

INTERAVIA - Mars 1964

Géométrie variable ou non

En dépit de sa complexité, la formule a de chauds partisans.

Parmi les nombreux projets de courriers supersoniques qui ont pris forme ces dernières années dans les bureaux d'études de l'industrie aéronautique, il existe quelques modèles ayant une voilure à géométrie variable. Grâce à cette formule, les constructeurs intéressés pensent pouvoir adapter l'appareil de façon optimale aux différentes conditions d'écoulement dans les phases de vol subsonique et supersonique. La conception aérodynamique d'un tel appareil doit en effet répondre aussi bien aux exigences du vol en croisière entre Mach 2 et Mach 3 qu'à celles du vol à vitesse réduite, notamment au décollage et à l'atterrissage.



Maquette d'un courrier supersonique doté d'une voilure à géométrie variable

Il s'agit du projet SCAT 16 de la NASA

Si, pour des raisons techniques ou financières, le constructeur se décide pour la voilure à flèche variable, il doit la concevoir avant tout, par souci de la rentabilité de l'avion, pour le vol de croisière, c'est-à-dire pour les nombres de Mach élevés. A cette aile, il ajoute alors éventuellement divers dispositifs hypersustentateurs et des aérofreins afin d'obtenir des qualités de vol satisfaisantes aux basses vitesses. Cependant, il n'est pas possible d'obtenir ainsi des vitesses d'atterrissage aussi réduites qu'avec une voilure conçue pour le vol subsonique, tout au moins pas aux incidences et charges alaires de même valeur. Pour un coefficient de portance égal, l'incidence de l'aile adaptée au vol supersonique est, au moment de l'arrondi, nettement plus forte que celle de la voilure à faible flèche ou sans flèche, ce qui oblige le constructeur à donner à la partie avant du fuselage une forme spéciale. Du fait de la grande distance séparant la cabine de pilotage du train principal situé derrière le centre de gravité, le pilote se trouve à une grande hauteur au-dessus du sol au moment où les roues touchent la piste (par exemple dans le cas d'un appareil américain en projet, cette hauteur est d'environ 12 mètres). Pour réussir d'une telle hauteur un atterrissage impeccable, le pilote doit être très doué et bien entraîné. De plus, le cabrage rend l'orientation assez difficile et n'est pas tellement agréable pour les passagers. Les valeurs pratiquement admises pour l'angle d'incidence se situent entre 12 et 15 degrés. L'atterrissage exige donc de la part de l'équipage une très grande attention. C'est pourquoi certains constructeurs ont adopté la solution de la pointe avant inclinable afin d'améliorer la visibilité dans cette phase de vol délicate.

Figure 2 : Traînée d'onde de choc de différentes maquettes en fonction du nombre de Mach. Le croquis en bas à droite indique la répartition de la portance dans le sens longitudinal ; x - axe longitudinal (point zéro = pointe avant) A_x - portance sur x .

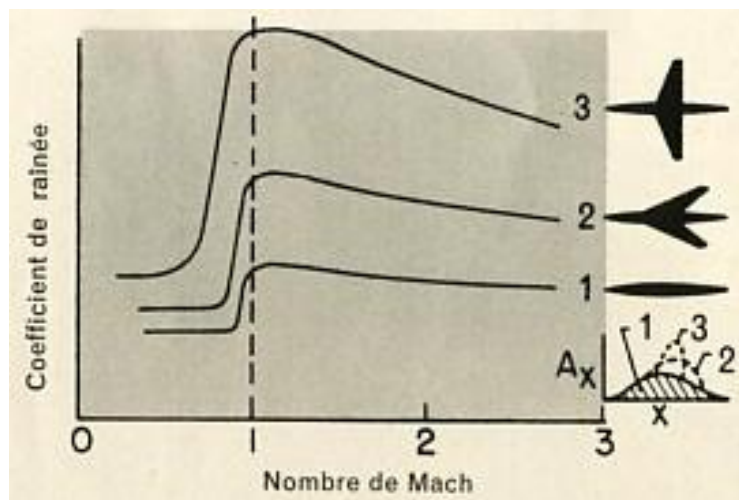
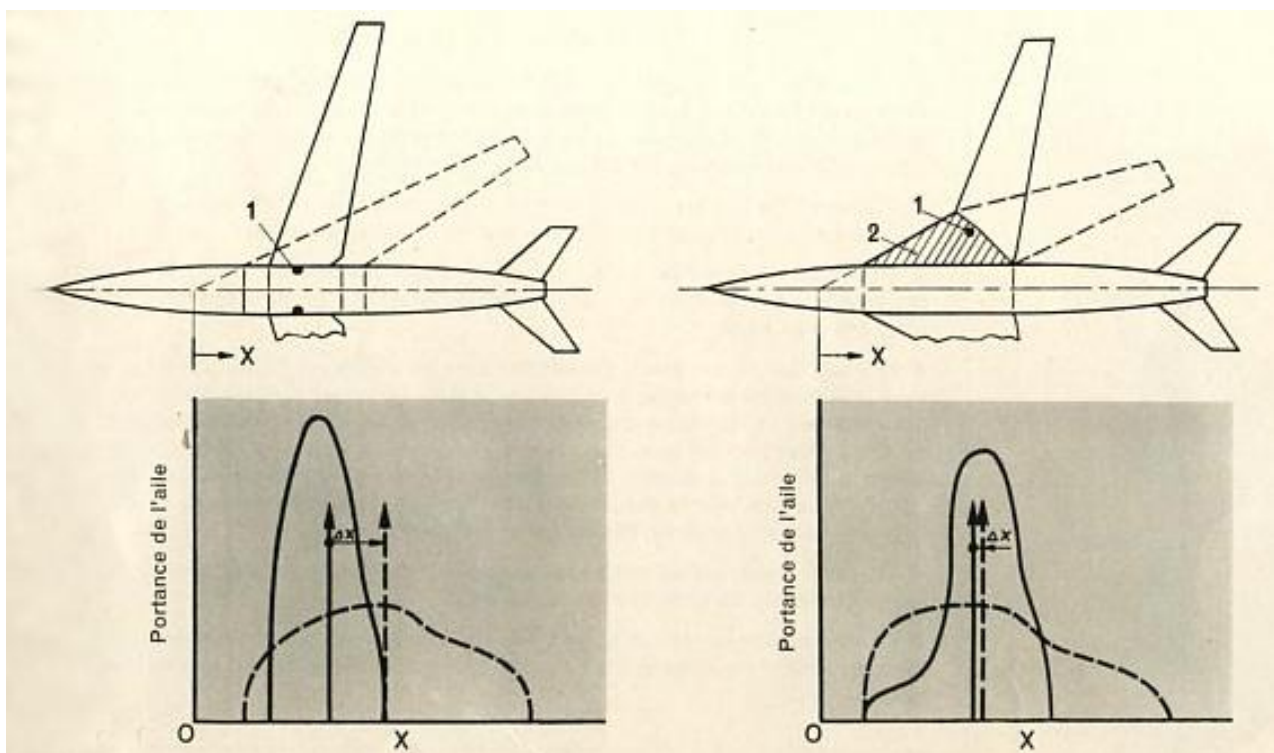


Figure 3 et 4 - Répartition de la portance dans le sens longitudinal et déplacement du foyer en fonction de la position du pivot (pour les explications voir le texte). 1 - Pivot - 2 - Plan central fixe X - Déplacement du foyer lorsque la flèche de l'aile est maximale (tracé en pointillé).



Avant de parler de l'aile à géométrie variable, passons rapidement en revue quelques types de voilures à flèche invariable proposées pour des avions de ligne supersoniques. Nous verrons qu'en plus de l'inconvénient le plus apparent que nous venons de citer, ces voilures ont encore d'autres caractéristiques défavorables tout en offrant d'autre part des avantages indiscutables.

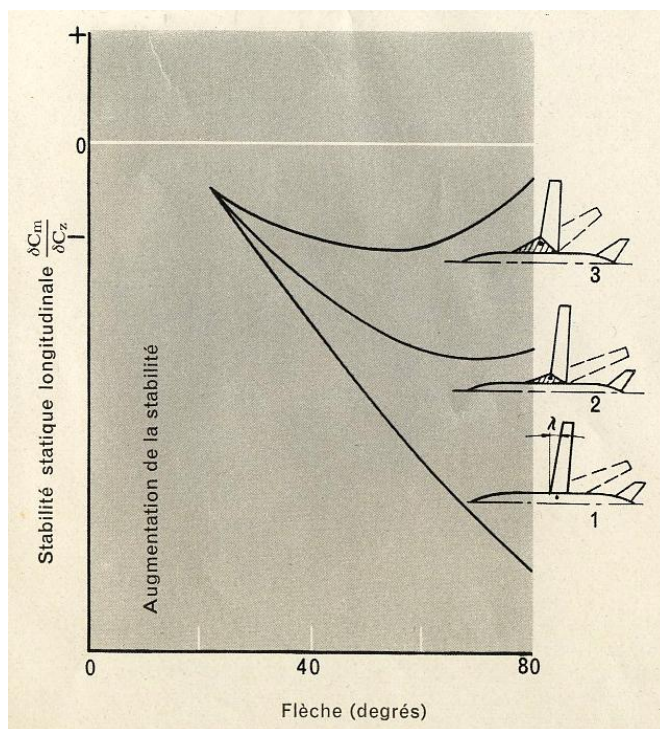
Mis à part l'appareil franco-britannique "Concorde" qui se trouve déjà en cours de mise au point, il y a trois projets américains qui suscitent actuellement le plus grand intérêt dans les milieux techniques : il s'agit des projets de Boeing, Lockheed et North American Aviation décrits dans l'article qui précède. Comme on sait, ces projets ont été soumis à la Federal Aviation Agency dans le cadre du concours organisé en vue de la construction d'un courrier supersonique américain. La société Lockheed ainsi que North American Aviation

proposent un appareil doté d'une aile en double delta à flèche invariable, celui de North American Aviation ayant un plan canard à l'avant de la voilure principale. Ces appareils doivent atteindre respectivement Mach 3 et Mach 2,6. Boeing est le seul constructeur à avoir opté pour un avion (à Mach 2,7) possédant une voilure à géométrie variable et un empennage classique.

Examinons tout d'abord l'aile dite "gothique" du Concorde mise au point en grande partie par le Royal Aircraft Establishment. Les partisans de cette formule soulignent tout particulièrement que la voilure donne des finesses très acceptables dans tous les domaines de vol, celles-ci étant comprises entre 7,5 et 8 en supersonique et entre 13 et 14 en subsonique, soit des valeurs correspondant à celles des quadrimoteurs subsoniques actuels. Le nombre de Mach critique se trouve augmenté sur la partie intérieure de la voilure où la flèche est plus forte que sur la partie extérieure. Une cambrure et un vrillage appropriés améliorent les qualités de vol aux basses vitesses. L'angle de calage diminue en direction des extrémités et le bord d'attaque se caractérise par une double courbure assez accentuée. Les seuls dispositifs mobiles de la voilure sont les éleveurs (trois par demi-aile). Cette aile bénéficie d'une hypersustentation naturelle résultant d'un écoulement spécial - les tourbillons d'apex - qui s'établit aux incidences d'atterrissage et assure une bonne stabilité latérale aux vitesses relativement basses. Comme l'appareil effectue l'approche à une incidence élevée, la traînée est d'autre part assez forte, ce qui se traduit par un freinage aérodynamique très efficace. Par ailleurs, un effet de sol extrêmement favorable augmente la portance dans la phase finale de l'atterrissage. Dès que la roue avant touche la piste, la portance devient pratiquement nulle et les freins mécaniques comme les inverseurs de poussée atteignent immédiatement leur pleine efficacité.

Lors du passage du régime subsonique au régime supersonique, le foyer aérodynamique se déplace vers l'arrière, ce qui nécessite une modification du centrage en vol. Cela est obtenu par un transfert de carburant des réservoirs avant à un réservoir d'équilibrage logé dans la partie arrière du fuselage. La sécurité de fonctionnement de ce système de transfert doit être évidemment très grande car en cas de panne, le retour en vol subsonique avec le centrage du régime supersonique se traduirait par une instabilité longitudinale assez prononcée. C'est pourquoi il est prévu de doubler les circuits et les pompes de transfert et, en dernier ressort, le pilote pourra vidanger le réservoir d'équilibrage au moyen du dispositif vide vite.

Figure 5 - Stabilité statique longitudinale $\delta C_m / \delta C_z$ en fonction de la flèche pour des positions différentes des pivots. Condition pour la stabilité statique longitudinale $\delta C_m / \delta C_z < 0$



L'installation de ce système de transfert ainsi que le nez inclinable choisi afin d'améliorer la visibilité en configuration d'atterrissage entraîne, bien entendu, une augmentation du poids et de la complexité de l'appareil. Il apparaît donc que l'aile delta - comme d'ailleurs ses variantes double delta et aile gothique - fait

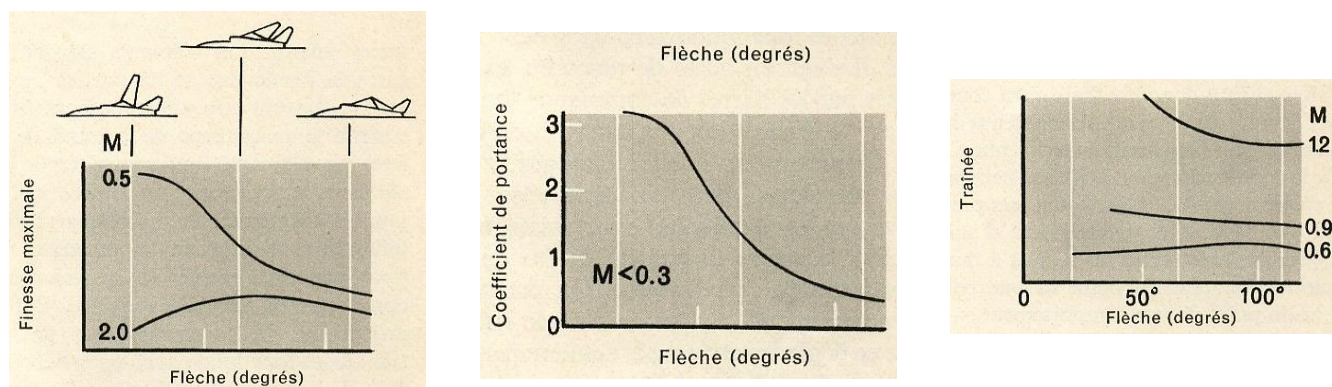
survenir aussi certaines complications qu'il convient de mettre en balance avec son avantage principal qui est la simplicité structurale. Du point de vue aérodynamique, cette voilure représente néanmoins un compromis très satisfaisant. Grâce à la forte flèche, de la partie intérieure de l'aile, le nombre de Mach critique est augmenté et la traînée se trouve réduite en vol supersonique, tandis que la flèche moins prononcée de la partie extérieure garantit de bonnes qualités de vol aux basses vitesses (notamment pour ce qui concerne la stabilité). Cette voilure à faible allongement à une grande surface et la charge alaire est relativement réduite (environ 390 kg/m^2 au décollage et 240 kg/m^2 à l'atterrissage). C'est pourquoi les dispositifs hypersustentateurs deviennent superflus et, du fait de la forte poussée disponible au décollage, l'appareil pourra opérer à partir des pistes qu'utilisent les courriers à réaction actuels. Les élevons qui, à l'approche, sont braqués vers le haut font diminuer la portance en engendrant des forces aérodynamiques dirigées vers le bas. Le Concorde présente en outre l'avantage de ne pas décrocher aussi brusquement que les appareils dotés d'une voilure classique avec ou sans flèche.

Les autres avantages de l'aile delta - grande épaisseur à l'emplanture d'où faible poids de la structure et grand volume disponible pour le carburant, traînée réduite aux vitesses élevées, faible inertie de tangage et bonne stabilité latérale - ont sans doute joué également un rôle déterminant lors du choix de la formule définitive pour le Concorde.

C'est probablement pour des raisons identiques que Lockheed et North American Aviation ont retenu la voilure en double delta pour leurs projets respectifs. Par rapport à l'aile du Concorde, cette voilure est toutefois plus facile à réaliser. En effet, le bord d'attaque forme une ligne brisée tandis que celui de l'aile gothique est courbe, ce qui complique le formage des panneaux de revêtement. La conception de base de l'appareil Lockheed étant analogue à celle du Concorde, les ingénieurs américains doivent résoudre à peu près les mêmes problèmes que leurs collègues européens : nez inclinable pour améliorer la visibilité au cours de l'approche et installation d'un dispositif pour modifier le centrage en vol.

La société North American Aviation contourne l'obstacle en adoptant la formule de la voilure en double delta avec un plan canard à l'avant. Ce plan qui est amorti assure la stabilité dans toutes les phases de vol et permet l'approche dans de meilleures conditions de visibilité. Au sujet de cette formule, les responsables du programme Concorde font remarquer qu'aux incidences élevées, le plan canard est générateur de tourbillon qui diminue l'efficacité de l'empennage vertical, notamment dans le cas de la mono dérive centrale. C'est la raison pour laquelle la plupart des projets d'avions supersoniques de ce type prévoient deux dérives symétriques. Or, le projet de North American Aviation fait partie des rares exceptions à cette règle et l'on ignore quelles sont les mesures envisagées pour surmonter cette difficulté.

Figure 6 : Quelques caractéristiques aérodynamiques d'un appareil doté d'une aile à géométrie variable. Le graphique indiquant la traînée est valable pour le niveau de la mer (pour d'autres explications, voir le texte)

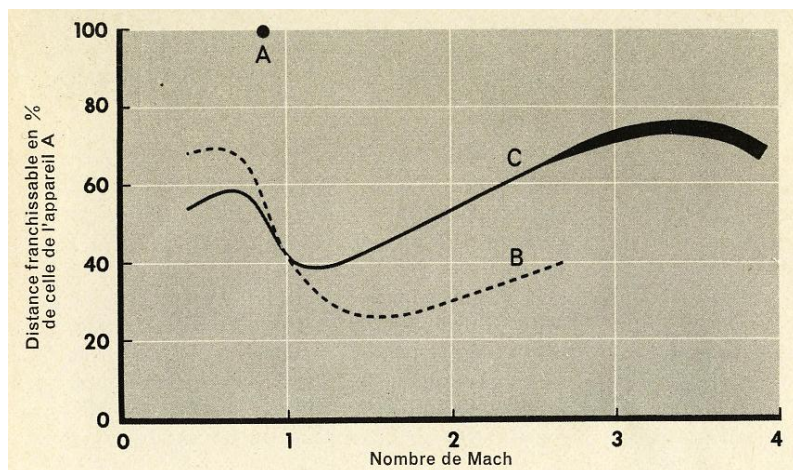


Tous les constructeurs donnent des raisons plausibles pour justifier le choix de leur formule et il semble que chacun soit en mesure, après des travaux de recherche et de mise au point intensifs, de mettre sur le marché un courrier supersonique rentable. Il est toutefois étonnant qu'à une seule exception près, tous les projets actuellement en compétition prévoient une aile fixe alors que parmi la multitude de projets présentés il y a peu de temps par la presse se trouvaient également quelques-uns fondés sur le principe de la voilure à géométrie variable. La plupart des constructeurs redoutent donc les complications techniques et les frais

supplémentaires de mise au point et renoncent délibérément aux avantages d'ordre aérodynamique de ce genre de voilure. Seule la société Boeing défend la formule de l'aile à géométrie variable (désignation de l'appareil : Boeing 733) dans le cadre du concours de la FAA pour le courrier supersonique américain. Avant d'adopter cette formule, Boeing avait étudié dans le courant de l'année passée les caractéristiques d'environ 500 maquettes différentes, les une dotées d'une aile fixe, les autres d'une aile à géométrie variable. Les performances actuellement connues du quadriréacteur Boeing 733 sont indiquées dans l'article qui précède. Dans la configuration ailes déployées (donc au décollage et à l'atterrissage), l'appareil ne diffère pas beaucoup des courriers à réactions actuels ; grâce à la traînée supplémentaire résultant de cette configuration, la vitesse d'approche est relativement réduite. L'appareil se caractérise principalement par son plan central en delta sur lequel sont montés les pivots des demi-ailes et qui contient le mécanisme de commande de ces dernières. Sur l'intrados du plan central, de part et d'autre du fuselage, sont montées les nacelles des réacteurs entre lesquelles se trouve le logement de l'atterrisseur principal.

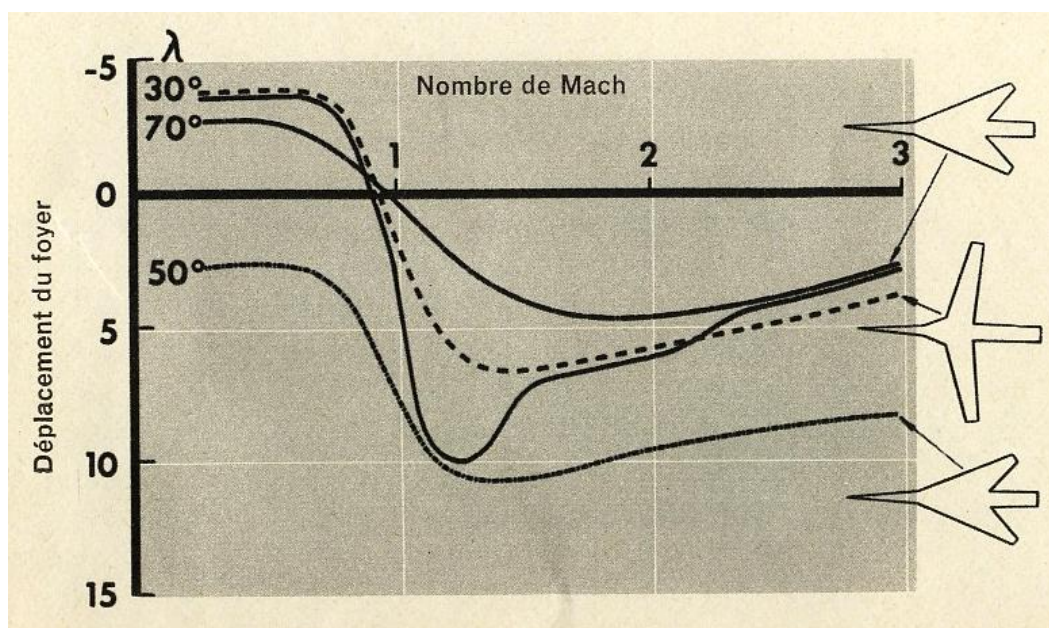
Comme il résulte des explications données au début de cet article, l'appareil ainsi conçu peut effectuer son approche finale aux mêmes incidences que les courriers à réaction actuels, ce qui constitue son avantage principal. Sur le plan technique et du point de vue robustesse structurale, cette formule ne présente en revanche que des inconvénients. Les éléments assurant la liaison entre la partie fixe et les parties mobiles de la voilure doivent être soigneusement étudiés. Tout comme le mécanisme de commande des demi-ailes, ces éléments font augmenter le poids de la structure et occupent un espace qui est perdu pour le carburant. Pour obtenir une bonne stabilité sur toute la plage des vitesses et notamment pour pouvoir effectuer les atterrissages dans les conditions de sécurité requises, il faut que le mécanisme de commande des demi-ailes soit très sûr et fonctionne avec un synchronisme parfait. Il s'agit en outre de résoudre les problèmes posés par les barres de commande des gouvernes et par la disposition des conduits d'alimentation en carburant car il est indispensable d'installer des réservoirs dans les demi-ailes pivotantes. Lorsque les demi-ailes sont mises en position repliée, le centre de gravité de l'avion se déplace bien entendu vers l'arrière. Or, comme le foyer aérodynamique se déplace dans le même sens et que ce déplacement est particulièrement prononcé aux nombres de Mach élevés, le couple résiduel est faible et peut donc être facilement compensé ; cela est démontré par les résultats obtenus dans le passé avec de petits appareils expérimentaux. Au début de la dernière décennie, la société Bell réalisa l'avion expérimental X-5 qui effectua son premier vol le 20 juin 1955. Cet appareil doté d'une voilure à flèche variable (entre 20 et 60°) a donné entière satisfaction tant du point de vue performances que du point de vue comportement en vol. Par la suite, le Grumman F-10F a fourni la preuve que l'aile à géométrie variable était une solution parfaitement valable pour les avions embarqués. Le F-10F n'a pas été construit en série pour la bonne raison qu'une telle conception n'était pas jugée absolument indispensable à une époque où la vitesse des appareils de cette catégorie était encore relativement réduite. Dans le cadre du projet de chasseur-bombardier F-111 des forces armées américaines, cette formule a toutefois fait sa réapparition puisque le cahier des charges exigeait une voilure à géométrie variable.

Figure 7 : Comparaison des distances franchissables en fonction du nombre de Mach pour trois types d'appareils. **A** - Avion de ligne subsonique (distance franchissable 100%) ; **B** - Appareil supersonique dont la vitesse de croisière au régime économique se situe dans le domaine subsonique ; **C** - Appareil conçu pour une vitesse de croisière supersonique.



La courbe valable pour un appareil doté d'une voilure à géométrie variable se situerait près de la courbe en pointillé dans le domaine subsonique et près de la courbe en trait plein dans le domaine supersonique ; elle serait donc tout près du maximum pu coïnciderait avec celui-ci sur toute la plage des vitesses.

Figure 8 : Déplacement du foyer en fonction du nombre de Mach pour trois ailes différentes à flèche invariable (traits interrompus) et pour une voilure à géométrie variable (trait plein). Pour cette dernière, la flèche est modifiée compte tenu de la vitesse de l'appareil. On voit que les courbes sont plus espacées pour les flèches de 30° et 50° que pour 30° et 70°. A mesure que la flèche augmente, l'allure de la courbe se rapproche de celle que donnent les faibles valeurs de λ .



Les Graphiques qui illustrent cet article montrent l'influence exercée par certains paramètres aérodynamiques sur des voilures de formes différentes. Ils donnent en outre un aperçu sur le comportement de voilures à géométrie variable en fonction du nombre de Mach et de divers autres facteurs.

La **figure 2** indique clairement que la traînée d'onde dépend dans une large mesure de la flèche. Pour une voilure donnée, le nombre de Mach critique devient plus élevé et la traînée d'onde diminue considérablement à mesure que l'on augmente la flèche. Cette dernière permet par conséquent de faire une grande économie de puissance et, pour une puissance donnée, elle est le plus souvent indispensable pour atteindre des vitesses supersoniques. En revanche, dans tout le domaine subsonique, la traînée relative et absolue de l'aile sans flèche n'est que légèrement supérieure à celle de l'aile en flèche ; c'est pourquoi on accepte quelques fois cet inconvénient mineur pour pouvoir profiter des bonnes qualités de vol que garantit l'aile sans flèche aux basses vitesses. Si l'on veut réaliser un appareil supersonique ayant un excellent comportement et de bonnes performances au décollage, à l'atterrissage et aux vitesses réduites, on peut donc être amené à utiliser une voilure à géométrie variable. D'autres caractéristiques de ce type de voilure garantissent d'ailleurs aussi de bonnes qualités de vol dans les domaines subsonique et supersonique.

Les **Figures 3 et 5** donnent aussi un aperçu sur le déplacement du foyer par suite du pivotement des demi-ailes. Dans le cas des deux demi-ailes dont le pivot se trouve dans le fuselage, ce déplacement est plus important que pour la voilure comportant un plan central fixe, ce qui se traduit par un excès de stabilité, notamment pour les appareils légers. Pour remédier à cet inconvénient, on peut conjuguer le pivotement avec un coulissement vers l'avant de toute la voilure. Cependant, le plan central fixe permet d'éviter toutes ces complications. La perte de portance dans la position de la plus forte flèche est compensée par une augmentation de l'incidence. Dans cette configuration de vol, le plan central assure la plus grande partie de la portance, ce qui fait que le déplacement du foyer est peu important. En donnant au plan central une forme appropriée et en disposant les pivots des demi-ailes d'une certaine manière, on peut même obtenir un déplacement du foyer vers l'avant.

La **Figure 5** montre pour trois types de voilures à géométrie variable quelle est l'influence de la flèche sur la stabilité statique. Les courbes sont calculées pour des ailes relativement rigides. En réalité, les voilures sont toutefois moins rigides et les variations de la stabilité statique sont de ce fait moins importantes. Dans le cas du premier type de voilure, l'augmentation de la stabilité est très forte et presque linéaire. La deuxième

variante est beaucoup plus intéressante puisque l'augmentation est moindre et il y a même diminution dans les positions de forte flèche. La troisième variante avec un plan central assez grand et des pivots disposés loin du fuselage est toutefois la meilleure étant donné que la stabilité statique varie très peu et diminue à partir de $\lambda = 60^\circ$ pour s'approcher des valeurs correspondant à celles des faibles flèches. Du fait de cette caractéristique très favorable, le coulissement vers l'avant de la voilure n'est pas nécessaire.

Les autres Figures montrent que l'appareil doté d'une voilure à géométrie variable a des caractéristiques aérodynamiques satisfaisantes quel que soit le nombre de Mach. Il en résulte entre autres une exploitation très économique aux basses vitesses, notamment lorsque l'appareil vole pendant un temps assez long au régime subsonique comme par exemple après le décollage d'un terrain situé dans une région fortement peuplée où le bruit ne doit pas dépasser un certain niveau. Dans le circuit d'attente, la consommation de carburant est en outre inférieure à celle d'un avion de ligne conçu avant tout pour le vol supersonique.

Ce n'est qu'après une étude approfondie de tous les facteurs déterminant la rentabilité que l'on pourra dire s'il est intéressant de doter un courrier supersonique d'une voilure à géométrie variable. Toujours est-il que cette formule a été adoptée par l'un des constructeurs américains, ce qui prouve qu'à ce sujet les avis des techniciens sont toujours partagés. Le choix de l'une ou l'autre formule pour le courrier supersonique américain incombe à la FAA qui doit faire connaître sa décision très prochainement.

+++++