

## Le cœur du SR-71 "Blackbird" : le puissant réacteur J-58

*par Philippe Ricco*



Deuxième partie:

### **Description technique**

Le Pratt & Whitney JT-11-D20B ou J58-P-4 est un réacteur de grande puissance destiné à propulser des avions à haute altitude et à grande vitesse. Il a été conçu pour être capable de voler en continu à Mach 3,2 à 30 000 m (100 000 ft) d'altitude. Les innombrables problèmes qu'entraînent ces conditions d'emploi ont obligé Pratt & Whitney à faire de très nombreux essais et à mettre au point de nombreuses innovations. Pour faciliter néanmoins le développement et l'étude du réacteur, l'architecture de base du moteur lui-même est restée classique, n'utilisant que des solutions déjà connues et éprouvées par le motoriste.

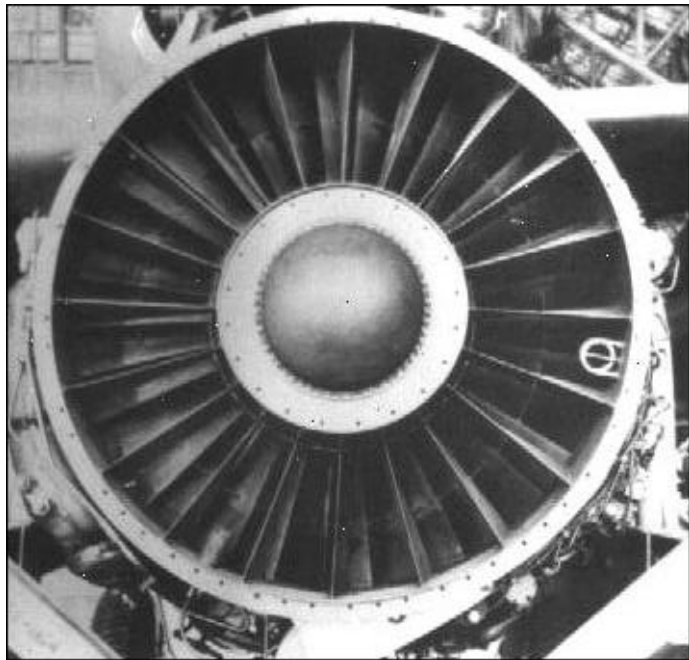
Le J58 est un gros réacteur simple corps simple flux. La version utilisée à bord du SR-71 est le J58-P-4 (JT11-D-20B), avec conduits de dérivation et postcombustion. Il mesure 5,72 m (225 in) de longueur totale dont 3,65 m (145 in) pour le corps central, pour un diamètre extérieur de l'entrée d'air de 1,37 m (54 in), ce qui lui donne une surface frontale de 1,48 m<sup>2</sup> (15,9 ft<sup>2</sup>) ; sa masse totale est d'environ 3 200 kg (7 000 lb).

2.1 : Le compresseur	page B-1
2.2 : La chambre de combustion	page B-2
2.2 : La turbine	page B-3
2.4 : La postcombustion	page B-4
2.5 : Le dispositif de dérivation	page B-6
2.6 : Equipements et accessoires	page B-7
2.7 : Régulation	page B-10
2.8 : Lubrification	page B-11
2.9 : Le carburant	page B-12
2.10 : Performances	page B-15

## **Description technique : 2.1 : Le compresseur**

L'entrée d'air à géométrie variable est constituée de vingt ailettes mobiles en amont du compresseur, avec une circulation d'air chaud contre le givrage. L'incidence des ailettes mobiles (IGV: Inlet Guide Vanes) est réglée par un mécanisme hydraulique. Il est activé par un contrôle automatique sensible à la température d'admission et à la vitesse de rotation du moteur, ou manuellement par le pilote. En raison d'hystérésis du système automatique, les variations n'interviennent pas toujours au même moment lors de la décélération. Les limitations du réacteur furent affinées en vain dans la programmation. Après avoir expérimenté des éjections de flammes simples ou doubles lors de l'accélération et de la décélération, un processus manuel de réglage de ces vannes fut adopté durant ces phases.

Le compresseur est de type axial, conventionnel, à 9 étages de rotor à ailettes d'acier fixes. Vu de face, il tourne dans le sens trigonométrique. Sa vitesse de rotation (R.P.M.: Rotation Per Minute) en régime normal est d'environ 7 000 tr/mn. Le carter est de type cylindrique, en acier, en deux parties. Le palier principal avant est soutenu par vingt entretoises radiales. La partie basse pression comporte quatre étages de rotor soutenus par quatre roues de stator à aubes d'acier fixes, ainsi que vingt fentes d'évacuation de pression avec tiroirs de distribution. Trois blocs de commande sont disposés autour de la partie arrière du carter basse pression, pour le démarrage et les opérations au sol. La partie haute pression est constituée de cinq étages de rotor, maintenus par cinq paliers de stator en acier. Le rotor est supporté par des roulements à billes et à aiguilles et relié de façon souple à l'arbre de la turbine.



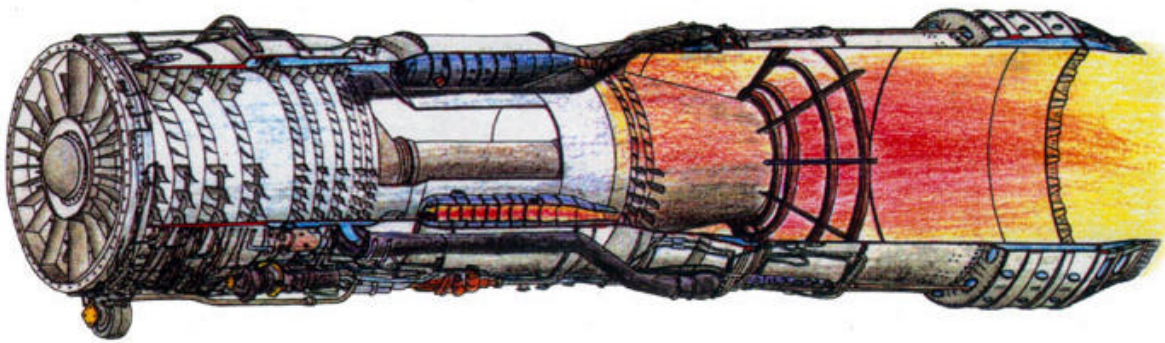
L'entrée d'air du J58 comporte des aubes mobiles pour moduler le flux d'air en fonction des conditions de vol. Derrière ce stator, on aperçoit les pales du premier étage du compresseur. L'anneau sur la droite de l'entrée d'air est probablement un capteur de température.

© Jay Miller

Le taux de pression est assez faible (de l'ordre de 6 ou 8), ce qui permet de limiter l'élévation de température en sortie du compresseur ( $T_2$ ). Celle-ci est de l'ordre de  $750^{\circ}\text{C}$  ( $1400^{\circ}\text{F}$ ) alors que la température d'entrée ( $T_1$ ), en vol supersonique, avoisine en moyenne les  $400^{\circ}\text{C}$  ( $750^{\circ}\text{F}$ ), mais peut les dépasser dans certaines configurations de vol. En revanche, le débit d'air est assez important: entre 150 et 200 kg/s (450 lb/s).

## **Description technique : 2.2 : La chambre de combustion**

La chambre de combustion est de type tubo-annulaire (ou mixte) directe. L'enveloppe extérieure est en une seule pièce, contenant huit tubes à flammes. Ce type d'architecture est très classique, c'est celui de tous les réacteurs Américains de l'époque, en particulier chez Pratt & Whitney (par exemple le J75). Chaque tube à flamme contient un système d'alimentation par double injecteurs, dans le sens de l'écoulement. La propagation de la flamme est assurée par des tubes reliant les brûleurs entre eux. Vues de face, les chambres de combustion sont numérotées de 1 à 8 dans le sens trigonométrique à partir du point haut. La première est à 22,5° du haut de la chambre. La température en sortie (T3) est de l'ordre de 1 100°C (2 000°F).



© Aérostories 2002

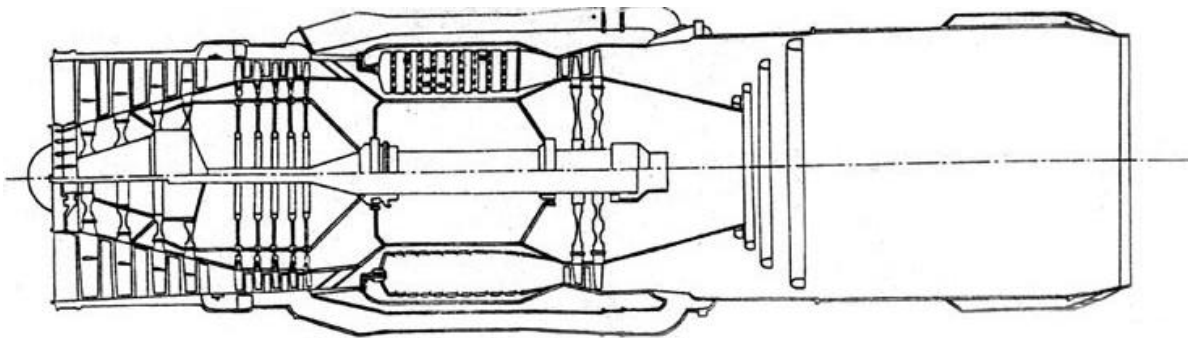
Cette vue en écorché présente la disposition générale des éléments principaux du J58, en particulier la structure tubo-annulaire des chambres de combustion (tubes à flammes séparés, dans une enceinte annulaire).

*Illustration Ph. Ricco*

### **Description technique : 2.3 : La turbine**

La turbine est composée de deux étages, dans un logement en acier. Elle est montée directement sur son arbre et maintenue par des roulements à billes et à aiguilles. Elle supporte des températures (T4) dépassant les 1 100°C (2 000°F), ce qui est déjà remarquable pour l'époque. Les aubes du premier étage, ainsi que son distributeur d'entrée, sont refroidis par circulation d'air. Malgré cela, la chaleur intense rencontrée en vol et la méconnaissance de certains matériaux tels que les céramiques, entraînent l'emploi d'alliages spéciaux (en particulier au titane) qui étaient seuls capables de résister aux hautes températures durant un temps suffisant, indépendamment de leur prix de revient. Cette solution est d'autant moins économique qu'elle nécessite une surveillance permanente des pièces exposées aux conditions de chaleurs excessives. Il en résulte un renouvellement fréquent des pièces essentielles du réacteur et des opérations de maintenance nombreuses et rapprochées. Les alliages utilisés étant assez coûteux, le prix de revient de ces réacteurs à l'emploi est beaucoup plus élevé que pour des moteurs plus classiques ou plus modernes.

Joseph Moore, un ingénieur métallurgiste du centre de recherche et de développement de Floride (FRDC : Florida Research and Development Center) perfectionna la fabrication des disques en Astralloy pour les deux étages de turbine du J58. Moore et son équipe développèrent un nouvel alliage résistant aux hautes températures pour les pales de turbine et un processus pour rouler de grandes feuilles de Waspalloy pour la fabrication des carters.



© Aérostories 2002

Le J-58 est un très gros réacteur simple corps, c'est à dire dont la turbine et le compresseurs sont entièrement solidaires, d'un seul tenant. Son architecture interne est très conservatrice pour l'époque. Sa seule véritable originalité réside dans les matériaux employés pour tenir les températures et les contraintes mécaniques incroyablement élevées rencontrées en vol.

*Dessin Ph. Ricco*

## **Description technique : 2.4 : La postcombustion**

Plusieurs modèles de rampes de postcombustion furent montées sur les J58. Le J58-P-4 est équipé d'un conduit court avec tuyère d'éjection de type convergent-divergent à géométrie variable, contrôlée par un système hydromécanique avec dix vérins de commande.

Ses volets s'ouvrent progressivement de Mach 0,9 à Mach 2,4 pour créer un courant divergent du flux du réacteur autour de la tuyère d'éjection; lorsqu'ils sont complètement ouverts, à partir de Mach 2,2, le courant ainsi créé fournit environ 14% de la poussée totale et 28% à Mach 3,2.

Le système d'éjection porte la vitesse des gaz sortant de la turbine de Mach 0,4 à plus de Mach 3 (soit environ la vitesse de croisière). L'embouchure de la tuyère, outre le mécanisme variable, est équipée d'un système de circulation d'air pour le refroidissement. L'air secondaire passant ainsi autour du conduit de réchauffe est porté à plus de 650°C (1 200°F).

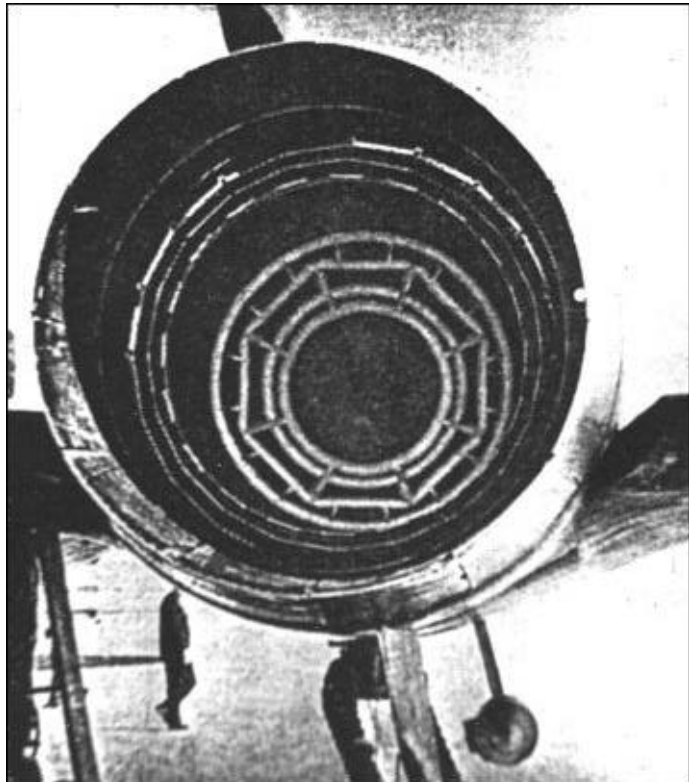
La rampe de combustion en elle-même est constituée de quatre accroches-flammes circulaires concentriques, décalés de telle sorte que plus le diamètre est important, plus la cornière se trouve vers arrière. Ils sont maintenus par huit rampes de pulvérisation qui servent aussi de propageurs et de répartiteurs de flamme, permettant d'uniformiser la combustion.

La réchauffe est alimentée en air par la sortie de la turbine et par l'air dérivé du compresseur basse pression, amené par des veines de décharge jusqu'en amont de la rampe de brûleurs. Cet apport d'air frais, bien qu'irrégulier, refroidit la tuyère et réduit légèrement la consommation, tout en permettant une légère augmentation de poussée.



Sur ces deux vues arrière, on peut voir les rampes de post-combustion du J58. On constate une légère différence dans la forme des cornières entre le YF-12, photographié en 1964 (ci-dessus), et le SR-71 (ci-dessous), photographié une dizaine d'années plus tard.

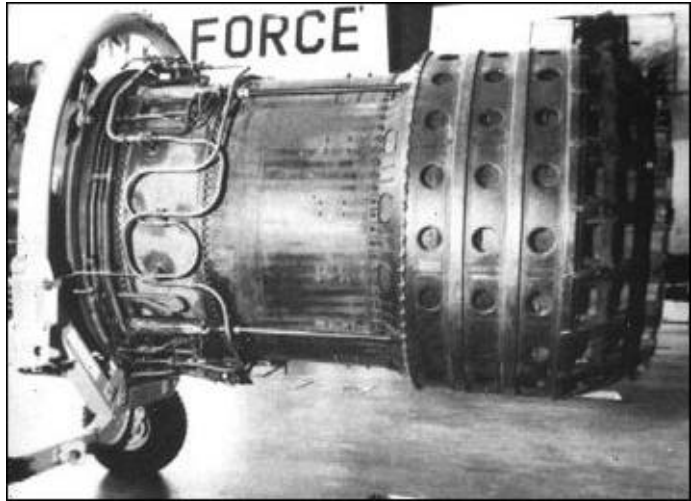
© John Andrews



La température d'éjection (T5) dépasse les 1 750°C (3 200°F).

Le J58 est l'un des rares réacteurs (avec le SNECMA Olympus qui équipe le Concorde) à être conçu pour fonctionner pendant toute la durée du vol avec la postcombustion allumée.

© Aérostories 2002



Sur cette vue extérieure de l'énorme canal de réchauffe du J-58, on peut voir le mécanisme de commande du diamètre de sortie, ainsi que le système de circulation d'air de refroidissement. Le J58 est l'un des très rares moteurs conçus pour fonctionner avec post-combustion durant la totalité du vol de croisière, portant au rouge les métaux qui le composent.

© Jay Miller

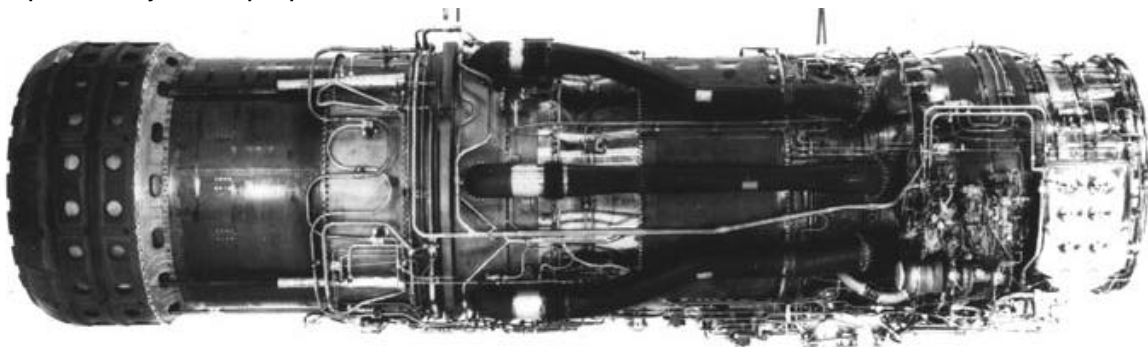
## **Description technique : 2.5 : Le dispositif de dérivation**

L'une des originalités du J58 réside dans son dispositif de dérivation conçu par Robert Abernathy afin d'étendre les marges de décrochage du réacteur. Six conduits prélèvent l'air en aval du compresseur basse pression (entre le quatrième et le cinquième étage), à travers une couronne composée de vingt valves. Il est ensuite envoyé en arrière de la turbine, devant la rampe de postcombustion, suivant le principe des réacteurs double flux. Cependant ce système ne peut être considéré comme un double flux tel qu'on le connaît sur les réacteurs modernes. Il ne s'agit pas d'une véritable dilution mais seulement d'une décharge.

L'un des plus gros problèmes rencontrés sur les Blackbirds est d'obtenir un écoulement d'air régulier dans les nacelles afin d'assurer une bonne alimentation des réacteurs. Malgré un dispositif très complexe et soigneusement étudié qui permet de conserver une vitesse relativement constante, de fréquentes extinctions dues aux variations d'écoulement, provoquaient de brusques et violentes embardées de l'avion. Prélever le surplus d'air avalé par le compresseur permet de réguler le flux entrant dans les chambres de combustion, tout en limitant les phénomènes de pompage et de gavage, souvent à l'origine des extinctions. L'air ainsi prélevé est réinjecté dans le canal de postcombustion, ce qui permet de refroidir et d'améliorer le rendement de la réchauffe. Le fait que la dérivation ne soit pas constante, mais s'effectue à travers un système de vannes de décharge, ne déviant que le surplus d'air absorbé par le réacteur, distingue ce système original du classique double flux. On ne peut pas véritablement parler de dilution, le taux n'étant pas constant mais fonction des conditions de vol. Un autre rôle important de cette dérivation concerne le vol à grande vitesse. En effet, par dérivation d'une partie du flux primaire, le cycle de fonctionnement du réacteur est progressivement modifié. Aux environs de Mach 3, il s'apparente d'avantage à celui d'un statoréacteur qu'à celui d'un turboréacteur. Une partie du flux d'air passe ainsi à travers le réacteur sans rencontrer tous les obstacles de la machinerie proprement dite, une partie seulement de l'air servant à maintenir l'indispensable fonctionnement du cycle du corps central. Ce cycle de combustion variable nécessite une parfaite mise au point de la régulation qui doit constamment être modifiée et adaptée au cycle du propulseur.

Bien qu'étant un réacteur à simple flux, le J-58-P4 est équipé de 6 vannes de décharge qui permettent de dévier automatiquement les surpressions du compresseur basse pression vers la réchauffe. Par la suite, les progrès de la régulation électronique permirent d'utiliser cette dérivation en régime établi, de manière à optimiser le rendement et la consommation spécifique du SR-71.

*Document Pratt & Whitney*

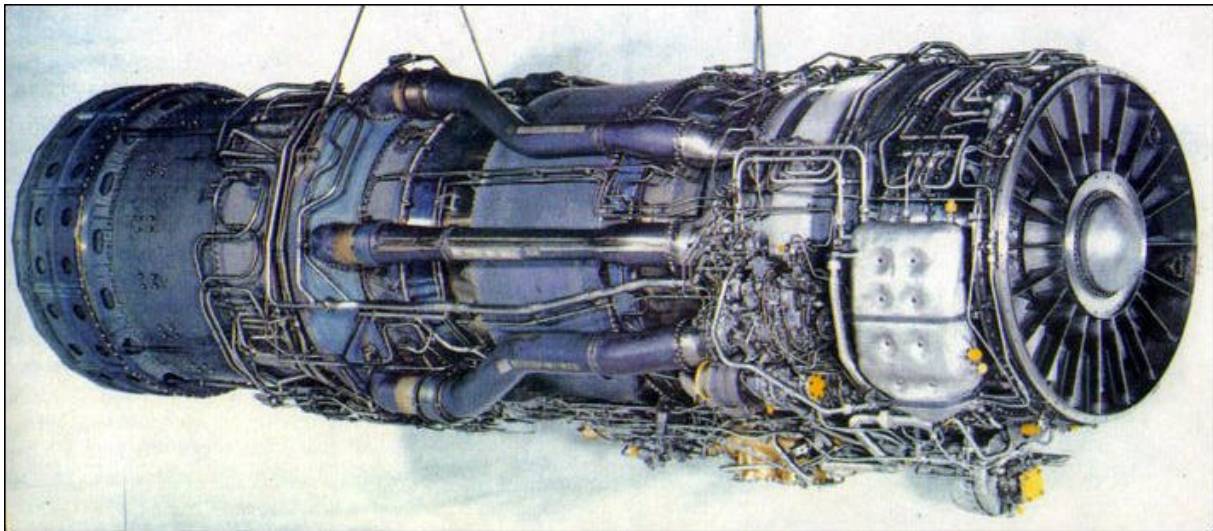


## **Description technique : 2.6 : Equipements et accessoires**

Il est à peu près impossible, dans les conditions de vol du J58, d'assurer un refroidissement correct des baies électroniques; ce pourquoi l'équipement de ce dernier n'est constitué que de deux boîtiers électroniques ou électriques. Il en résulte que certains contrôles et ajustements qui se font habituellement automatiquement doivent, sur le J58, être effectués manuellement. Par exemple le pilote ajuste lui-même la température d'éjection des gaz en agissant sur un petit vernier qui commande un petit moteur électrique logé au cœur du système de contrôle hydromécanique de carburant, à l'abri de la chaleur. Pour que les éléments du rotor fonctionnent dans de bonnes conditions, les premiers J58 furent équipés d'un système de mesure de la température d'entrée de turbine (T.I.T.: Turbine Inlet Temperature ). La température était affichée dans le cockpit et un curseur permettait au pilote d'effectuer les corrections nécessaires à l'optimisation des cycles de combustion du moteur et de la réchauffe. Mais les mesures exactes de TIT se révélèrent fort délicates. La menace pesant sur les ailettes de turbine à cause de la présence de fragiles thermocouples à l'entrée décida Lockheed à renoncer à cette solution au profit d'un contrôle de la température d'éjection (E.G.T.: Exhaust Gaz Temperature ). De cette façon, en cas de rupture accidentelle, seuls la rampe de postcombustion et le conduit d'éjection courant le risque de subir des dégâts.

Le J58 fait partie de la génération de réacteurs dont le système de régulation est mécanique et hydraulique, mais intègre néanmoins quelques boîtiers électriques. Les balbutiements de l'électronique permirent de constantes améliorations dans la régulation très complexe de ce moteur (comme l'attestent les multiples équipements à l'avant du moteur). Le J58 fut parmi les premiers à disposer d'un calculateur analogique pour sa régulation. Dans les années 1980, il reçut même des commandes numériques.

*Document Pratt & Whitney*

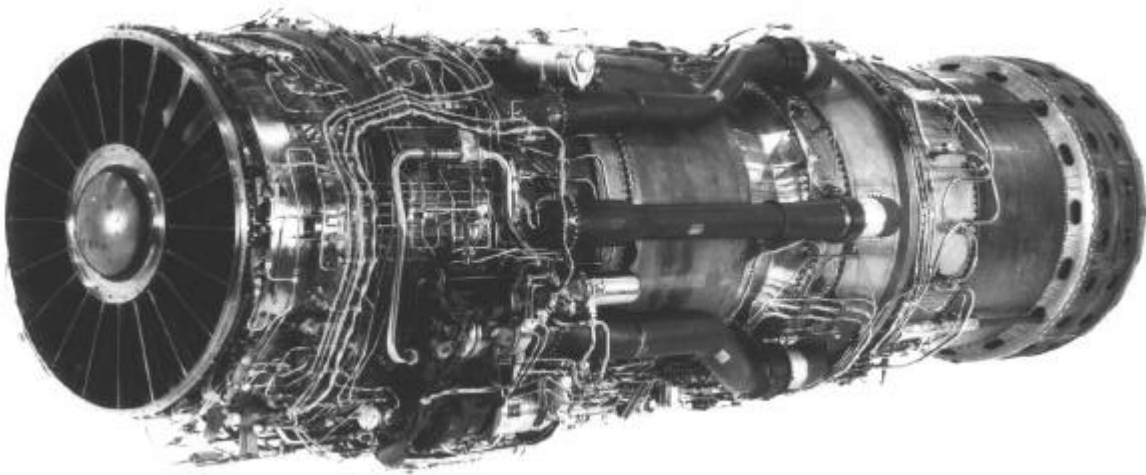


Dans une température ambiante trop élevée, un système conventionnel d'ajustage automatique ne pouvait fonctionner convenablement. Un système de trim à peu près identique avait déjà été expérimenté avec succès sur le U-2 où le pilote compensait ainsi les variations d'environnement par rapport aux références standard. Le pilote disposait d'abaques de températures d'éjections en fonction de la température d'admission, permettant de calculer les corrections et ajuster manuellement le débit de combustible. Malheureusement, avec le Blackbird, les variations atmosphériques rencontrées sont trop rapides.



Du fait de sa vitesse de déplacement très élevé, il passe très vite d'une masse d'air à l'autre. Le temps que le pilote ne lise et compense un écart de température, celle-ci a déjà changé. Ce problème fut à l'origine de nombreux désamorçages.

Il apparut aussi que le réglage du trim au démarrage dépendait de la position du curseur durant le vol précédent. De plus, l'avancement de la manette des gaz pour le décollage s'avéra avoir de bien curieuses conséquences sur la valeur de l'EGT. Le pilote devait trouver le bon réglage en tâtonnant durant l'accélération. Pour régler le trim, une procédure dut être instaurée : en bout de piste, roues bloquées, les moteurs étaient amenés alternativement au régime militaire et les EGT étaient réglées individuellement. L'ajustement était généralement effectué à une valeur légèrement inférieure à celle désirée, de sorte qu'en cas de variations durant le décollage, il était peu probable qu'elle ne dépasse les limites avant que le pilote ne puisse à nouveau y accorder son attention. Trimmer trop bas n'était pas non plus souhaité car il en eut résulté une importante perte de puissance.



Pratt & Whitney proposa de résoudre cette intolérable situation en prenant en compte la température d'admission et en ajoutant certains équipements permettant de trimmer automatiquement. Pour protéger les éléments du rotor en cas de désamorçage brutal, une valve crée un appauvrissement immédiat du débit de carburant dès qu'une baisse trop importante d'EGT est détectée. Cet appauvrissement reste effectif jusqu'à ce que tout le système soit réinitialisé, automatiquement ou manuellement, conformément aux procédures de redémarrage. Un affichage numérique de la température d'éjection fut adopté pour contrôler manuellement le trim en cas de panne. Ces modifications fonctionnèrent fort bien par la suite.

Les boîtiers de régulation mécanique devaient résister aux très hautes températures, mais également aux fortes contraintes mécaniques et aux déformations de l'avion en vol, d'où la taille et la complexité de certains de ces éléments. Sous le réacteur, à l'avant, on voit également la turbine de démarrage.

*Document Pratt & Whitney*

Le boîtier d'accessoires mécanique est placé le plus loin possible de la chaleur du moteur, relié par un long arbre de transmission.

Le J58 est équipé en outre, soit d'un démarreur pneumatique, soit à combustion fuel-air. Le dispositif d'allumage peut être un système Bendix-Scintilla, ou un système G.L.A. à haute énergie (basse tension), avec deux igniteurs.

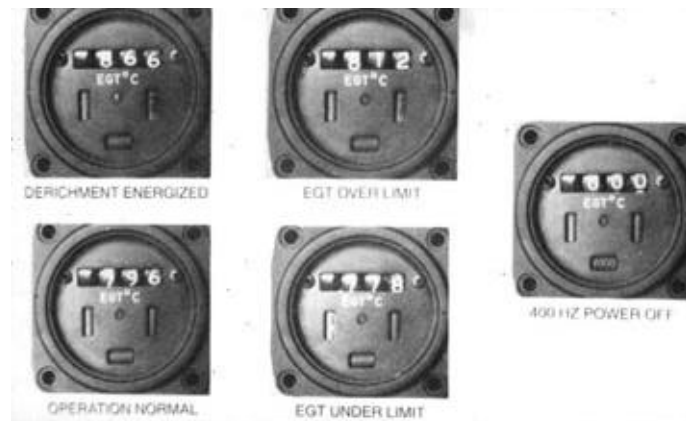
Lockheed et Pratt & Whitney passèrent de nombreuses heures à coordonner l'entrée d'air et tout l'environnement du moteur tel que les trappes, dérivations etc..., afin que les capteurs de contrôle des paramètres du moteur et des entrées d'air n'en soient pas affectés. Le régulateur de décharge de la turbine est placé à 45 degrés d'un côté de la verticale du centre de gravité, alors que le renflement abritant le contrôle de température moteur est disposé à 45 degrés du côté opposé. Pour gagner du temps, Lockheed construisit les entrées d'air symétriques l'une par rapport à l'autre. Dans ces conditions, la raison pour laquelle l'un des moteurs tourne toujours plus vite que l'autre demeure l'un des grands mystères de cet avion.

© Aérostories 2002

## **Description technique : 2.7 : Régulation**

Le système de contrôle et de régulation du J58 est de type hydromécanique. Il assure de manière automatique les phases de démarrage et d'accélération. Il comprend le contrôle du carburant et de la tuyère d'éjection. La gestion du débit de carburant maintient le taux de pression du kérosène au taux de combustion, en fonction de la température de l'entrée du compresseur (C.I.T.: Compressor Inlet Temperature), la vitesse du rotor et la position de la manette des gaz. Le flux de carburant est modulé d'après la température d'éjection pour conserver un rendement maximum du cycle du réacteur. Le flux d'air est régulé, par l'intermédiaire de la vitesse de rotation du compresseur, en fonction de la température d'admission (CIT), grâce à l'entrée d'air à géométrie variable. Le régime est maintenu en agissant sur la tuyère. Le tout est contrôlé automatiquement grâce à des systèmes sensibles à la température d'admission et au régime, mais peut aussi être contrôlé directement depuis le cockpit par le pilote.

Le contrôle des températures d'entrée du compresseur est un paramètre critique sur ce moteur qui utilise la postcombustion en croisière, bien que la température de l'échappement fut également surveillée et utilisée pour équilibrer le réacteur. Par ce biais, le contrôle s'effectue indépendamment du nombre de Mach. Toutes les vanes et tuyères sont commandées par un système hydraulique à passe unique utilisant le kérosène comme fluide hydraulique. Celui-ci, trop chaud pour être encore employé dans les vérins, est brûlé aussitôt après.



Très tôt au cours du développement, il apparut qu'un cycle thermique rectiligne ne pouvait ni être adapté correctement à l'entrée d'air, ni fournir la poussée requise aux grands nombres de Mach. Pour venir à bout de cette difficulté, Pratt & Whitney inventa un cycle à dérivation par aspiration, précurseur du double flux, qui permet d'adapter le cycle de combustion à celui de l'entrée d'air. Autre avantage, à partir de Mach 2, le débit d'air peut être maintenu constant à un nombre de Mach donné, indépendamment de la position de la manette des gaz, depuis le ralenti jusqu'à plein régime. Ce cycle particulier fournit de plus un surcroît de poussée de plus de 20% durant les vols à grande vitesse. La régulation est d'autant plus importante et délicate que le cycle de fonctionnement du réacteur lui-même varie au cours du vol. Il faut donc adapter la régulation au fur et à mesure, ce qui fait dire à Pratt & Whitney et à Lockheed "tout est variable sur ce réacteur, même la régulation".

C'est dans le domaine du contrôle de la régulation que le J58 marqua une étape importante. Le pilote disposait à bord du SR-71, d'afficheurs numériques de température de sortie des gaz. Cette température caractérise le régime de fonctionnement des réacteurs, ce qui permet de régler les moteurs selon la phase de vol. Elle permet également de détecter très rapidement des anomalies de combustion.

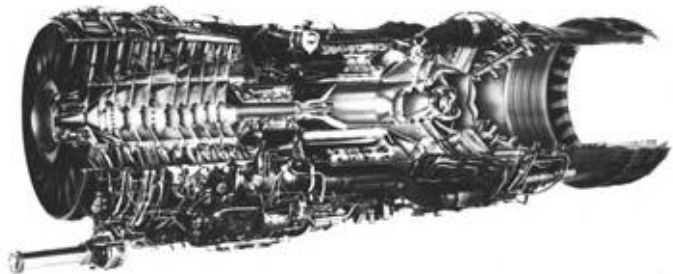
*Document Lockheed*

## **Description technique : 2.8 : Lubrification**

La lubrification est assurée par un système par retour, avec pompe et cuve réservoir contre le carter. Le liquide lubrifiant à base de silicone, spécialement étudié et développé pour conserver ses propriétés aux hautes températures, MIL-L-7808 (pour le J58-P-2), est un dérivé pétrolier capable de supporter des températures de plus de 300°C (600°F). Kelly Johnson avait lu un additif dans une revue technique concernant un "matériau utilisable à plus de 480°C (900°F)". Il contacta le fabricant qui accepta de lui en envoyer pour l'essayer. Quelle ne fut pas sa surprise, lorsqu'il reçut les premiers échantillons de ce produit, de les trouver emballés dans des sacs en tissu. Ceux-ci se présentaient à la température ambiante sous forme d'une poudre blanche, et ce jusqu'à plus de 90°C (200°F). Johnson n'était guère emballé à l'idée d'avoir à faire chauffer toute la tuyauterie et le système hydraulique avant chaque vol à la lampe à souder. Pour pallier ce problème, Lockheed préféra employer un lubrifiant à base d'hydrocarbures pour lequel il mit au point des additifs, en coopération avec l'université de l'état de Pennsylvanie, portant ainsi le coût à 34,3 \$ par litre (130 \$ par gallon). Dans ces conditions, il n'était pas question d'en perdre la moindre goutte, ce qui décida Lockheed à dépenser environ 15 c de plus par litre (50 c par gallon) pour emmagasiner le tout dans des réservoirs de un gallon (3,8 l) pour limiter les risques destruction de containers plus grands alors en service.

Malgré cela, l'huile utilisée commence à se solidifier en dessous de 27°C (80°F), ce qui oblige à employer de l'huile préchauffée, injectée dans les tuyauteries avant le démarrage, afin de pouvoir mettre les réacteurs en marche. Il faut ensuite chauffer l'ensemble des lubrifiants au rythme de une heure tous les 5°C (10°F), ce qui nécessite une longue préparation avant le départ de l'avion.

Lorsqu'elle est purgée, l'huile est systématiquement renvoyée au fabricant pour être régénérée. De plus, pour le vol en croisière, des dispositifs utilisant le carburant comme liquide de refroidissement sont installés, au nombre de deux par réacteur. Le Blackbird dispose de quatre systèmes hydrauliques indépendants, avec deux pompes entraînées par chaque réacteur. La consommation du J58 est d'environ 1,8 kg/h (4 lb/h) pour la lubrification et le refroidissement. La température d'admission de l'huile dans le réacteur est de 150°C (300°F), mais celle-ci peut être portée à plus de 370°C (700°F) et même 540°C (1 000°F) dans certaines parties du moteur.



Cet écorché présenté par Pratt & Whitney donne une petite idée de la complexité de ce réacteur, mais ne met pas en évidence le contraste qui existe entre la simplicité des principes qui ont régi sa conception et la complexité des problèmes à résoudre en raison des conditions d'emploi, même sur des solutions éprouvées. La lubrification de cet énorme réacteur, à des températures exceptionnellement élevées, est l'un des nombreux exemples illustrant cette difficulté.

*Document Pratt & Whitney*

## **Description technique : 2.9 : Le carburant**

Le système d'alimentation en carburant est composé d'une pompe centrifuge à deux étages pour le corps central, d'un système de contrôle du débit Hamilton Standard JFC-47 ou 51, ou encore AiResearch, plus une pompe entraînée par l'air de la turbine pour la postcombustion. Après avoir absorbé une partie de la chaleur du fuselage, le carburant chaud est utilisé comme liquide hydraulique pour les tuyères principale et de postcombustion, puis parvient aux réacteurs à une température de 320°C à 370°C (600°F à 700°F) sous une pression de 9,10 kg/cm<sup>2</sup> (130 Psi).

De nombreux et longs essais de carburants furent menés. Les recherches amenèrent à envisager des solutions très diverses telles que l'emploi d'hydrogène liquide, de dérivés de charbon ou de composés de bore. L'emploi de l'hydrogène fut abandonné au vu des problèmes posés par le Lockheed CL-400 et le Pratt & Whitney 304. Le charbon pour sa part entraîne une érosion rapide des éléments de turbine due aux cendres de combustion. Le bore quant à lui est d'un emploi difficile.



Les premières versions du JT11 furent développées avec des carburants classiques JP-4 ou JP-5 (MIL-F-5624B; TR-4 ou TR-5). Les conditions de chaleur extrême dans lesquelles devait évoluer le réacteur nécessitèrent des études sur des carburants spéciaux, à base de dérivés de Bore, afin de réduire la tension de vapeur et la production de carbone. De plus, les températures rencontrées en vol s'échelonnent de -70°C (-90°F) en vol subsonique, à plus de 180°C (350°F) à grande vitesse. Ces essais donnèrent lieu à de sérieuses difficultés (attaque du métal, phénomènes de cobréfraction,...). Sur le North American B-70 Valkyrie, le carburant employé était du JP-6, saturé d'azote avant être envoyé dans les moteurs. Le A-12 devant être employé n'importe où dans le monde, utilisant le ravitaillement en vol, le carburant devait être plus aisé à manipuler. La C.I.A. voulait pouvoir déployer une petite flotte d'appareils avec une grande flexibilité, ceux-ci devaient donc être libres des contraintes dues au stockage ou à la nature du carburant employé. Les essais furent menés sur des J58 qui fonctionnèrent avec de nombreux mélanges testés sur la rampe de postcombustion. L'emploi généralisé à tout le réacteur n'intervint que beaucoup plus tard.

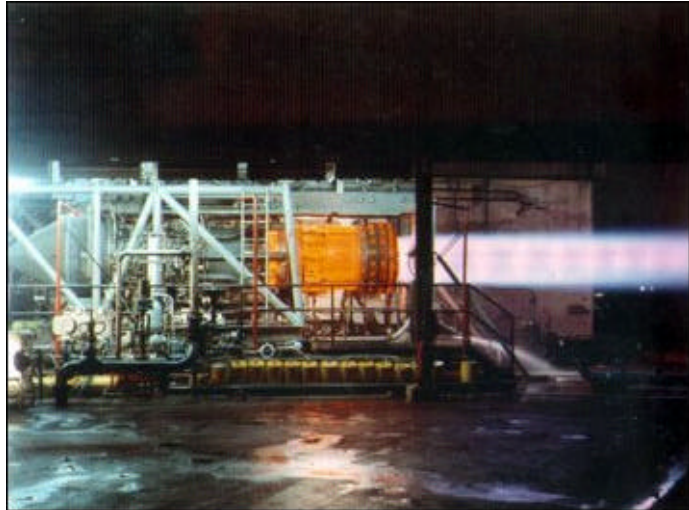
Finalement, la solution qui s'imposa fut celle des dérivés pétroliers. Le problème fut posé à Jimmy Doolittle, un vieil ami des industriels de chez Lockheed, à la tête d'un département de la Shell. Cette coopération avait déjà permis la mise au point d'un carburant spécial pour les U-2, appelé LF-1A (Lockheed Lighter Fluid 1).

Pour ravitailler en vol le SR-71, gourmand en carburant spécial JP-7, l'USAF fit adapter spécialement ses KC-135. En effet, les KC-135 ne peuvent consommer le JP-7 pour leur propre mission. Il a donc fallu isoler les réservoirs du KC-135, mais également équiper spécialement les cuves pour le JP-7, afin notamment de le fluidifier lors du transfert à haute altitude.

*Photo NASA : EC95-43203-1  
Juillet 1995*

La Shell se lança donc dans l'étude d'un nouveau carburant, avec l'aide des compagnies Ashland et Monsanto, en collaboration avec Pratt & Whitney. Le résultat reçut la désignation de LF-2A. L'USAF l'employa sous le nom PF-1 (à ne pas confondre avec le carburant issu plus tard de la norme MIL-P-87173 qui fut lui aussi baptisé PF-1). Toute la période de mise au point ainsi que les premières années opérationnelles des Blackbirds se déroulèrent avec ce PF-1.

A cause de la très haute altitude et de la très grande vitesse de l'avion, le combustible se devait d'avoir une faible tension de vapeur et une excellente stabilité thermique à l'oxydation. De plus, afin d'assurer une bonne durée de vie aux brûleurs, le carburant devait avoir d'excellentes qualités de combustion, initialement spécifiées en termes de luminométrie, mais ensuite reprises sur des critères de contenance en hydrogène. Ainsi naquit le JP-7, qui remplaça le PF-1 en 1970, avec la parution de la spécification MIL-T-38219: "Turbine fuel, low volatility, JP-7" (JP-7, carburant pour réacteur, faiblement volatil).



Ces contraintes limitent l'essentiel de la composition du JP-7 à des paraffines et des cycloparaffines. Sa contenance typique en composés aromatiques (composés chimiques contenant un cycle carbonique, benzène ou toluène par exemple) est inférieure à 3% du volume, contre 5% à 20% dans les carburants courants. Cette composition entraîne une température de solidification relativement élevée:  $-43,5^{\circ}\text{C}$  ( $-45^{\circ}\text{F}$ ), mais le SR-71 ne reste que peu de temps en vol subsonique en altitude moyenne, zone où il rencontre les plus basses températures. Cela impose tout de même la présence de réchauffeurs dans les citernes des ravitailleurs spéciaux KC-135Q. Ce carburant est peu volatil, à basse tension de vapeur saturante: 25 mm de mercure, possède un point d'ignition très élevé:  $60^{\circ}\text{C}$  ( $110^{\circ}\text{F}$ ), une viscosité de 10 centistokes à  $-40^{\circ}\text{C}$  ( $-40^{\circ}\text{F}$ ) et 8 centistokes à  $-20^{\circ}\text{C}$  ( $-4^{\circ}\text{F}$ ) et une densité de 0,779 à 0,806, soit une masse de 0,8 kg/l (6,5 lb/gallon) à une température de  $15^{\circ}\text{C}$  ( $59^{\circ}\text{F}$ ). Ces propriétés permettent d'éviter les incidents lorsque l'avion est au sol. En effet, à cause de la conception des réservoirs, lorsque le métal se rétracte à basse température, le Blackbird fuit de toutes parts, obligeant à une vidange systématique de tout l'appareil. Cela provoque aussi des coulées sous le fuselage. Où l'intérêt du JP-7 qui ne peut s'enflammer accidentellement à la température ambiante, même si une allumette tombe dans l'une des immanquables flaques présentes sous l'avion. De plus, la faible tension de vapeur et le point d'ignition élevés permettent de voler à très haute altitude (basse pression) et grande vitesse (échauffement élevé), sans nécessiter l'emploi de réservoirs pressurisés, très résistants mais très lourds. En revanche, sa

Les essais de longue durée du J58 sont toujours très spectaculaires, avec la longue flamme de postcombustion avec ses ondes de choc en diamant et le métal de la tuyère porté au rouge. Le JP-7 ne pouvant s'enflammer à la température ambiante, un composé chimique spécial (le TEB: tetra-ethyl borane) est injecté au démarrage, ce qui fait apparaître une flamme verte à la mise en route.

*Document Pratt & Whitney*

viscosité importante aux températures normales (à 25°C, le JP-7 ressemble plus à une sorte de goudron ou de colle qu'à un liquide) oblige, comme pour les lubrifiants, à le préchauffer avant la mise en route.

Le JP-7 n'est pas un carburant raffiné comme le sont la plupart des autres carburants, il est fabriqué à partir de mélanges de stocks spéciaux qui ont préalablement été soumis à des processus particuliers pour extraire les composés aromatiques. Il en résulte un carburant très propre, avec une très faible teneur en impuretés telles que le soufre, l'azote ou l'oxygène, généralement présentes dans les hydrocarbures raffinés. Il en découle aussi une très bonne stabilité d'oxydation thermique, mais aussi un très faible pouvoir lubrifiant. Ce dernier point nécessite l'adjonction d'un lubrifiant spécial, issu des spécifications de Pratt & Whitney, afin de pouvoir l'utiliser comme fluide hydraulique pour actionner les pompes de fuselage et de moteur. Cet additif à base de fluocarbure, désigné PWA-536 représente environ 0,2% à 0,25% de la masse du carburant. Sa validation se fait après des tests d'endurance des pompes à carburant, menés à 149°C (298°F).

L'allumage ne pouvant se faire classiquement par étincelle, le démarrage s'effectue grâce à un catalyseur désigné T.E.B. (Tetra Ethyl Borane). Ce dernier était conçu à l'origine pour le B-70 pour l'allumage des brûleurs et de la réchauffe. Ce procédé permet d'éviter la présence d'un arc électrique à l'allumage et limite les besoins de réfrigération. En contrepartie, cela impose la présence d'un petit réservoir supplémentaire sur le dessus du réacteur pour pouvoir redémarrer en cas d'extinction. Il n'y a aucun autre moyen de mise en route, aussi, lorsque tout le T.E.B. d'un réacteur a été consommé, il est nécessaire de se poser sur un seul moteur. Le risque est alors d'autant plus grand que le Blackbird est incapable de se poser sans moteur. Il est possible que le T.E.B. soit parfois employé sur le SR-71 pour augmenter momentanément les performances des réacteurs à haute altitude, mais cela est fort peu probable.

En revanche, son manque de fluidité obligea l'U.S. Air Force à mettre en oeuvre des ravitailleurs KC-135 spécialement modifiés. Ces derniers, au nombre de 56, sont connus sous la désignation KC-135Q. Outre des équipements électroniques spécialement adaptés aux missions particulières des SR-71, U-2 et TR-1, ils sont équipés de systèmes permettant de chauffer le carburant dans les réservoirs afin d'en faciliter le transfert. De plus, le JP-7 étant très différent des carburants classiques, les réservoirs de ravitaillement et ceux du KC-135 lui-même doivent être séparés.

Tout ceci nécessite bien entendu des équipements de sol spéciaux pour la manipulation des "liquides" intervenant dans le fonctionnement des J58.

## **Description technique : 2.10 : Performances**

Les performances exactes du J58 ainsi que sa consommation sont classifiées, mais on peut tout de même en avoir une estimation assez précise.

Le J58-P-2 était donné pour fournir 10 900 kg (24 000 lb) de poussée statique à sec au niveau de la mer -en atmosphère standard- et 14 500 kg (32 000 lb) de poussée statique avec réchauffe, pour une consommation spécifique de 1 800 g/kg/kgp avec postcombustion, avec un taux de poussée de 4,57 kgp/kg.



La poussée statique totale du J58-P-4 avec réchauffe a été portée à plus de 14 740 kg (32 500 lb, 144,6 kN) au niveau de la mer pour une poussée à sec à peu près inchangée. Le taux poussée/poids du JT11-D-20B en croisière stabilisée est d'environ 5,2 kgp/kg pour une consommation moyenne estimée à 30 000 litres à l'heure (8 000 gal/h), ce qui représente environ 37 m<sup>3</sup> de carburant par heure de vol, soit plus de 500 litres à la minute, le temps de parcourir 50 à 60 km.

Pour ceux qui ont eu la chance d'y assister, le décollage du SR-71 est impressionnant. Dans un grondement sourd, les deux puissants J-58, post-combustion allumée, arrachent l'avion en quelques centaines de mètres, avec des flammes dont la longueur dépasse allègrement celle de l'avion lui-même. Le SR-71 peut alors grimper en chandelle, très rapidement et sans effort, vers sa mission.

*Photo Philippe Ricco*