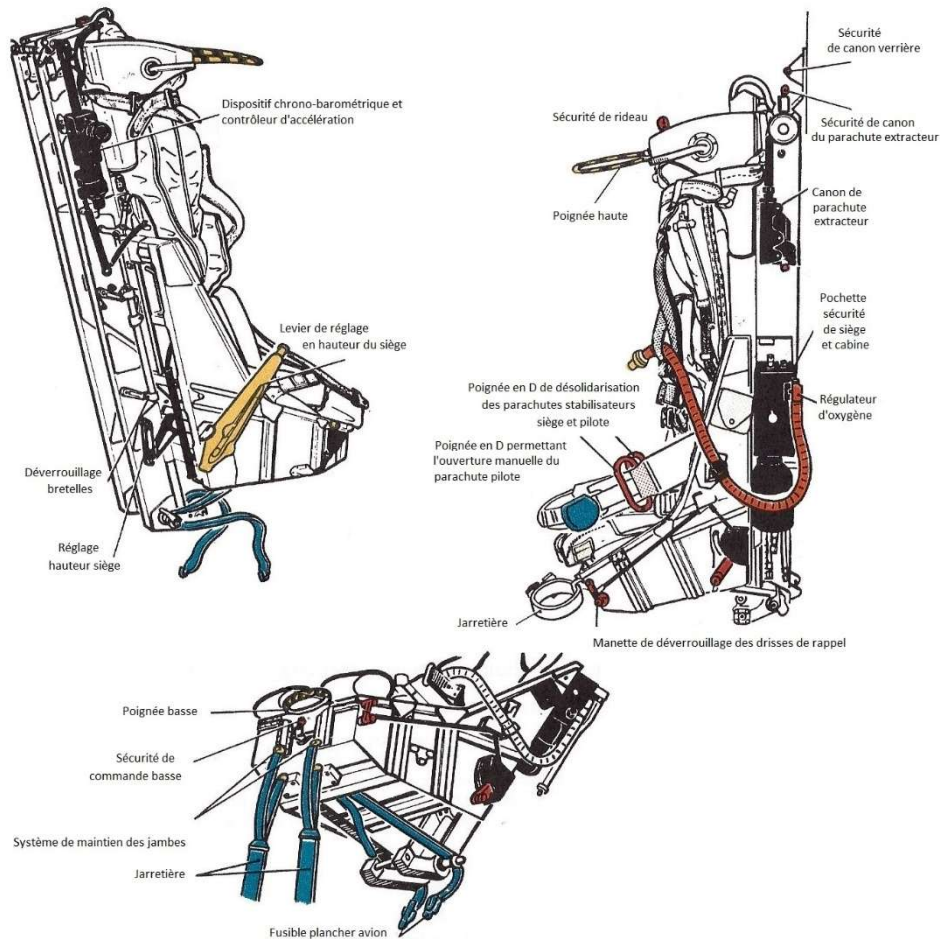
Révision générale mécanismes à 5 ans

Révision générale du siège à 12 ans

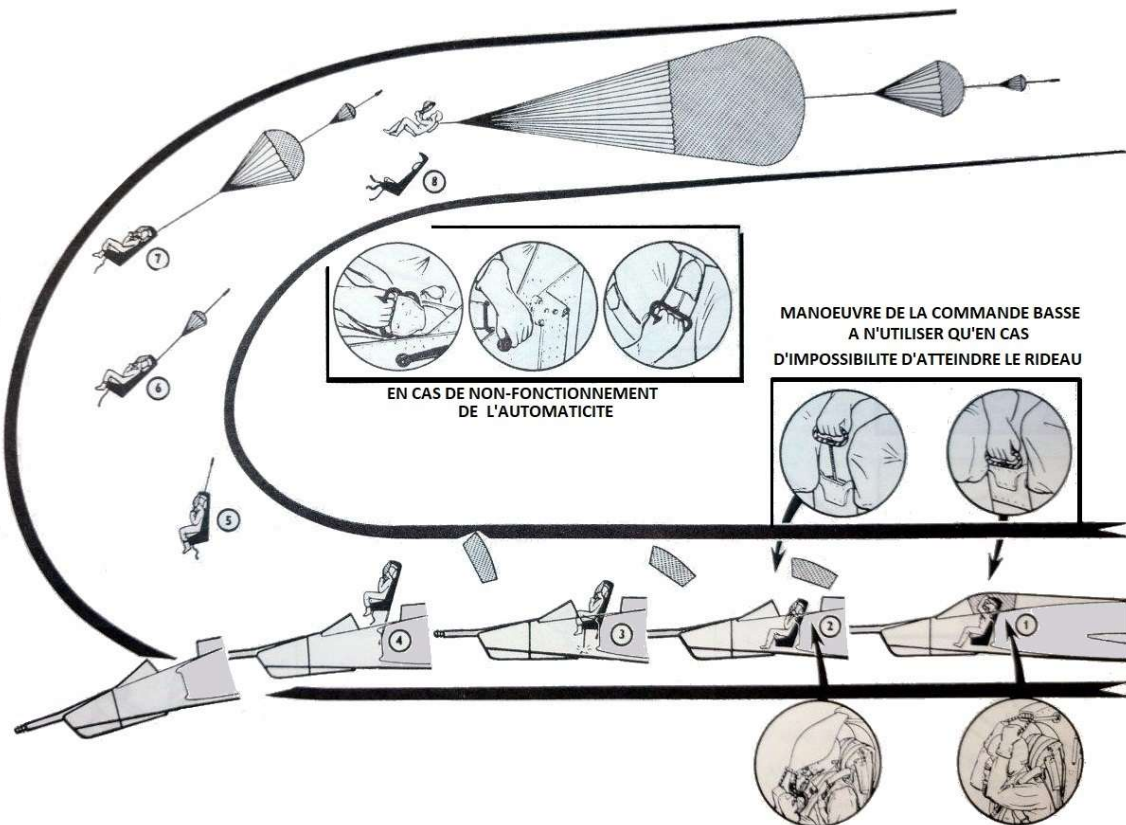
Cotes d'encombrement : largeur 521 mm, profondeur 510 mm, hauteur 1 250 mm. Sa masse totale est de 62,5 kg.



Sources : Documentation Safran Martin Baker



Siège éjectable CM 4. Les goupilles ou épingles de sécurité, reliées entres-elles par un ruban rouge (rideau, percuteur principal, extracteur, poignée basse, canon verrière) sont retirées par le mécanicien. Une fois le pilote brûlé, elles lui sont montrées et rangées dans l'étui prévu et remettent en place à l'arrêt moteur avant le débrêlage du pilote.

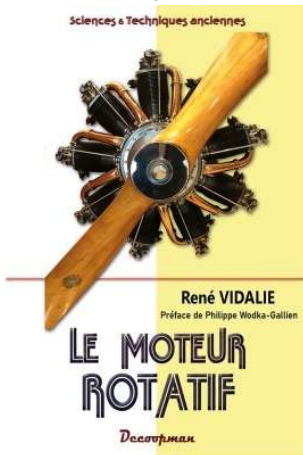


Séquence d'éjection sur Etendard IV P

Notes de lecture

Le moteur rotatif

Editions Decoopman - Réédition de l'édition originale de 1918 - René Vidalie



Écrit en 1918, ce livre traite en profondeur du moteur rotatif, depuis ses principes de fonctionnement jusqu'à son installation sur un appareil et les essais. Les éléments ci-dessous sont particulièrement détaillés :

- Principes du moteur rotatif - Description des bases du fonctionnement du moteur rotatif, y compris les aspects cinématiques et dynamiques.
- Installation et essais : installation pratique du moteur rotatif sur un appareil.
- Technologie : l'allumage, la carburation etc,
- Les nombreuses figures insérées dans le texte facilitent la compréhension du texte.

Bien que cet ouvrage ait été publié il y a plus d'un siècle, il reste une référence historique pour tous ceux qui s'intéressent aux techniques aéronautiques anciennes et plus spécialement aux moteurs rotatifs.

Khéfaïlek

Editions Il Est Midi - Estelle Grenier

Le personnage de Jean, certes romancé, a bien existé c'était un Sous-Officier Arpètes de Saintes en mission de longue durée, en Libye. Il était membre du groupe militaire de coopération technique 13/692.

Ce groupe, bien réel, avait été constitué dans le cadre de l'assistance technique que la France apportait aux forces armées Libyennes.

Lorsque son père s'éteint, emportant avec lui les secrets d'une vie d'aventure, une jeune femme reçoit un mystérieux carnet envoyé par un inconnu. Ce journal oublié la plonge au cœur du Sahara libyen à la fin des années 70 dans une époque où la chaleur du désert n'égale que l'intensité des tensions politiques.

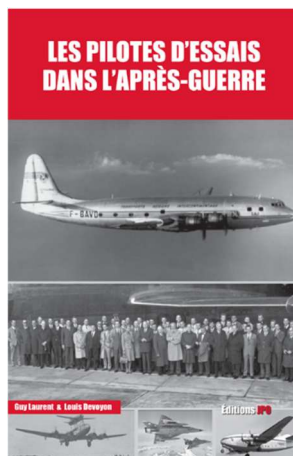
Qui était vraiment Jean, cet homme dont le carnet relate un voyage initiatique sous le soleil écrasant du désert ? Quels liens l'unissaient à son père ? Entre souvenirs d'enfance et quête de vérité, elle se lance dans une quête intime qui l'entraînera bien plus loin qu'elle ne l'aurait imaginé.

Dans un jeu d'ombres et de mirages, Khéfaïlek est un roman envoutant qui mêle mémoire, transmission et la fascinante beauté du désert.



Les pilotes d'essais dans l'après-guerre

Editions JPO - Guy Laurent & Louis Devoyon



De 1945 à 1975, l'aéronautique française passe du néant à la deuxième place dans l'aéronautique occidentale. Si les raisons de ce redressement spectaculaire ont été en partie décryptées, la contribution des pilotes d'essai a été jusque-là négligée. Dans cet ouvrage, les auteurs décrivent le parcours de 64 pilotes d'essai ayant opéré au Centre des essais en vol ou chez les constructeurs.

Cette période a été celle d'innovations de rupture comme le turboréacteur, le statoréacteur, l'aile soufflante, le vol supersonique militaire et civil, le vol à très haute altitude, le ravitaillement en vol, le siège éjectable, le vol vertical ou encore l'aile à géométrie variable. Face au risque, leur courage et leur qualité de pilotage ont été la clé de la réussite d'avions mythiques qui ont porté haut le prestige des ailes françaises.

Des images sous les ailes : Un pilote de reco de Toulon à l'Indochine (1938-1954)

prix Histoire 2010 de l'Académie du Languedoc ;

Editions Nouvelles Editions Latines - Philippe Jarry

Un pilote de " Reco " de Toulon à l'Indochine de 1938 à 1954. Un témoignage à la fois historique, aéronautique et humain offert par cet itinéraire d'un pilote de " Reco ".

Fils d'amiral, Pierre JARRY se destinait à la Marine. L'effondrement de la France en juin 1940 et la canonnade anglaise sur Mers-el-Kébir en décidèrent autrement.

C'est l'Armée de l'Air qui l'accueille en avril 1941 pour 36 années d'une carrière qui le conduira au grade de général de division aérienne. 36 années d'un parcours qui n'aura rien de tranquille, 4 500 heures de vol sur plus de 70 types d'avions différents, sous tous les cieux du monde, cieux de paix et cieux de guerre.

Les mythiques P-40, P-47 et P-51 le conduisent au fameux P-38 Lightning sur lequel il commence sa carrière opérationnelle de pilote de reconnaissance, puis au Bearcat en Indochine. C'est là que se termine cet ouvrage. Viendront ensuite le T6 en Algérie, et plus tard le RF-84F qui deviendra son avion d'armes dans une escadre qui fera face au Rideau de Fer.

Tragédie algérienne, sortie de l'OTAN, entrée dans l'ère nucléaire... Du Morane 315 à l'avion Mach 2 - le Mirage III R - qu'il pilotera en 1970, les avions et l'Armée de l'Air de Pierre JARRY auront bien changé. Tout comme l'état du monde, la position de la France et sa défense.

Bercé par les avions depuis son enfance, Philippe JARRY en a développé une véritable passion. Il y a notamment consacré toute sa carrière : service national à l'escadron I/33 "Belfort", puis un parcours tout entier dans l'industrie aéronautique, à la SNECMA, puis chez Airbus où il compte parmi les créateurs de l'A380. Il a fini sa carrière en étant l'un des Directeurs en charge des avions futurs.



Pilote de reco : Le temps des commandements, de Cognac à Washington (1954-1976)



Editions Nouvelles Editions Latines - Philippe Jarry

L'auteur : Philippe Jarry

Philippe Jarry habite Verdun-sur-Garonne. Il a consacré sa vie professionnelle à l'aéronautique : un an au sein d'un escadron de reconnaissance de l'armée de l'Air, avant d'entrer à la SNECMA (moteurs civils) puis de rejoindre Airbus où il reste 28 ans, étant associé aux lancements des familles A320, A330/340 et surtout de l'A3XX/380. Il se fait écrivain pour retracer l'histoire de son père Pierre. Celui-ci, fils d'amiral, se destinait à la Marine : les événements de l'été 1940 (il a 20 ans) en décideront autrement. C'est l'armée de l'Air qui l'accueille pour une carrière de 36 années jusqu'aux étoiles de général de division. Pilote de reconnaissance, aux 4800 heures de vol sur plus de 70 types d'avions dont les célèbres P-47 en Indochine, T-6 en Algérie, F-84 et Mirage III R en Europe. Cette fresque est aussi un regard sur la position de la France dans le monde entre 1938 et 1976.