
Propulseur Atmosphérique pour Premier Etage de Transporteur Spatial

JACQUES DUPIN

Directeur Technique, Nord-Aviation, Paris, France

RÉSUMÉ

L'efficacité de l'utilisation de l'atmosphère pour la propulsion est liée au choix de la trajectoire d'accélération. Il en résulte pour le propulseur des impositions qui concernent essentiellement les performances, l'échauffement cinétique et la légèreté des structures.

Un propulseur combinant un statoréacteur et une turbomachine, utilisant l'injection d'oxygène pour certaines phases de vol, satisfait à ces conditions.

Sa structure peut être avantageusement constituée d'éléments en sandwich réalisés à partir de tôles minces d'alliages réfractaires soudées.

Les principaux problèmes que pose le développement de ce propulseur sont passés en revue afin de montrer que leur solution est possible dans le cadre de la technologie actuelle.

* * *

De nombreuses études ont été faites ces dernières années sur l'utilisation des propulseurs atmosphériques dans les lanceurs spatiaux. Je n'entends pas aujourd'hui les passer en revue en détail ni discuter le bien fondé des conclusions qui ont été avancées quant à leur intérêt technique ou économique. Beaucoup de ces études, en effet, ont été faites à partir d'hypothèses, peut-être séduisantes, mais qui sont trop loin de notre expérience présente pour pouvoir donner lieu à une évaluation sérieuse tant des devis de poids ou des performances que des prix de revient et de développement.

De toutes façons, il est difficile de présenter un projet d'ensemble tant qu'on ne connaît pas le ou les programmes spatiaux auxquels devraient s'appliquer de tels véhicules. A fortiori, en l'absence de ces données, est-il illusoire de vouloir dresser un bilan financier sérieux d'une telle entreprise et par conséquent d'évaluer le coût de chaque mission pour le comparer à celui des modes de lancement classique.

A l'inverse, il n'est pas possible pour les responsables de la politique spatiale

de faire eux-mêmes des plans pour l'utilisation de ce mode de propulsion et de bâtir des programmes tant qu'ils ne seront pas en possession de données assez sûres en matière de performance et de délais.

C'est là un cercle parfaitement vicieux et je ne prétends pas apporter d'emblée une solution qui permette de s'en dégager complètement.

Ma contribution a seulement pour but de montrer que se basant sur la technologie acquise ou qui est en cours de développement, il est possible de définir et de réaliser un propulseur atmosphérique pour lanceur spatial dont les performances ainsi que les délais de mise au point et de construction peuvent être d'ores et déjà estimés avec de très sérieuses chances de succès.

Le choix des solutions techniques proposées pour atteindre ce but paraîtra peut-être trop timide aux yeux de certains, mais j'ai jugé qu'il était indispensable de s'en tenir à ce point de vue réaliste pour que puisse se concrétiser l'intérêt que les élaborateurs de programmes spatiaux doivent porter au mode de propulsion atmosphérique.

Bien que les avantages que procure l'utilisation de l'atmosphère pour un premier étage de lanceur soient bien connus, j'en rappellerai les plus importants.

C'est d'abord, par rapport aux lanceurs du type balistique la simplification de l'infrastructure de lancement qui devient voisine de celle qui convient à un avion classique de fort tonnage.

Le vol de retour est également aisé, car le type de véhicule habité que je propose ainsi que sa propulsion sont capables aussi bien de vols subsoniques que supersoniques. Il peut donc rejoindre facilement sa base, c'est-à-dire un terrain d'aviation normalement équipé.

Une grande variété dans les plans d'orbite peut être atteinte grâce à une certaine liberté de choix de la latitude de lancement: le lanceur peut en effet effectuer un vol de croisière économique subsonique le conduisant loin de sa base, puis entamer la procédure de montée accélération, après un ravitaillement en combustible en vol. De même la beaucoup plus grande souplesse du plan de vol doit-elle faciliter considérablement les manoeuvres de rendez-vous surtout vis-à-vis d'un satellite d'orbite quelconque.

Enfin, on peut évidemment tirer profit des impulsions spécifiques très élevées des moteurs atmosphériques.

Il est juste de signaler également quelques inconvénients: poids de structure élevé, nécessité d'un train d'atterrissage et plus généralement de tous les éléments liés à la présence d'un pilote humain, difficulté d'intégration des étages supérieurs dans le composite, problème de séparation en présence d'efforts aérodynamiques importants.

Je pense, cependant, qu'aucune de ces difficultés n'est insurmontable et que les avantages l'emportent très largement sur les inconvénients.

La majeure partie des études qui ont été faites ou qui se poursuivent dans

le domaine qui nous intéresse ici, visent à utiliser le plus complètement possible les avantages théoriques de la propulsion atmosphérique et mettent en évidence la possibilité d'atteindre des masses satellisables de plus de 10% de la masse au départ. Mais elles font aussi apparaître l'immensité des problèmes techniques et technologiques qu'il faudrait surmonter pour en arriver là, au point de jeter le doute sur la faisabilité pratique du système que l'on propose. Fort heureusement, il est possible de réduire considérablement l'ampleur de ces problèmes, pourvu que l'on se montre moins ambitieux sur les performances globales. De toutes façons, elles resteraient dans ce cas supérieures à celles des lanceurs classiques à fusées; de plus, on profiterait encore de l'extrême souplesse d'emploi que donne le lanceur atmosphérique.

La mission d'un premier étage atmosphérique est d'amener l'étage suivant à une altitude donnée avec une vitesse définie en grandeur et direction, suivant les résultats d'une étude d'optimisation portant sur tous les étages. Suivant la trajectoire choisie pour réaliser cette mission les poids de combustible et de structure seront différents. Il y a donc lieu de rechercher les trajectoires les plus efficaces, c'est-à-dire, celles qui permettent d'obtenir par exemple le meilleur rapport de masse. Il est bon de rappeler ici les principales limitations qui s'imposent au vol atmosphérique, et qui sont représentées sur la Fig. 1 par des diagrammes Altitude-Nombre de Mach.

C'est d'abord le bruit induit au sol en particulier par le passage de la vitesse du son. Les trois courbes correspondant à des pressions induites de 1 psf, 2 psf et 2.5 psf sont celles que l'on donne pour le transport supersonique. Il est bien évident que l'on peut admettre pour le lanceur atmosphérique des intensités de bruit supérieures à celles qui sont tolérées pour le SST, mais la forme du lanceur est beaucoup moins favorable aérodynamiquement que celle du SST et il est vraisemblable que les altitudes de passage du son ne seront pas très différentes.

Une seconde limitation est la pression dynamique dont le rôle est dominant dans les phénomènes de flutter par exemple et qui est un des facteurs essentiels du poids de structure. Les courbes pour 600, 700 et 800 noeuds ont été tracées.

Aux grandes vitesses l'échauffement cinétique se fait sentir. Il est très sensible aux bords d'attaque qui sont justiciables d'un traitement particulier et à un degré moindre dans les autres zones de la structure. Les courbes correspondant à l'intra-dos de voilure sont données pour 950°K et 1150°K.

La possibilité d'évolution en altitude est caractérisée par les courbes (nP/SCz), où n est le facteur de charge, P/S la charge claire et Cz la portance. Cette limitation est importante car elle intéresse la fin de trajectoire, qui est une ressource permettant de donner au vecteur vitesse l'inclinaison souhaitée.

Enfin, il nous apparaît opportun de signaler ici que le premier étage doit être d'une taille suffisamment grande pour que les étages supérieurs puissent lui être intégrés, ce qui entraîne, pour que le mode de lancement soit économique, que la vitesse de séparation soit élevée.

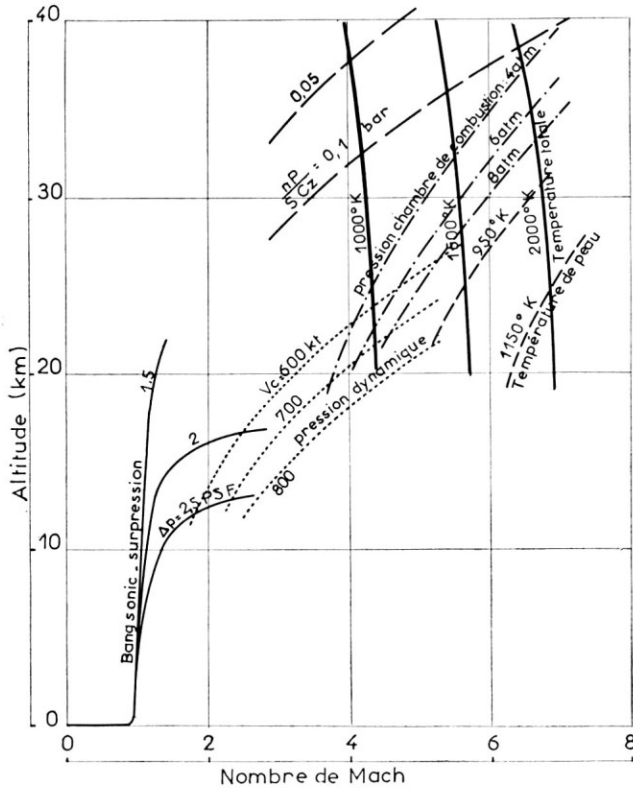


FIG. 1 — Limitations aux trajectoires de montée

Pour ce qui intéresse la structure des propulseurs, qui comme nous le verrons plus loin en détail, sont obligatoirement des combinés de turbo et de stato-réacteurs, des limitations particulières apparaissent, qui sont dues fondamentalement au fait que l'air y a été efficacement ralenti jusqu'en subsonique. A pression dynamique de vol constante, la pression interne croît avec le Mach. Les courbes tracées correspondent à des pressions internes de 4, 6 et 8 atmosphères.

Par ailleurs, la température de l'air qui pénètre dans le moteur est pratiquement la température totale de vol, très supérieure à la température de la structure externe où jouent les effets de conductibilité de la couche limite et de rayonnement vers l'extérieur. Les courbes tracées correspondent à des températures de 1000, 1500 et 2000°K. L'acceptation de valeurs élevées pour ces deux grandeurs: pression et température, entraîne une aggravation des difficultés de réalisation de la structure du propulseur, ce qui se traduit invariablement, lorsque ces difficultés sont surmontables, par une augmenta-

tion de poids. Ces limitations qui apparaissent à grand Mach concernent essentiellement les parois du flux du statoréacteur.

Il peut exister des limitations de pression interne pour le turboréacteur à basse altitude mais elles seront probablement couvertes par les impositions dues au passage de la vitesse du son.

Du point de vue des performances, le problème se présente d'une façon très différente par rapport au cas du lanceur balistique, pour lequel la poussée dépend très peu des conditions de vol. Pour ce dernier, il y a intérêt à traverser les couches denses de l'atmosphère à faible vitesse de façon à réduire la traînée, ce qui permet également de définir une structure qui n'a pas d'efforts aérodynamiques importants à supporter, donc assez légère. La trajectoire ne s'écartera donc pas sensiblement de la verticale à basse altitude.

Au contraire, pour le véhicule atmosphérique, poussée et traînée trouvent leur origine dans la même source. L'impulsion spécifique du propulseur n'est plus suffisante pour caractériser l'économie de la propulsion. Il est plus signi-

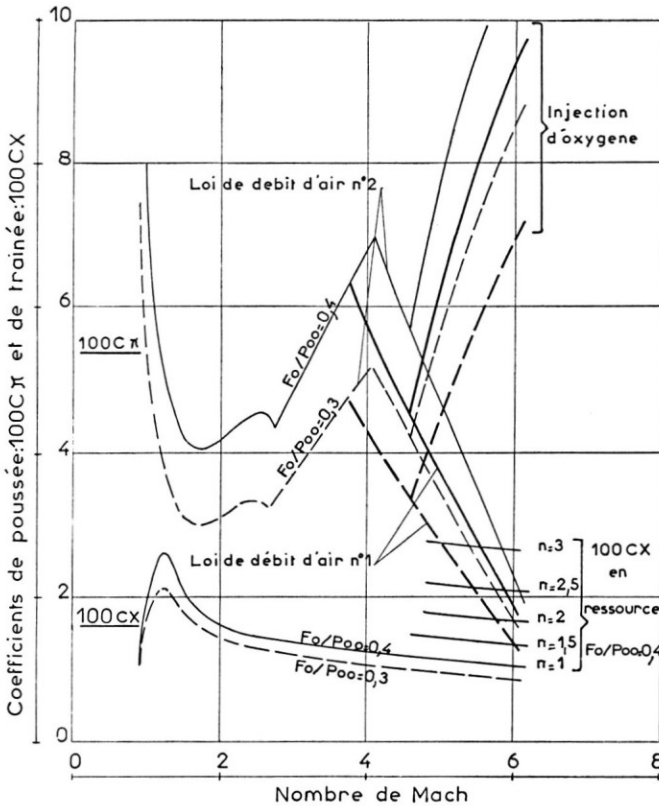


FIG. 2 — Coefficients de traînée et de poussée

ficatif de se référer à l'impulsion spécifique corrigée qui se rapporte à l'excédent de poussée du propulseur sur la traînée du véhicule. Cette impulsion spécifique corrigée reste bien entendu très supérieure à celle des fusées pourvu que la taille du propulseur soit suffisamment grande. Mais plus elle sera grande, plus lourd sera le propulseur. Par ailleurs, l'étude des équations de la montée, montre qu'il y a presque toujours intérêt, du point de vue de la consommation, à monter à la plus grande vitesse possible, donc à la pression dynamique maximale que l'on peut tolérer à chaque altitude; cette condition peut entraîner une augmentation du poids de structure de l'avion et il reste à vérifier qu'elle ne vient pas annuler l'économie de consommation souhaitée.

L'étude de la trajectoire de montée fait apparaître deux zones critiques pour la propulsion; ce sont le passage transsonique et l'évolution à Mach élevé. Sur la Fig. 2 sont donnés les coefficients de traînée et de poussée en fonction du nombre de Mach. La première zone est critique à cause de la bosse de traînée, la seconde l'est à cause de la détérioration du coefficient de poussée du propulseur à grand Mach et de l'accroissement de traînée induite. Deux tailles de propulseur ont été envisagées correspondant à des poussées au décollage égales respectivement à 30 et 40% du poids de départ. Deux lois de débit d'air ont été considérées; elles correspondent à des sections de captation maximales adaptées à Mach 3.7 et à Mach 4.

Le caractère critique des deux zones que nous venons de citer, est encore mieux mis en évidence sur la Fig. 3 qui donne les impulsions spécifiques corrigées le long de la trajectoire de montée.

Pour illustrer le rôle du choix de la trajectoire dans la répartition des masses, la Fig. 4 donne le rapport de la masse structurale à la masse globale pour un appareil de structure classique, en fonction de la vitesse conventionnelle exprimée en noeuds. A grand Mach, il faut tenir compte de la masse de l'isolant thermique ou des dispositifs de refroidissement.

Revenons maintenant à la Fig. 1. Il y apparaît bien que les limitations dominantes sont celles qui touchent au propulseur et le Mach maximum de la mission devra donc être celui que le propulseur peut supporter. Ce sont évidemment les limitations thermiques qui poseront les problèmes les plus sérieux.

Il est temps de présenter maintenant le type de moteur atmosphérique que nous préconisons pour la propulsion du premier étage. Il s'agit d'un combiné turbo statoréacteur dont le schéma est donné sur la Fig. 5 suivante.

C'est le résultat des travaux menés par notre Société depuis une quinzaine d'années sur les combinaisons de turbomachines et de statoréacteurs. Ils sont maintenant connus de tous et je me contenterai de rappeler les brillants succès de l'avion Nord-Aviation 'Griffon'. Le combiné qui nous intéresse aujourd'hui consiste essentiellement en une disposition coaxiale d'un turbo-réacteur double flux à flux séparés avec une chambre de combustion annulaire

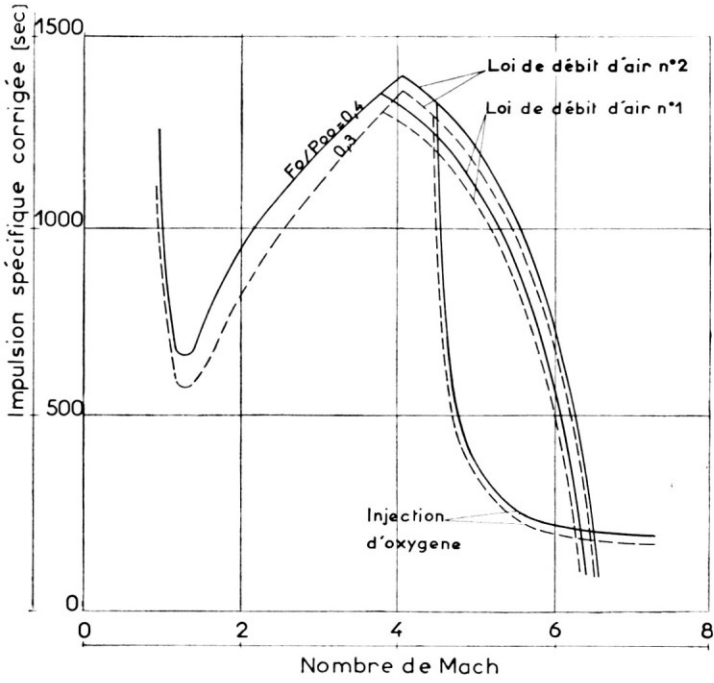


FIG. 3 — Impulsion spécifique corrigée

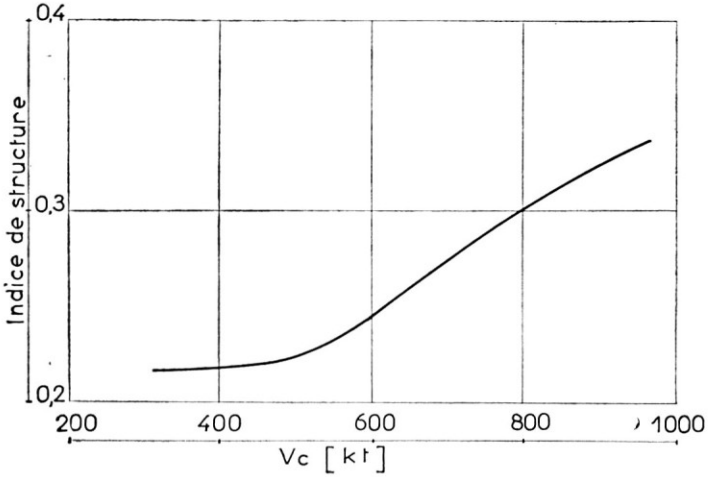


FIG. 4 — Evolution de l'indice de structure — structure classique

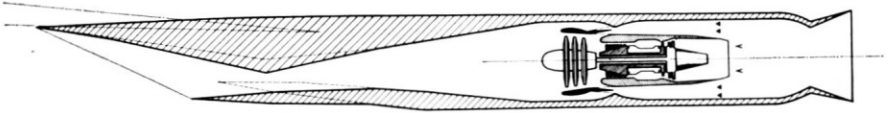


FIG. 5 — Coupe schématique du propulseur avec son entrée d'air

entourant l'arrière de la turbomachine. L'entrée d'air et la tuyère d'éjection, toutes deux à géométrie variable sont communes aux deux types de moteur. Un dispositif de post-combustion peut être prévu sur le flux primaire. Sur la Fig. 6 suivante nous verrons mieux les différents modes de fonctionnement de la machine. Les volets qui règlent le débit du second flux de la turbomachine sont variables.

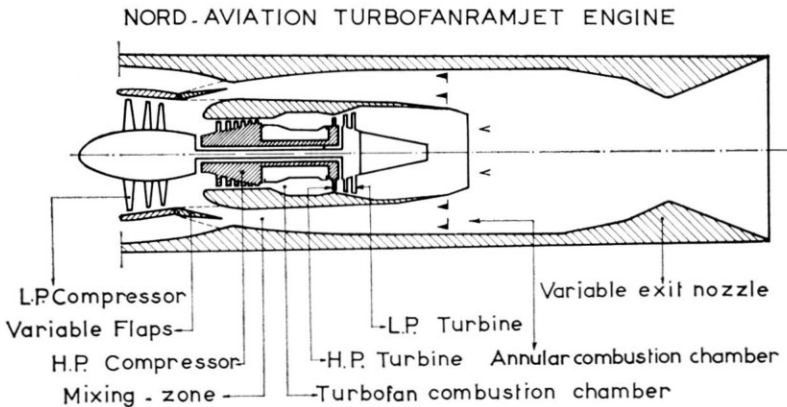


FIG. 6 — Combiné turbo-statoréacteur Nord-Aviation

1^{er} cas — En position d'ouverture:

Le second flux va alimenter la chambre de combustion annulaire et l'appareil fonctionne comme un turboréacteur à combustion sur les deux flux.

2^{ème} cas — En position de fermeture:

Le second flux est annulé et la chambre de combustion est alimentée par de l'air qui a contourné le turboréacteur et fonctionne donc comme une chambre de combustion de statoréacteur. Dans ce cas, la turbomachine est suivant la valeur du nombre de Mach de vol, soit au ralenti, soit en autorotation, soit même complètement arrêtée.

3^{ème} cas — En position intermédiaire:

C'est celui du fonctionnement mixte ou 'combiné'. Le flux secondaire du turbo se mélange efficacement avec le flux de contournement dans la trompe qui se trouve être réalisée par le dispositif.

C'est le mélange qui alimente cette fois-ci la chambre annulaire; ce qui permet de brûler une masse d'air plus élevée que le débit de la turbomachine.

Le premier mode convient à la partie subsonique de l'accélération ainsi qu'au passage du son; le second mode est celui du fonctionnement à grand Mach, au delà du Mach maximum supportable par la turbomachine et qui est actuellement compris entre 2.5 et 3. Le troisième mode convient aux vitesses intermédiaires entre le transsonique et Mach 2.5 et 3 suivant les possibilités de la turbomachine. Il est à noter qu'en vol de retour subsonique ou en vol de croisière économique, le propulseur peut fonctionner comme un double flux sans chauffe ni réchauffe, ce qui permet d'obtenir des consommations spécifiques remarquablement faibles.

La Fig. 7 donne les performances d'un tel combiné, en fonction du Mach: F/q est la poussée divisée par la pression dynamique de vol, F_0/P_{00} est la poussée statique au sol divisée par la pression statique au sol. Les courbes

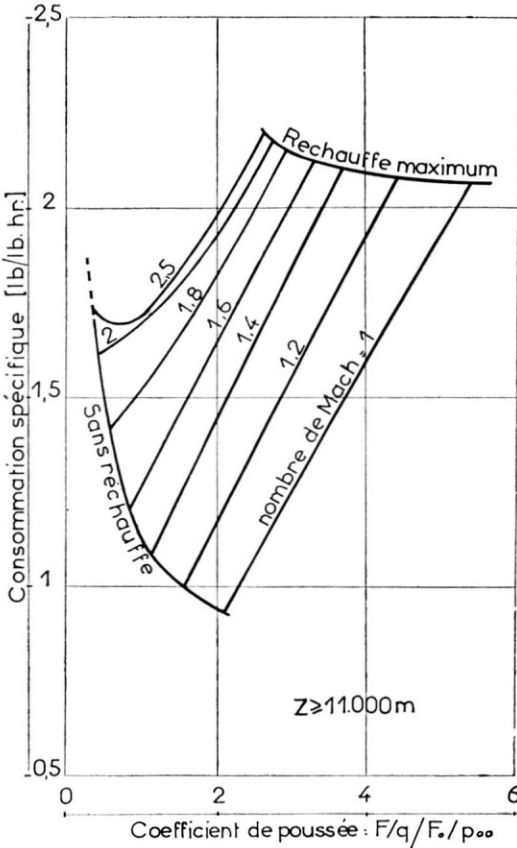


FIG. 7 — Performances réduites

donnent la consommation spécifique en fonction du rapport de ces poussées, pour différents nombres de Mach. Ces performances correspondent au fonctionnement en turbomachine pure et en 'combiné', la transition se faisant à Mach 1·6.

La Fig. 8 donne les performances en statoréacteur pur.

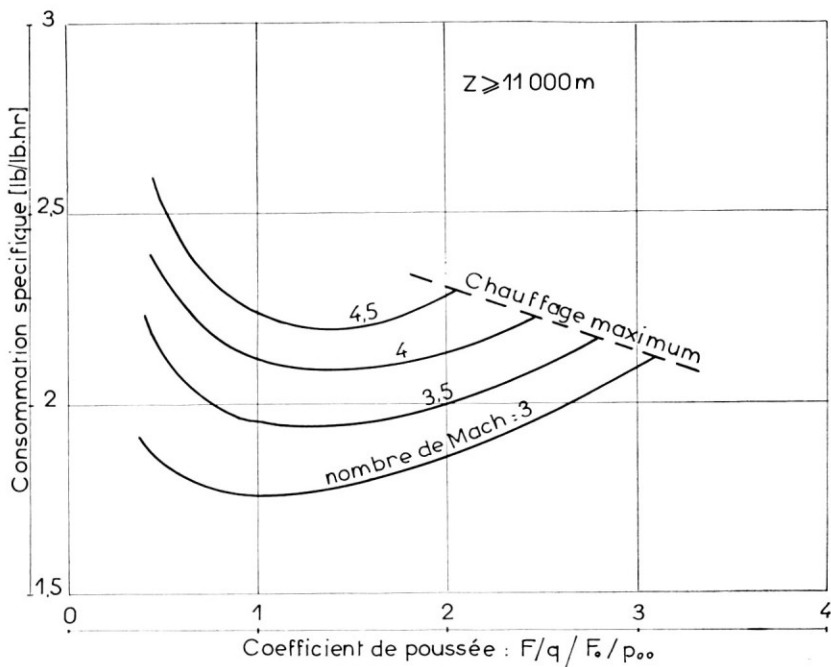


FIG. 8 — Performances réduites

Les valeurs indiquées sont celles qui correspondent sensiblement à un combiné équipé d'un turboréacteur double-flux SNECMA TF 306 (ou P & W TF 30) dont le développement se poursuit indépendamment des programmes spatiaux, et sur lequel sont centrées la plupart de nos études actuelles.

L'utilisation d'un combiné correspondant au schéma que nous venons de décrire peut être envisagée pour réaliser différentes missions et ne présente pas de difficulté fondamentale tant que le nombre de Mach maximum reste inférieur à 4 ou 4·5. Au-delà de ces valeurs, il devient très difficile de surmonter les effets de l'échauffement cinétique, même en choisissant soigneusement les matériaux, en tirant le meilleur profit des techniques d'isolement, et en utilisant au mieux le combustible comme source froide. Ici apparaît le besoin d'un liquide cryogénique qui, outre la fonction de bon réfrigérant, pourrait aussi

posséder celle d'un bon carburant ou comburant. C'est le cas de l'hydrogène liquide ou de l'oxygène liquide. Mais une fois décidé, l'emploi d'un liquide cryogénique peut se faire de multiples façons. Plusieurs combinaisons peuvent être envisagées; mais les complications ne se justifient que si elles ne sont pas subordonnées à un important progrès dans le domaine technologique; aussi s'est-on limité à la considération des deux systèmes suivants: le turbostato utilisant l'hydrogène comme combustible, et le turbostato utilisant le kérosène comme combustible, équipé d'injection d'oxygène liquide en vue d'augmenter la poussée dans les cas critiques. C'est ce dernier système qui a retenu notre attention. Il consiste essentiellement à injecter de l'oxygène dans la chambre de combustion afin de brûler plus de kérosène et d'augmenter la masse éjectée ce qui permet d'accroître considérablement la poussée dans les cas critiques que nous avons examinés précédemment. Le calcul montre que cette façon d'utiliser l'oxygène liquide et le kérosène est plus économique que la fusée classique, bien que le niveau des pressions de chambre y soit généralement plus élevé que dans le stato. Ce résultat est dû essentiellement à un niveau plus faible de la dissociation. L'emploi de l'oxygène liquide permet de limiter la taille du propulseur, donc son poids, à celle qui convient à un nombre de Mach de 4 environ; le gain de poids ainsi réalisé est assez important pour venir en contrepartie de la consommation d'oxygène.

La Fig. 9 donne les performances du système pour différentes valeurs du rapport α de la masse d'oxygène liquide injecté à la masse d'oxygène atmo-

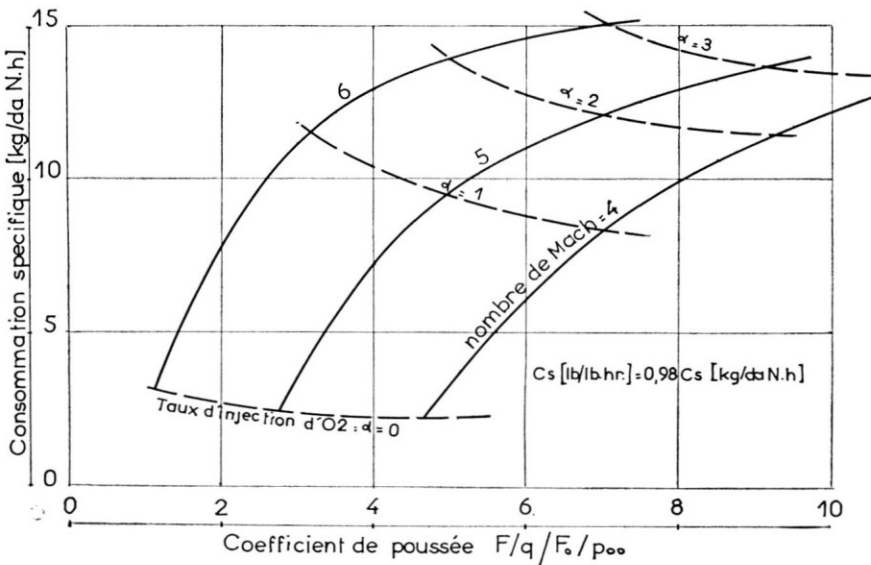


FIG. 9 — Performances avec injection d'oxygène

sphérique capté. A Mach 5 et $\alpha=1$, le débit d'oxygène injecté est égal à 4 fois environ celui du kérosène.

La Fig. 2 montre l'accroissement de poussée dû à l'injection d'oxygène à grand Mach.

La Fig. 3 donne l'influence de l'injection d'oxygène sur l'impulsion spécifique corrigée.

En résumé, on peut dire qu'un tel système sera plus léger qu'un système atmosphérique pur, qu'il aura une poussée accrue à grand Mach et éventuellement en transsonique, que son impulsion spécifique à grand Mach reste acceptable, qu'il n'apporte pas d'accroissement de poids sensible du turbostato de base, qu'il comporte une source de refroidissement, que les liquides qu'il utilise, kérosène et oxygène liquide, possèdent une forte densité ce qui autorise l'emploi de réservoirs de faible volume, et enfin qu'il présente une extrême souplesse d'emploi puisque l'on ne se sert de l'injection d'oxygène que lorsque l'on en a besoin et de la quantité juste nécessaire.

Nous avons vu comment on pouvait définir un moteur atmosphérique, dopé pour les grands Mach, mais dont les impulsions spécifiques corrigées restaient toujours très supérieures à celles des fusées classiques. Pour profiter pleinement de ces avantages, il faut toutefois veiller à ce que l'on ne perde pas sur un autre terrain, celui de la structure, l'économie de poids réalisée sur les fluides consommables. Aussi, notre Société s'est-elle intéressée très tôt à l'étude de formules nouvelles de structure en vue de leur application au domaine aérospatial. Il s'agit de sandwich de tôles minces d'acier ondulé dont la Fig. 10 montre différents modèles. Ce genre de structure se prête remarquablement bien à la réalisation d'éléments légers et rigides qui entrent dans la constitution des entrées d'air à géométrie variable, des parois de diffuseurs et de conduits annulaires, de volets, et même d'éléments d'échangeurs de

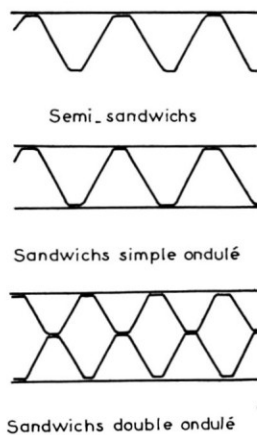


FIG. 10 — Structures sandwich

chaleur, qui feront partie d'un combiné turbostato. Nos travaux sur les structures en acier Inox ont été poussés assez loin pour aboutir à de nombreuses réalisations. A titre d'exemple, la Fig. 11 représente un panneau de

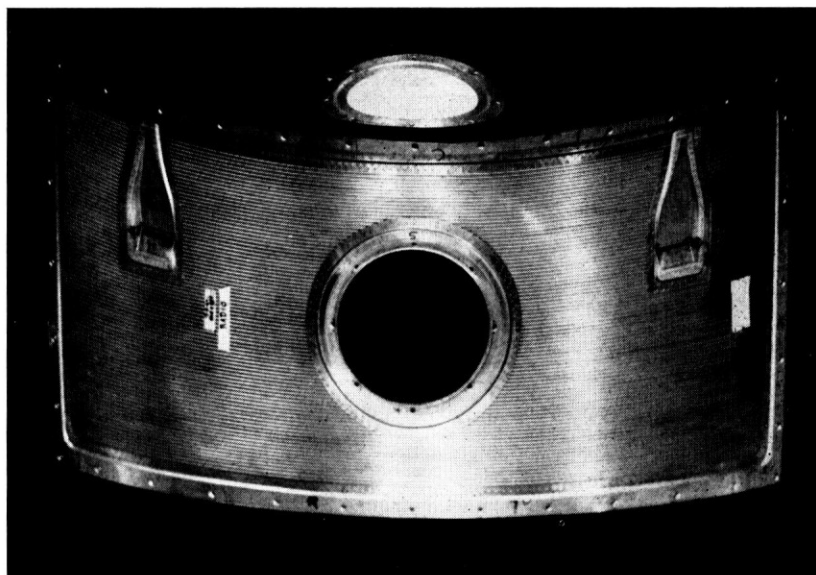


FIG. 11 — Panneau du capot-moteur du TRANSALL

capot-moteur destiné à l'avion TRANSALL. La Fig. 12 représente un élément d'inter-étage tronconique du lanceur de satellite 'DIAMANT'. Dans les deux, il s'agit d'éléments en ondulé simple. La Fig. 13 représente l'inter-étage AV de l'étage CORALIE du lanceur européen EUROPA. Il s'agit cette fois-ci d'ondulé double. Vous noterez les nombreuses ouvertures décidées après coup qui nous ont posé quelques problèmes de réalisation dont la solution nécessite la création d'un outillage de soudage spécial. Les méthodes d'élaboration des sandwichs n'ont cessé de progresser dans le sens de l'industrialisation. Les essais ont montré que ce genre de structure ne présentait pas de vice fondamental et qu'en particulier son comportement dans l'ambiance vibratoire et thermique des moteurs-fusée était satisfaisante.

Tout ce qui vient d'être dit des problèmes de trajectoires, de propulsion et de structure reflète les connexions étroites qui existent entre eux et il est bien évident qu'on ne peut tirer de conclusions valables sans poursuivre l'étude de nombreux avant-projets complets. De l'examen de la Fig. 1 il ressort bien qu'à partir de Mach 5 la difficulté des problèmes croit rapidement et il semble raisonnable de fixer en gros à 6 le Mach maximum que nous pouvons

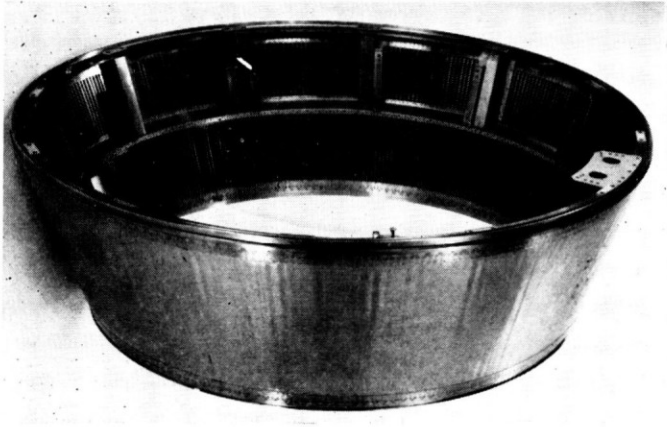


FIG. 12 — Jupe tranconique AR du 2^{ème} étage du DIAMANT



FIG. 13 — Jupe cylindrique AV de CORALIE

nous donner comme objectif. Il nous reste à faire le point de ce qui a été fait et de ce qui reste à faire pour l'atteindre tout au moins en ce qui concerne l'ensemble du propulseur.

D'abord l'entrée d'air. Sur le plan aérodynamique de nombreux essais ont été effectués dans nombre d'instituts de recherche jusqu'en hypersonique, en général sur des configurations fixes mais dans quelques cas sur des configurations à géométrie variable. La Fig. 14 montre l'évolution typique de la

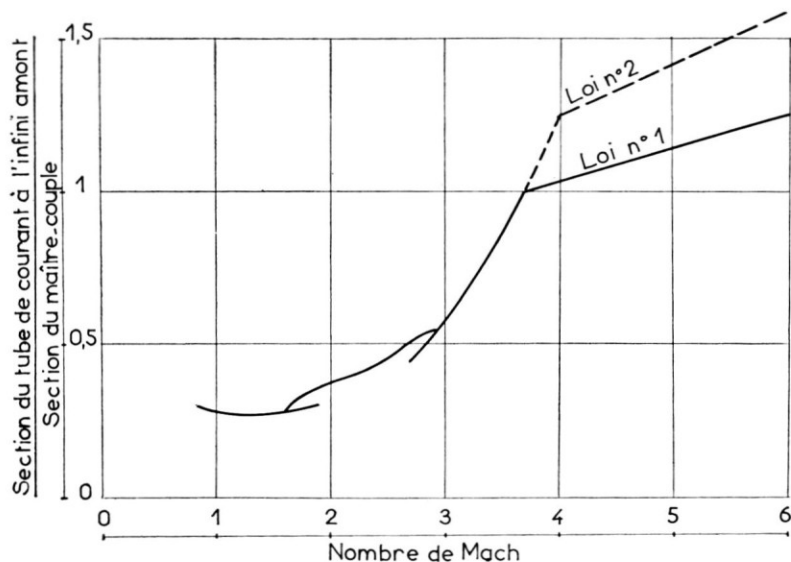


FIG. 14 — Loi de variation de débit de la prise d'air

section du tube d'air qu'il faut capter en fonction du nombre de Mach. Deux lois ont été considérées, l'une qui limite la section de captation maximum à celle qui correspond à Mach 3,7, l'autre où la limitation est celle de Mach 4. On voit que dans le premier cas la section doit varier environ dans le rapport de 1 à 3, et dans le second de 1 à plus de 4. Il y a de grandes difficultés à réaliser mécaniquement des rapports trop élevés et de plus la traînée transsonique peut devenir rédhibitoire. Mais il paraît néanmoins possible de réaliser des rapports supérieurs à ceux qui ont été obtenus pour des avions à Mach 3 comme le SST américain ou le B70 pour autant que l'on se limite à une section de captation maximale adaptée à Mach plus petit que 4. L'effet d'incidence permet d'augmenter un peu la masse d'air capté en fin d'accélération. La Fig. 15 donne le rapport de récupération de pression en fonction du nombre de Mach tel qu'il est donné par la norme américaine 5008-B et qui a servi à nos calculs de performances. Les valeurs ont été vérifiées expérimentalement en général sur des configurations fixes.

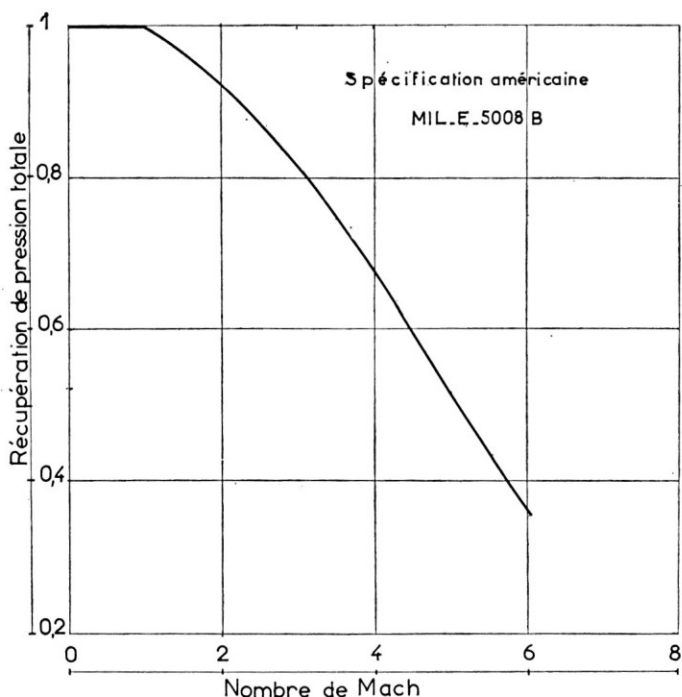


FIG. 15 — Récupération de pression totale de la prise d'air

Nous ne pensons pas qu'il y aura des difficultés majeures pour satisfaire aux conditions de débit et de rapport de pression. Il ne faut toutefois pas se dissimuler l'ampleur des travaux de mise au point technologique de l'entrée d'air dont la complexité sera accrue par la nécessité d'aspirer ou de souffler la couche limite en de nombreux points. Il n'est pas exagéré de dire que leur volume sera sensiblement supérieur à celui des travaux envisagés sur le même sujet pour le transport supersonique à Mach 3, mais restera dans les limites évaluables.

Pour ce qui est du moteur combiné proprement dit, on peut dire que sa faisabilité jusqu'à Mach 4 a été établie tant sur le plan des études que sur celui des essais. Depuis six ans de nombreuses configurations de turbofan stato ont été étudiées par Nord-Aviation spécialement au titre de marchés de recherche passés par l'U.S. Air Force. Des essais d'aérodynamique interne ont permis de définir les caractéristiques fondamentales des conduits d'air. Ainsi, des contours des carénages de réacteur et les formes des parois du diffuseur ont été déterminés, qui assurent un écoulement correct de l'air sans décollement dans les trois modes de fonctionnement prévus pour la machine (voir Fig. 6). De même il a pu être développé un système de volets alternés qui assure un mélange efficace et une alimentation homogène de la chambre de

combustion annulaire dans tous les cas envisagés. Enfin, un travail expérimental assez considérable a été mené sur un secteur de chambre de combustion à l'échelle unité. Il a été conduit sur les bancs d'essais du C.E.P. de Saclay jusqu'à Mach 4 et 100,000 pieds d'altitude, dans toutes les configurations de vol. Les résultats ont dépassé les espérances en particulier pour ce qui concerne la latitude de variation de la richesse. Ce qui reste à faire en ce domaine est essentiellement un travail de mise au point technologique à l'échelle 1 à partir d'un moteur existant qui pourrait bien être le T.F. 306. Les aménagements à apporter à la turbomachine porteront essentiellement sur la répartition des accessoires et les circuits de refroidissement d'huile. Il y aura également à coordonner la régulation du débit de combustible de la chambre de combustion avec les paramètres de fonctionnement de la turbomachine. L'essentiel du travail portera sur l'intégration de la turbomachine ainsi aménagée et de la chambre de combustion annulaire dans le propulseur complet. Les problèmes d'interaction des types de moteur ne pourront être étudiés qu'expérimentalement, mais notre expérience du GRIFFON nous a appris qu'ils étaient solubles.

Enfin, les problèmes de la tuyère à géométrie variable demandent un effort particulier essentiellement dominé par le progrès métallurgique. Il existe déjà des tuyères pour réacteur à post-combustion pour Mach 3, les températures rencontrées à Mach 5 seront du même ordre de grandeur grâce à l'utilisation d'oxygène liquide, mais les longueurs de tuyères seront plus grandes et la cinématique de géométrie variable un peu plus compliquée.

Au delà de Mach 4 ou 4-5, il faudra donc faire intervenir l'oxygène liquide. Sa technologie est actuellement bien au point, par suite des travaux de développement sur les fusées bilingués. Il y aura sans doute de nombreux problèmes d'adaptation mais il semble qu'ils puissent être résolus dans les délais de mise au point du moteur.

En ce qui concerne les structures, il nous faudra poursuivre nos efforts vers l'utilisation des superalliages et des réfractaires tout en conservant dans la plupart des cas la technique du sandwich. Des essais très prometteurs sont en cours à partir du RENE 41 qui doit permettre de tenir 800°C et des alliages de molybdène et de niobium qui doivent autoriser une température de paroi de 1300°C environ. Enfin, pour les parois de chambre de combustion, le tantale est envisagé, malgré sa forte densité, pour tenir 1600°C.

Nous avons procédé à l'étude de divers plans de développement pour couvrir les principaux points signalés plus haut. Il en résulte qu'il est raisonnable de penser que le développement au sol d'un propulseur combiné turbo stato utilisant l'injection d'oxygène puisse être mené à bien dans un délai de l'ordre de cinq ans, au delà duquel il faudrait compter un temps d'essais en vol de l'ordre de deux ans, dont une bonne partie servirait également à la mise au point du véhicule.

Afin d'illustrer tout ce que nous venons de dire, on peut voir sur la Fig. 16

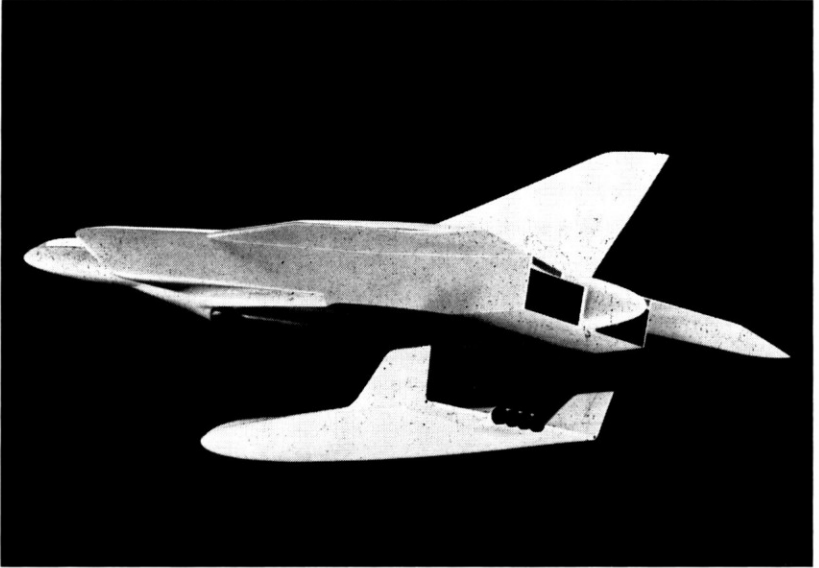


FIG. 16 — Transporteur spatial

la maquette de l'une des versions de transporteur spatial dont nous poursuivons l'étude avec nos amis allemands du groupe ERNO et en France avec la SNECMA. Le premier étage est propulsé par des combinés turbostato utilisant l'injection d'oxygène en fin de trajectoire de montée comme je viens de la décrire dans ce qui précède.

Les caractéristiques d'un tel véhicule seraient en gros les suivantes

- Nombre d'étages: 2 ou 3
- Masse totale au décollage: 200 Tonnes
- Masse satellisable en orbite basse: 6 Tonnes
- 1^{er} étage à moteur atmosphérique
- Masse totale: 120 Tonnes
- 4 Moteurs combinés turbo-statoréacteur
- Poussée totale au décollage: 72 Tonnes
- 2^{ème} étage Hydrogène-Oxygène

Certes, un tel programme peut passer pour ambitieux et sa réalisation demanderait un budget très important qui devrait être réparti sur environ 10 ou 12 ans.

Cependant, j'espère avoir montré que la réalisation du moteur et de la structure du 1^{er} étage ne poserait pas de problèmes dont la 'faisabilité' ne soit d'ores et déjà prouvée.

Quant aux étages supérieurs leurs problèmes ne seraient pas très différents de ceux que pose le développement de fusées à hydrogène-oxygène de même poussée.

Je pense qu'il y aurait là un thème de collaboration intereuropéenne beaucoup plus exaltant que tous ceux qui ont été proposés jusqu'ici dans le domaine des lanceurs balistiques classiques.

En effet, quoi que fasse l'Europe dans ce dernier domaine, quelle que soit l'ingéniosité déployée par ses ingénieurs dans les détails, elle ne pourra faire autrement que de copier les Américains ou les Russes avec dix ans de retard et à une échelle de plus en plus dérisoire quant aux dimensions et aux performances.

Au contraire, en choisissant résolument un thème de travail qui ne serait, je pense, qu'à peine plus ambitieux, pourrait-elle prendre la tête du progrès technique dans une voie entièrement nouvelle qui, outre la course à l'espace ne serait pas sans autres applications dans le domaine du transport hyper-sonique civil ou militaire.