

ICAS PAPER

No. 72 - 24



ETUDE THEORIQUE ET EXPERIMENTALE
D'UN STATOREACTEUR A COMBUSTION MIXTE
(domaine de vol Mach 3/7)

par

Pierre Contensou, Directeur Scientifique Central
Roger Marguet, Adjoint au Directeur Scientifique Central et
Charles Huet, Ingenieur
O. N. E. R. A., Chatillon, France

The Eighth Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences

INTERNATIONAAL CONGRESCENTRUM RAI-AMSTERDAM, THE NETHERLANDS
AUGUST 28 TO SEPTEMBER 2, 1972

Price: 3. Dfl.

ETUDE THEORIQUE ET EXPERIMENTALE D'UN STATORÉACTEUR
A COMBUSTION MIXTE (DOMAINE DE VOL MACH 3,5/7)

par

Pierre CONTENSOU, Roger MARGUET et Charles HUET
Office National d'Etudes et de Recherches Aéropatiales
92320 Châtillon (France)

Résumé

Une solution intéressante, pour propulser les véhicules hypersoniques jusqu'aux vitesses de Mach 6 ou 7, consiste à utiliser le statoréacteur à combustion mixte (combustion subsonique de transition puis supersonique dans la même chambre).

Cette configuration permet d'obtenir théoriquement des performances voisines de celles du statoréacteur à adaptation continue, tout en conservant une géométrie fixe de la prise d'air et de l'éjecteur pour l'ensemble de la mission.

Les conditions optimales de fonctionnement de ce type de statoréacteur, compte tenu d'hypothèses simplificatrices ont été établies sur le plan théorique.

Des études expérimentales ont été développées en particulier à la soufflerie à grande enthalpie de Modane, sur une chambre de statoréacteur de 400 mm de diamètre, dans les conditions de vol voisines de Mach 6.

Des impulsions spécifiques de l'ordre de 3000 secondes ont été atteintes.

Les résultats obtenus sont discutés et comparés aux prévisions théoriques, avant d'être utilisés pour déterminer les performances probables de ce type de statoréacteur à géométrie fixe, dans le domaine Mach 3,5/7.

DUAL MODE RAMJET THEORETICAL AND EXPERIMENTAL
PERFORMANCE FOR MACH 3.5/DOMAIN OF FLIGHT VELOCITIES



Summary

An interesting solution to power hypersonic vehicles up to Mach 6 or 7 is to use a dual mode ramjet (subsonic, transition and then supersonic combustion in the same chamber).

This configuration permits to obtain theoretically performance near to that of a continuously adapted ramjet, while retaining a fixed geometry for the air intake and the nozzle for the whole mission.

Optimal operating conditions of this type of ramjet, taking into account simplifying assumptions were established in theory.

Experimental studies were developed, in particular in the Modane high enthalpy wind tunnel, in a 400-mm-dia. ramjet combustor, in flight conditions approaching those of Mach 6.

Specific impulses of about 3000 seconds were obtained.

The results obtained are discussed and compared to theoretical predictions, then used to determine the probable performance of this type of fixed geometry ramjet, in the Mach domain from 3.5 to 7.

- SOMMAIRE -

- 1 - INTRODUCTION
- 2 - ETUDE EXPERIMENTALE D'UNE CHAMBRE DE COMBUSTION A LA SOUFFLERIE A HAUTE ENTHALPIE S4 DE MODANE
 - 2.1 - Rappel du principe de l'essai en conduite forcée
 - 2.2 - Caractéristiques de la chambre de combustion
 - 2.3 - Essais à la soufflerie haute enthalpie de l'O.N.E.R.A. S4 Modane
- 3 - RESULTATS
 - 3.1 - Résultats 1970
 - 3.2 - Résultats de juillet 1972
- 4 - CONCLUSION

ANNEXE : Optimisation de la combustion dans un statoréacteur à configuration imposée.

1 - INTRODUCTION

De nombreuses études et publications sur le statoréacteur ont souvent mis en évidence l'intérêt de principe de ce type de moteur, pour la propulsion des véhicules aéropatiaux supersoniques, voire même hypersoniques. Des avions civils ou militaires Mach 6/7, des missiles d'interception à grande vitesse et longue portée, des lanceurs de satellites récupérables, devraient bénéficier, au cours des prochaines décennies, des travaux d'études et de recherches menés dans le monde sur la propulsion aérobie à vitesse très élevée.

Certes, récemment, nous avons vu l'effort américain sur le projet POST APOLLO se concentrer sur une navette spatiale récupérable utilisant une propulsion par fusée ($\text{H}_2 + \text{O}_2$) dérivée des techniques éprouvées de SATURNE V. Nous savons que les techniques aérobie utilisant le statoréacteur à combustion

supersonique ont été proposées et discutées par les spécialistes de la NASA [1] et [2]. L'état de l'art de cette technique n'ayant pas été jugé suffisamment avancé, les responsables du grand projet américain ont préféré retenir une solution plus classique mais disponible pour la navette récupérable de la première génération.

Il faut espérer cependant que le transport spatial de l'avenir fera appel à une navette de deuxième génération, plus économique et plus performante et qui résultera de l'association bénéfique de la sustentation et de la propulsion aérobie [3].

Les performances théoriques du statoréacteur sont en effet fort séduisantes pour la propulsion de ces différents véhicules, comme nous le rappelle la figure ci-jointe (fig. 1). L'avantage énergétique acquis dès la vitesse de Mach 3, s'affirme et s'amplifie au fur et à mesure que la vitesse augmente et aux vitesses hypersoniques, le statoréacteur n'a plus, de ce point de vue, de concurrent sérieux. En utilisant l'hydrogène liquide comme combustible, on peut disposer d'impulsions spécifiques brutes supérieures à 2500 secondes dans le domaine des vitesses Mach 6/8.

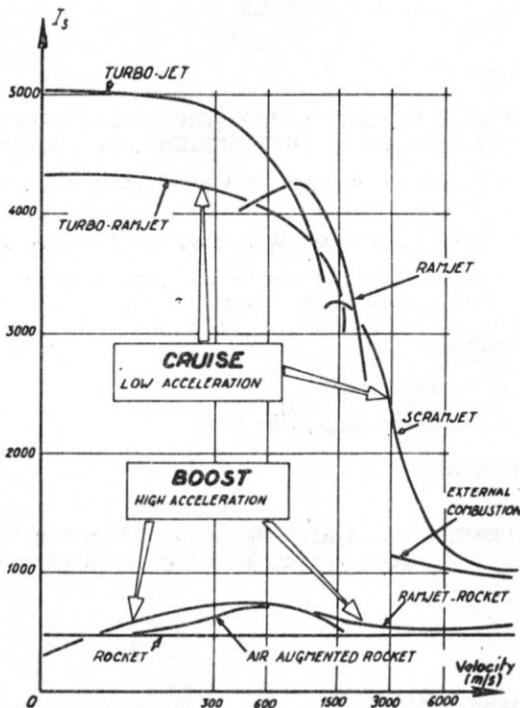


Fig. 1 - Performances propulsives globales.

Ces performances théoriques correspondent à des hypothèses d'apport de chaleur à vitesse subsonique puis supersonique dans la chambre de combustion.

L'ensemble du moteur -prise d'air, foyer, éjecteur- est adapté à chaque vitesse de vol.

Malheureusement, les excellentes qualités énergétiques de ces statoréacteurs se trouvent quelque peu dégradées par les impératifs technologiques, bien connus, inhérents à ce mode de propulsion :

- nécessité de lancer le moteur à l'aide d'un moyen de propulsion auxiliaire ;

- nécessité d'utiliser chaque modèle de statoréacteur dans un domaine de vitesse limité correspondant au maximum d'efficacité, soit entre Mach 1,5/6 pour le statoréacteur à combustion subsonique et au-delà de Mach 6 pour le statoréacteur à combustion supersonique ;

- nécessité de disposer d'une géométrie déformable de technologie difficile et coûteuse pour la conception de la prise d'air et de l'éjecteur.

Ainsi pour le statoréacteur conventionnel, les performances théoriques avancées ne peuvent être obtenues qu'au prix d'une déformation très importante de l'éjecteur -réduction de la section sonique dans le rapport 10/1-, comme le montre la figure 2.

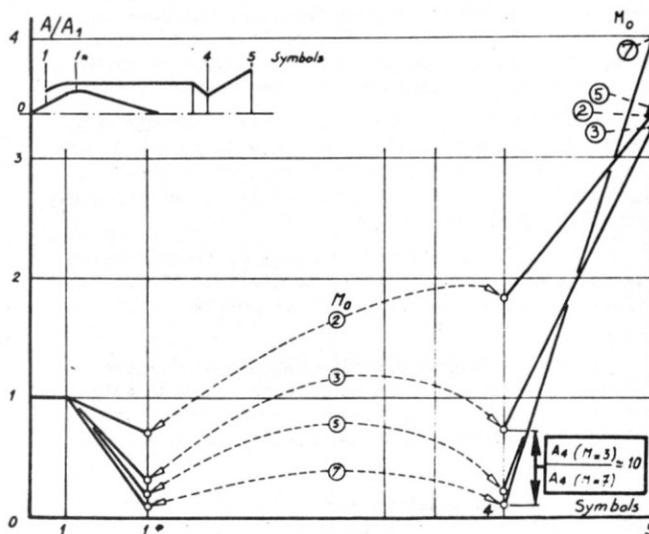


Fig. 2 - Géométrie variable d'un statoréacteur adapté ($\varphi = 1,0$).

Ces déficiences ont encouragé les innovateurs à proposer des combinaisons de moteurs rendant a priori plus séduisante l'utilisation des moteurs aérobie (fig. 3).

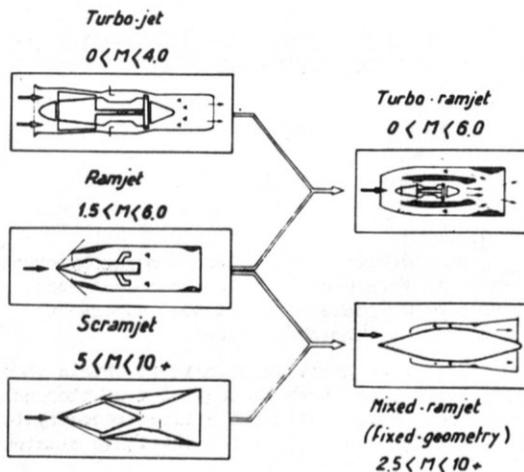


Fig. 3 - Combinaisons de moteurs aérobie pour les grandes vitesses.

Ainsi un combiné de statoréacteur conventionnel et de turboréacteur, donne naissance au turbo-stato, capable de fournir, comme l'a montré la première figure des performances intéressantes dans la gamme de vitesses Mach 0/5.

L'association de la combustion subsonique et de la combustion supersonique dans un même foyer, permet également de définir un nouveau type de statoréacteur qui fonctionne successivement avec trois régimes différents :

- un régime entièrement subsonique pour les vitesses Mach 3/3,5 et jusqu'à Mach 4,5/5 ;
- un régime de "transition" dans la gamme de vitesse Mach 5/7. La combustion débute en subsonique avec blocage thermique puis se développe en supersonique ;
- un régime de combustion entièrement supersonique pour les vitesses supérieures : $M \geq 7$.

Avec ce type de statoréacteurs combinés, il est théoriquement possible de concevoir un moteur fonctionnant avec une géométrie interne non déformable dans le domaine des vitesses Mach 3/7, fournissant des performances satisfaisantes comme nous le montre la figure 4.

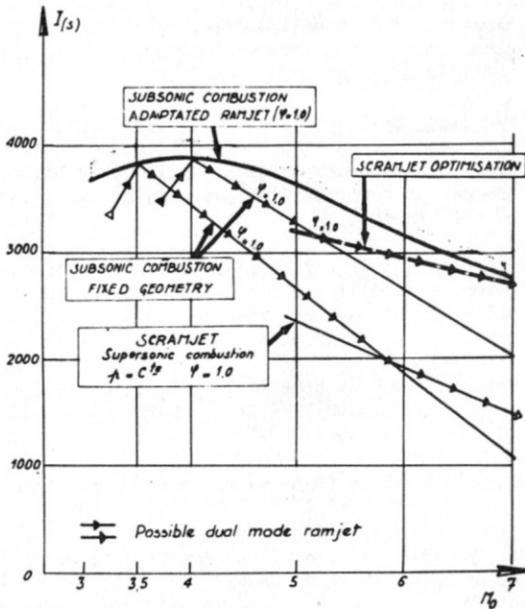


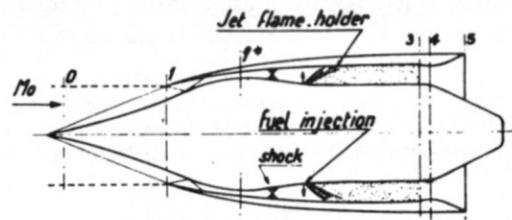
Fig. 4 - Performances avec géométrie fixe.

Ces performances dépendront bien entendu de la vitesse d'adaptation de la prise d'air qui résultera du meilleur compromis pour l'ensemble de la mission envisagée.

Les possibilités de ce nouveau statoréacteur à combustion de "transition" ont été examinées et publiées par différents auteurs [4], [5] et [6] et en particulier, par la NASA qui a réalisé un modèle expérimental. Les résultats n'ont pas encore été l'objet de publication.

En France, les recherches théoriques et expérimentales ont conduit à la définition d'une configuration de moteur annulaire du type "nacelle" (fig. 5).

Un des avantages du moteur expérimental étudié, associé à une aile sustentatrice, est de permettre une alimentation correcte de la prise d'air quelle que soit l'incidence de vol (fig. 6), [3]. En effet, l'écoulement infini amont, subit sous la voilure une recompression et une déviation avant son admission dans la prise d'air.



$3 < M_0 < 5.5$ subsonic combustion phase



$M_0 > 5.5$ supersonic combustion phase

Fig. 5 - Régimes de fonctionnement d'un statoréacteur à combustion mixte.

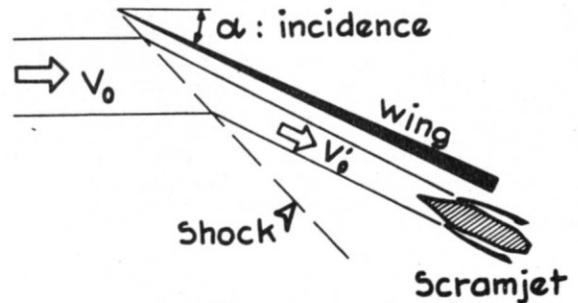


Fig. 6 - Statoréacteur hypersonique monté sous l'aile.

La présente communication traite des recherches théoriques et expérimentales qui ont été menées à l'Office National de la Recherche Aérospatiale sur ce type de statoréacteur. Elle concerne en particulier les études qui ont été conduites dans le domaine des vitesses Mach 5,5/6,2, domaine qui correspond à celui de la combustion "à transition".

Les premiers essais n'ont pas été effectués en "veine libre" mais uniquement en conduite forcée sur une chambre de combustion 420 mm de diamètre maximal. Les laboratoires de Palaiseau et la soufflerie à grande enthalpie S4 de Modane ont été utilisés pour la mise au point. La prise d'air associée à la chambre de combustion n'est pas l'objet de cette communication. La qualification de la prise d'air a précédé cette étude de combustion. Signalons, à cet effet, que les conditions génératrices à l'entrée de la chambre de combustion expérimentale simulaient dans leur essentiel les caractéristiques de recompression de cette prise d'air. D'autre part, les valeurs de ces paramètres ont été utilisées pour l'établissement des performances globales du moteur.

L'étude comporte en annexe, l'exposé et les résultats d'une méthode d'optimisation utilisant des hypothèses simplifiées qui permettent de mettre en évidence l'intérêt d'utiliser différents régimes de combustion dans une chambre de statoréacteur à géométrie fixe afin d'obtenir les meilleures performances.

Comme le montre l'étude présentée en annexe, l'utilisation optimale d'un statoréacteur à configuration donnée fait appel, lorsque la vitesse de vol augmente, à trois types de combustion distincts.

- la combustion subsonique classique ;
- une combustion sous-sonique ou de transition débutant en régime subsonique et permettant le franchissement de la vitesse du son dans l'écoulement ;
- une combustion totalement supersonique.

La fin de la combustion à $M = 1$ dans le second type de combustion, qui correspond à la performance maximale, n'étant pratiquement pas réalisable, nous garderons l'appellation de combustion supersonique pour les deux derniers modes de combustion.

Pour une mission typique prise comme référence (vol accéléré de $M = 3,5$ à $M = 7$ suivi d'un vol de croisière à $M = 7$) on a choisi une prise d'air adaptée à $M = 4$. On s'est proposé d'étudier la faisabilité et les performances d'une combustion du second type dans le domaine de vol Mach 5/6, domaine dans lequel elle est certainement optimale.

L'étude comportait la réalisation et l'essai en conduite forcée d'un moteur expérimental et l'interprétation des résultats à l'aide d'un programme de calcul.

2.1 - Rappel du principe de l'essai en conduite forcée

Ce principe est rappelé par la figure 7. Les conditions génératrices de l'écoulement alimentant la chambre de combustion correspondent aux conditions réelles de la prise d'air en fin de recompression, à savoir :

$$M_2 = 2,4 \quad \text{à} \quad M_0 = 6$$

$$M_2 = 2 \quad \text{à} \quad M_0 = 5$$

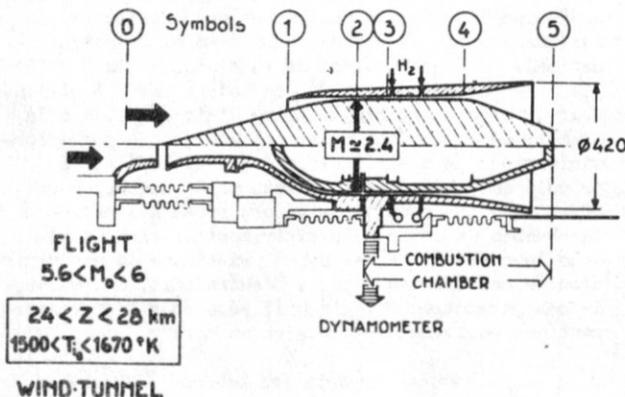


Fig. 7 - Essai de simulation du statoréacteur hypersonique.

L'optimisation précédente a montré que les meilleures performances étaient obtenues par une combustion sous-sonique se terminant par un blocage thermique. Pour réaliser ces conditions, il faudrait un foyer dont la loi des aires $A(\alpha)$ soit compatible avec l'apport de chaleur quelles que soient la vitesse de vol et la richesse du moteur.

Il est pratiquement impossible de réaliser ces conditions optimales sans disposer de nombreux points d'injection, permettant une distribution du combustible en fonction des paramètres du vol. En fait, la technologie impose un compromis dans le système d'injection.

2.2.1 - Principe de la chambre de combustion

Le nombre de points d'injection devant être limité, le foyer expérimenté a été décomposé en deux parties, l'injection d'hydrogène étant effectuée de manière à ne pas trop s'éloigner des conditions optimales.

a) Un canal cylindrique dans lequel l'apport de chaleur conduit au blocage thermique. Ce canal est précédé d'une marche en amont de laquelle les conditions aérodynamiques moyennes de la prise d'air sont restituées.

b) Un canal divergent où l'écoulement précédent, légèrement accéléré reçoit l'apport de combustible complémentaire. Cette partie termine la chambre de combustion. A l'extrémité de ce canal, la vitesse peut atteindre $M \approx 1,5$ sans modifier les performances qui restent près de l'optimum, comme l'a montré M. HIRSINGER dans la référence [5].

2.2.2 - Profil du foyer et répartition des injecteurs

Des études préliminaires ont été effectuées pour vérifier la répartition des injecteurs en fonction de l'évolution du canal. En effet, la meilleure distribution du combustible résulte d'un compromis entre l'intérêt d'une répartition homogène qui conduirait à la multiplication des orifices et la nécessité d'assurer aux jets une pénétration suffisante.

Deux solutions à injection pariétale ont été examinées (fig. 8).

injection E à faible pénétration mais à répartition périphérique rapprochée. Injecteurs de faible diamètre avec écartement radial d'environ 10 mm. La combustion sous-sonique dans le canal cylindrique se développe depuis la couche limite et remplit progressivement la chambre de combustion. C'est le type d'injection pour un foyer de transition ($M < 1$ puis $M > 1$).

Injection A à grande pénétration mais à fort écartement radial d'orifices de plus grand diamètre. La combustion se développe par nappes sur toute la hauteur de la veine à partir des injecteurs. Dans le canal cylindrique, on cherche à se rapprocher du blocage thermique à partir d'un écoulement supersonique. On espère ainsi éviter un système de chocs intenses en amont du foyer. La réalisation de ce

modèle est déduit des études fondamentales effectuées à l'O.N.E.R.A. [8]. C'est le type d'injection pour un foyer supersonique (vitesse $M > 1$)

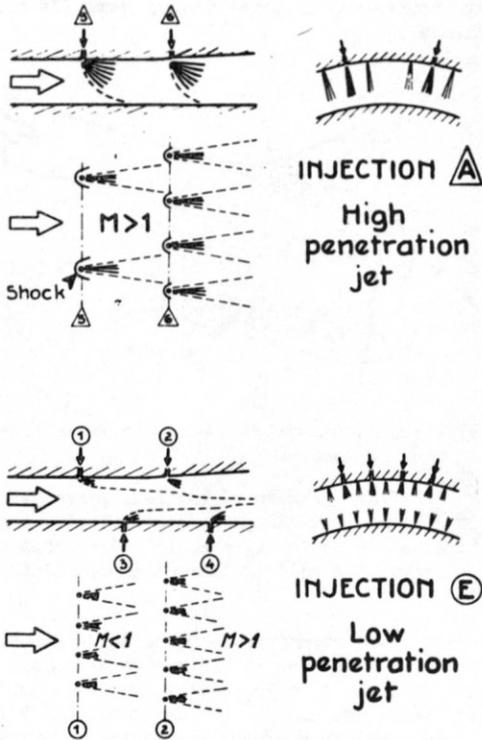


Fig. 8 - Essais de combustion (1972). Injecteurs essayés (à forte et à faible pénétration).

2.2.3 - Tuyère d'éjection du moteur

L'optimisation des formes de la tuyère d'éjection a été effectuée par la méthode des caractéristiques sans réactions chimiques. Le profil simplifié confirme les résultats de la référence [9].

La section droite de sortie A_5 , comparée à la section de captation A_1 est telle que :

$$\frac{A_5}{A_1} = 2$$

Ce résultat a été obtenu en optimisant le rapport de détente dans le domaine $M = 3,5/7$ en tenant compte de la trainée externe.

2.2.4 - Modèles de chambre de combustion essayés (fig. 9 et 10)

Deux modèles ont été réalisés successivement.

Le premier modèle (1970) a bénéficié d'études partielles dans les laboratoires. Il comportait deux injections type E situées d'un même côté du canal. Son profil et la position des rampes d'injection sont représentés fig. 9.

Le deuxième modèle (1972) a été défini en analysant les résultats des essais de la campagne 1970. Il comporte :

- quatre rampes d'injection type E sur les deux faces du canal ;
- quatre rampes d'injection type A sur la face extérieure du moteur.

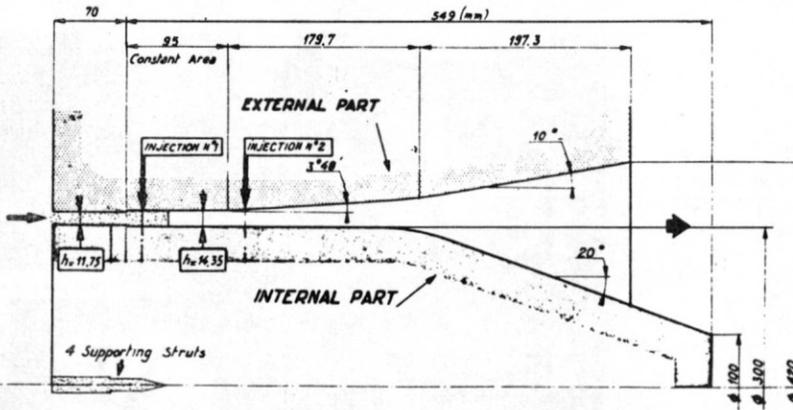
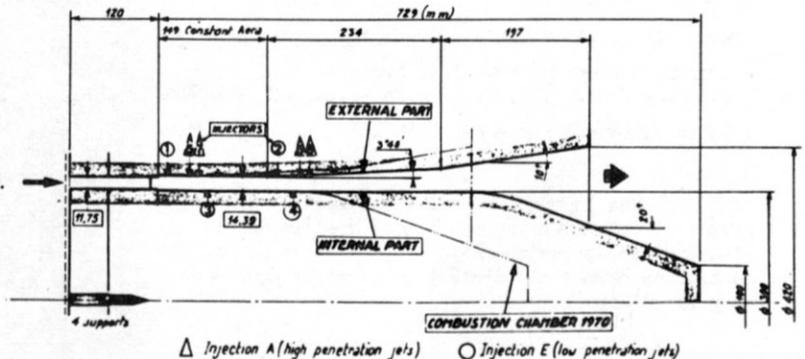


Fig. 9 - Chambre de combustion supersonique (1970).

Fig. 10 - Chambre de combustion supersonique (1972).



△ Injection A (high penetration jets) ○ Injection E (low penetration jets)

L'allongement par rapport au modèle 1970 est d'environ 30 %.

Les parois de ce moteur sont en matériau réfractaire. L'épaisseur de ces parois a été calculée de manière à obtenir au cours des essais une température de paroi supérieure à 500°C simulant les conditions probables d'un vol - fig. 11.

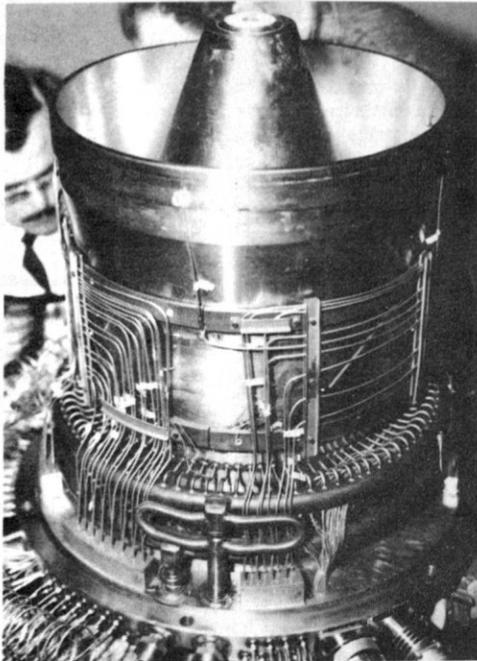


Fig. 11 - Partie arrière de la maquette pour mesure de poussée.

2.3 - Essais à la soufflerie haute enthalpie de l'O.N.E.R.A. S4 MODANE.

Après quelques essais préliminaires dans les laboratoires de la Direction de l'Energétique de l'O.N.E.R.A., les chambres de combustion ont été qualifiées à la soufflerie S4 de Modane.

La soufflerie S4 a été mise en service en 1970 à l'occasion des essais en conduite forcée du premier modèle de chambre (opération ESOPE). Les caractéristiques de cette soufflerie, les moyens mis en oeuvre pour ces essais sont décrits d'une façon détaillée dans la référence [10].

Rappelons les caractéristiques principales de cette installation :

- masse d'air sec stockée à 400 bars 14 000 kg
- température maximale de l'air sortant du réchauffeur T = 1850°K
- débit maximum d'air chaud à 1850°K = 36kg/s

Une tuyère M = 6,0 de diamètre $\phi = 0,7m$ permet de restituer les conditions réelles de vol (température, pression) à M = 6,0 ; Z = 29 km. Ces conditions permettent d'essayer le moteur équipé de sa prise d'air.

2.3.1 - Essais en conduite forcée

Le montage en conduite forcée, représenté

figure 12, permet de réaliser à l'entrée annulaire du moteur les conditions, pression, vitesse, température, débit, donnés par la prise d'air, comme l'a montré la figure 7.

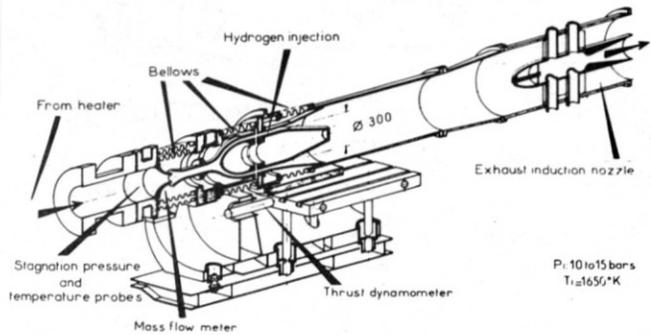


Fig. 12 - La soufflerie S4MA utilisée pour l'essai de statoréacteur hypersonique.

L'air issu du réchauffeur passe dans un débitmètre de contrôle puis dans la tuyère annulaire d'alimentation du foyer. Les gaz brûlés sont détendus puis rejetés à l'air libre à l'aide d'une trompe d'extraction.

Pour permettre la pesée de la partie propulsive, le moteur est séparé de la tuyère d'alimentation et des canalisations de la soufflerie. L'étanchéité est assurée par des soufflets à faible rigidité que l'on voit sur la figure 13 représentant la photo du moteur en cours de montage à S4.

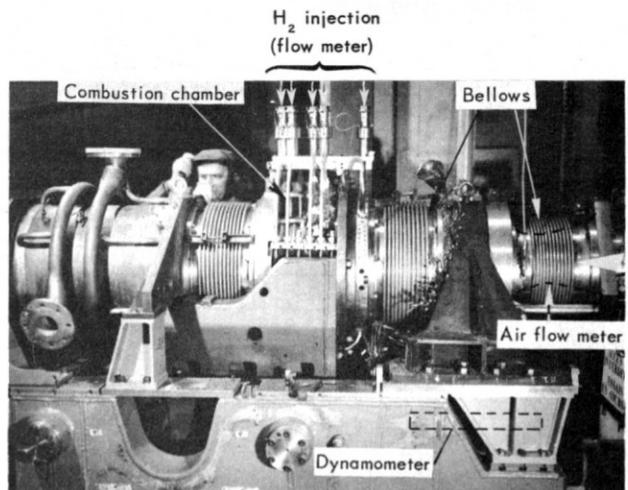


Fig. 13 - Montage du moteur dans la soufflerie (juin 1972).

2.3.2 - Mesures et moyens mis en oeuvre

L'acquisition des informations nécessaires à l'exploitation des essais est effectuée à partir des moyens suivants :

- pesée continue de la partie propulsive ;
- 200 prises de pressions réparties le long du canal et des débitmètres à air et hydrogène ;
- 100 prises de températures de paroi ;
- sondes de prélèvement de gaz à la sortie de l'éjecteur (juillet 1972).

Les pressions et les températures sont

soit enregistrées de façon continue soit échantillonnées une fois par seconde pendant la durée de la rafale qui est de vingt secondes.

2.3.3 - Programmes d'essais

Les programmes d'essais avaient pour but de qualifier le moteur.

Pour des raisons de simplification, l'hydrogène était injecté à la température ambiante ($p_{H_2} \approx 300^\circ K$). L'initiation de la combustion était assurée à l'aide d'une torche $H_2 - O_2$

Programme de décembre 1970

Le programme prévu avait deux objectifs principaux.

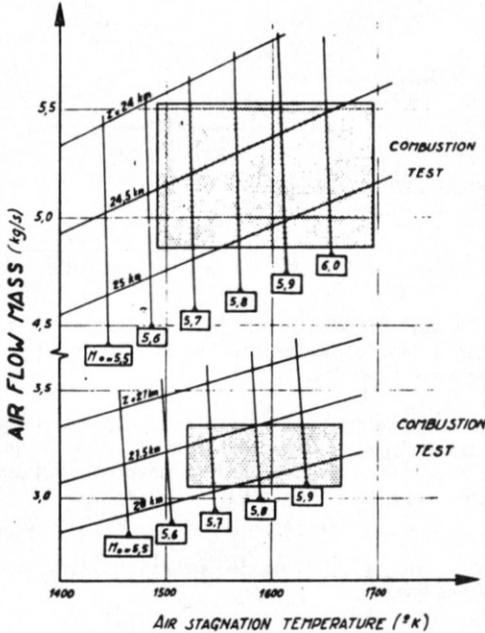


Fig. 14 - Programme d'essais de combustion (1970).

- 1 - Mise en oeuvre de l'installation à haute enthalpie de la soufflerie S4.
- 2 - Essais du moteur qui avaient pour but de recenser les problèmes propres au modèle essayé (techniques, combustion).

Six rafales étaient prévues, elles avaient pour but de donner les informations nécessaires à la poursuite de l'Etude.

Programme d'essais de juillet 1972

L'objectif principal visé était l'amélioration des efficacités de combustion en étudiant de nouveaux systèmes d'injection contrôlés par des analyses de prélèvements.

2.3.4 - Méthode d'exploitation des essais - d'ynalpie de sortie

L'exploitation des essais avait pour but de déterminer les performances du statoréacteur à partir

$$\text{de la d'ynalpie de sortie : } d_5 = \frac{D_5}{A_5};$$

$$D_5 = \dot{m}_5 V_5 + p_5 A_5$$

D_5 a été déduit soit de la pesée, soit d'un programme de calculs utilisant les mesures de pressions et de températures.

2.3.4.1 - Pesée

La pesée est effectuée par une balance équipée de dynamomètres de conception O.N.E.R.A. dont les caractéristiques sont les suivantes :

- précision absolue 0,3 daN
- capacité maximale 4 000 daN
- rigidité longitudinale 22 000 kg/mm

Cette balance a été tarée en présence des efforts parasites (soufflets, barres de découplage, liaisons pneumatiques en charge).

La précision de la mesure est d'environ 0,1 %.

La partie pesée du moteur est séparée de la partie amont (tuyère annulaire d'alimentation) par une fente où théoriquement règne la pression statique de l'écoulement dans le canal annulaire.

Si β est l'indice au niveau de la fente, la balance mesure les efforts suivants :

$$\text{Pesée} = D_5 - D_\beta + \int p dA$$

d_β étant la d'ynalpie dans le canal au niveau de la fente. L'acquisition de D_5 à partir de la pesée nécessite donc la connaissance de D_β (qui sera assurée par le programme de calcul) et des efforts correctifs $\int p dA$ calculé d'après les pressions mesurées, dans la fente et les soufflets.

2.3.4.2 - Programme de calcul

Ce programme fournit la d'ynalpie de sortie en fonction des différents paramètres mesurés en cours d'essai :

- débits d'air et d'hydrogène ;
- pressions statiques le long de la paroi ;
- températures de paroi.

Le manque d'informations concernant la structure exacte de l'écoulement dans le foyer et l'éjecteur impose un modèle mathématique quasi-unidimensionnel, ceci malgré des zones fortement hétérogènes.

L'initiation est effectuée dans une zone de référence non perturbée où l'hypothèse est vérifiée. En ce point sont connus :

- les débits ;
- l'enthalpie génératrice ;
- la section droite ;
- les pressions statiques mesurées.

Le calcul d'intégration pas à pas des contraintes de frottement, des pertes thermiques,

permet de remonter en chaque point à l'enthalpie d'arrêt moyenne. Le degré d'avancement de la réaction ainsi que la dynalpie locale sont donc connus, pas à pas. Pour justifier le modèle, des calculs systématiques ont été effectués sur des écoulements hétérogènes présentant des profils radiaux de vitesse et de température. Ces calculs ont montré que le degré d'avancement de la réaction (enthalpie d'arrêt locale) était relativement stable vis-à-vis du degré d'hétérogénéité de l'écoulement.

La composition chimique de l'écoulement permettant de remonter au degré d'avancement de la réaction est modélisé de la façon suivante :

- l'écoulement est supposé constitué d'une émulsion de noyaux distincts :
 - d'air pur ;
 - d'hydrogène pur ;
 - de produits de combustion.

Ces trois phases sont en équilibre thermodynamique aux pression et température statiques moyennes de l'écoulement.

Les coefficients de transfert de chaleur C_h et de frottements C_f ont été déterminés préalablement aux laboratoires d'Aérothermodynamique de l'O.N.E.R.A.

Pour ce moteur et une richesse proche du stoechiométrique, les coefficients retenus sont les suivants :

$$C_h = 0,002$$

$$C_f = 0,004$$

Il faut noter que ces valeurs sont des coefficients moyens non valables localement. Mais leur intégration sur la surface du moteur a été vérifiée pour C_f par la comparaison de la pesée et du programme d'interprétation. Des calculs par la méthode du mur de Fourier ont permis de vérifier la concordance de C_h .

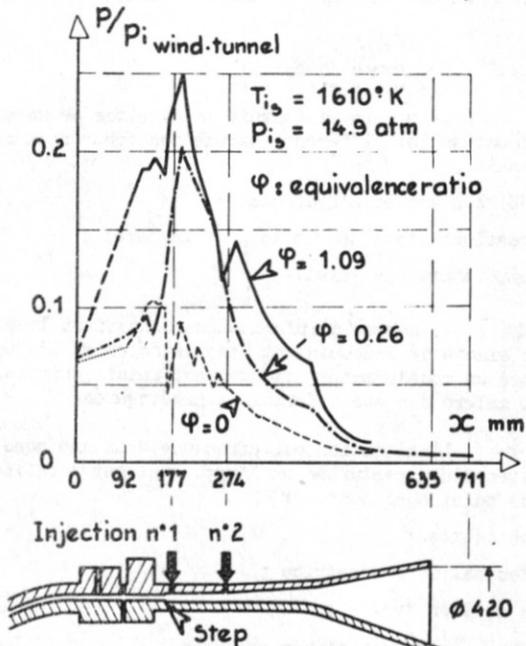


Fig. 15 - Essais de combustion (1970). Evolution de la pression dans la chambre de combustion.

La discussion des méthodes utilisées, leurs validations sont présentées dans la référence [5].

A titre d'exemple, l'exploitation d'un essai est donnée figure 16 à partir de l'évolution des pressions présentée figure 15. L'essai reporté est un essai à faible efficacité de combustion effectué en 1970 avec seulement deux rampes d'injection.

3 - RESULTATS

Les résultats recherchés sont les suivants :

Poussée conventionnelle

$$P = D_5 - D_0 - p_c (A_5 - A_0)$$

Impulsion spécifique

$$I_s = \frac{P}{g \cdot \dot{m}_{H_2}}$$

Coefficient de poussée

$$C_{\pi} = \frac{P}{\frac{1}{2} \gamma_c p_0 M_0^2 A_1}$$

Efficacité de combustion

$$\eta_c = \frac{\dot{m}_{H_2} \text{ brûlé}}{\dot{m}_{H_2} \text{ injecté}}$$

La concordance entre la dynalpie de sortie obtenue à l'aide de la pesée et du programme de calcul est obtenue à environ 1 % près.

Cette divergence se traduit par des écarts d'environ 5 % sur la poussée conventionnelle qui résulte de la différence de deux grands nombres (dynalpie de sortie - dynalpie d'entrée).

Les efficacités de combustion sont estimées à 3 % près

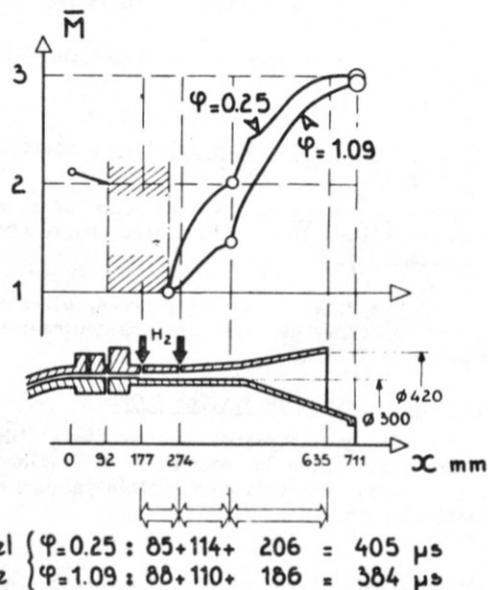


Fig. 16 - Nombre de Mach dans la chambre de combustion (calculé), avec temps de séjour.

3.1 - Résultats 1970

Sur le plan combustion

En régime stœchiométrique, les résultats sont modestes ($\eta_c \approx 0,5$). La poussée correspondante se situe au niveau théorique de la combustion supersonique à pression constante.

Sur le plan théorique

Les essais ont permis de valider le programme de calcul (comparaison avec la pesée). Il a été démontré à partir de ce programme que la "combustion à transition" est très près des performances du statoréacteur à combustion subsonique et à géométrie variable. Ces valeurs sont portées planches 4 et 22 "Scramjet optimisation".

L'importance des efforts de frottements est mise en évidence sur la figure 17 où pour $\varphi = 0,25$, les forces de frottement sont de l'ordre de grandeur de la poussée du statoréacteur.

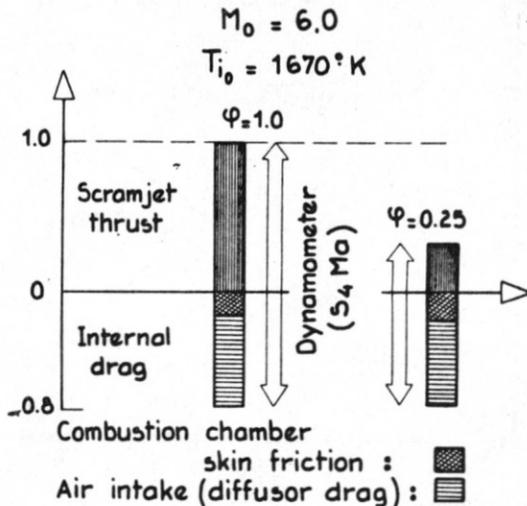


Fig. 17 - Répartition de la poussée, avec traînée de frottement dans la chambre de combustion et traînée de l'entrée d'air.

Sur le plan technique

Ces premiers essais ont montré le caractère opérationnel de la soufflerie S4 ainsi que la souplesse de la nouvelle installation.

La tenue mécanique du moteur confirme les prévisions.

L'emploi de l'hydrogène dans une installation complexe n'a pas posé de problèmes supplémentaires.

Analyse des résultats

L'interprétation des essais d'après le programme de calcul [5] a permis de caractériser une loi d'avancement de la réaction (mélange + combustion) en fonction du temps de séjour -loi valable pour ce type de foyer et l'injection E-.

De cette analyse, on a mis en évidence l'insuffisance de la longueur du foyer pour l'injection utilisée.

En conséquence, une nouvelle géométrie associée à une nouvelle distribution d'injection a été définie.

Les parties à section constante et divergente du foyer ont été allongées de 30 % environ.

Les injections ont été mieux réparties (4 rampes d'injection, internes et externes, au lieu de deux externes (fig. 10)).

3.2 - Résultats de juillet 1972

La campagne d'essais effectués du 27 juin au 10 juillet 1972 a permis d'effectuer quinze rafales et d'explorer cinquante paramètres de combustion, étude de l'influence de la répartition des rampes d'injection et des richesses associées aux rampes. Deux types d'injection E et A ont été essayés successivement :

Injection E à faible pénétration

Après les essais de recouplement des essais 1970, les essais ont consisté à combiner les injections et les quantités d'hydrogène dans le canal cylindrique et divergent. Le tableau suivant résume les efficacités de combustion pour des configurations typiques. Les symboles des rampes d'injection sont ceux de la figure 10. Le blocage thermique a toujours été obtenu en fin de canal cylindrique.

Efficacités de combustion (η_c) : $M_0 = 6,0$							
essai N°	rampe N° (1)	1	3	2	4	η_c	observations
183	richesse par rampe	0,26	0	0,62	0	0,60	id à 1970
187		0	0,27	0,79	0	0,70	(2)
188		0,26	0	0	0,84	0,60	
195		0,10	0,25	0,42	0,24	0,78	(2)

(1) voir figure 10

(2) fortes remontées vers l'amont

Ce tableau montre que les modifications de la géométrie du foyer ont déjà permis pour l'essai 183 (reproduction d'un essai de 1970) d'augmenter l'efficacité de 0,45 à 0,60.

Par contre, l'injection 1 située immédiatement derrière une marche a une moins bonne efficacité que l'injection 3, située elle aussi dans le canal cylindrique, mais plus en aval (fig. 10).

La combinaison des deux rampes 3 + 2 (croisées) est intéressante et permet d'atteindre $\eta_c = 0,7$.

Les meilleurs résultats sont obtenus par l'essai 195 avec la répartition donnée dans le tableau.

La figure 18 montre la répartition locale des richesses pour cette combinaison :

vitesse simulée $M_0 = 6,0$; $\varphi = 1,02$

vitesse simulée $M_0 = 5,5$; $\varphi = 1,09$

Il faut noter que pour les essais 187 et 195, de fortes remontées de pression ont lieu en amont de la marche jusqu'à la fente de séparation, partie pesée, ce qui complique l'interprétation de cette mesure.

[6].

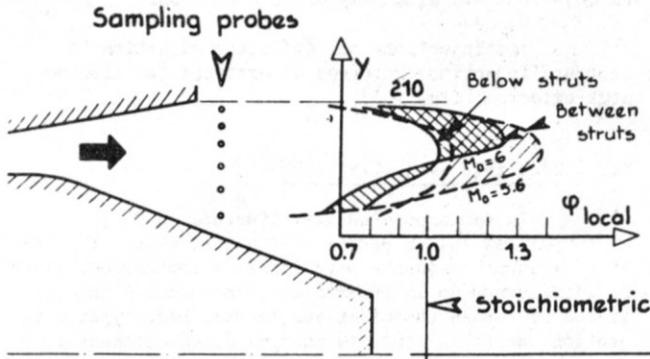


Fig. 18 - Profils types de richesse dans l'écoulement de sortie.

Injection A à grande pénétration

Dans ce type d'injection, la totalité du combustible est injectée intentionnellement d'un même côté du canal. Pour des raisons technologiques les points d'injection ont dû être aménagés en aval de ceux de l'injection E, si bien que ce type d'injection n'a pas pu bénéficier de l'allongement du canal de combustion opéré depuis 1970. En outre, les configurations les plus pénétrantes (injections (5+6) et (7+8) seules) se sont heurtées à des problèmes d'allumage spontané, par suite d'une interaction moins forte avec la couche limite. Les meilleurs résultats ont été obtenus par combinaison des 4 points d'injection au détriment de la pénétration; par exemple :

$\eta_c = 0,69$ pour $\varphi_{total} = 0,8$; $\eta_c = 0,64$ pour $\varphi_{total} = 1,03$

Il est intéressant de noter qu'en général pour l'injection A, combustion supersonique classique, il n'y a pas de remontée de pression en amont des marches. L'écoulement stratifié en lames dans le sillage des injecteurs supporte un apport de chaleur plus élevé que l'injection E.

Le relevé des richesses locales en fin de combustion est plus homogène que celui de l'injection E.

Variation des performances avec la richesse injectée

La perte d'efficacité de combustion avec la richesse se traduit par une décroissance de l'impulsion spécifique (fig. 20). Le coefficient de poussée croît avec φ (fig. 21) mais compte tenu de la perte d'impulsion, il sera avantageux de faire fonctionner ce moteur à une richesse proche de 1 pour la

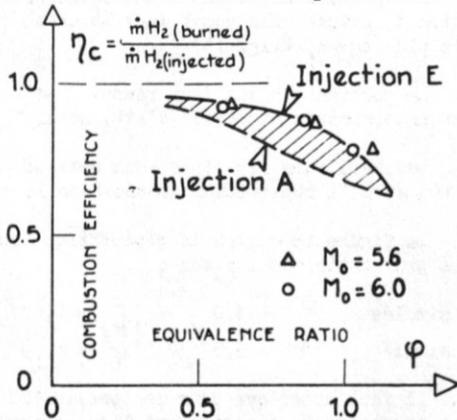


Fig. 19 - Rendement de combustion.

phase d'accélération (l'optimum serait à établir) et à une richesse relativement basse correspondant aux meilleures impulsions spécifiques pour la phase de croisière.

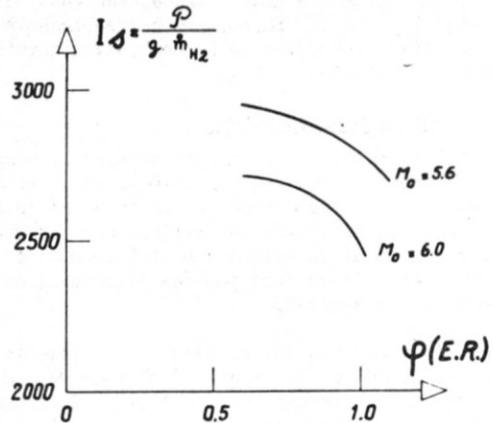


Fig. 20 - Impulsion spécifique en fonction de la richesse.

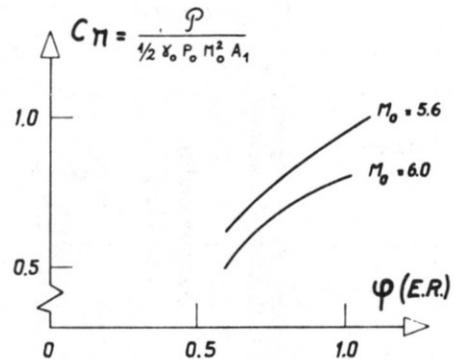


Fig. 21 - Coefficient de poussée en fonction de la richesse.

4 - CONCLUSION

Les résultats qui viennent d'être présentés mettent en évidence la faisabilité du statoréacteur Mach 3,5/7 à combustion de transition et à hydrogène qui fait appel successivement à trois régimes de combustion. La chambre de combustion ainsi définie est à géométrie fixe ; elle permet de concevoir des moteurs en "nacelle" simples et compacts, associés à une aile sustentatrice. Toutefois, la configuration étudiée n'a pas encore été expérimentée en régime de combustion subsonique, c'est-à-dire aux vitesses inférieures à Mach 5.

Les performances acquises au-delà de Mach 5 avec la combustion de transition semblent intéressantes. Les impulsions spécifiques obtenues 2500 secondes vers Mach 6 approchent les valeurs prévisionnelles théoriques.

Le maximum de coefficient de poussée est obtenu pour des richesses injectées voisines de 1,0. L'efficacité de la combustion décroît avec la richesse injectée, elle atteint 0,78 en régime stoéchiométrique et 0,90 pour la richesse 0,5.

Des performances équivalentes pour l'ensemble de la mission du moteur ne pourront être obtenues qu'en pilotant, en fonction de la vitesse de vol, la répartition du combustible sur les quatre rampes d'injection.

La figure 22 situe les performances obtenues dans le cadre d'un éventuel statoréacteur Mach 3,5/7 à géométrie fixe et à foyer de transition.

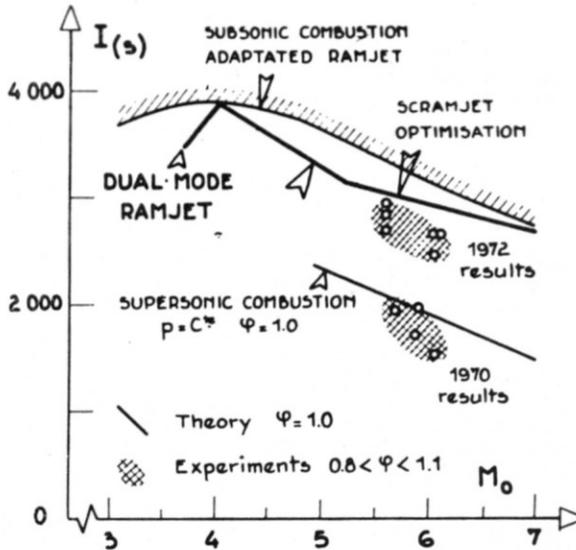


Fig. 22 - Résultats comparés : impulsion spécifique en fonction du nombre de Mach de vol.

Il est bien évident que ce modèle de statoréacteur à hydrogène ne pourra être appliqué qu'à des missions d'avions hypersoniques ou des lanceurs récupérables.

Pour des missiles rapides à longue portée la solution apportée par le statoréacteur à transition est intéressante mais l'hydrogène devra être remplacé par un combustible plus opérationnel.

A N N E X E

OPTIMISATION DE LA COMBUSTION DANS UN STATORÉACTEUR A CONFIGURATION IMPOSÉE

L'optimisation générale du statoréacteur portant simultanément sur la configuration géométrique et l'organisation de la combustion est un problème complexe qui doit nécessairement prendre en compte un bilan comparatif de pertes d'origines variées.

Le problème restreint, dont l'intérêt pratique ressort du chapitre introductif du présent document, dans lequel on suppose la configuration imposée et on cherche à optimiser la loi de combustion, peut au contraire être résolu dans le cadre d'une schématisation très sommaire des phénomènes. C'est une telle solution qui est présentée ci-dessous. On peut d'ailleurs montrer que les résultats de l'étude subsistent dans le cas d'hypothèses beaucoup moins restrictives concernant la nature du fluide évoluant.

A.1 - Hypothèses du calcul

Nous nous donnons une tuyère définie pour une section transversale $A(x)$ dans laquelle l'écoulement est supposé s'effectuer par tranches planes. Rien n'empêche évidemment que cette portion

du statoréacteur soit précédée d'une portion amont constituant la prise d'air proprement dite dans laquelle l'écoulement n'est pas forcément unidimensionnel. Nous nous abstenons seulement d'envisager que la combustion commence dans cette portion, de sorte que les paramètres définissant l'écoulement T_i (température génératrice), p (pression), M (nombre de Mach) sont supposés fixés dans la section d'entrée A_0 . Le gaz est supposé parfait, à rapport constant γ des chaleurs spécifiques, les irréversibilités de toute nature sont négligées, sauf celles correspondant à d'éventuelles ondes de choc droites. La combustion est assimilée à un simple apport de chaleur dont la valeur totale est imposée.

Le problème revient finalement à déterminer la manière de régler l'apport de chaleur $\dot{Q}(x)$ ou ce qui revient au même, la loi de variation de température génératrice $T_i(x)$ (avec la seule réserve que T_i ne soit jamais décroissant) pour que la poussée du moteur F soit maximale.

A.2 - Expression de la poussée

On peut écrire évidemment

$$F = F_e - F_0$$

F_0 étant le produit de la dynalpie d'entrée par la section d'entrée et F_e le produit de la dynalpie de sortie par la section de sortie. Le second terme étant fixé par les conditions d'entrée, on est ramené à maximiser le terme F_e avec :

$$F_e = p_e (1 + \gamma M_e^2) A_e$$

La conservation du débit entraîne d'autre part la constance de l'expression :

$$\frac{p \cdot A}{\sqrt{T_i}} M \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right)^{\frac{1}{2}}$$

de sorte qu'on peut écrire :

$$(1) \quad F_e = K \sqrt{T_i^e} \frac{1 + \gamma M_e^2}{\left[M_e^2 \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_e^2 \right) \right]^{\frac{1}{2}}}$$

K étant un coefficient qui ne dépend que du débit (fixé par les conditions d'entrée) et T_i^e température génératrice finale étant également fixée, on trouve que F_e est une fonction du seul Mach de sortie M_e et on vérifie, en calculant la dérivée logarithmique, que F_e est une fonction croissante de M_e pour $M_e > 1$, condition que nous supposons évidemment réalisée.

Le raisonnement suppose que l'écoulement ne décolle pas avant la section de sortie. S'il en était autrement, il faudrait écrire :

$$F_e = A_e' p_e \gamma M_e^2 + A_e p_e$$

$A_e - A_e'$ étant la section dans laquelle s'effectue le décollement et p_e la pression de sortie égale à la pression extérieure imposée.

Le terme variable de F_e est donné par une formule analogue à (1) avec $1 + \gamma M_e^2$ remplacé par γM_e^2 . On vérifie qu'il s'agit encore d'une

fonction croissante de Me (que Me soit d'ailleurs inférieur ou supérieur à l'unité).

Finalement la condition de maximalité de la poussée s'exprime par le fait que le nombre de Mach atteint, soit dans la section de la sortie imposée, soit à la pression de sortie imposée, est lui-même maximum.

A.3 - Détermination de la loi de combustion optimale

Plaçons-nous d'abord dans le cas où il n'y a pas de décollement. L'écoulement optimum sera celui qui réalise dans la section de sortie A_e le Mach M_e maximum. C'est aussi bien évidemment celui qui correspond pour M_e donné à la plus petite valeur de la section A_e . Car, s'il existait un écoulement permettant d'atteindre M_e pour une section $A'_e < A_e$, la détente entre A'_e et A_e donnerait dans la section de sortie un Mach supérieur à M_e . Un raisonnement analogue montre que dans le cas où il y a décollement, l'écoulement optimum est celui que donne à Mach de sortie donné la plus grande valeur possible de la pression. Mais le produit $\rho \cdot A$ restant constant, d'après l'équation du débit à Mach donné, ρ et A varient en sens inverse de sorte que les deux conditions précédentes sont identiques. Dans tous les cas l'optimalité de la combustion s'exprime par le fait qu'elle aboutit, pour un Mach final donné, à une valeur minimale de la section.

L'évolution du nombre de Mach le long d'une tuyère à section variable avec apport de chaleur modifiant la température génératrice T_i s'exprime par la formule Réf. [7].

$$2) \frac{dM^2(1-M^2)}{M^2(1+\frac{\gamma-1}{2}M^2)} = (1+\gamma M^2) \frac{dT_i}{T_i} = \frac{2dA}{A}$$

Représentons l'évolution du fluide par un chemin dans le plan (T_i, M^2) (fig. 23). L'évolution de section correspondant à ce chemin s'exprime par une intégrale curviligne

$$3) 2 \text{Log} \frac{A_e}{A_0} = \int_{P_0}^{P_e} (1+\gamma M^2) \frac{dT_i}{T_i} + \frac{(M^2-1)dM^2}{M^2(1+\frac{\gamma-1}{2}M^2)}$$

Considérons deux chemins (1) et (2) partant du même point P_0 et aboutissant sans se recouper au même point P_e . Supposons que le chemin (1) se situe "à droite" dans le sens de la marche, c'est-à-dire que le parcours fermé constitué par le chemin (1) suivi du chemin inverse de (2) est décrit dans le sens positif. La valeur initiale A_0 de A est supposée la même pour les deux chemins. Comparons les valeurs finales A_e^1 et A_e^2 .

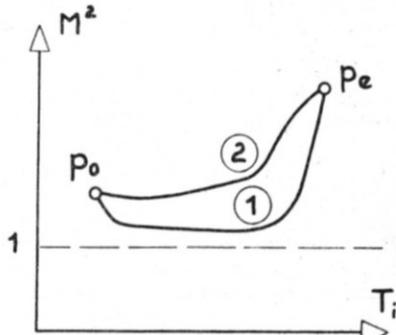


Fig. 23 - Lois de combustion dans le plan $T-M^2$.

La formule de Riemann [1] permet d'écrire à partir de (3)

$$2 \text{Log} \frac{A_e^1}{A_0} - 2 \text{Log} \frac{A_e^2}{A_0} = - \iint \delta \frac{1}{T_i} dS$$

L'intégrale du second membre est étendue à la surface comprise entre les chemins (1) et (2). Comme elle est essentiellement positive on conclut qu'on a toujours

$$A_e^1 < A_e^2$$

Le chemin "à droite" (1) est donc toujours préférable, du point de vue de la maximisation de la poussée, au chemin "à gauche" (2). Finalement, un chemin dans le plan (T_i, M^2) correspondra à l'évolution optimale de la combustion s'il n'existe aucun chemin physiquement réalisable qui le dépasse sur sa droite.

Pour qu'un chemin soit physiquement réalisable il faut tout d'abord que le long du chemin, T_i ne soit jamais décroissant (à une exception près que nous indiquerons plus loin). Il faut ensuite que les variations de section qu'il implique soient compatibles avec le sens de variation de la fonction $A(x)$.

Nous aurons à considérer en particulier deux types de courbes du plan (T_i, M^2) (fig. 24). Il s'agit en premier lieu des droites D correspondant aux évolutions sans apport de chaleur qui ont pour équation $T_i = C \cdot e^{\dots}$. Ces droites peuvent être parcourues dans le sens opposé à l'axe de M^2 (M^2 décroissant) en régime supersonique dans un convergent, ou en régime subsonique dans un divergent, dans le sens de l'axe M^2 dans les cas complémentaires. Nous considérerons aussi les courbes C correspondant à un apport de chaleur à section constante, réalisables par une combustion instantanée dans le cas général, exceptionnellement par une combustion étendue dans le cas d'un tronçon cylindrique. Les courbes C constituent une famille d'équation :

$$5) T_i = K \frac{M^2(1+\frac{\gamma-1}{2}M^2)}{(1+\gamma M^2)^2} \quad K \text{ étant une constante.}$$

Les courbes C passant par l'origine présentent un maximum $M^2 = 1$, et ont une asymptote parallèle à l'axe des M^2 . Elles peuvent être parcourues dans le sens des T_i croissants.

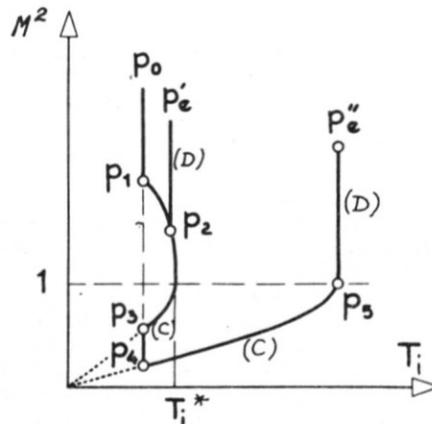


Fig. 24 - Les deux types de combustion optimale.

[1] Rappelons que la formule de Riemann s'écrit

$$\int_C P dx + Q dy = \iint_S \left(\frac{\partial Q}{\partial x} - \frac{\partial P}{\partial y} \right) dS$$

A.4 - Cas des ondes de choc

Une onde de choc fait sauter le point figuratif d'une position telle que P_1 correspondant à un écoulement supersonique, à une position telle que P_3 correspondant à un écoulement subsonique. Une telle discontinuité est exclue par la méthode de calcul employée et, de toutes façons, le critère d'optimalité trouvé est en défaut puisque le chemin $P_1 P_3$ n'est pas défini.

Mais nous pouvons remplacer l'onde de choc par un apport de chaleur conduisant à la vitesse sonique suivi d'une extraction de chaleur équivalente, le tout effectué à section constante. Ce processus, qui aboutit aux mêmes conditions finales, est parfaitement continu dans un conduit cylindrique, et rien n'interdit de l'imaginer réalisé sur une longueur infiniment petite. Ceci signifie que nous pouvons appliquer les formules trouvées et la condition d'optimisation qui en découle à condition de rattacher les points P_1 et P_3 par le segment de courbe C qui les joint. Le fait, bien connu, que P_1 et P_3 sont sur la même courbe C résulte du fait que dans un conduit cylindrique, à des conditions d'entrée supersoniques données, correspondent des conditions de sortie subsoniques bien déterminées si la température génératrice est conservée, la conservation de la dynalpie et du débit suffisant à les définir.

A.5 - Application au statoréacteur à un seul col.

La configuration de statoréacteur la plus simple se compose d'un convergent suivi d'un divergent.

Les conditions d'entrée définissant le point P_0 , il est possible de placer le point P_1 correspondant au Mach atteint par compression isentropique dans la section minimale A_1 , et de tracer la courbe C passant par P_1 , qui coupe la droite $M^2 = 1$ au point d'abscisse T_i^* .

Le résultat de l'optimisation est alors le suivant (fig. 24):

- si la température génératrice finale T_i^e est inférieure à T_i^* le chemin optimum est représenté par $P_0 P_1 P_2 P_e'$. La combustion se fait, à section constante, selon le tronçon $P_1 P_2$;

- si la température génératrice finale T_i^e est supérieure à T_i^* le chemin optimum est $P_0 P_1 P_2 P_3 P_4 P_5 P_e''$. Le tronçon $P_1 P_2 P_3$ représente une compression par onde de choc dans la section minimale A_1 . Le tronçon $P_3 P_4$ représente une compression subsonique dans le divergent. $P_4 P_5$ représente une combustion à section constante (donc instantanée) suivant une courbe C définie par la condition qu'elle coupe la droite $M^2 = 1$ au point d'abscisse $T_i^{e''}$.

On vérifie facilement en effet qu'on ne peut en aucun cas déborder par la droite les chemins ci-dessus définis sans compromettre définitivement la possibilité de terminer en supersonique.

On a affaire dans le premier cas à une combustion supersonique (fig. 25a). Dans le second cas, la combustion débute en subsonique et s'achève à Mach 1 (fig. 25b).

Dans le cas limite où la température génératrice finale T_i^e est précisément égale à T_i^* , les deux formules conduisent à placer les conditions au col, mais elle est dans le second cas immédiatement précédée

d'une onde de choc. Dans les deux cas on se retrouve dans des conditions soniques après combustion et les deux procédés sont équivalents.

Si on considère le fonctionnement du statoréacteur à des vitesses de vol croissantes, c'est évidemment le deuxième type de combustion qu'on rencontrera à faible vitesse, le premier apparaissant au-dessus d'une certaine vitesse critique. L'augmentation du Mach d'entrée et la diminution de l'accroissement relatif de température génératrice apporté par la combustion stœchiométrique d'un combustible donné se conjuguent en effet, quand la vitesse augmente, pour amener le moment où la combustion localisée au col laisse le fluide dans les conditions soniques, ce qui caractérise le régime critique.

La valeur critique T_i^* est définie par

$$\frac{T_i^*}{T_i^0} = \frac{(1 + \gamma M_1^2)^2}{M_1^2 (1 + \frac{\gamma-1}{2} M_1^2)} \cdot \frac{1}{2(\gamma+1)}$$

M_1 étant le Mach au point P_1 .

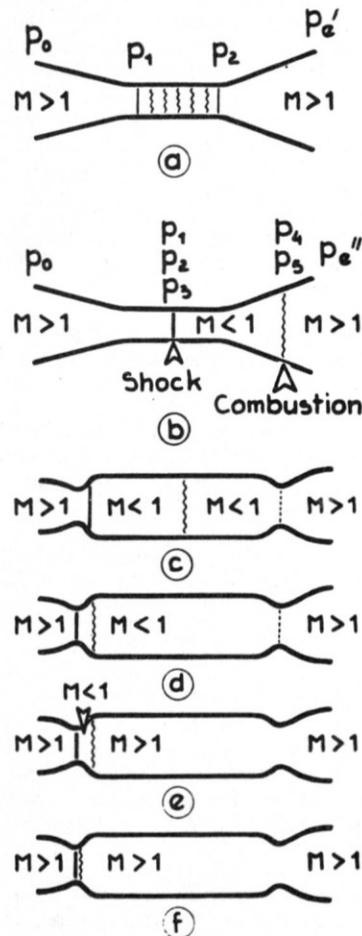


Fig. 25 - Configurations de modes de combustion. Statoréacteurs à un et à deux cols.

A.6 - Application au statoréacteur à double col.

Le statoréacteur classique est pourvu de deux cols. Dans des conditions d'adaptation idéale le premier col correspond à un passage continu du supersonique au subsonique. La combustion s'effectue dans la section maximale entre les deux cols. Le deuxième col correspond au passage du subsonique au supersonique.

Le chemin parcouru dans le plan (T_i, M^2) est très voisin de l'optimum absolu, qui comporterait deux droites D encadrant un segment de l'axe des T_i .

En dehors de ces conditions d'adaptation, deux cas sont à considérer. Si on ne peut pas éviter que le deuxième col soit sonique, aucun problème d'optimisation de la combustion ne se pose. Le Mach de sortie est parfaitement défini et la poussée aussi. La compatibilité du débit avec les conditions soniques au second col exige une perte de pression génératrice bien déterminée, mais qui peut être obtenue par un moyen quelconque. Dans la technique classique (fig. 25c) la combustion reste localisée dans la section maximale et la perte de charge est réalisée par une onde de choc localisée dans une section convenable du premier divergent. Mais on peut aussi bien imaginer qu'elle soit obtenue par un déplacement de la combustion vers l'amont (fig. 25d), l'onde de choc exigée pour le passage en subsonique restant localisée dans le premier col (où son intensité est minimale). Cette deuxième méthode est équivalente à la première lorsqu'on reste proche des conditions d'adaptation. Mais elle conduit naturellement à une possibilité de réaliser au second col un Mach supérieur à l'unité, correspondant évidemment à une poussée supérieure. Ceci arrive lorsque la section où se situe la combustion, dont la surface va diminuant, se trouve égale à celle du second col. Toute la question de l'écoulement situé à l'aval de la tranche de combustion passe brusquement en supersonique et à partir de ce moment on se trouve ramené au cas du statoréacteur à un seul col (fig. 25 e-f).

Un statoréacteur à deux cols rencontrera donc, à vitesse croissante à partir de ces conditions d'adaptation, trois régimes différents :

- dans le premier régime, caractérisé par le fait que le second col est sonique, la combustion est totalement subsonique (fig. 25c-d).
- dans le second régime, le second col est supersonique. L'écoulement est subsonique entre le premier col, où règne une onde de choc, et la tranche de combustion, qui amène l'écoulement aux conditions soniques (fig. 25e)
- dans le troisième régime, la combustion est localisée dans le premier col et l'écoulement est entièrement supersonique (fig. 25f).

2.7 - CONCLUSION

Les régimes idéaux qui viennent d'être définis sont évidemment loin d'être réalisables. Ils font abstraction des pertes de toute nature et supposent la possibilité, très éloignée de la réalité, de combustions instantanées. Les régimes n'en sont pas moins intéressants, comme représentant des conditions dont il est avantageux de se rapprocher. Ils constituent d'autre part des références utiles. Connaissant la géométrie d'un statoréacteur et les conditions d'entrée il est facile de calculer la poussée dans les conditions idéales de la présente étude, et c'est le rapport de la poussée réelle à cette poussée idéale qui devrait logiquement être adopté comme coefficient d'efficacité globale du statoréacteur à configuration imposée.

Cette étude appelle également l'attention sur l'intérêt très général d'un type de combustion "sous-sonique" défini par la condition que la combustion développée à partir d'une vitesse subsonique dans un diver-

gent amène le passage de la vitesse du son. Ce type de combustion constitue la transition naturelle (qui s'étendra en pratique à une large gamme de vitesse de vol) entre la combustion subsonique classique et la combustion supersonique proprement dite.



--: REFERENCES --:

- [1] J.R. Henry and C.H. Mc. Lellan - The air breathing launch vehicle for earth-orbit Shuttle new technology and development approach. A.I.A.A. paper N° 70 - 269.
- [2] Kennedy F. Rupert - Hypersonic ramjets for space shuttle. UISSI-VKI, Lectures series on technology of space shuttle vehicles, Von Karman Institute for Fluid Dynamics, Rhode-Saint-Genèse, Belgique, November 23-27 1970.
- [3] C. Huet - Bilan propulsif, jusqu'à Mach 7, d'un statoréacteur monté sous une aile. La Recherche Aérospatiale N° 133, Nov. 1969, traduction NASA N° TTF 12.951.
- [4] R. Marguet - C. Huet - Recherche d'une solution optimale de statoréacteur à géométrie fixe, de Mach 3 à Mach 7 avec combustion subsonique, puis supersonique. A.F.I.T.A.E. 5ème Colloque d'Aérodynamique Appliquée, C.E.A.T. Poitiers, 6-8 nov. 1968, T.P. ONERA n° 656.
- [5] F. Hirsinger - Optimisation des performances d'un statoréacteur supersonique.- Etude théorique et expérimentale. 1st International Symposium on Air Breathing Engines, 19-23 June 1972, Marseille, T.P. ONERA n° 1106.
- [6] F.S. Billig - G.L. Dugger - P.J. Waltrup - Inlet-combustor interface problems in scramjet engines. 1st International Symposium on Air Breathing Engines, Marseille, June 1972.
- [7] M. Warner - Considérations théoriques sur les écoulements permanents par tranche, et le phénomène d'obstruction thermique. A.T.M.A. Paris-Session 1952, p. 515.
- [8] O. Leuchter - Problèmes de mélange et de combustion d'hydrogène dans un statoréacteur à combustion supersonique. Communication à la D.G.L.R. Fachausschüsse für Luftatmende Antriebe und für Chemische Antriebe, Trauen, 11 Mai 1971.

- [9] A.E. Gaede and H.J. Lopez -
Selection of nozzle contours for a research
scramjet engine.
A.I.A.A., 3rd Propulsion Joint Specialist
Conference, Washington D.C., July 17-21 1965.
- [10] C. Soulier et J. Laverré -
Using the O.N.E.R.A./S4.MA Hypersonic Wind
Tunnel for supersonic combustion ramjet tests.
35th Supersonic Tunnel Association, Dallas
(Texas), 8-9 March 71.
T.P. ONERA n° 924 (1971).
- [11] R. Marguet - M. Barrère - R. Cérésuela -
Propulsion des véhicules hypersoniques.
Conférences présentées à l'Institut von Karman,
Rhode-Saint-Genèse, Belgique, 18-23 janv. 1970.
N.T. ONERA n° 169 (1970).
- [12] J. Leynaert -
Prises d'air pour le vol à Mach 7.
A.F.I.T.A.E. 5ème Colloque d'Aérodynamique
Appliquée. C.E.A.T. Poitiers, 6-8 nov. 1968.
T.P. ONERA n° 658.