



## TURBINES AÉRONAUTIQUES ET MOTEURS-FUSEES À HYDROGÈNE

### Sommaire

#### I. Généralités

#### II. Turbines aéronautiques à hydrogène

1. Rappels historiques
2. Adaptation des moteurs
3. Architecture de l'avion
4. Applications particulières
5. Les problèmes de sécurité
6. La logistique au sol
7. Conclusions

#### III. Moteurs-fusées cryogéniques à hydrogène

1. Fonctionnement des différents systèmes de moteurs-fusées cryogéniques
2. Vulcain 1 et Vulcain 2, moteurs cryogéniques à hydrogène de l'étage principal des lanceurs Ariane
3. HM-7 et Vinci, moteurs cryogéniques à hydrogène de mise sur orbite des satellites
4. A l'avenir: des lanceurs réutilisables ?

## I. GENERALITES

L'hydrogène liquide présente un intérêt pour les applications aéronautiques du fait qu'il réduit –pour une autonomie équivalente- la masse de carburant embarqué d'un facteur 2,8. De plus, il permettrait un transport « propre » dans la mesure où cet hydrogène aura été produit sans production de CO<sub>2</sub>.

Néanmoins cet avantage est contrecarré par quelques inconvénients :

- il nécessite un réservoir 4,2 fois plus volumineux que les réservoirs de kérosène et qui aura une masse 5 à 10 fois supérieure à la masse de l'hydrogène embarqué du fait de la structure isolante pour le maintenir à – 253°C,
- du fait du volume de ce réservoir, la trainée induira, pour effectuer le même trajet, une quantité d'énergie supérieure à celle du même avion utilisant du kérosène.
- le temps nécessaire au remplissage du réservoir sera plus long que celui nécessaire au remplissage en kérosène.
- les aspects sécuritaires devront être complètement revus.

Concernant les applications aérospatiales, l'hydrogène présente l'avantage d'être le combustible le plus énergétique donc capable de fournir les poussées les plus importantes. Mais cela n'est possible qu'au prix d'une technologie cryogénique délicate car pour alimenter les moteurs des fusées en quantité suffisante, l'hydrogène doit être à l'état liquide comme doit l'être l'oxygène avec lequel il entre en réaction de combustion.

## II. TURBINES AERONAUTIQUES A HYDROGENE

### 1. Rappels historiques

C'est en 1937 et **aux USA** que fut réalisé le premier prototype de réacteur à hydrogène.

Puis, en 1955, le *Lewis Flight Propulsion Laboratory* (Cleveland – Ohio – U.S.A.) lança des études sur le sujet. Plusieurs modèles de turboréacteurs furent modifiés puis essayés au sol pour valider ces

modifications puis en mesurer les performances, y compris avec simulation d'altitude. L'un d'entre eux fut essayé en vol (1958) sur un B-57, bombardier léger biréacteur qui était la version U.S du Canberra anglais. Les équipements nécessaires et l'hydrogène liquéfié étaient emportés dans des nacelles accrochées aux extrémités des ailes comme de classiques réservoirs supplémentaires.

Bien que rapidement couronnés de succès techniques, trois années du début des études jusqu'aux essais en vol, ces travaux ne trouvèrent pourtant pas d'application opérationnelle : les autorités militaires estimèrent les coûts de la logistique nécessaire à l'hydrogène trop lourds pour les budgets du *Strategic Air Command*.

Les études se poursuivirent aux U.S.A dans les années soixante-dix et au début des années quatre-vingts, toujours au centre de recherches *Lewis*, devenu un centre NASA, et avec la société *Lockheed*. Elles portaient cette fois sur des applications à des avions de transport de forte capacité mais en élargissant les études à l'utilisation du gaz naturel liquéfié (LNG / méthane). On trouvera un exposé très détaillé des travaux de « *l'Hydrogen Program* » de *Lockheed* dans le livre de G. Brewer (1).

**En U.R.S.S.**, les travaux suivirent un chemin comparable dans les années quatre-vingts, mais avec un intérêt plus marqué pour le gaz naturel dont le pays dispose en abondance. Les essais en vol (1988-89) furent menés avec le TU-155, un TU-154 de transport civil modifié<sup>1</sup>. Les travaux se poursuivirent au début des années quatre-vingt-dix, mais essentiellement pour l'application L.N.G, avec le lancement de la conversion de trois TU-154 en TU-156 à carburation mixte (kérosène/L.N.G) et la commande des moteurs correspondants (NK-89). Ce programme, qui ambitionnait de mettre les premiers appareils en ligne au début de ce siècle, semble interrompu. D'autres études paraissent avoir été réorientées vers une version TU-154/156 capable d'emporter une plus grande quantité de L.N.G correspondant à un usage plus opérationnel, mais dans des réservoirs cylindriques de faible diamètre placés au-dessus du fuselage et non plus dans un réservoir unique à l'arrière de la cabine.

Des études ont également porté sur un dérivé possible du TU-204, biréacteur moderne et comparable aux Boeing-757/767 et autres Airbus A-300. Ce TU-206, équipé de moteurs *Aviadvigatel* PS-92, serait toujours à double carburation mais avec une très forte prédominance de la masse de L.N.G emportée. Une variante équipée de moteurs *Samara* NK-94 a fait l'objet d'autres études (TU-216).

**En Europe**, des travaux ont démarré dans les années quatre-vingts, essentiellement en Allemagne : chez *DASA/Dornier* avec un dérivé du DO-328 et *DASA/Airbus* pour un dérivé de l'Airbus A-300.

Le DO-328 est un bi-turbopropulseur léger (25/30 passagers) pour le transport à courte distance. L'hydrogène liquide et les équipements annexes (pompes, échangeurs de vaporisation, etc...) sont regroupés dans deux nacelles suspendues sous les ailes, à l'extérieur des moteurs, ce que permet la voilure haute mais en limitant tout de même la masse d'hydrogène emportée. Les essais en vol étaient prévus initialement en 2002-2003 mais la pénurie de financement et le rachat de l'activité avion de *Dornier* par *Fairchild* a interrompu ces travaux.

Par ailleurs, le projet *Cryoplane*, démarré au début de l'année 2000, a étudié une version « hydrogène » de l'Airbus A-300. Coordinné par la branche allemande d'Airbus il a rassemblé un grand nombre de partenaires : les pionniers russes *Tupolev* et *Kuznetsov*, *Pratt&Whitney*(Canada), *Alliant Systems* et un grand nombre de sociétés ou organismes de recherches allemands. Associé au programme *Euro-Québec* il a bénéficié également d'un soutien de l'Union européenne pendant deux années. Cette première phase a démontré la faisabilité technique d'un tel projet mais il n'a pas été poursuivi.

Sa configuration était extrêmement simple, avec l'hydrogène liquide stocké dans une série de réservoirs de forme cylindrique allongée, placés au-dessus du fuselage. Les moteurs étant accrochés sous les ailes il fallait évidemment faire cheminer des lignes d'alimentation le long de la partie arrière du fuselage et à travers les caissons de voilure.

---

<sup>1</sup> Il s'agit d'un sosie du B-727, caractérisé par le montage de ses trois turboréacteurs à l'arrière du fuselage.



Figure 1 – Le projet *Cryoplane*

Plus futuristes, parfois carrément exotiques, sont les recherches qui visent à développer des véhicules de transport spatial d'un usage plus souple et d'un coût d'exploitation moins onéreux. Les premiers datent du milieu des années soixante ; ils continuent aux U.S.A, en Russie, au Japon, en Europe et même en Inde et en Chine.

Un concept *technologiquement* susceptible d'aboutir à court/moyen terme (10 ans), selon la masse de charge utile visée et la disponibilité des budgets alloués, serait basé sur un gros porteur subsonique existant, larguant à 12 / 15 km d'altitude un véhicule à moteur fusée, consommable ou partiellement réutilisable. Alimenter les turboréacteurs en hydrogène présentera le gros avantage de réduire la masse au décollage et/ou d'agrandir considérablement le domaine de lancement.

Une synergie plus ambitieuse, mais réaliste car elle fait appel à des technologies connues depuis plus de 30 ans, utiliserait encore mieux le potentiel énergétique de l'hydrogène liquide. Les moteurs de fusées « propres » utilisent, comme ergols, des combinaisons kérosène/oxygène ou hydrogène/oxygène. La masse de cet oxygène représente à elle seule 65 à 85% de la masse totale des ergols. Or il est possible, en utilisant le potentiel cryogénique de LH<sub>2</sub>, d'extraire l'oxygène atmosphérique au moyen d'une installation suffisamment légère pour être embarquée sur l'avion porteur. Pendant la montée en altitude et le vol de croisière, l'avion porteur s'allège en hydrogène tandis que l'oxygène liquéfié, prélevé dans l'air ambiant, s'accumule dans les réservoirs du lanceur. Le développement de cette synergie permettrait une réduction spectaculaire de la masse au décollage avec tous les avantages qui en découlent.

On peut aussi signaler des études sur des *ails volantes* avec réservoirs H<sub>2</sub> intégrés dans la voilure comme le projet européen PPLANE.

Il serait trop long d'entrer dans le détail des projets plus futuristes ou exotiques. Signalons seulement qu'ils exigent le développement de porteurs supersoniques, voire hypersoniques, utilisant des moteurs aérobies dont le flux d'air doit subir plusieurs phases de refroidissement entre sa captation et la chambre de combustion, ce qui impose pratiquement le recours à l'hydrogène liquide, au méthane liquide ou à des carburants dits « endothermiques ».

## **2. Adaptation des moteurs.**

Le problème est relativement simple si l'on ne cherche pas à exploiter au maximum le potentiel de l'hydrogène par le recours à des cycles thermodynamiques complexes.

Au niveau de la chambre de combustion il s'agit essentiellement d'adapter le système d'injection (débit volumique, perte de charge, viscosité, coefficient de diffusion, etc...) pour des conditions extrêmement variables : ralenti au sol, décollage à pleine poussée, croisière, conditions d'altitude et de température très variables.

Les travaux U.S., commencés en 1955, ont prouvé qu'il est possible de trouver rapidement des solutions satisfaisantes, même pour un fonctionnement mixte H<sub>2</sub> et Kérosène. Pour cela, l'hydrogène doit être injecté à température suffisamment élevée (pratiquement  $\geq 150^{\circ}\text{K}$  pour éviter les variations gênantes des conditions génératrices qui compliqueraient la conception des organes de régulation. Un équipement particulièrement critique est l'ensemble pompes/échangeurs, qui ne doivent pas être affectés par le givrage ou générer des oscillations de pression susceptibles de perturber cette

régulation, tout en permettant de faire passer l'hydrogène de l'état liquide à  $\sim 20^\circ\text{K}$  et  $\sim 1$  bar à  $150^\circ\text{K}$  et  $\sim 30$  bars. Une solution est de placer l'échangeur dans la chambre de combustion mais il est bien sûr tentant de rechercher une optimisation maximum du cycle en exploitant le potentiel de refroidissement du  $\text{LH}_2$  : refroidissement en amont des compresseurs pour réduire la puissance absorbée, pour améliorer le refroidissement des aubes de turbines ou réduire le prélèvement d'air affecté à cette fonction, refroidir les accessoires, etc... Il est également possible de chercher à optimiser les paramètres principaux que sont le taux de dilution, le taux de pression de la turbosoufflante et les taux de compression des compresseurs. Ces développements seront évidemment beaucoup plus longs et plus complexes et ne peuvent s'envisager que pour un projet précis et bien arrêté.

Les chambres peuvent même être plus courtes sans affecter le rendement de combustion et la faible émissivité des gaz de combustion tend plutôt à abaisser la température de paroi. Par contre, la modification des structures turbulentes exigent des adaptations plus longues à mettre au point pour uniformiser au mieux les températures locales en amont de la turbine H.P. et surtout éviter des phénomènes locaux de détonation qui dégraderaient rapidement la tenue mécanique de cette chambre, et par suite de tout le moteur.

### **3. Architecture de l'avion**

Elle est essentiellement déterminée par le volume et les contraintes de conception des réservoirs d'hydrogène. Plus encore que pour les véhicules terrestres c'est le stockage à l'état liquide qui s'impose comme seule solution réaliste.

En première approximation la masse d'hydrogène nécessaire, pour une même mission, est 30 à 35% de la masse de kérosène mais avec sa faible densité ( $70 \text{ kg/m}^3$  à l'état liquide sous 1 bar à  $20^\circ\text{K}$  contre  $\sim 800 \text{ kg/m}^3$  pour le kérosène) le volume de stockage est près de quatre fois celui du kérosène. En outre la nécessité d'une isolation thermique très efficace et le dimensionnement pour une pression différentielle de l'ordre de 1 bar interdit le stockage dans les caissons de voilure. Il faut donc des réservoirs spécifiques qui augmentent la masse et la traînée aérodynamique. Le choix qui s'impose comme une sorte de standard, pour garder l'architecture classique des appareils de transport, est d'ajouter un réservoir cylindrique, le plus long possible pour réduire la section du maître-couple, au-dessus du fuselage pressurisé. Les divers équipements de gestion (vannes de remplissage, de vidange d'urgence, évacuation des purges, etc....) peuvent être commodément regroupés dans la pointe arrière de l'avion.

L'installation des moteurs à l'arrière du fuselage serait la plus favorable en réduisant la longueur des canalisations mais c'est une configuration qui tend à disparaître, sauf pour les appareils de faible tonnage. Avec l'architecture standard il faut prévoir tout un réseau de lignes d'alimentation (et de retour) plus complexes qui posent aussi des problèmes de sécurité plus délicats en cas d'accident.

D'autres types d'architectures, en particulier des formes proches des ailes volantes, font à nouveau l'objet d'études relativement importantes dans le but d'atteindre une plus grande efficacité en termes de consommation par siège et par kilomètre, d'émission de polluant ou de bruit. Si les conditions d'exploitation du transport aérien leur permettent de s'imposer cela influencera évidemment les solutions envisageables pour l'avion à hydrogène.

### **4. Applications particulières**

Certaines applications pourraient être développées avant même que l'hydrogène ne s'impose du fait des contraintes environnementales et de la volonté de valorisation des énergies renouvelables.

Le principal avantage de l'hydrogène est de permettre une forte réduction de la masse au décollage, de la surface alaire et, par suite, de la poussée demandée aux moteurs ou de leur nombre.

Le tableau I ci-après donne des ordres de grandeur pour une mission standard et en appliquant les mêmes règles de conception.

	Hydrogène	Kérosène	Méthane
<b>Masse maxi.(t)</b>	169	232	225
<b>Combustible (t)</b>	26	85	69
<b>Masse à vide (t)</b>	103	107	116
<b>Surface alaire (m2)</b>	297	380	385
<b>Diam. fuselage (m)</b>	6,6	5,8	6,1
<b>Poussée/moteur (lb)</b>	30300	39800	41600

Tableau I - Mission 400 passagers - 10 000km - Mach 0,85  
(d'après NASA-CR 159320 – Lockheed California – 1980)

Les gains sont d'autant plus importants que la masse de combustible est plus élevée ; il devient possible d'obtenir des rayons d'action ou des durées de mission considérables (plus de 25 000 km ou plus de 30 heures) sans avoir à faire croître la masse au décollage ou les dimensions au delà des capacités des installations aéroportuaires<sup>2</sup>. Le principal inconvénient de l'hydrogène est sa faible densité, même à l'état liquide ou « boueux »<sup>3</sup>, la taille des réservoirs et la pénalisation de traînée qui en résulte. On notera cependant qu'une réduction du Mach de croisière, par exemple de 0,80/0,85 à 0,70/0,75 et le recours à des hélices de conception avancée, dont le rendement de propulsion est meilleur, peut atténuer très sensiblement cet inconvénient. Dans la mesure où l'hydrogène s'imposerait dans un climat de relative pénurie il est raisonnable de penser que ce ne serait plus un handicap.

Un certain nombre de missions civiles ou militaires peuvent tirer profit de ces avantages, sans attendre que l'hydrogène soit devenu vecteur d'énergie:

- Missions d'observation à longue distance ou de longue durée. C'est le cas en particulier de certains drones (voir référence 8),
- Liaisons à très grande distance sans les complications diplomatiques des autorisations de survol ou d'escale,
- Liaisons commerciales vers des aéroports secondaires sans avoir à ravitailler,

## **5. Les problèmes de sécurité**

L'utilisation de l'hydrogène suscite des réactions de crainte sans doute salutaires mais fortement exagérées.

En 1980, sur contrat du *Lewis Research Center*, la société *Lockheed* a mené une étude comparative sur l'hydrogène, le méthane et deux variétés de kérosène. Le fichier d'accidents du N.T.S.B<sup>4</sup> a été exploité pour définir un certain nombre d'incidents et d'accidents types puis comparer les risques ou conséquences des incendies secondaires. Des essais ont permis de préciser un certain nombre de conditions de base (déversement initial, vaporisation d'une flaque, diffusion atmosphérique, etc..) introduites dans les modèles. La progression des fronts de flamme, les profils de température dans l'espace et dans le temps ont été analysés pour les différents scénarios et pour chaque combustible. Il est impossible de rendre compte en quelques lignes de cette importante étude mais on notera une conclusion importante qui confirme la surestimation générale et ancienne des dangers associés à l'usage de l'hydrogène : *les passagers survivants d'un crash ont de fortes chances de survivre à l'incendie résultant du déversement du combustible à bord si celui-ci est de l'hydrogène alors qu'ils n'ont pratiquement aucune chance dans le cas du kérosène.*

<sup>2</sup> Les super-jumbo étudiés par Airbus et Boeing devaient avoir une masse maximum inférieure à 600t. et tenir dans un carré de 80 m de côté.

<sup>3</sup> Plus connu sous son vocable anglo-saxon de « slush », mélange de solide et de liquide.

<sup>4</sup> National Transport Safety Board

En outre, par la conception même des réservoirs d'hydrogène, la probabilité de déversement dans un crash qui épargne à peu près le fuselage est beaucoup plus faible que pour du kérosène logé dans les ailes.

Il est bien évident qu'en dehors de ces cas dramatiques la conception détaillée de l'avion doit être adaptée au comportement particulier de l'hydrogène :

- doubles parois confinant les fuites sournoises et permettant leur mise à l'air libre et leur détection,
- isolation thermique efficace et robuste,
- évacuation des surpressions provoquées par des entrées thermiques accidentelles,

## **6. La logistique au sol**

Par rapport à toutes les autres utilisations de l'hydrogène le transport aérien présente l'avantage considérable de n'opérer qu'à partir d'un nombre très restreint de sites. Pour ce qui est de l'Hexagone, par exemple, l'équipement des deux plateformes parisiennes et de 7 ou 8 aéroports régionaux serait suffisant pour satisfaire la quasi-totalité du transport aérien. Cela n'a rien à voir avec la véritable toile d'araignée qui sera nécessaire pour les autres usages terrestres ou seulement le transport routier.

Les quantités très importantes d'hydrogène qui seront nécessaires si le transport aérien reste simplement au niveau actuel (plusieurs milliers de tonnes par jour pour Paris) incitent à penser que les installations de production et de liquéfaction seront construites à proximité immédiate de ces aéroports. On ne peut éluder les aspects psychologiques de l'acceptation du voisinage d'avions remplis de plusieurs dizaines de tonnes d'hydrogène et de salles d'attente et d'embarquement remplies de passagers.

## **7. Conclusions**

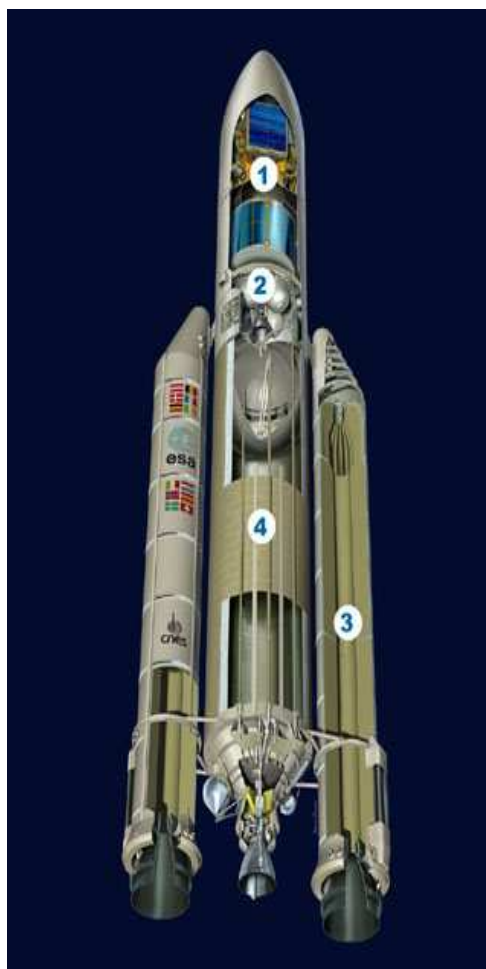
L'abondance actuelle du pétrole, bien que fortement et rapidement variable, ne favorise pas le financement d'études et, moins encore, de développements sur l'avion à hydrogène.

Sauf révolution scientifique et technologique beaucoup plus rapide qu'imaginable, qui permettrait par exemple de maîtriser la fusion nucléaire et inonderait à nouveau la planète d'énergie, il est probable que l'hydrogène s'imposera dans un climat de pénurie qui déplacera les optima recherchés. Le transport sera peut-être assuré par des « Hyper A-380 », croisant à Mach 0,6 et propulsés par des hélices rapides, plus économes en énergie que les réacteurs. On jugera alors, sans doute, les projets de transport supersonique comme une des folies d'une belle époque révolue.

## **III. MOTEURS-FUSEES CRYOGENIQUES A HYDROGENE**

La propulsion aérospatiale est générée par l'expulsion forcée dans une tuyère des gaz résultant de la réaction chimique de combustion d'un combustible puissamment réducteur et d'un comburant puissamment oxydant. Ces éléments combustibles et comburants sont en aérospatial dénommés ergols, ils peuvent être solides ou liquides. C'est dans ce dernier type de moteurs à ergols liquides qu'est utilisé l'hydrogène comme combustible avec l'oxygène comme comburant, ce sont des moteurs dits cryogéniques étant donné que pour être à l'état liquide ces ergols doivent être à basses températures c'est-à-dire dans des conditions cryogéniques.

C'est en particulier la fusée du lanceur Ariane de l'Agence spatiale européenne qui est équipée de tels moteurs cryogéniques. Un lanceur qui est développé pour placer des satellites sur orbite géostationnaire et des charges lourdes en orbite basse.



**Figure 2** - Le lanceur aérospatial Ariane 5

1. Satellite à mettre sur orbite ; 2. Etage supérieur, moteur cryogénique de mise sur orbite ; 3. Etage d'accélération à poudre pour le décollage, EAP; 4. Etage principal, moteur fusée cryogénique assurant le trajet du lanceur

Le moteur cryogénique à hydrogène et oxygène a été mis au point aux Etats Unis vers la fin des années 1950. Si ce couple d'ergols est très efficace, la technologie à mettre en œuvre est difficile à maîtriser. En effet la température d'ébullition de l'hydrogène liquide étant de  $-253^{\circ}\text{C}$  et celle de l'oxygène liquide de  $-183^{\circ}\text{C}$ , il y a nécessité de vannes et de conduits capables d'assurer la circulation de ces liquides dans ce domaine des très basses températures. Le premier moteur avec de tels propergols<sup>5</sup> cryogéniques fut le moteur RL10, fabriqué au début des années 1960 par Pratt and Withney. Il était embarqué au second étage dans le lanceur Atlas Centaur.

## **1. Fonctionnement des différents systèmes de moteurs-fusées cryogéniques**

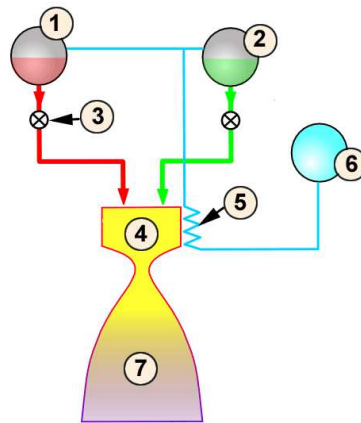
L'hydrogène et l'oxygène liquides sont stockés dans deux réservoirs séparés. L'injection proprement dite dans le moteur se fait suivant deux systèmes d'alimentation différents: l'alimentation par pressurisation des réservoirs et l'alimentation par turbopompes.

L'alimentation du moteur par pressurisation est plutôt utilisée pour les moteurs de faible poussée qui utilisent des réservoirs de taille réduite car pour garder les ergols sous forte pression, il faut des réservoirs à parois épaisses qui ne peuvent être de grandes dimensions car ils seraient alors trop lourds. C'est pour cela que pour les moteurs à forte poussée, la nécessité de réservoirs de grande capacité exclut cette solution.

La pressurisation est effectuée en maintenant une pression importante dans les réservoirs à l'aide d'un gaz inerte comme l'azote. Cette technique nécessite une importante masse de ce gaz inerte aussi pour

<sup>5</sup> Le propergol est le mélange de propulsion, constitué des deux ergols comburant oxydant et combustible réducteur dont la réaction chimique fournit l'énergie au moteur-fusée.

la diminuer on fait circuler le gaz à travers un échangeur de chaleur qui en augmente la température et donc la pression.



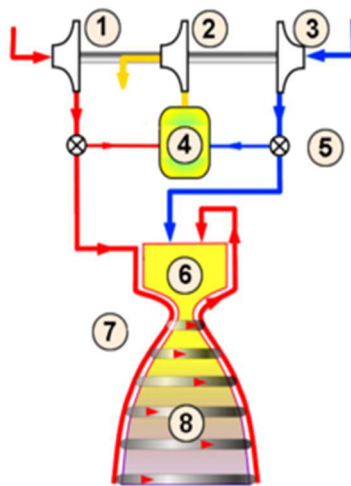
**Figure 3** - Alimentation par pressurisation des réservoirs

1. Réservoir carburant, 2. Réservoir comburant, 3. Vanne, 4. Chambre de combustion, 5. Echangeur thermique, 6. Réservoir de gaz utilisé pour la pressurisation, 7. Tuyère

Pour les moyennes et fortes poussées l'alimentation du moteur fusée se fait par turbopompes. Plus précisément cette alimentation est assurée par deux turbopompes, actionnées par une turbine à gaz. L'une et l'autre envoient son ergol en accélérant la vitesse et donc en augmentant la pression. Il existe trois types de moteurs-fusées fonctionnant avec des turbopompes.

- Moteur à flux dérivé

Son principe consiste à envoyer une petite quantité des ergols liquides dans le générateur de gaz dans lequel ils sont brûlés.



**Figure 4** - Schéma moteur à flux dérivé avec générateur de gaz

1. Pompe carburant, 2. Turbine, 3. Pompe comburant, 4. Générateur de gaz, 5. Vannes, 6. Chambre de combustion, 7. Échangeur thermique, 8. Tuyère.

Le gaz résultant de cette combustion entraîne la turbine puis est rejeté sans passer par la chambre de combustion. Ce système n'est pas le plus économe en énergie car une partie n'est utilisée que pour faire fonctionner la turbine. En revanche, il présente l'avantage de permettre à la turbine de fonctionner séparément du moteur.



- Moteur à flux intégré

Dans cette variante les gaz du générateur sont réinjectés dans la chambre de combustion afin d'accroître la poussée. Un tel moteur est ainsi plus économique que celui à flux dérivé, il est toutefois alourdi et plus complexe.

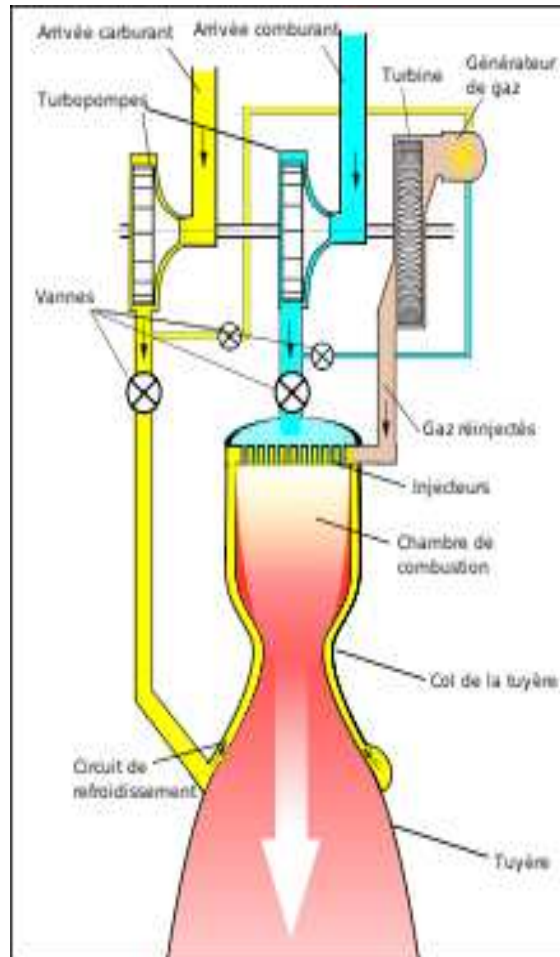


Figure 5 – Moteur à flux intégré

Un problème persiste avec ces deux types de moteurs : l'instabilité de la combustion qui s'accroît avec la puissance, un inconvénient auquel à l'époque, les soviétiques ont remédié par le moteur multi-chambres.

- Moteur multi-chambres

Comme son nom l'indique ce moteur est constitué de plusieurs chambres de combustion et de plusieurs tuyères alimentées par une unique turbopompe. Chaque moteur est moins puissant mais connaît moins d'instabilité lors de la combustion et réunis, ces moteurs délivrent une poussée égale à un unique gros moteur. Ainsi la force de poussée est conservée et les instabilités de la combustion sont réduites mais avec l'inconvénient que la présence de plusieurs moteurs alourdit la fusée.

## 2. Vulcain 1 et Vulcain 2, moteurs cryogéniques à hydrogène de l'étage principal des lanceurs Ariane

**Vulcain 1** dans son ensemble mesure 3 m de hauteur pour un diamètre en sortie de tuyère de 1,76 m et une masse de 1 685 kg. Il fonctionne lors d'un vol normal environ durant 10 minutes. Avant le

lancement, il est testé sur le pas de tir pendant environ 7 secondes et, si tous les systèmes répondent correctement, les propulseurs latéraux à poudre, EAP (Etages d'Accélération à Poudre) sont allumés et le lanceur décolle.

La poussée produite est transmise à l'étage via une structure triangulaire métallique portant le moteur. Sa partie haute est enfermée dans une protection thermique, afin de l'isoler du rayonnement produit par les échappements des deux EAP.

La durée de vie maximale de Vulcain est de 6 000 secondes et de 10 à 20 démarrages.

### Fonctionnement

Le fonctionnement du Vulcain est fondé sur le cycle à flux dérivé, dans lequel les turbopompes qui alimentent la chambre de combustion, sont entraînées par la combustion, dans un générateur de gaz unique, des ergols prélevés (3 %) sur le circuit principal. Un fort excès d'hydrogène a pour effet de limiter la température des gaz tout en les rendant réducteurs de façon à protéger les aubes de la turbine.

L'alimentation du moteur en ergols à haute pression se fait par deux turbopompes indépendantes:

- La turbopompe à hydrogène tourne à 33 200 tr/min en développant une puissance de 12 MW, (la puissance de deux rames de TGV). Elle est l'objet d'études très avancées sur la résistance des matériaux, la conception des roulements et le centrage des masses en mouvement qui doivent être le plus proche possible d'un équilibrage parfait,
- La turbopompe à oxygène tourne à 13 000 tr/min et développe une puissance de 3,7 MW. Sa conception exige l'emploi de matériaux qui n'entrent pas en combustion avec l'oxygène qu'elle brasse.

Vulcain reçoit de ces pompes 200 l d'oxygène et 600 l d'hydrogène par seconde. Les vannes des circuits (cf. Figure 3) sont actionnées par des vérins pneumatiques alimentés en hélium gazeux au moyen d'électrovannes. Le rapport de mélange peut être modifié en commutant la vanne d'alimentation de la turbopompe à oxygène, ce qui réserve la possibilité d'aboutir à un épuisement quasi simultané des deux réservoirs.

La poussée de 1 140 kN (114 tonnes) obtenue par l'éjection à grande vitesse correspond au débit de gaz produit par la combustion des ergols dans la chambre de combustion à savoir 250 kg/s à 3 300 °C sous une pression de 110 bars. L'oxygène liquide et l'hydrogène liquide sont introduits dans la chambre à travers un injecteur frontal, consistant en 516 éléments coaxiaux. Du fait de la température élevée de la combustion, la chambre est refroidie par circulation de l'hydrogène liquide (à -253 °C) dans 360 canaux longitudinaux usinés dans la paroi.

Le divergent assure l'accélération des gaz en régime supersonique jusqu'à 4 000 m/s. Il est constitué de 456 petites canalisations soudées de 4 x 4 mm, et d'une épaisseur de 0,4 mm, enroulées en hélice et également refroidies par circulation d'hydrogène. Elles forment un film fluide qui refroidit les parois internes, selon le procédé dit de *dump cooling*.

Le divergent est mobile, son orientation est assurée par des vérins pneumatiques alimentés en hélium. Un gaz qui est stocké sous une pression de 390 bars dans deux réservoirs de 300 litres, construits en composite carboné et titane.

Comme il a été dit plus haut, le démarrage du moteur se fait au sol, afin que son fonctionnement puisse être contrôlé avant l'allumage des étages à poudre assurant le décollage du lanceur. Ce démarrage du moteur qui nécessite environ sept secondes est assuré par un dispositif à poudre qui met les turbopompes en rotation, et par des allumeurs pyrotechniques qui initient la combustion dans la chambre et dans le générateur de gaz.

**Vulcain 2** est une optimisation de Vulcain 1 qui augmente la poussée jusqu'à 1 350 kN. Sa hauteur atteint 3,60 m, pour un diamètre en sortie de tuyère de 2,15 m. La turbopompe à hydrogène développe une puissance de 14 MW.

Ce moteur permet d'accroître les capacités de charge utile d'Ariane 5 ECA de près de 20% par rapport à l'ancienne version, soit 1,3 tonne supplémentaire. Il délivre l'oxygène liquide à une pression de 161 bars par une nouvelle turbopompe italienne tournant à 13 000 tr/min. Ce moteur est également doté d'une nouvelle tuyère, développée par Volvo Aero, qui permet de réinjecter les gaz en provenance de la turbine des turbopompes. Cette tuyère est également allongée de 50 cm, afin d'améliorer le taux de détente des gaz en sortie.

Les contraintes mécaniques et thermiques très sévères dues à des températures de plus de 3 000 °C ont nécessité une longue et difficile mise au point. Au niveau du refroidissement de la tuyère, la différence entre Vulcain 2 et Vulcain 1 se situe au niveau du réseau des canalisations dans lesquelles

circule l'hydrogène froid, il n'est plus composé de 456 mais de 288 tubulures circulaires de 4 x 6 mm de diamètre et 0,6 mm d'épaisseur. La diminution correspondante du nombre de soudures visait à diminuer le temps de la réalisation (passant de 13 à seulement 5 semaines) mais aussi à réduire les coûts de fabrication. Cette innovation ne fut pas heureuse car elle causa la perte de la 17<sup>e</sup> Ariane 5 du vol 517 qui fut engloutie dans l'océan Atlantique. Au cours du vol, des fissures au niveau de ces tubulures de refroidissement entraînent un flambage qui a ouvert un trou dans la paroi de la tuyère. Un accident qui révéla que les charges thermiques et dynamiques en altitude étaient supérieures à ce que la tuyère pouvait supporter. Depuis, des améliorations basées sur les retours d'expériences du moteur Vulcain 1 ont permis de remédier à ce défaut et de rendre fiable le moteur Vulcain 2



Figure 6 - Vulcain 1



Figure 7 - Vulcain 2

Le tableau II qui suit résume les caractéristiques techniques des moteurs Vulcain.

Version	Vulcain 1 (Vulcain 1B)	Vulcain 2 <sup>9</sup>
Hauteur	3 m	3,45 m
Diamètre	1,76 m	2,10 m
Masse	1 686 kg	2 100 kg

Propergols	Oxygène liquide (LOX) et hydrogène liquide (LH2) dans un rapport 5,9:1	Oxygène liquide (LOX) et hydrogène liquide (LH2) dans un rapport 6,1:1
Vitesse de rotation des turbopompes	11 000 à 14 800 tr/min (LOX) resp. 28 500 à 36 000 tr/min (LH2)	11 300 à 13 700 tr/min (LOX) resp. 31 800 à 39 800 tr/min (LH2)
Puissance des turbopompes	2,0 à 4,8 MW (LOX) resp. 7,4 à 15,5 MW (LH2)	3,7 à 6,6 MW (LOX) resp. 9,9 à 20,4 MW (LH2)
Pression dans la chambre de combustion	100 bars (110 bars)	115 bars
Poussée dans le vide	1 120 kN (1 140 kN)	1 340 kN
Poussée au sol	815 kN	960 kN
Impulsion spécifique <sup>6</sup> dans le vide	431,2 s	434,2 s
Rapport de section	45	58,3
Vitesse d'éjection dans le vide (SI)	4 228 m/s	4 228 m/s

Tableau II – Caractères techniques des moteurs Vulcain

### 3. **HM-7 et Vinci, moteurs cryogéniques à hydrogène de mise sur orbite des satellites,**

HM-7 est le petit moteur-fusée cryogénique développé pour propulser le troisième étage de la fusée Ariane1 qui a été utilisé pour la première fois en 1979. À l'origine, sa poussée était de 60 kN et son fonctionnement durait 780 secondes. Ce fut le premier moteur-fusée utilisant l'oxygène et

<sup>6</sup> Grandeur qui correspond à la durée pendant laquelle un kilogramme de propergol produit une poussée équivalente à une masse d'un kilogramme (soit une force d'environ 9,81 N) dans le champ gravitationnel terrestre.

l'hydrogène liquide construit en série en Europe. Les moteurs de ce type ont été utilisés sur les lanceurs Ariane 2, 3, 4 et sont actuellement mis en œuvre par l'étage supérieur des lanceurs Ariane 5 de type ECA (version pouvant placer environ 10 tonnes en orbite de transfert géostationnaire). C'est une version améliorée, désignée HM-7B et délivrant 64,8 kN, qui a été utilisée pour la première fois sur une fusée Ariane 3. Actuellement, la fusée Ariane 5 ECA utilise une version encore plus puissante fournissant 70 kN durant 970 secondes. Un des inconvénients de ces moteurs de la série HM est qu'ils ne peuvent pas être ré-allumés.



Figure 8 - Moteur HM - 7

**Vinci** est un nouveau moteur cryotechnique du type des précédents mais qui lui est ré-allumable et peut ainsi positionner plusieurs satellites sur différentes orbites au cours d'une même mission. Il motorisera l'étage supérieur du lanceur Ariane 6 destiné à succéder à Ariane 5 en 2020.

Vinci développe une poussée de 180 kN (près de trois fois supérieure à celle de ses prédécesseurs), avec une impulsion spécifique<sup>7</sup> de 464 secondes et peut fonctionner jusqu'à mille secondes. En outre, il se distingue des moteurs Vulcain par sa ligne hydrogène haute vitesse: une rotation de la turbopompe hydrogène de 90 000 tr/min, contre 19 500 pour l'oxygène.

Actuellement, afin de respecter les critères d'encombrement liés au bâtiment d'assemblage d'Ariane 5, Vinci a été conçu avec un divergent en composite à matrice céramique pouvant se déployer. Cette technologie permet d'optimiser l'impulsion spécifique en maîtrisant les critères d'espace et de poids.

---

<sup>7</sup>Cf. note 6.



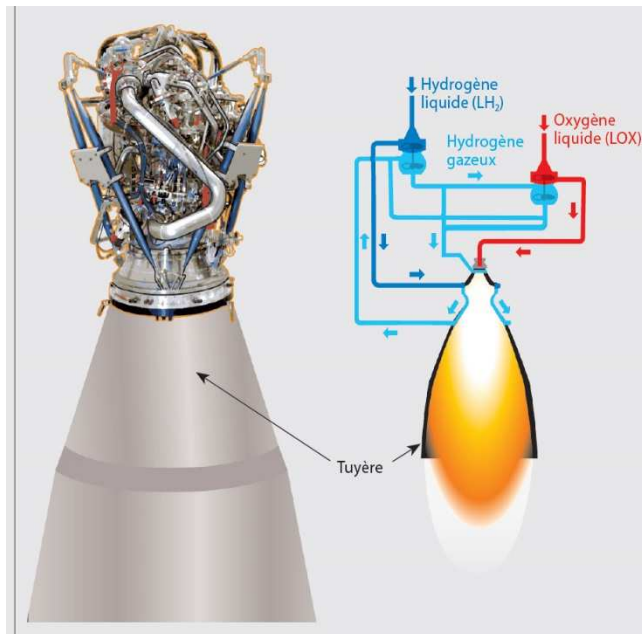


Figure 9 - Moteur Vinci

#### 4. A l'avenir des moteurs-fusées réutilisables ?

Aujourd'hui sont à l'étude et expérimentés des lanceurs réutilisables: Falcon 9 de Space X aux Etats Unis et Adeline d'Aibus Space Systems en Europe. Sans doute est là une nouvelle étape dans l'histoire des vols spatiaux car ces solutions devraient permettre non seulement une économie financière, le chiffre de 30% est avancé, mais aussi un gain de temps appréciable.

Ces deux projets de lanceurs en partie réutilisables sont très différents. Le groupe américain a conçu le lanceur Falcon 9 afin qu'à son retour l'étage principal puisse atterrir à la verticale de manière similaire à son décollage. Pour l'europpéen Adeline, le premier étage de la fusée, une fois détaché de son réservoir et de l'étage supérieur, s'apparente à un drone avec à son bord le moteur principal éteint. Ce drone, équipé de ses propres moteurs, ramène ainsi le bas de la fusée sur Terre en atterrissant sur une piste comme le fait un avion.

De tels lanceurs à éléments réutilisables ne sont pas envisagés en usage courant avant 2030.

Mais pourquoi alors ne pas aller encore plus loin ? Si l'on récupère la partie basse du lanceur, ne pourrait-on pas récupérer la partie haute? Celle-ci qui a pour fonction de placer les satellites sur leur orbite n'est qu'à usage unique. Airbus Space Systems projette de s'en resserrer en la transformant en remorqueur. Schématiquement, une fois détachée et sa tâche de « positionnement » effectuée, l'étage supérieur dont le moteur serait éteint irait s'installer sur une orbite spatiale, en quelque sorte sur un parking. Il suffirait alors d'envoyer de nouveaux « étages inférieurs» porteurs d'un satellite le rejoindre.

##### Sources et références

- 1- Brewer, G., *Hydrogen Aircraft Technology*, CRC Press, 1991
- 2- *Jane's all the world aircraft (1999-2000)*
- 3- *NASA Technical Memorandum 79196*
- 4- *AIAA 90-2421 -JPC – Orlando – 1990*
- 5- *NASA TM-X 71622*
- 6- *NASA CR-1655256*
- 7- *Documentation DASA* (Deusche Aerospace AG, société éphémère qui a vécu de 1989 à 1994 et qui est devenue ensuite Daimler-Benz Aerospace AG)
- 8- *Kuentzmann, P.- L'hydrogène et l'aéronautique, dans "L'hydrogène carburant de l'après pétrole", Ed. Technip 2012, p. 85-92*