

# LIMITATIONS EN NOMBRE DE MACH ET EN ALTITUDE DES MOTEURS ATMOSPHERIQUES

Par A. GOZLAN

LES études et recherches relatives aux moteurs qui utilisent l'air ambiant subissent actuellement une baisse de vogue. La raison essentielle en est que le pôle d'attraction des budgets de défense nationale s'est déplacé vers les fusées. Cela ne veut évidemment pas dire que les jours des moteurs atmosphériques soient comptés pour ce qui intéresse l'aéronautique. Si proche, en effet, que puisse être la réalisation des premiers vols spatiaux humains, on peut raisonnablement estimer que pour de très nombreuses décades encore, la majeure partie des déplacements de l'homme et des produits de son activité s'effectuera à l'intérieur de notre atmosphère. Il est donc naturel de continuer à porter intérêt aux moyens qu'elle peut nous offrir pour nous aider à résoudre nos problèmes de propulsion.

Depuis de très nombreuses années les moteurs atmosphériques sont à l'étude. Des travaux considérables et des réalisations multiples se sont accumulés. Leurs possibilités sont cependant loin d'être épuisées et ils sont capables de fournir des solutions viables à nombre de problèmes nouveaux. Si l'utilisation de ces moteurs aux faibles vitesses et aux altitudes relativement basses n'est pas contestée, leur avenir dans le domaine des grandes vitesses et des altitudes élevées est encore objet de discussion. Au cours de récents Congrès scientifiques et techniques, on s'est demandé s'il valait la peine de poursuivre les travaux s'y rattachant. La réponse à cette question a toujours été positive mais l'enthousiasme était quelquefois assez mitigé.

Le présent exposé est une modeste contribution à l'éclaircissement des problèmes liés au développement des moteurs atmosphériques. Il n'est évidemment pas possible d'en faire une étude détaillée dans le cadre restreint de cet exposé. On se bornera donc à présenter une vue d'ensemble succincte qui pourrait peut-être intéresser le non-spécialiste, en insistant de préférence sur les aspects les moins connus, tout en essayant de montrer que les moteurs atmosphériques offrent encore un large champ d'activité à l'imagination du spécialiste qui désire étendre leur domaine d'application.

Dans ce qui suit il sera question des limitations de ces moteurs, c'est à dire des facteurs qui viennent en réduire les performances ou même en empêcher le fonctionnement. Ces limitations proviennent soit de défauts propres à chacun des composants de la machine, soit des difficultés d'adaptation de ces composants l'un à l'autre.

Le fait que l'air, qui joue le double rôle de corps à accélérer et d'élément participant à la combustion libératrice d'énergie, n'ait pas besoins d'être emporté à bord, a pour conséquence que la consommation des moteurs atmosphériques est très faible et c'est là leur avantage le plus connu. La

#### IMPULSIONS SPÉCIFIQUES DE DIFFÉRENTS MODES DE PROPULSION

<b>FUSÉES</b>	{	Poudres usuelles	— $I_{sp} = 200$
		Biliquides usuels	} 200 à 250
		Poudres spéciales avec adjonctions métalliques	
		Biliquides spéciaux ( H, F, O <sub>2</sub> , Li, Be )	— 250 à 400
		Energie solaire thermique	} 500 à 800
		Radicaux libres	
		Energie de fusion nucléaire sur gaz léger	—
		Moteurs atmosphériques (turbomachines et stator jusqu'à M.10)	— 1000 à 3000
<b>PROPULSION SPATIALE</b>	{	Propulsion électrique à arc et pile atomique	} 1500 à 20 000
		Propulsion ionique	
		Propulsion à flux de plasma	
		Propulsion à photons solaires	— ∞

FIG. 1.

Fig. 1 présente une classification des différents modes de propulsion connus ou en cours d'étude, sur la base de leur impulsion spécifique. On voit que mis à part les propulseurs proprement spatiaux, et qui d'ailleurs ne produisent que de très faibles poussées, les moteurs atmosphériques dominant le lot. Comme leurs performances dépendent du nombre de Mach de vol, il sera fait appel à la figure suivante 2 pour les préciser.

Au vu de ces deux seules figures on serait tenté de tirer des conclusions hâtives et de s'étonner que le problème de l'avenir de ces moteurs puisse se poser. Mais l'impulsion spécifique, ou ce qui revient au même la consommation spécifique n'est pas la seule caractéristique qui intervienne pour décider de l'applicabilité d'un propulseur donné à tel ou tel appareil. Ce ne sont pas toujours les qualités les plus connues ou les mieux chiffrables qui entraînent le choix du moteur. Nul ne contestera par exemple que la petite fusée à poudre qui propulse l'engin antichar SS.10 ne soit le moteur le mieux adapté à sa mission bien qu'il ne vole qu'en

subsonique faible. La presse d'outre-Atlantique vient de faire état de la récente mise en développement d'un engin-cible transsonique dont la propulsion est assurée par un petit statoréacteur. Ces exemples, que l'on pourrait multiplier, montrent bien qu'il faut se garder des formules toutes faites pour porter une appréciation sur l'adaptabilité de tel pro-

### IMPULSIONS SPÉCIFIQUES DES MOTEURS "ATMOSPHÉRIQUES"

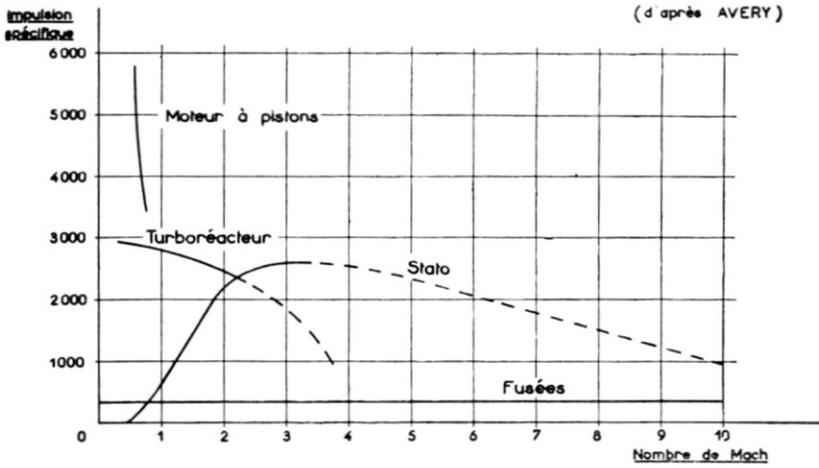


FIG. 2.

pulseur à tel domaine de vitesse ou d'altitude. La subdivision du plan Mach-altitude en zones d'utilisation ne peut se faire qu'en fonction d'un seul paramètre; ces zones sont très différentes suivant le paramètre choisi, impulsion spécifique, poussée, poids etc... et c'est le programme complet de l'aérodynamique qui détermine quelles sont parmi les propriétés du propulseur celles qui doivent être recherchées de préférence.

Bien qu'elles soient très connues, rappelons les plus importantes caractéristiques d'un propulseur, car on oublie quelquefois celles qui sont difficiles à injecter dans une machine à calculer lors des études comparatives.

Outre la poussée, la consommation spécifique et le poids déjà cités, signalons :

- l'encombrement qui joue un rôle par la traînée externe (il faut aussi y comprendre l'encombrement du combustible caractérisé par sa densité),
- la simplicité qui se répercute sur le prix de revient,
- l'endurance,
- la facilité d'installation,

- la facilité de mise en oeuvre qui dépend beaucoup de la nature du combustible,
- la souplesse dans la définition qui permet de revenir sur les erreurs contenues dans les avant-projets, ou de s'adapter aux variations aléatoires des programmes.
- le temps nécessaire au développement et à la mise au point. Lorsque ce temps devient trop long il faut souvent abandonner. C'est ce qui s'est passé pour les moteurs à pistons de grande puissance qui ont été arrêtés à un moment où leurs performances étaient encore concurrentielles. Il est vraisemblable que ce seront la taille et la complexité croissantes des turbomachines qui limiteront leur développement, avant même que leurs caractéristiques thermodynamiques ne soient jugées insuffisantes.

L'utilisation de l'air ambiant dans les moteurs impose un certain nombre de sujétions. Le rôle du propulseur est d'imprimer à cet air une vitesse d'éjection supérieure à la vitesse de vol pour qu'il en résulte une poussée. Les performances dépendront donc de la masse d'air capté et du traitement qu'il subit à la traversée de la machine.

Lorsque la vitesse de vol augmente, la pression et la température d'arrêt de l'air capté augmentent ce qui modifie les performances et accroît les sollicitations thermiques et mécaniques non seulement sur les organes du moteur mais aussi sur les autres parties de l'aérodyne. (La charge aérodynamique maximum acceptable est en général repérée par la "vitesse indiquée" et s'exprime habituellement en noeuds. Elle est de l'ordre de 700 kts pour certains avions et dépasse 1100 kts pour certains engins.)

Lorsque l'altitude augmente la masse d'air capté tend à diminuer et on ne peut accroître la poussée qu'en accélérant, ce qui a l'inconvénient d'augmenter la température de l'air. Si l'on veut se contenter de poussées faibles, apparaît alors une autre limitation qui est l'insuffisance de la pression et de la température régnant dans la chambre de combustion, ce qui entraîne une baisse catastrophique du rendement et peut même empêcher la réaction de s'entretenir. On voit que les performances et le fonctionnement des moteurs atmosphériques dépendent étroitement des conditions de vol. C'est là une des plus importantes différences avec les fusées dont la poussée dépend essentiellement des variables internes.

L'utilisation de l'air ambiant a encore une influence par l'allure de la trajectoire. Une trajectoire verticale nécessiterait une poussée de l'ordre de grandeur du poids total, alors qu'en vol incliné ou horizontal, utilisant l'effet de portance, il suffit qu'elle en soit une faible fraction, qui dépend de la finesse de l'aérodyne. De plus les possibilités du vol purement vertical sont limitées puisqu'il n'existe pas plus de 10.000 kg d'air disponible au mètre carré.

Dans ce qui va suivre on examinera l'influence du nombre de Mach et de l'altitude sur les trois éléments constitutifs de tout propulseur atmosphérique :

- le dispositif de captation d'air, qui doit ralentir l'air pour le rendre assimilable au "générateur",
- l'organe où se fait l'apport d'enthalpie, qu'on peut appeler "générateur" (ce peut être une chambre de combustion de statoréacteur ou une turbomachine). La variation d'enthalpie s'y accompagne d'une variation de pression totale dans un sens ou dans l'autre.
- le système d'évacuation des gaz brûlés, ou tuyère d'éjection, où se réalise l'accélération.

Il sera question en premier lieu des prises d'air et des tuyères, ces éléments étant communs à tous les propulseurs.

Ne seront évidemment pas pris en considération ni les moteurs à hélices dont l'emploi est cantonné au domaine subsonique, ni les moteurs à flux non permanent ou pulsoréacteur dont le développement a été pratiquement arrêté à cause de leur formidable efficacité acoustique. De plus le statoréacteur hypersonique ainsi que les phénomènes de recombinaison dans les tuyères, qui font l'objet des deux conférences suivantes seront à peine abordés.

### *La Prisée d'air*

Son rôle est de fournir au générateur une quantité convenable d'air, d'une façon continue, moyennant le moins possible de pertes de charge, tout en n'entraînant qu'une trainée externe modérée. Cette trainée externe est l'effet des perturbations (ondes de choc, frottements, etc...) que la présence et le fonctionnement même de la prise d'air apportent à l'écoulement externe qui la contourne.

Qualitativement la prise d'air sera caractérisée par :

- son domaine de fonctionnement stable, délimité par le phénomène de "pompage" lié à l'instabilité de la configuration de choc, à l'interaction onde de choc-couche limite...
- la structure de l'écoulement délivré au générateur, c'est à dire la repartition devant le compresseur s'il s'agit d'une turbo-machine, ou à l'entrée de la chambre de combustion s'il s'agit d'un statoréacteur.

Quantitativement les paramètres suivants interviennent dans la fixation des performances :

- le débit d'air, défini par exemple par la section à l'infini amont du tube de courant qui pénètre dans le moteur,
- le rapport de récupération de pression totale  $\eta_c$ , qui repère l'efficacité de la compression,
- le coefficient de trainée externe,

Toutes ces propriétés varient bien entendu avec le nombre de Mach, le nombre de Reynolds, l'incidence de vol, et „l'obstruction" opposée par le générateur, obstruction que l'on peut repérer par la valeur moyenne du nombre de Mach à l'entrée du générateur. Lorsque cette obstruction est trop faible la prise d'air fonctionne en "supercritique" avec ondes de chocs internes plus intenses ce qui entraîne une diminution sensible du rapport  $\eta_c$ . Lorsqu'elle est trop grande la prise d'air fonctionne en "subcritique" avec trainée externe augmentée et risque d'instabilité. On peut déjà signaler une différence entre les turbomachines et le statoréacteur. Pour ce dernier l'obstruction est plus grande quand le taux de chauffage est élevé, pour les turbomachines elle ne dépend que du régime et décroît quand le régime, donc la poussée augmente.

On voit ainsi que le problème d'alimentation en air est loin d'être simple. Alors qu'en subsonique on dispose pour le résoudre depuis les travaux de Ruden, de théories aérodynamiques très générales qui permettent de déterminer directement les contours répondant à certaines conditions, il n'en est malheureusement pas de même pour les vitesses supersoniques. Il n'y a pas de théorie globale de la question, on dispose

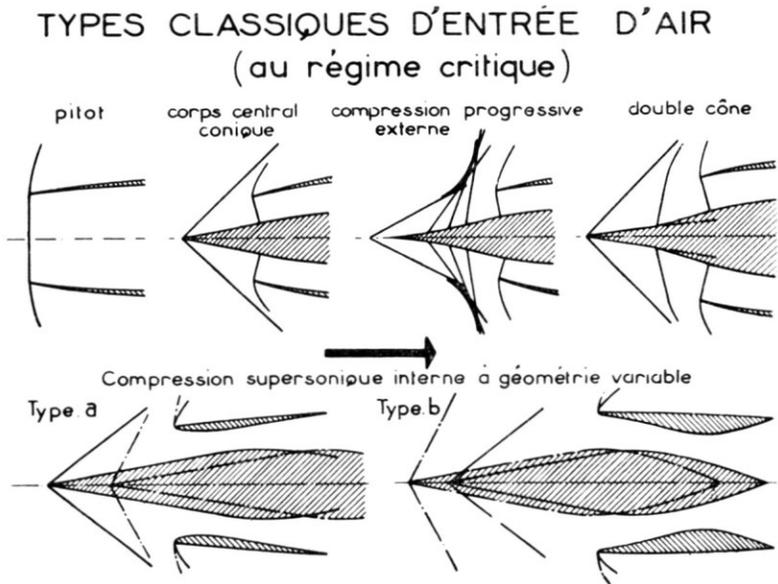


FIG. 3.

seulement d'un certain nombre de types de prises d'air dont la définition remonte d'ailleurs à de nombreuses années. En fait, depuis les premiers travaux d'Oswatitsch et de Ferri, il n'y a presque pas eu d'idées nouvelles en la matière, si ce n'est l'introduction de la géométrie variable

qui est presque autant à l'honneur des mécaniciens qu'à celui des aérodynamiciens. Signalons néanmoins les très originaux diffuseurs à "perforations" du N.A.C.A. qui n'ont cependant pas débouché, leur trainée externe étant trop élevée.

Les figures qui vont être projetées vont illustrer l'influence du nombre de Mach sur les prises d'air.

Sur la Fig. 3 sont représentés les principaux types "classiques". Ils diffèrent essentiellement par la façon dont est réalisée la compression supersonique. Mis à part le cas du "Pitot" à onde de choc normale, à travers laquelle l'écoulement passe directement du supersonique au subsonique, la compression supersonique est obtenue soit par onde de choc oblique soit par déviation progressive et elle peut être soit externe, soit interne, soit mixte. Le passage vers le subsonique se fait à travers une onde de choc droite interne ou externe, du moins peut-il être ainsi schématisé.

### VARIATION DU TUBE DE COURANT A $L'_{\infty}$

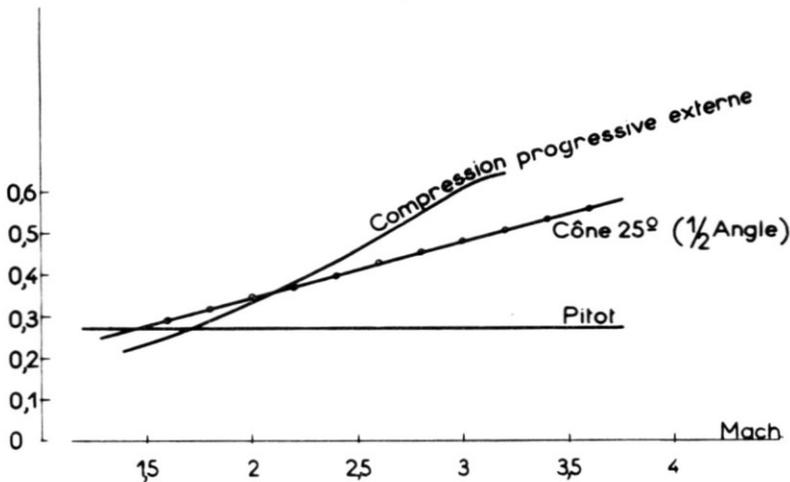


FIG. 4.

La Fig. 4 donne différentes lois de débit  $S_{\infty}$  maxi en fonction du nombre de Mach de vol. La loi de débit dépend uniquement de la façon dont est réalisée la compression supersonique externe : l'allure générale est plus raide lorsque celle-ci est importante.

La Fig. 5 donne la valeur maximum du rapport de récupération  $\eta_c$  de pression totale en fonction du nombre de Mach. Elle permet de comparer les efficacités des cycles thermodynamiques réalisables et de connaître le niveau de pression possible à l'entrée du "générateur".

Sur la Fig. 6 est représenté un coefficient de débit réduit  $\delta$  qui permet de juger de l'adaptabilité de la prise d'air à l'obstruction présentée par le générateur. Si celui-ci est une turbomachine l'allure du coefficient de débit en fonction du nombre de Mach de vol sera plus raide que celle

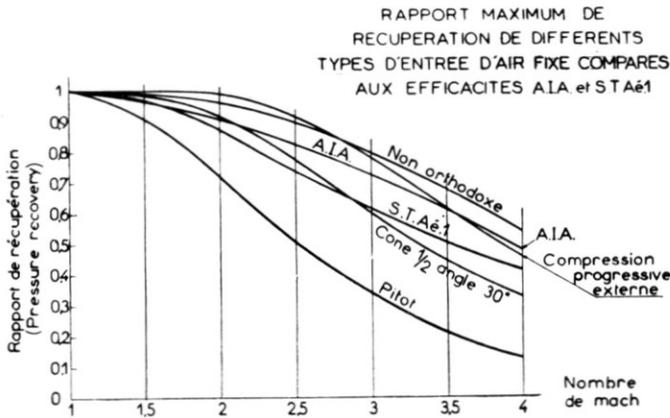


FIG. 5.

des courbes présentées; on fonctionnera en supercritique aux faibles Mach, en subcritique au delà. Cela entrainera l'utilisation presque obligatoire de la géométrie variable, d'un dispositif de "fuite" ou "by-pass", et de l'aspiration de couche limite. Ce sera l'inverse pour un statoréac-

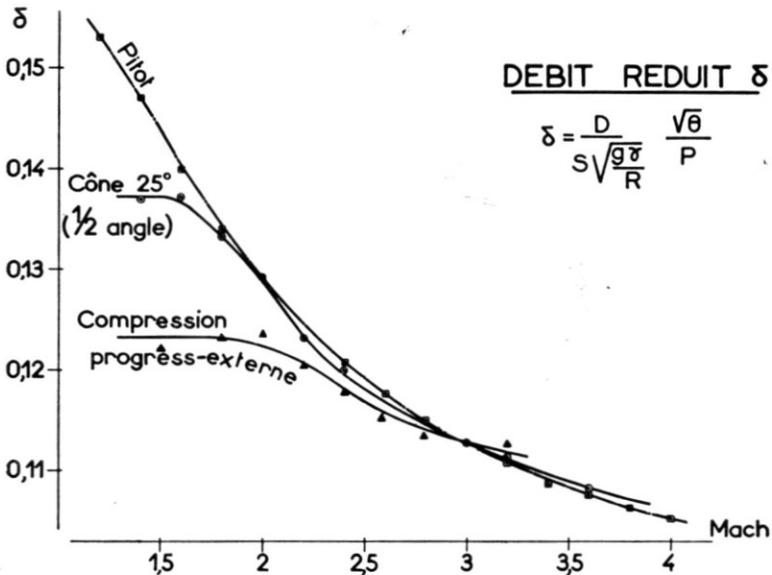


FIG. 6.

teur, pour qui il serait souhaitable de disposer d'une prise à coefficient de débit réduit presque constant.

La Fig. 7 permet de comparer les trainées externes de certaines prises. On y constate que le "pitot" possède une très faible trainée externe, ce qui peut aux nombres de Mach inférieurs à 2, compenser au moins partiellement son manque d'efficacité de compression.

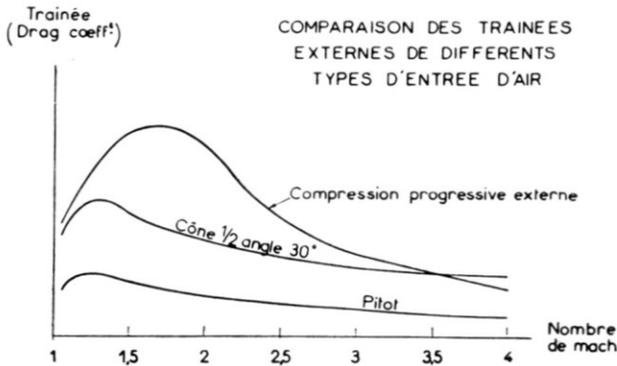


FIG. 7.

On peut dire, que mis à part le cas des prises à compression supersonique interne, les "bonnes récupérations de pression" sont liées aux fortes trainées externes, mais le volume "logeable" est important. Toutefois aux nombres de Mach élevés la compression supersonique externe ne peut être poussée trop loin, la configuration des chocs externes risquant de devenir instable ou de changer d'allure.

Les prises d'air à compression supersonique partiellement interne permettent d'atteindre d'excellents rapports de récupération de pression (0,75 à 0,80 à  $M = 3$  sans aspiration de couche limite, 0,85 avec aspiration) mais elles présentent l'inconvénient d'imposer un dispositif de "géométrie variable" nécessaire à l'amorçage de l'écoulement supersonique interne. La trainée externe est d'autant plus faible que la part de la compression supersonique externe est plus faible. Mais la loi de débit est telle qu'elle impose le "by-pass" dans le cas du turboréacteur et la tuyère à col variable pour le stato. Toutes ces impositions font que l'emploi de telles entrées d'air est exclus sur les aérodynes où la simplicité est recherchée.

Sur la Fig. 5 a été tracé le rapport de récupération d'une prise d'air d'un type nouveau, à géométrie fixe, baptisé "non-orthodoxe" qui semble également très prometteur par ses autres caractéristiques. Ceci pour signaler que l'imagination des aérodynamiciens peut encore nous réserver d'heureuses surprises.

Les effets thermiques dûs à l'élévation du nombre de Mach sont assez différents suivant qu'il s'agit de l'écoulement externe ou de l'écoulement interne de la prise d'air. A l'extérieur la température de frottement est plus faible que la température d'arrêt, le facteur thermique pariétal (recovery factor) étant inférieur à 1; de plus les thermiques sont relativement faibles et le rayonnement vers l'extérieur contribue à l'abaissement des températures de paroi. A l'intérieur du fait que le ralentissement est poussé jusqu'en subsonique, tout l'écoulement tend à se rapprocher de la température d'arrêt avec de légers écarts dans un sens ou dans l'autre; les flux thermiques sont très élevés du fait de l'augmentation de la pression et le rayonnement ne dissipe rien vers l'extérieur. L'inégalité des sollicitations thermiques à l'intérieur et à l'extérieur est une cause importante de déboires.

Quand aux efforts purement mécaniques il y a lieu de signaler qu'ils sont extrêmement dangereux en régime transitoire du fait des variations très rapides de pression qui se produisent par exemple au cours d'accélération longitudinales élevées ou bien encore lors des variations "d'obstruction" du générateur. Celles-ci peuvent être soit une variation de richesse dans le foyer s'il s'agit d'un stator, soit un changement rapide de régime s'il s'agit d'une turbomachine. Dans certains cas il est nécessaire d'organiser la "respiration" des volumes clos dans les structures.

L'effet de l'altitude sur les prises d'air n'est pas très gênant, sauf lorsque le nombre de Reynolds intervient sur la stabilité de l'écoulement, ou sur l'épaississement des couches-limite qui affecte à la fois le coefficient de débit, le rapport de récupération de pression totale et le coefficient de traînée externe.

### *La Tuyère d'échappement*

Son rôle est d'assurer la détente des gaz brûlés. La tuyère peut être simplement convergente ou convergente-divergente. La détente peut y être complète, incomplète ou même descendre en dessous de la pression atmosphérique. La partie supersonique de cette détente peut être interne ou externe. En dehors du frottement aux parois, le plus souvent faible, les pertes sont essentiellement dues à l'insuffisance ou à l'excès de la détente. Elles sont minimisées par l'utilisation d'un dispositif de géométrie variable pour le col sonique et la section de sortie. La variabilité du col a pour but de régler les conditions de fonctionnement du générateur, celle de la section de sortie de se rapprocher de la détente complète lorsque le nombre de Mach varie.

La tuyère d'échappement est un des organes les plus sollicités thermiquement, aussi a-t-elle fait surtout l'objet d'études technologiques poussées. Malheureusement très peu de recherches aérodynamiques ont été entreprises et il reste encore beaucoup à faire dans ce domaine.

L'effet du nombre de Mach est d'imposer une perte si la variabilité de la section est insuffisante. Cette perte peut affecter à la fois l'écoulement interne et l'écoulement externe. Elle est liée à l'interaction de ces deux écoulements qui est un phénomène très compliqué. Il fait intervenir les couches-limites internes et externes ainsi que les ondes de choc, et le degré d'expansion du divergent. Aux nombres de Mach trop faibles l'interaction peut retarder les décollements internes et diminuer la poussée. Aux nombres de Mach élevés cette interaction peut être favorable en provoquant, dans certains cas, une poussée sur des éléments de l'aérodyne.

Du point de vue technologique, il ne faut pas perdre de vue que, la seule source de fluide de refroidissement, en dehors des puits de chaleur, est l'atmosphère, et l'air ne peut en être extrait qu'à la température d'arrêt, qui est très élevée aux grands Mach.

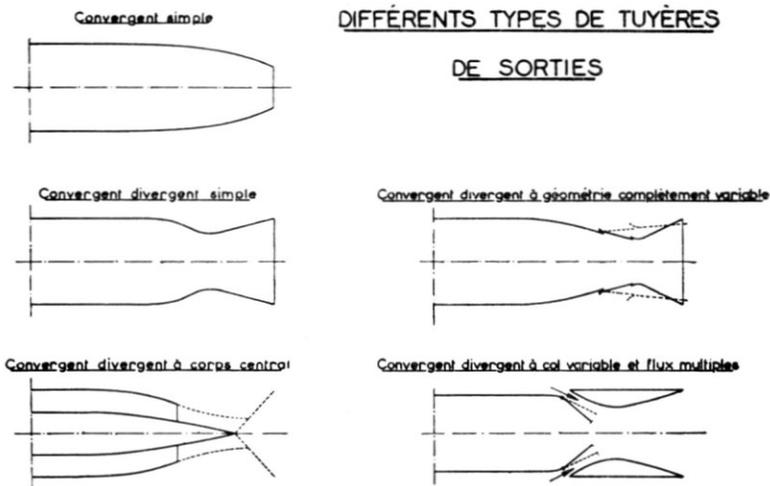


FIG. 8.

Aux nombres de Mach très fortement supersoniques un rôle supplémentaire doit être assumé par la tuyère d'échappement. En effet, le degré de dissociation des gaz issus de la chambre de combustion (ici il ne peut s'agir que de statoréacteurs) est alors très élevé. Sous peine d'encourir une perte de poussée assez considérable il faut essayer de réaliser une recombinaison au moins partielle au cours du refroidissement qu'accompagne la détente, et il y a lieu de rechercher les formes de tuyères les mieux adaptées à ce but. Une des conférences suivantes apportera plus d'information sur cette question.

### Le Générateur

C'est l'organe le plus important, celui où s'effectue l'apport d'enthalpie. Le nombre de Mach et l'altitude influent sur:

- la possibilité de fonctionnement,
- la variation de pression totale qui caractérise l'efficacité thermodynamique du générateur,
- le pouvoir débitant, ou débit réduit qui indique son aptitude à véhiculer de grandes quantités d'air,
- l'adaptation à l'entrée d'air et à la tuyère de sortie,
- les performances.

Dans le cas de la chambre de combustion du statoréacteur, le nombre de paramètres dont dépend son fonctionnement est presque illimité. Cependant l'altitude et le nombre de Mach influencent essentiellement le niveau de pression et la température. Il est bien connu que l'accroissement de température est presque toujours bénéfique pour la combustion, tandis

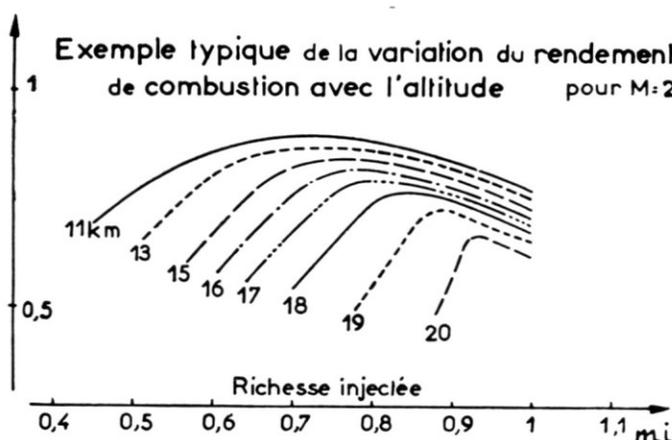


FIG. 9.

que l'augmentation d'altitude est défavorable. La Fig. 9 illustre cette dernière influence. Elle donne un exemple de variation du rendement de combustion en fonction de la richesse pour différentes altitudes à  $M=2$ . On n'insistera pas sur ce point qui a déjà fait l'objet de nombreuses publications.

La variation de pression totale est toujours une perte de charge, le plus souvent très faible de l'ordre de quelques pour cent. Elle est pratiquement indépendante des conditions extérieures.

Le coefficient de débit est déterminé par le taux de chauffage et l'obstruction présentée par la tuyère. Pour un col de tuyère fixe et un taux de chauffage constant ce nombre est indépendant des conditions de vol. Nous avons vu que cela entraînait pour les statos une tendance à faire fonctionner l'entrée d'air en supercritique au-delà de leur Mach d'adaptation, en subcritique en-deçà. Mais il est toujours possible par ajustement du taux de chauffage ou de la section de col de faire fonctionner

l'entrée d'air au voisinage de son optimum. Ce qui est spécifique du statoréacteur c'est justement qu'il est "transparent" car il existe une relation entre le fonctionnement de l'entrée d'air et celui de la tuyère.

Les performances dépendent essentiellement des propriétés de l'entrée d'air, du taux de chauffage et de l'adaptabilité de la tuyère. Si l'on ne veut pas recourir à une impraticable complication mécanique et aérodynamique il n'est pas possible de réaliser un statoréacteur très efficace sur une très large gamme de nombre de Mach. La Fig. 10 donne l'évolution du coefficient de poussée nette en fonction de  $M$ , pour différentes adaptations de statoréacteur. Il s'agit ici de poussée nette c'est à dire que la

EXEMPLES TYPQUES DE COEFFICIENTS  
DE POUSSÉE NETTE DE DIFFÉRENTS  
STATO - RÉACTEURS

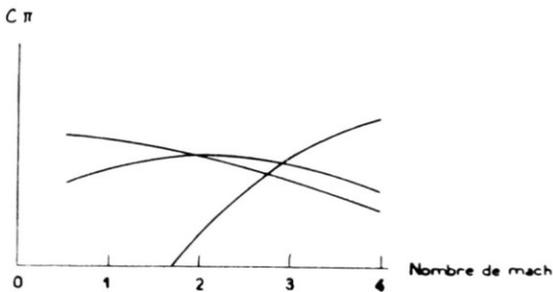


FIG. 10.

trainée externe est déjà déduite. C'est ce qui explique en partie la faible poussée à Mach faible d'un stato adapté à grand Mach. Au contraire pour le stato adapté à Mach faible, malgré sa trainée externe réduite, sa poussée reste faible à Mach élevé, à la fois du fait de son faible rapport de récupération et à cause de l'insuffisance de son débit. Les progrès techniques à escompter dans l'avenir devront donc essentiellement aboutir à l'élargissement en nombre de Mach, de la zone de fonctionnement efficace du stato. Néanmoins la largeur actuelle est déjà suffisante pour couvrir de nombreux besoins, et il n'est pas nécessaire de trop demander aux moteurs de décollage et d'accélération, que ces derniers soient des turbomachines ou des fusées.

La Fig. 11 montre dans le plan Mach-altitude le domaine d'exploration qui a été possible avec différents types de statoréacteurs dans notre Société. La limitation de ces domaines vers la droite et le bas correspond à des sollicitations thermiques et mécaniques assez élevées sur la structure de l'engin. Quant à la frontière supérieure elle correspond soit à des difficultés de combustion, soit à des poussées trop faibles vis à vis de la

masse de l'appareil. On voit également sur cette figure la zone explorée à l'aide de l'avion GRIFFON qui est le seul appareil habité dont la propulsion comporte un statoréacteur et sur lequel on reviendra tout à l'heure.

L'exploration de la zone vers le haut et la droite, est actuellement en cours grâce à un nouveau statoréacteur.

Le turboréacteur est caractérisé par le fait qu'une certaine proportion de l'énergie mécanique disponible dans les gaz issus de la chambre de

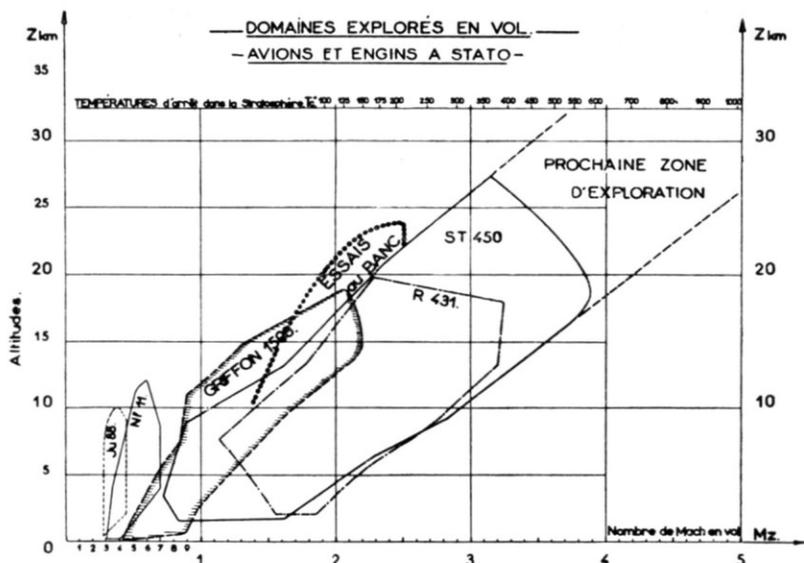


FIG. 11.

combustion principale est transférée à l'air-amont, cette opération étant réalisée grâce à une turbine et un compresseur montés sur le même arbre. Il est bien connu par la thermodynamique élémentaire, que cela entraîne une amélioration de l'efficacité du propulseur. Cette amélioration est mise en évidence par une augmentation de la pression totale à la traversée de l'appareil. Puis les gaz peuvent être détendus à l'atmosphère, directement ou après combustion dans une chambre de réchauffe.

L'existence d'un ensemble mécanique tournant fait apparaître des limitations internes spécifiques pour le turboréacteur, qui résultent de la température maximum admissible devant turbine, de la vitesse maximum de rotation réalisable, et de la difficulté d'adaptation interne du compresseur sur une large gamme de températures d'air.

Pour ce qui concerne la combustion principale, l'existence du compresseur fait que, surtout aux vitesses de vol faibles, le turboréacteur peut fonctionner à des altitudes plus élevées que le statoréacteur. Seule l'influ-

ence du nombre de Reynolds vient dans ce cas modifier les efficacités des composants de la machine. Mais si la vitesse de vol diminue trop, l'abaissement de température d'arrêt qui en résulte peut provoquer le "pompage" du compresseur.

Lorsque le nombre de Mach augmente, la surcharge thermique et mécanique qui en résulte impose une limite inférieure à l'altitude minimum de vol.

La variation de pression totale à travers la machine est très sensible au nombre de Mach comme le montre la Figure 12. On voit que vers  $M = 2,7$  ce rapport descend en dessous de 1, le turboréacteur devient alors créateur d'une perte de charge. Cela veut dire qu'à partir de  $M = 2,7$  et à richesse égale, sa consommation spécifique commence à devenir moins bonne que celle d'un statoréacteur. Il existe des projets de turboréacteurs

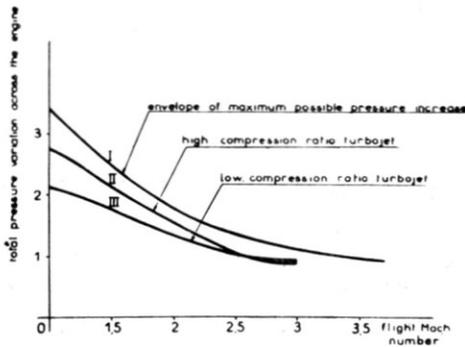


FIG. 12.

pour lesquels on revendique un accroissement de pression totale de l'ordre de 10 à 15% à  $M = 3$ , ce qui entraînerait une consommation spécifique meilleure que celle du stato de 4 à 5%. Cela correspond effectivement à ce qu'il est possible d'atteindre grâce à une température de turbine très élevée et en tenant compte des meilleurs rendements de compresseurs déjà réalisés pour turboréacteur à Mach faible. Une telle performance nous paraît cependant peu probable non seulement parce que les caractéristiques des compresseurs sont moins bonnes en air chaud qu'en air froid, mais aussi parce qu'il nous paraît difficile de positionner le point d'adaptation d'une turbomachine à l'une des limites extrêmes de son domaine de fonctionnement. Que l'on songe que pour faire fonctionner de façon efficace les turboréacteurs actuels jusqu'à  $M = 2,2$  ou  $2,3$  il a fallu faire appel à des complications techniques telles que le rotor, ou la géométrie variable sur les statoréacteurs du compresseur. La Fig. 13 illustre cette difficulté d'adaptation aérodynamique interne du turboréacteur. D'ailleurs même si une complication mécanique ou aérodynamique per-

mettait une augmentation de la pression totale elle ne serait pas très payante sur la consommation spécifique, comme le montre la Fig. suivante 14 qui donne l'influence sur la consommation spécifique d'une variation de pression totale à travers le générateur quand le nombre de Mach augmente.

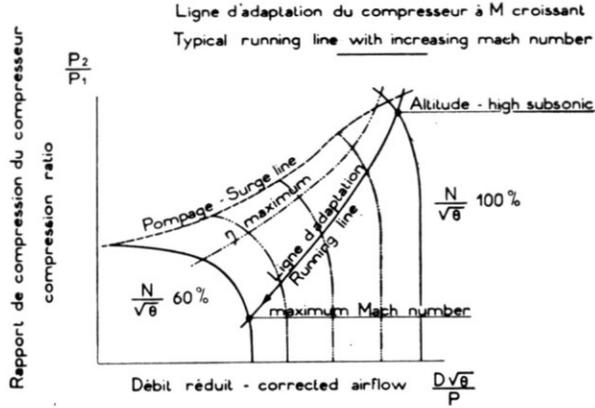


FIG. 13.

Pour ce qui concerne le débit d'air réduit, il diminue quand le nombre de Mach augmente (pour un nombre de tours constant) et ne dépend pas du chauffage de la machine. De ce point de vue le turbo réacteur se comporte comme un "écran" entre l'entrée d'air et la tuyère d'échappement. Le fait que le coefficient de débit du turbo diminue plus vite que

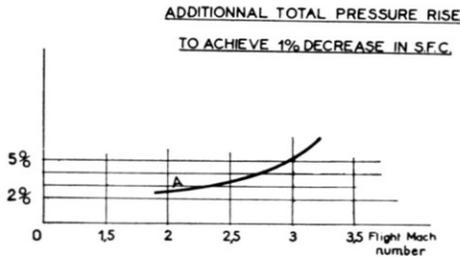


FIG. 14.

celui des entrées d'air usuelles entraîne qu'il y a tendance au fonctionnement subcritique aux Mach élevés là où justement le danger d'instabilité de l'entrée d'air est le plus grand, il faudra alors recourir à la fois à l'aspiration de couche limite et au dispositif de fuite d'air. Du point de vue de la sécurité de vol, il faut de plus prévoir un second dispositif de fuite à intervention rapide, pour éviter le "pompage" de l'entrée d'air en cas de panne du moteur survenant en vol supersonique.

Quant à la tuyère de sortie, le rapport de pression disponible pour la détente est à peu de chose près celui du stato, multiplié par le coefficient d'augmentation de pression dont il a été question plus haut, qui devient inférieur à l'unité vers  $M = 2,7$ .

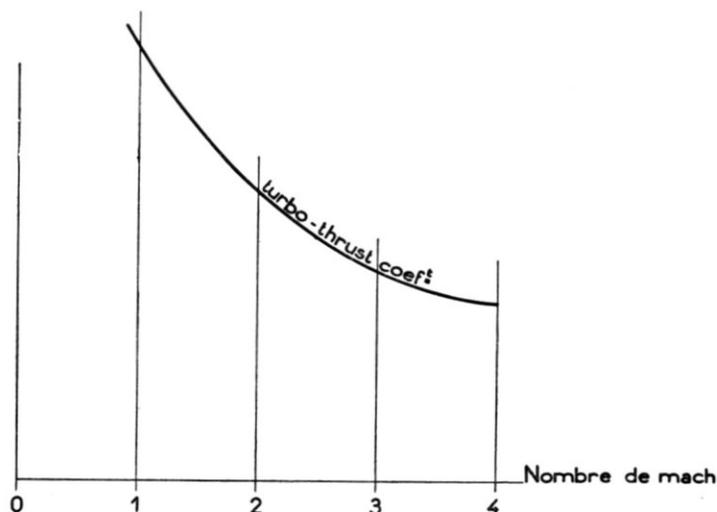


FIG. 15.

Les performances du turboréacteur se ressentent donc de cet effet de baisse de rapport de pression et de coefficient de débit. La Fig. 15 montre comment varie le coefficient de poussée d'un turboréacteur avec le nombre de Mach.

COUPE DE L'AVION  
ET DE SON PROPULSEUR COMBINÉ TURBO-STATO  
EN FONCTIONNEMENT

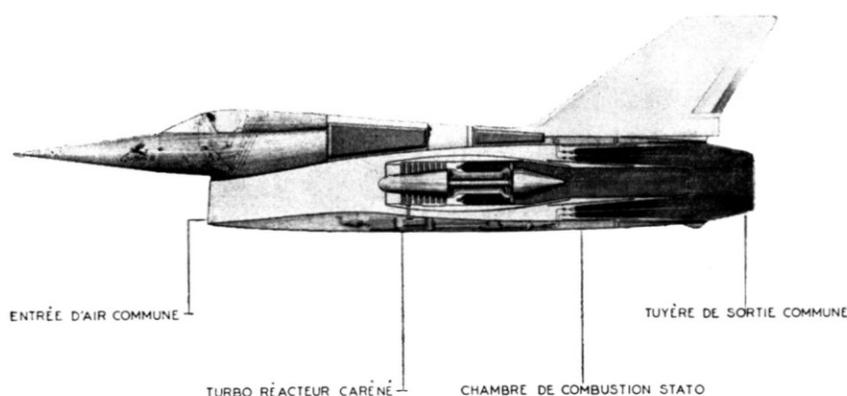


FIG. 16.

La dimension du turbo tendra donc à croître pour fournir un coefficient de poussée donné lorsque le nombre de Mach augmentera. (Ce que nous venons de dire s'applique évidemment que le turboréacteur soit sec ou avec post-combustion.) Cette dimension sera d'autant plus grande que l'on désirera atteindre en même temps une consommation spécifique plus faible, c'est à dire fonctionner à une richesse réduite, ce qui est le cas du turboréacteur sec.

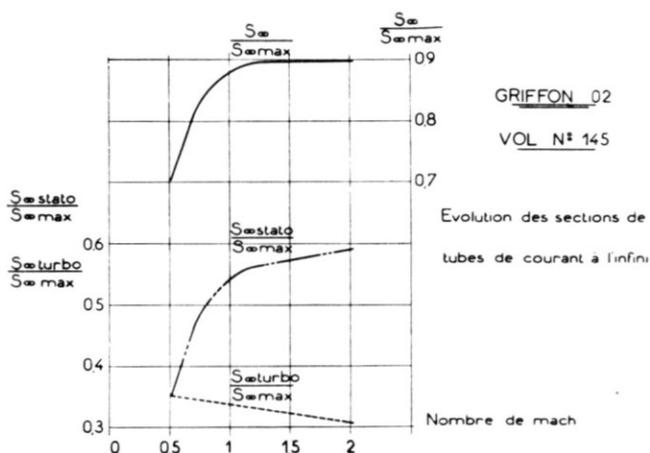


FIG. 17.

POUSSEE STATO  
POUSSEE TOTALE

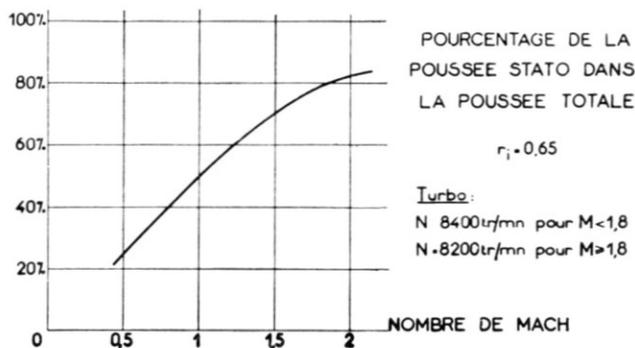


FIG. 18.

Un deuxième exemple de "générateur" à turbomachine est le "double flux", appelé turbo fan aux U.S.A et ducted fan en Grande-Bretagne. Il consiste à prélever de la puissance sur le turboréacteur de base pour entraîner un compresseur basse pression qui comprime une certaine proportion du débit total d'air pour la rejeter directement à l'atmosphère.

Cette opération est très efficace aux faibles Mach car elle permet de réduire le chauffage moyen du flux total d'air donc d'améliorer le rendement propulsif. Lorsque le nombre de Mach de vol augmente, cette opération devient moins rentable pour devenir même légèrement défavorable au delà de 2. Néanmoins il existe d'autres avantages à cet appareil, tels que son faible niveau de bruit, ses caractéristiques transsoniques, les possibilités de faible réchauffe, etc., qui l'ont fait prendre en considération même pour des avions à  $M = 3$ .

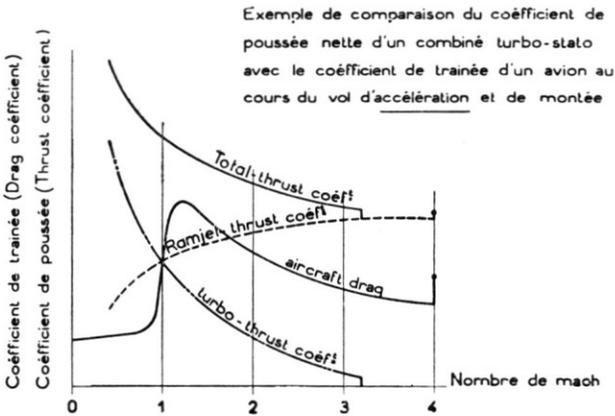


FIG. 19.

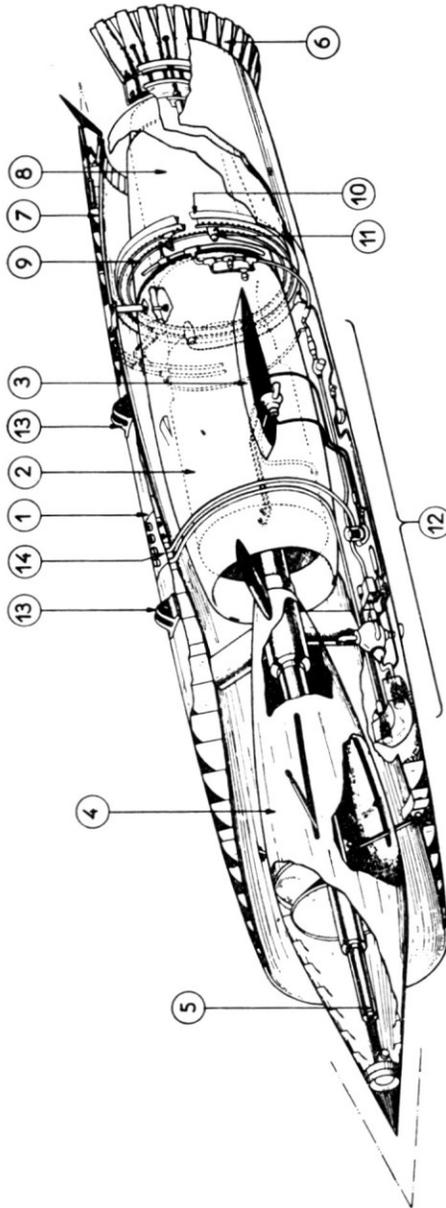
Disons quelques mots d'un propulseur très original conçu à N.A. et qui équipe l'avion "GRIFFON" depuis plusieurs années. La Fig. 16 en donne la coupe. Il a été conçu sur le principe d'une combinaison d'un turboréacteur et d'un statoréacteur dans le but de profiter au mieux des avantages de chacun des moteurs. Elle permet de concilier les propriétés opposées de chacun d'eux, lorsque le nombre de Mach varie, pour ce qui concerne la poussée, l'impulsion spécifique, le poids, l'adaptabilité à l'entrée d'air et à la tuyère d'éjection.

La Fig. 17 met en évidence la répartition de l'air entre le statoréacteur et le turboréacteur.

Le Fig. 18 indique le pourcentage de la poussée globale qui revient au stato lorsque le nombre de Mach augmente.

Le GRIFFON a déjà effectué plus de 300 vols dont plusieurs à  $M > 2,2$ . Nous n'insisterons pas sur cet appareil qui va être illustré par la présentation d'un petit film. Ce principe de propulsion est extrêmement intéressant car il permet d'élargir considérablement la zone de Mach dans laquelle la propulsion atmosphérique peut être utilisée sans avoir recours à un "étagement" de la propulsion.

### FUSEAU COMBINÉ TURBO-STATO MACH 3 ENSEMBLE AMÉNAGÉ



- |   |                                       |    |                                  |
|---|---------------------------------------|----|----------------------------------|
| 1 | FUSEAU EXTERNE                        | 8  | ANNEAU DE PROTECTION INTERNE     |
| 2 | TURBO-RÉACTEUR "X" CARÉNÉ             | 9  | GRILLES D'INJECTION              |
| 3 | CARÉNAGE ATTACHES ET SERVITUDES TURBO | 10 | STABILISATEURS DE FLAMME         |
| 4 | CORPS CENTRAL MOBILE                  | 11 | VEILLEUSES                       |
| 5 | VERIN DE CORPS CENTRAL                | 12 | ALIMENTATION ET RÉGULATION STATO |
| 6 | VOLETS MOBILES DE SORTIE              | 13 | ATTACHES DU GROUPE               |
| 7 | ANNEAU DE PROTECTION EXTERNE          | 14 | PLAQUE DE RACCORDEMENT           |

FIG. 20.

La Fig. 19 illustre la combinaison heureuse des coefficients de poussée pour couvrir un domaine supersonique étendu.

Une application très probable de ce type de propulseur, c'est à dire la combinaison d'un turboréacteur, ou mieux encore d'un "turbofan", et d'un stato nous paraît être l'avion de transport à  $M = 3$ .

La Fig. 20 présente un des nombreux projets étudiés par NORD-AVIATION dans ce but.

Le film qui va maintenant être projeté, retrace les étapes de développement du GRIFFON depuis les essais préliminaires, dans la soufflerie de l'ONERA de MODANE jusqu'aux essais en vol.

#### BIBLIOGRAPHIE

Nucleus—Janvier 1960,

Third AGARD—Colloquium on Combustion and Propulsion—Palermo 1958

Fourth AGARD " " " " —Milan 1960

Gal DAUM—12ème Conférence LOUIS-BLERIOT—LONDRES 1959.

P. KIEFFER

M. RAVEL

J. MANIFICAT

P. SOURIEAU

} Rapports non publiés.