

## TURBINES AÉRONAUTIQUES À HYDROGÈNE

### Sommaire

#### Généralités

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**

### Généralités

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.

### 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

<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.

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. Coordonné 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.



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  $\geq 150$  °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  $\sim 20$  °K et  $\sim 1$  bar à  $150$  °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 LH<sub>2</sub> : 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 kg/m<sup>3</sup> à l'état liquide sous 1 bar à 20°K contre ~ 800 kg/m<sup>3</sup> 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 ci-après donne des ordres de grandeur pour une mission standard et en appliquant les mêmes règles de conception.

|                            | <b>Hydrogène</b> | <b>Kérosène</b> | <b>Méthane</b> |
|----------------------------|------------------|-----------------|----------------|
| <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          |

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

<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.

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,
- etc....

## **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.*

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,
- etc....

## **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.

---

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

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.

## **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* (Deutsche 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*