



XPLORAIR

« LA » Voiture Volante du 21^e siècle ?

Véhicule à décollage et atterrissage
SANS roulage **NI** voilure tournante

XPLORAIR,

DÉCOLLAGE & ATERRISSAGE **SANS** ROULAGE TAKE OFF AND LANDING **WITHOUT** ROLLING (TOLWIR)

Lors du dernier sondage réalisé sur une population représentative composée des ancêtres de Cro-Magnon, Sapiens-Sapiens, à la question : « Pour assurer votre survie préférez-vous : voler comme les oiseaux ou courir comme les chevaux ? » À 95% la réponse fut : « Voler *! »

Et en ce début de 21^e siècle, même s'il suffit de se rendre dans un centre dédié à la surconsommation pour assurer sa « survie » et bien au-delà, compte tenue de la circulation automobile condamnée à la 2D, il y a fort à parier que la réponse serait la même : « Voler* ! »

En effet, en ce début de 21^e siècle, il semblerait qu'une onde parcourt la planète pour démocratiser l'usage des aéronefs (bateau de l'air) pour « Monsieur-et-Madame-tout-le-monde » qui aspirent plus que jamais à voguer sur la 3D...

* la devise d'une glorieuse unité de l'Armée de l'Air ne fut-elle pas : « *S'élever pour Vaincre !* »

Dans cet article qui marque les 20 ans de cette jeune fille au doux prénom de « Gazette 3AF MP » nous souhaitons vous présenter un nouvel aéronef monoplace à décollage et atterrissage vertical **SANS** voilure tournante : l'**Xplorair* PX200**.

* brevet international déposé par EADS Innovation Works

Un bref état de l'Art

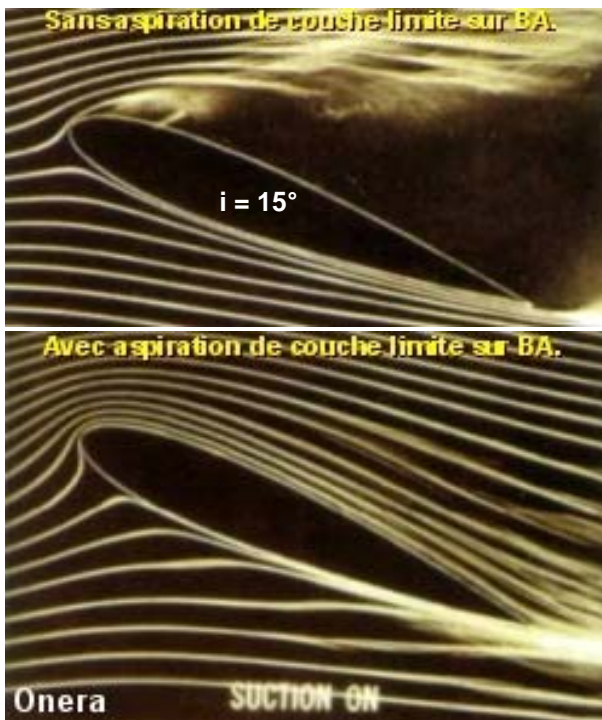
Sur cette illustration, quelques réussites des hommes de l'Art pour réaliser le décollage vertical ou avec roulage très court :



Sans conteste, la technologie la plus mature est celle qui utilise les voilures tournantes dont l'Hélicoptère occupe la plus haute place sur le podium de la trilogie du décollage vertical. La seconde place étant tenue par les aéronefs à réaction dont le flux est dévié, comme il se doit, vers le sol. Ainsi, deux technologies rivalisent d'ingéniosité pour réaliser ce prodige : celle qui utilise les gros débits à faibles vitesses (les hélicoptères) avec le meilleur rendement propulsif, et celle qui maîtrise les « faibles » débits à très fortes vitesses (les turbomachines), mais avec la plus grande vitesse de croisière. Dans les deux cas, les mécanismes que ces technologies imposent sont très complexes et

nécessitent une maintenance rapprochée. Cependant, il existe peut-être une 3^e voie fondée sur un phénomène physique connu depuis le début du 20^e siècle : l'effet Coanda, du nom de son découvreur Roumain, Henri Marie Coanda.

L'effet Coanda ?



Il est bon de rappeler tout d'abord (désolé pour les hyper experts du domaine !) qu'à une voilure au profil bien déterminé correspond des coefficients dits de Portance, C_z (son principal job), et de Traînée, C_x (qui traîne des pieds), caractérisant l'efficacité de ladite voilure. Mais, comme rien n'est parfait en ce Bas Monde, il s'avère qu'à partir d'une certaine incidence, l'aile perd de son efficacité en même temps qu'elle voit s'effondrer sa portance. Sur l'illustration ci-contre, une des nombreuses solutions expérimentées pour maintenir la portance à plus grande incidence et donc à plus fort C_z , fut de procéder à l'aspiration des filets d'air sur l'extrados ; technique abandonnée depuis pour de multiples raisons.

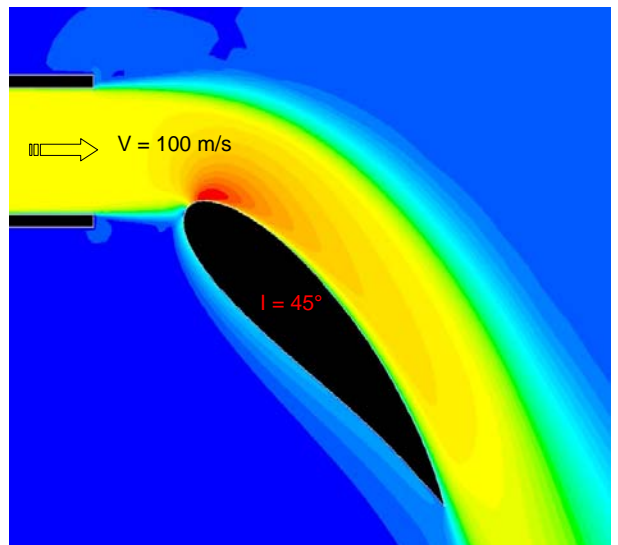
Sur l'illustration suivante, on constate que le flux d'air reste « collé » à l'extrados malgré une très forte déflexion (ici plus de 70°, et voir plus de 130° par des essais NASA). Cette illustration est une simulation numérique calée sur des essais réels effectués en

soufflerie à l'ISAE-ENSICA par des étudiants de 2^e année et supervisés par le Département de Mécanique des Fluides en 2008. Une confirmation donc que l'effet Coanda peut efficacement être utilisé pour dévier sur de grands angles des jets à hautes vitesses.

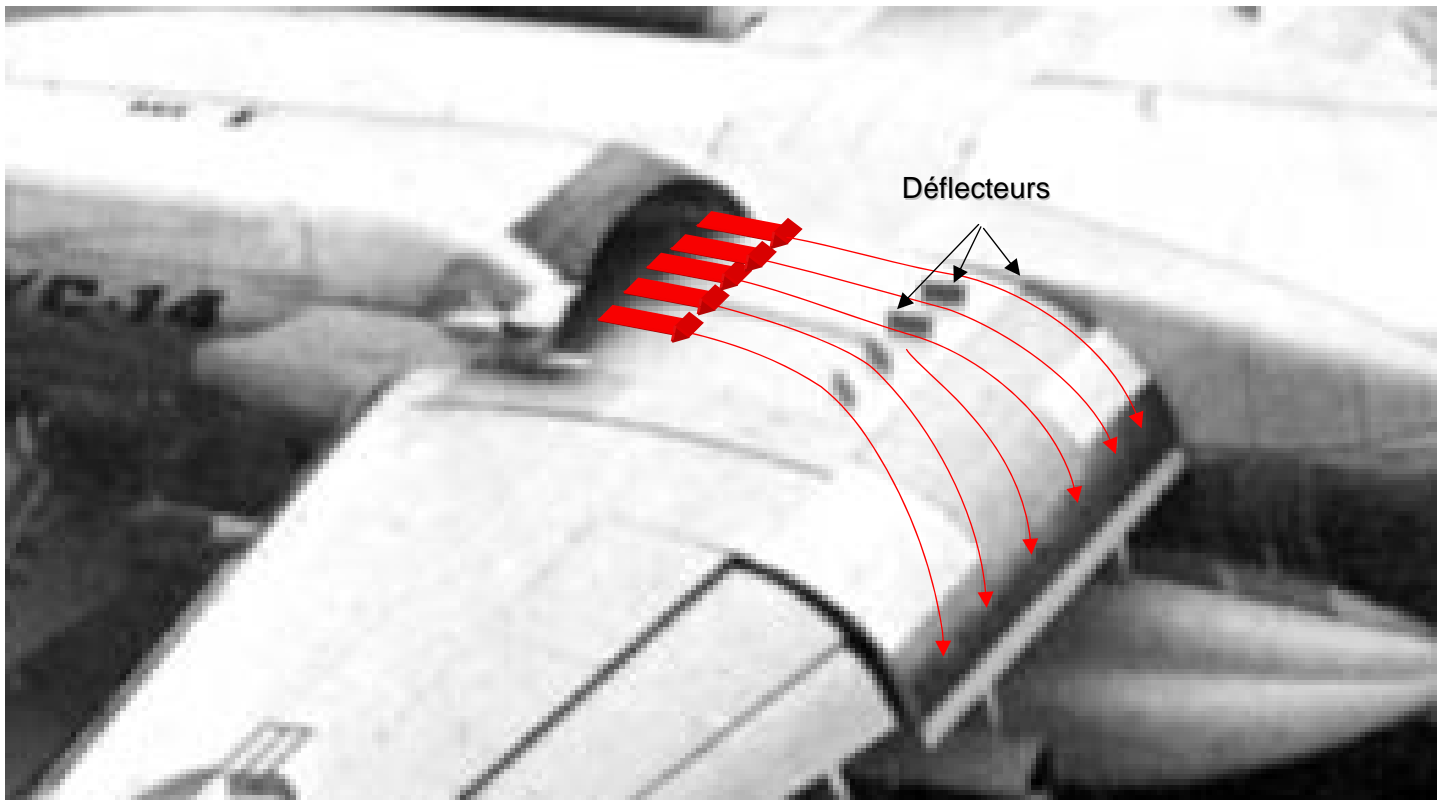
L'Xplorair PX200, véhicule à décollage/atterrissage vertical, est construit autour de cet effet Coanda

Et le Propulseur ?

Une des applications de cet effet Coanda fut celle réalisée par Boeing dans les années 70 avec le YC14 qui permettait de réduire fortement les distances de roulage (900 m au lieu de 1500 m) attendu que cette architecture générait un surplus de portance. Seul inconvénient, ladite architecture étant relativement figée, la force propulsive s'en trouvait proportionnellement réduite, et donc sa vitesse de croisière.



Sur ces illustrations, on remarquera que les déflecteurs ont pour fonction d'étendre au mieux les flux des gaz chauds éjectés des réacteurs afin de « mouiller » une surface maximum, et ainsi générer un supplément de portance appréciable. C'est pourquoi l'on peut remarquer sur la vue globale ci-contre, une surface amovible déployée uniquement durant les phases de décollage et d'atterrissage telle que le « prophétise » la NASA pour les années 2025.



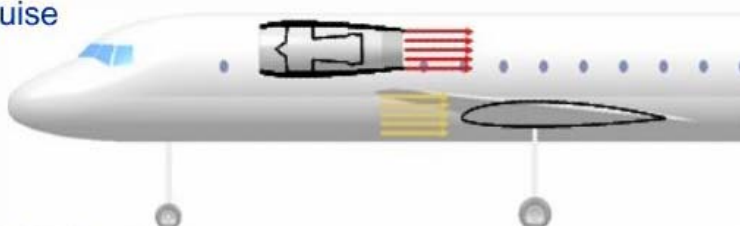
National Aeronautics and Space Administration

Notional Vehicle Concept (B) for 2025

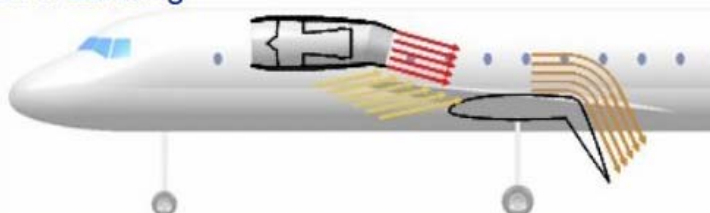
Novel Powered-Lift ESTOL Concept



Cruise



Take-off & Landing



Fayette COLLIER



Principal Investigator,
NASA Langley
Research Center

Fluidic Thrust Vectoring
With Upper Surface Blowing

www.nasa.gov

Le PX200, pour s'affranchir de cet effet de « neutralisation » des performances :

supplément de portance = réduction de vitesse de croisière

doit impérativement intégrer dans ses voilures un tout nouveau moteur, dont le nom déposé est, **Thermoréacteur**[®]. L'architecture qui en résultera permettra d'utiliser au mieux cet effet Coanda pour les phases Atterrissage / Décollage tout en assurant une vitesse de Croisière non « parasitée » par ce même effet Coanda.

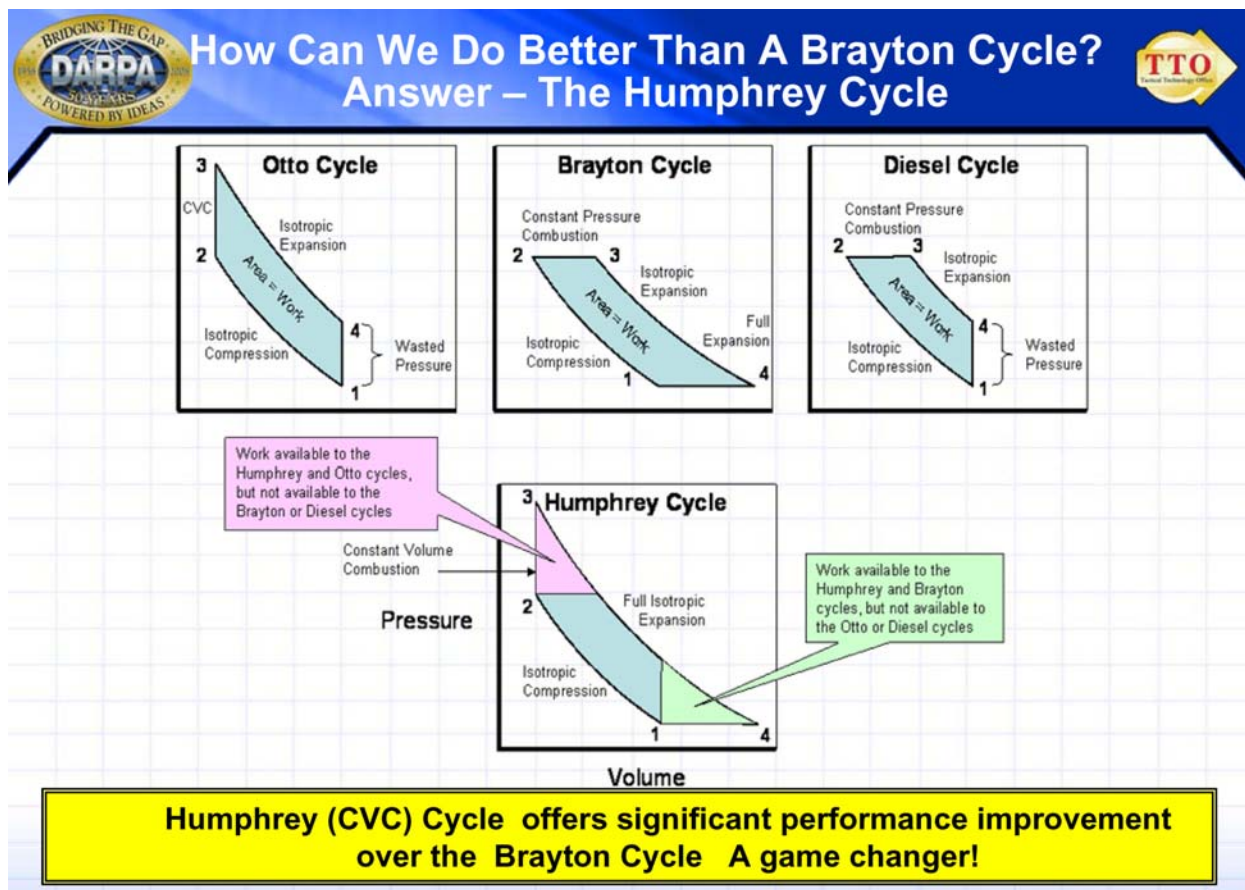
De plus, ce nouveau propulseur devra respecter le cahier des charges suivant :

- 1 – générer un flux de gaz brûlés à haut débit et grandes vitesses au travers d'une tuyère de section rectangulaire adaptée au soufflage sur une grande surface de l'extrados de la voilure concernée,
 - 2 – présenter un encombrement le plus faible possible, et donc une puissance volumique la plus élevée,
 - 3 – afficher un gain en consommation à 2 chiffres (minimum 20%) par rapport aux meilleures turbomachines conventionnelles actuelles,
 - 4 – faire valoir une maintenance des plus réduite,
 - 5 – surtout, respecter les normes acoustiques les plus sévères telles qu'elles seront imposées dans les années 2025 / 2030.
- Et rien de moins...

A priori, devant un tel cahier des charges, il y aurait de quoi retourner à « ses chères études » ! Cependant, nous n'oublions pas que notre terrain de jeu est l'Aéronautique... Nous allons voir alors qu'une lucarne ouverte vers les cieux des possibles n'est somme toute pas dénuée de réalisme !

Pour ce faire, il n'est que de rappeler les efforts sans précédents poursuivis sur l'autre rive de l'Atlantique pour, dans un premier temps, atteindre, voir dépasser, les gains en consommation inscrit sur notre cahier des charges français. Commentons alors l'illustration suivante disponible en libre utilisation sur Internet par la fameuse DARPA :

Les

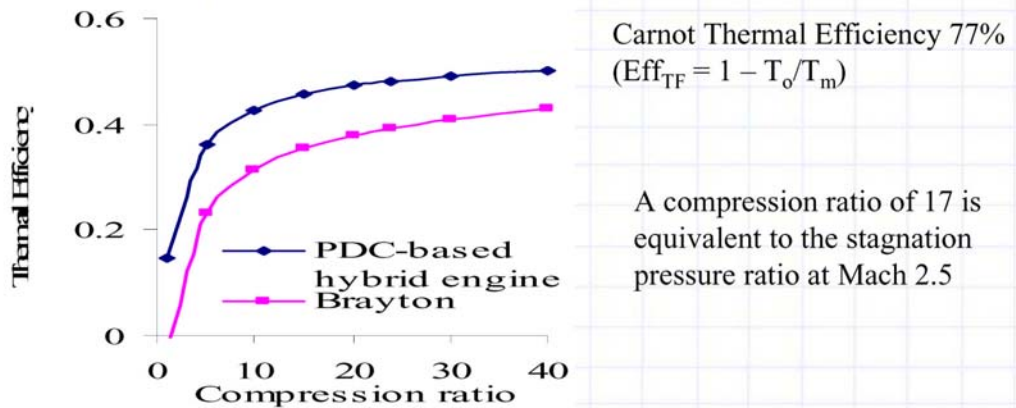


motoristes dont le cycle de Brayton des turbomachines actuelles est le pain quotidien, savent très bien que le rendement thermodynamique est assez faible puisque près de 75% des calories sont évacuées dans l'atmosphère participant ainsi au réchauffement climatique. Sans compter la consommation en kérosène...

C'est une des raisons pour laquelle le cycle de Humphrey fait l'objet de toutes les attentions, car les gains en consommations annoncés par la DARPA sont tout simplement étonnant. Qu'on en juge sur l'illustration suivante où, pour un taux de compression de 17, les gains en terme de rendement du cycle thermodynamique sont proche de 15%.

State of the art: Current R&D efforts focused on Brayton Cycle improvements, only very small improvements possible

Innovation: A Humphrey or Pulse Detonation Constant Volume Combustor (CVC) Cycle offers a novel way to achieve game changing performance improvements



The ideal CVC Cycle thermal efficiency is 9-10% higher than the Brayton Cycle (CR =17), translating to an ideal SFC improvement of 30-35% - A game changer!

Si l'on en croit ces experts américains, la consommation spécifique serait réduite de 30 à 35% ! Pour notre part, nous préférons limiter ce gain à 20% comme nous l'indiquent toutes les simulations et autres calculs effectués jusqu'à ce jour. Mais précisons que notre technologie, pour réaliser le cycle de Humphrey, est très différente de celle utilisée par le consortium US constitué de Rolls Royce, Pratt&Whiney*, General Electric et Alliant Techsystems, avec des montants alloués qui se chiffrent en dizaines de millions de dollars pour réaliser un démonstrateur en 2014 !

*<http://www.masshightech.com/stories/2010/10/11/daily71-DARPA-gives-Pratt-Whitney-338M-for-new-turbine-tech.html>

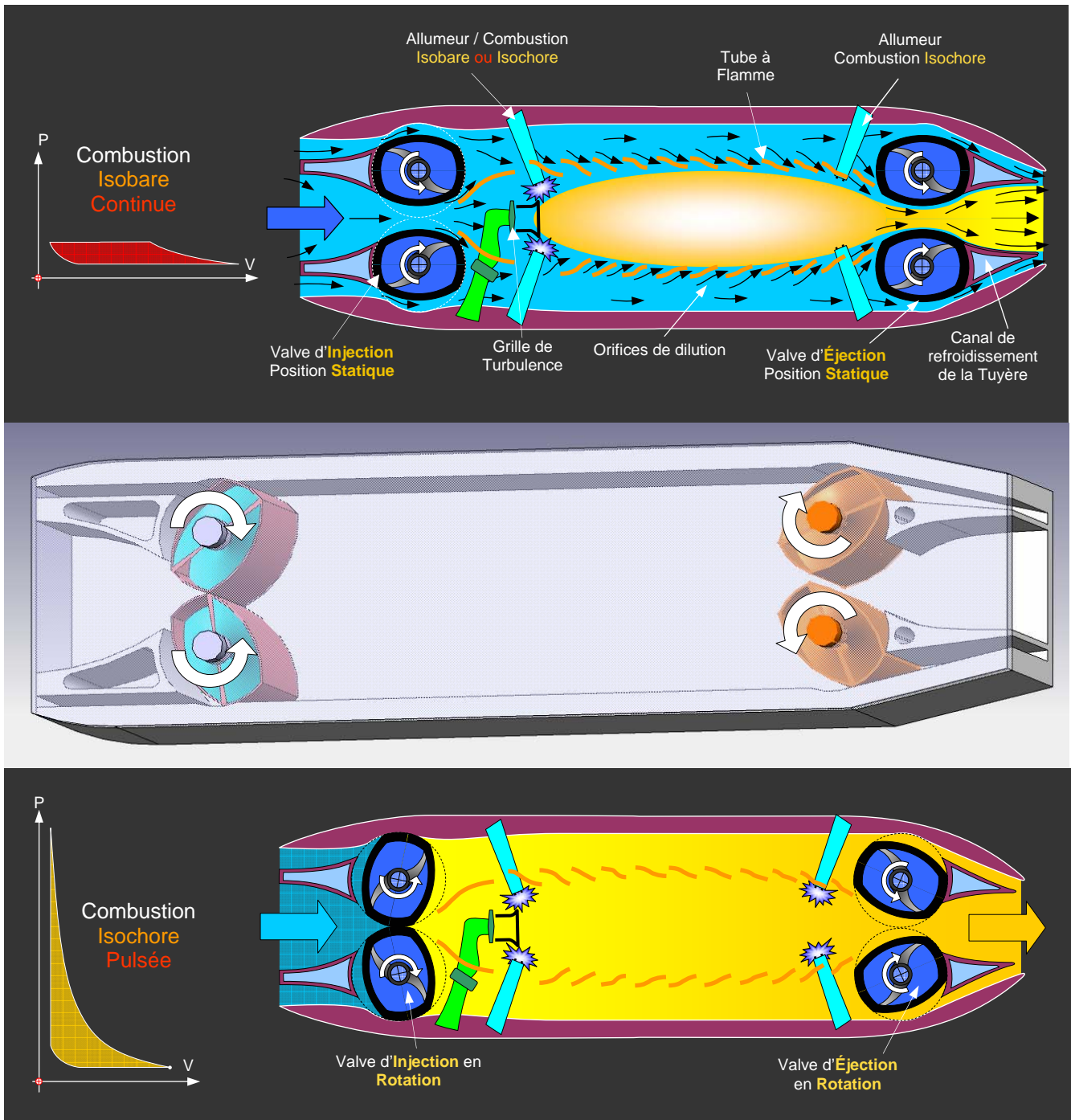
La technologie Thermoréacteur

L'objectif est donc de réaliser le cycle thermodynamique de Humphrey, c'est-à-dire une combustion à volume constant (isochore), à la différence du cycle de Brayton de toutes les turbomachines actuelles conçues sur une combustion à pression constante (isobare). Avantage ? Pour une même quantité de carburant, la combustion isochore permet de monter en pression à un niveau beaucoup élevé que la combustion isobare, et de rejeter des gaz brûlés à une température bien moindre..

Par exemple, en cycle de Brayton, si la pression dite P_2 en sortie de compresseur est de 5 bars, elle se maintiendra à ce même niveau pendant toute la phase de combustion (au rendement de combustion près et des pertes de charge), $P_3 \neq P_2$. Alors qu'en combustion isochore (Humphrey), avec une même $P_2 = 5$ bars, la pression P_3 de fin de combustion isochore sera de $P_3 = 30$ bars ! Ceci tient aussi au fait qu'en combustion isobare c'est le C_p (chaleur massique à pression constante) qui est concerné, alors qu'en combustion isochore, c'est le C_v qui est utilisé (chaleur massique à volume constant). Or d'après la relation de Mayer, $C_p - C_v = r$ ($r = 287$ pour l'air), ce qui indique que la température sera bien plus importante en isochore (C_v) qu'en isobare (C_p), et par conséquent une pression de fin de combustion bien plus importante en isochore.

Tout pourrait être dit, sauf qu'il nous reste à « dessiner » la chambre de combustion qui préservera cet avantage, et répondra en tous points au cahier des charges explicité supra.

Cette chambre se présente alors sous l'architecture suivante :

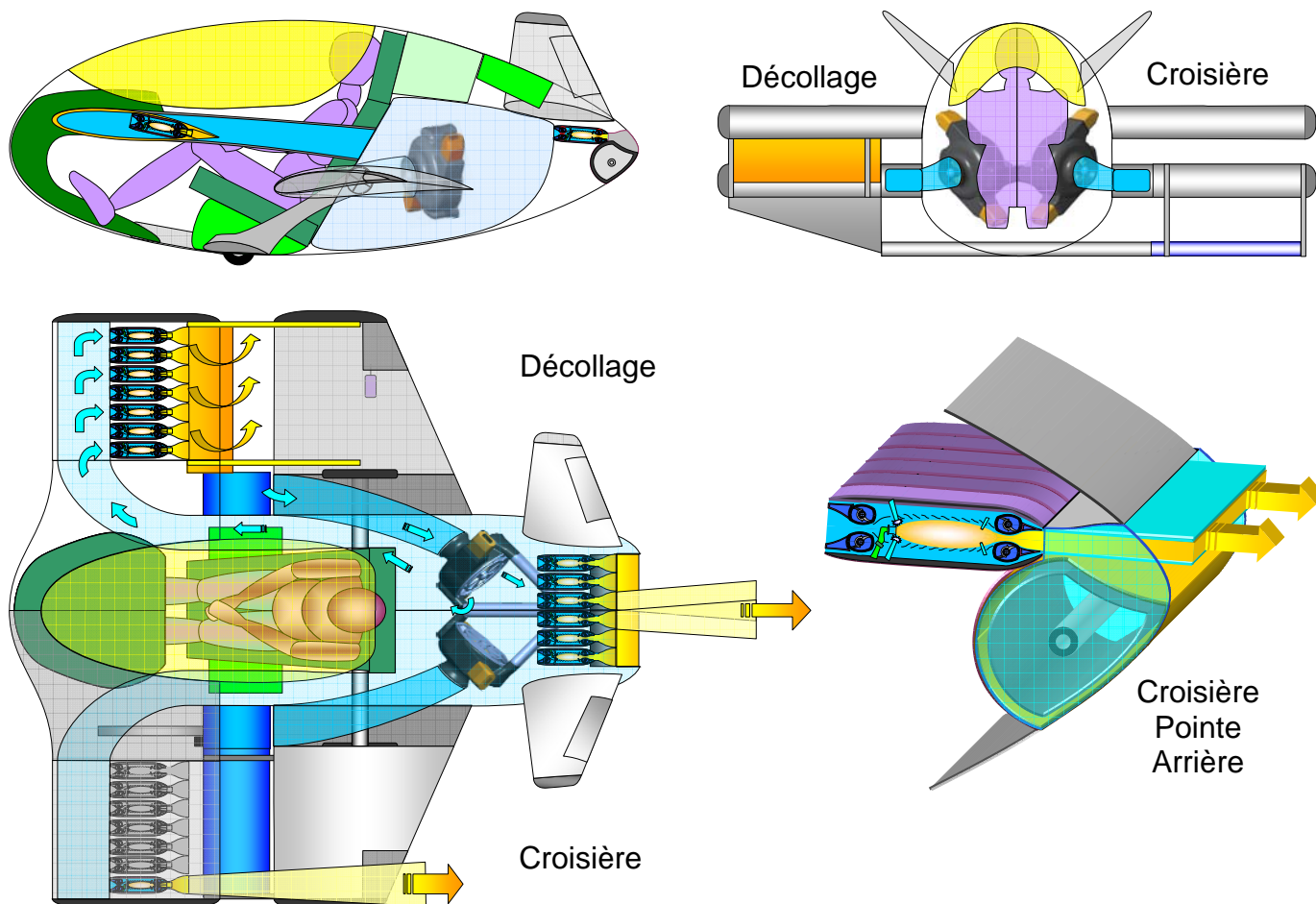


Le design de la chambre de combustion du Thermoréacteur[®] (brevet déposé et publié sur le WIPO) peut aussi fonctionner en mode isobare avec des valves immobilisées dans une position de sorte à présenter un col (illustration supérieure), et ainsi fonctionner comme une chambre de combustion classique, ou bien les valves sont entraînées en rotation de façon synchronisées (illustration inférieure) pour réaliser une combustion isochore. Il va de soit que la combustion isochore sera essentiellement utilisée en Croisière pour les applications aéronaves, satisfaisant ainsi la partie consommation du cahier des charges.

Quelques Applications

Une des applications que nous privilégions est celle de l'aéronef monoplace (« *qui peut le plus, peut le moins* ») dont le nom générique est l'Xplorair[®] PX200 pour *Personal Xplorair 200 km/h*. Un des avantages du Thermoréacteur[®] est sa très grande compacité, au point même de pouvoir se loger dans les voilures. Une unité de propulsion (UdP) occupe un volume de 25 cm x 10 cm x 10 cm, et produira une puissance en mode continu ou en mode pulsatoire relativement modeste. Au décollage et en mode continu, une UdP développera une Force propulsive de $F_{\text{propulsive}} \# 170 \text{ N}$.

Attendu que nous arrêtons la masse du PX200 à 300 kg, nous prévoyons d'utiliser 20 UdP réparties dans les voilures avant et en pointe arrière comme indiqué sur la figure suivante :

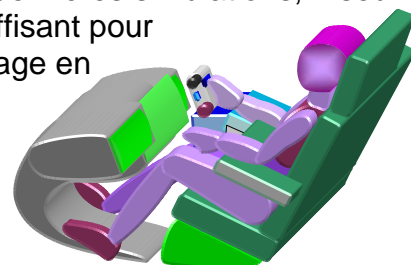


Sur cette illustration du PX200, 7 Thermoréacteurs sont logés dans chacune des voilures avant et 6 en pointe arrière. Soit donc 20 Thermoréacteurs développant au Décollage une Poussée totale de : $20 \times 170 \text{ N} = 3\,400 \text{ N}$.

Partant, au décollage, tous les 20 Thermoréacteurs sont activés de façon à propulser le PX200 jusqu'à une altitude maxi de 2500 mètres (les biocarburants qui « n'aiment » pas les grands froids !) et durant 4 minutes ($1/15^{\text{e}}$ d'heure), ce qui représente une consommation d'environ 15 kg de carburant au décollage, avec, en Croisière, une consommation d'environ :

15 litres / 100 km / 200 km/h

En croisière, avec un Cx compris entre 0,025 et 0,030 selon les dernières simulations, 1 seul Thermoréacteur en bout de chaque voile avant sera nécessaire et suffisant pour atteindre la vitesse de 200 km/h (55 m/s). On remarquera que ce soufflage en bout d'aile arrière permettra dans le même temps de s'affranchir des Winglets... Par ailleurs, et afin de réduire la densité acoustique dans la cabine de pilotage durant toute la croisière, les propulseurs seront prioritairement activés en pointe arrière.

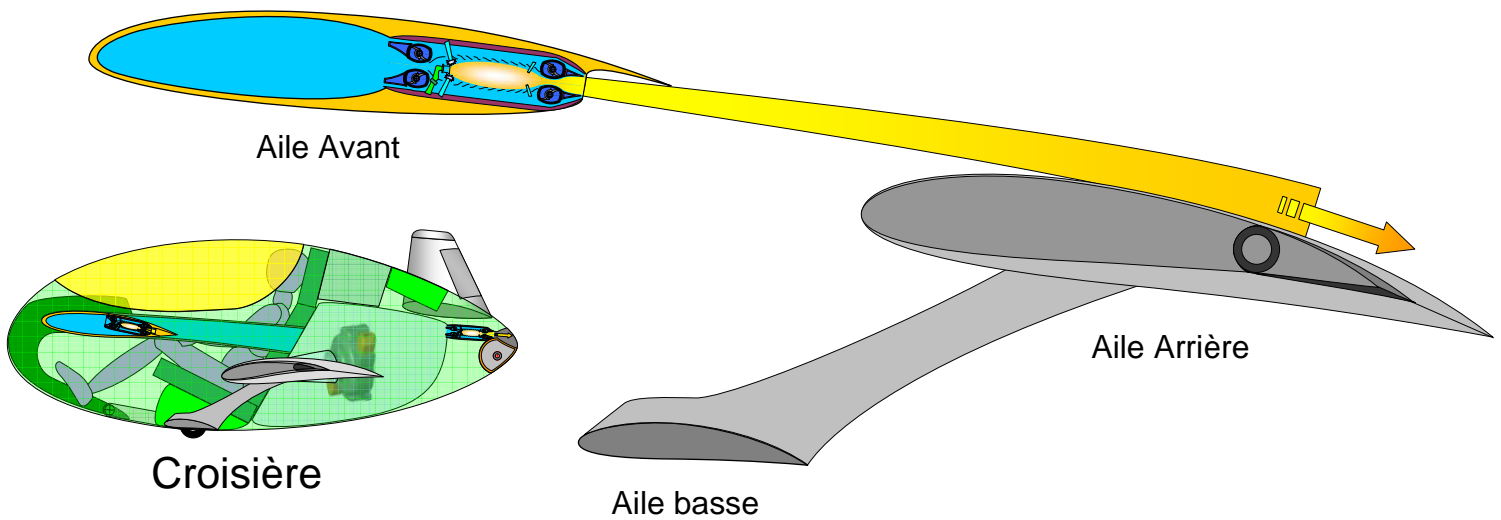


Remarque : Bien entendu, il est possible d'atteindre des vitesses de pointe en activant plus de 2 Thermoréacteurs. Dans ces conditions, la vitesse maxi (**km/h**) avec $N =$ Nombre (pair) de Thermoréacteurs actifs, a pour expression : $V_{\text{Maxi}} \# 140.(N)^{1/2}$

Ainsi, en activant les 20 Thermoréacteurs : $V_{\text{Maxi}} > 600 \text{ km/h}$!

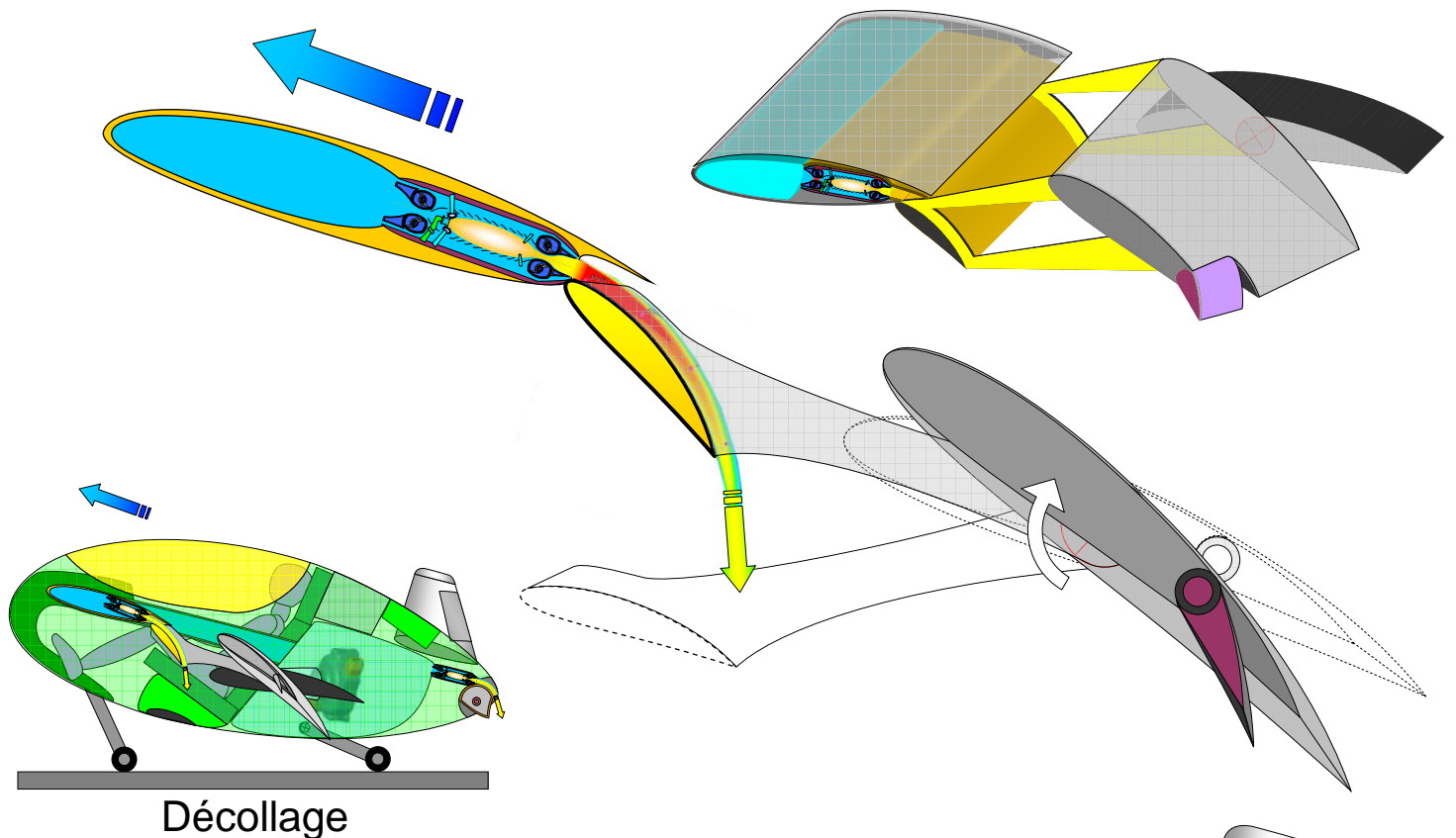
Mais attention à la consommation, et donc à l'autonomie...

Sur le Concept Décollage & Croisière

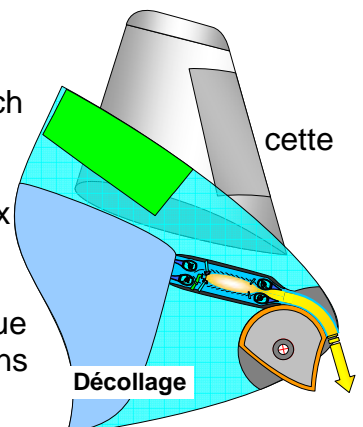


En mode « Décollage » l'aile arrière et l'aile basse effectuent une rotation jusqu'à ce que l'aile basse vienne se positionner en sortie des tuyères des Thermoréacteurs logés dans l'aile avant de façon à amorcer l'effet Coanda, et ainsi dévier les jets vers le sol afin d'assurer le décollage non pas vertical au sens strict, mais de façon oblique, ou plus généralement, **SANS** roulage (TOLWIR*)

* **Take Off and Landing Without Rolling**



Et les premiers design sur l'aérostructure effectués par Sogeti High Tech (Blagnac / Département structure, stagiaire, octobre 2010) s'apparentent à structure ci-après, étant entendu qu'une étude détaillée est actuellement menée pour identifier tous les matériaux 100% recyclables type agromatériaux plantes entières, les nouveaux matériaux à base de fibres de bambou, ainsi que tous matériaux classiques aéronautiques. Une attention particulière est portée sur l'acoustique, mais que nous ne pouvons pas développer attendu que des brevets sont en cours de dépôt par EADS Innovation Works. Nous pouvons tout de même avancer qu'un gain minimum de 15 dB semble possible...

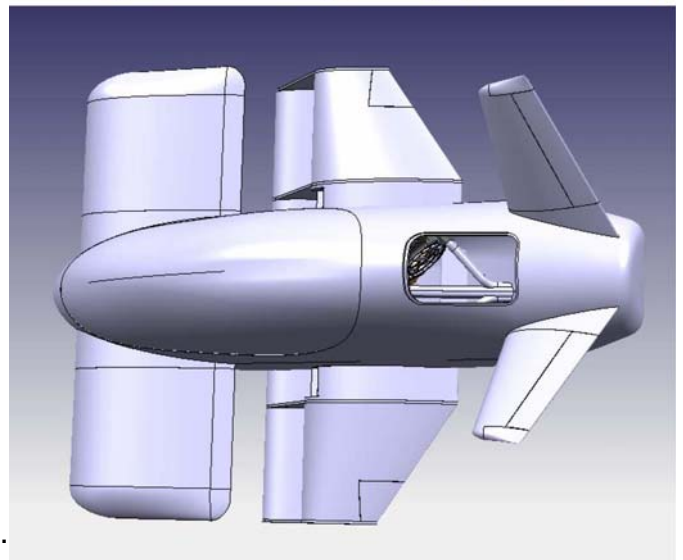
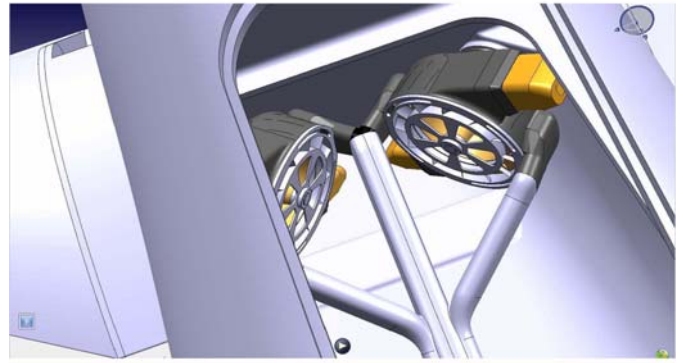


Sur le bloc ThermoCompresseur

Nous avons vu que la chambre de combustion du Thermoréacteur n'était liée à aucune turbine ni compresseur. Cette indépendance procure donc un avantage indéniable à ce type de Turbomachine en ce sens que la température des gaz d'éjection n'est plus limitée aux seules contraintes imposées par la turbine, mais directement à la résistance des matériaux qui vont constituer la tuyère d'éjection et les valves.

Nous sommes donc ramené aux mêmes technologies, pour cette seule tuyère, que celles utilisées dans les statoréacteurs ou les fusées. Par conséquent, attendu que nous pouvons monter en température, des gains conséquents en consommation sont à prévoir, ou à consommation donnée, la puissance spécifique en sera grandement augmentée.

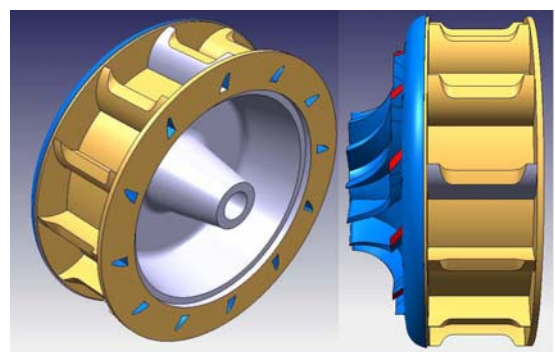
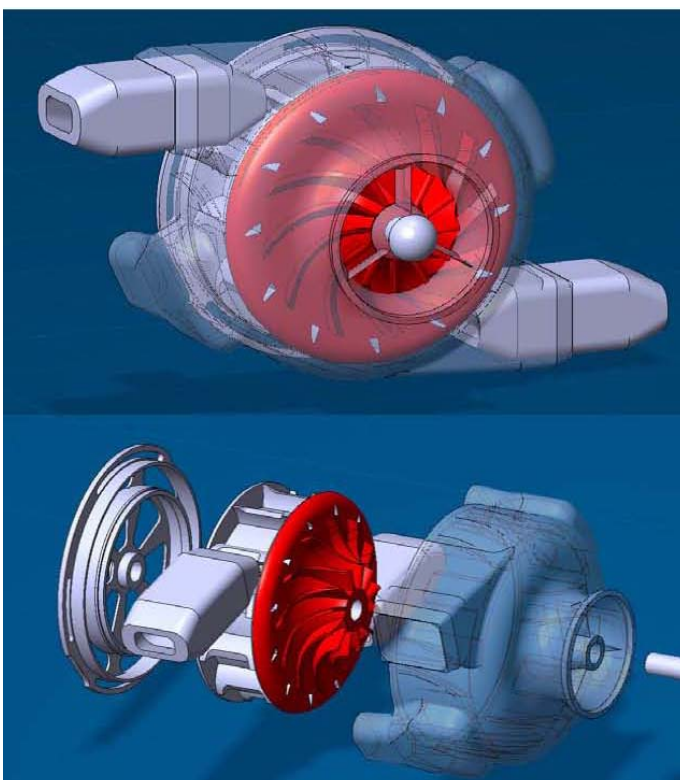
Il n'empêche que nous devons alimenter en air comprimé ladite chambre de combustion. Pour ce faire, nous avons choisi de déporter le groupe compresseur, et de le loger dans la soute. Ainsi, ces désormais ThermoCompresseurs utiliseront chacun au moins 2 Thermoréacteurs positionnés symétriquement comme indiqué sur ces illustrations. Ils viendront alimenter en air comprimé un réservoir dans lequel ils y seront immergés pour aussi s'autoalimenter ; réservoir duquel des conduits reliront les différents Thermoréacteurs positionnés dans les voilures avant et en pointe arrière pour les alimenter en air comprimé.



Le bloc ThermoCompresseur est donc intégré dans la soute du PX200.

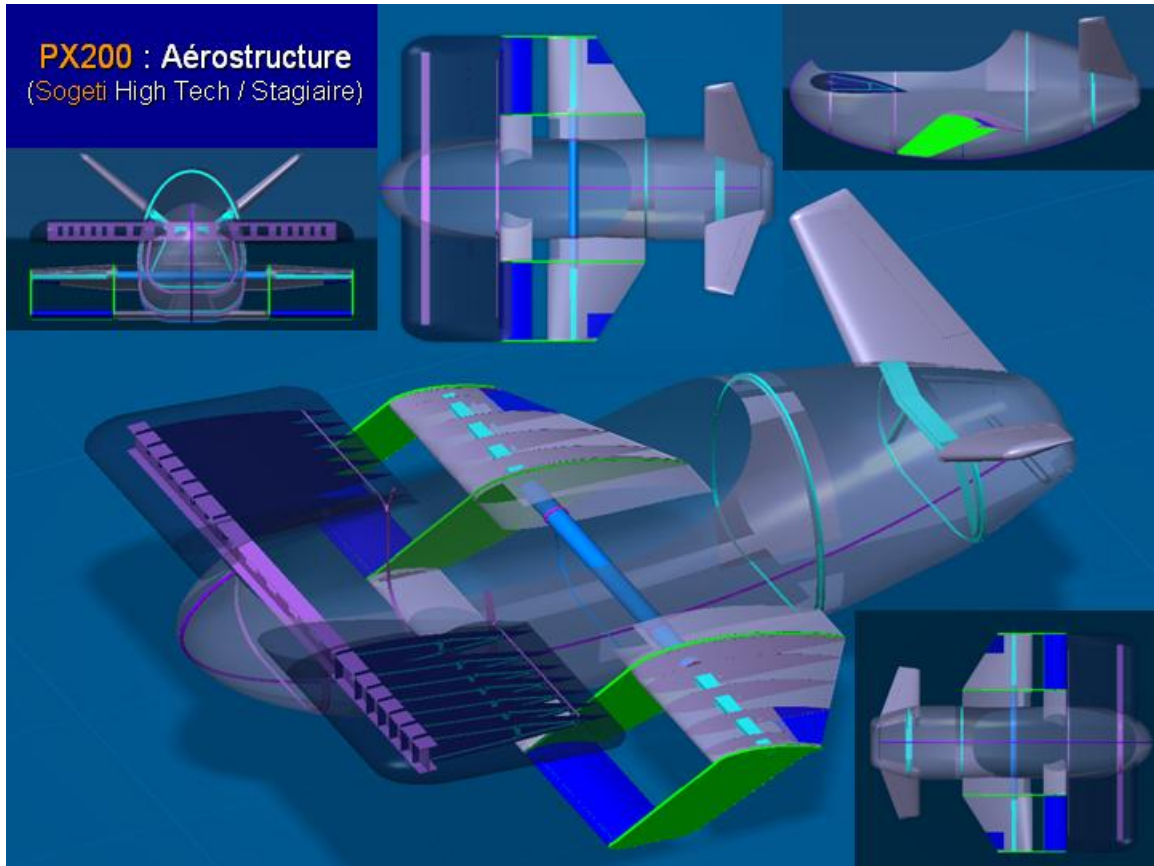
L'architecture du ThermoCompresseur* conçue sur CATIA et soutenue en juin 2010 par un stagiaire au Département Génie Mécanique de l'INSA Toulouse est la suivante :

* brevet déposé par EADS IW sur la base du Thermoréacteur de Michel Aguilar

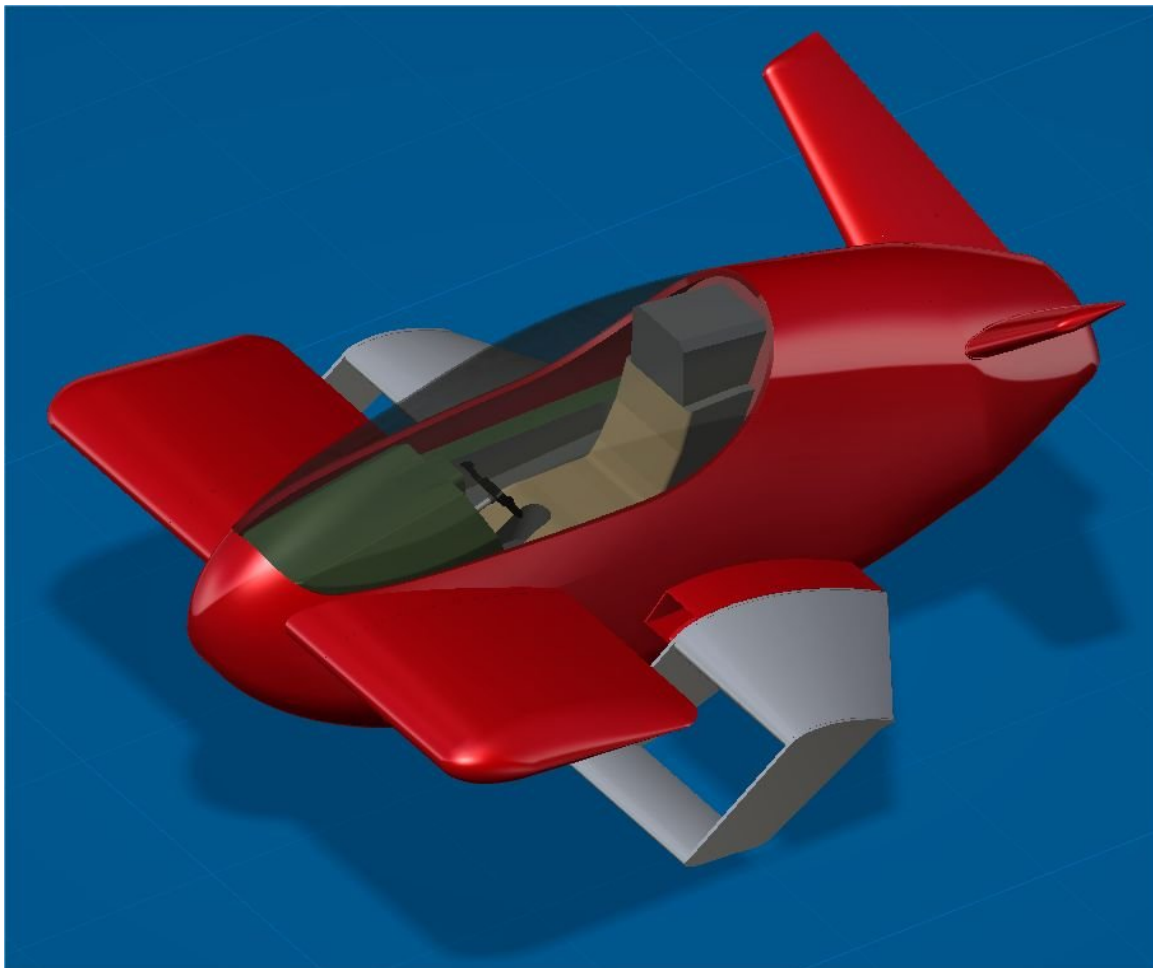


Et l'Aérostructure ?

Des premières études ont donc été menées par le Département Aérostructure de Sogeti High Tech à Blagnac. Un stagiaire de l'IPSA a soutenu son projet de fin d'études en octobre 2010 à Paris.



Le design le plus probable du monoplace PX200 présente les « mensurations » suivantes à l'échelle 1 : **3,7 m x 2,7 m x 1,3 m**.



Bon, et la suite ?

A l'évidence, le cœur de l'innovation de rupture repose sur la conception et le développement du Thermoréacteur en Bi-Mode (continu et pulsatoire) avec Post-Injection. De fait, un consortium porté par COMAT Aerospace (PME de haute technologie sise en banlieue toulousaine) en collaboration avec un grand laboratoire du CNRS (PPrime de Poitiers) et un motoriste majeur a été créé afin de répondre aux critères du programme RAPID de la DGA (Direction générale de l'armement) et du ministère de l'Industrie via la DGCIS (Direction générale de la compétitivité de l'industrie et des services). L'objectif étant de valider le concept Thermoréacteur et d'en mesurer les premières performances, ainsi que les paramètres sensibles, à l'aide d'une maquette démonstrative.

Par ailleurs, un groupe d'étudiants en mastère, managé par un post-doc, et supervisé par le Pr Marius Paraschivoiu, directeur du CIADI (Concordia Institute of Aerospace Design&Innovation) de l'Université Concordia de Montréal/Canada a été constitué dont un des objectifs est de concevoir et réaliser une maquette volante représentative du PX200 en mode décollage sous le contrôle du Pr Ingénieur, Dominique Ng (Génie Mécanique et Industriel).

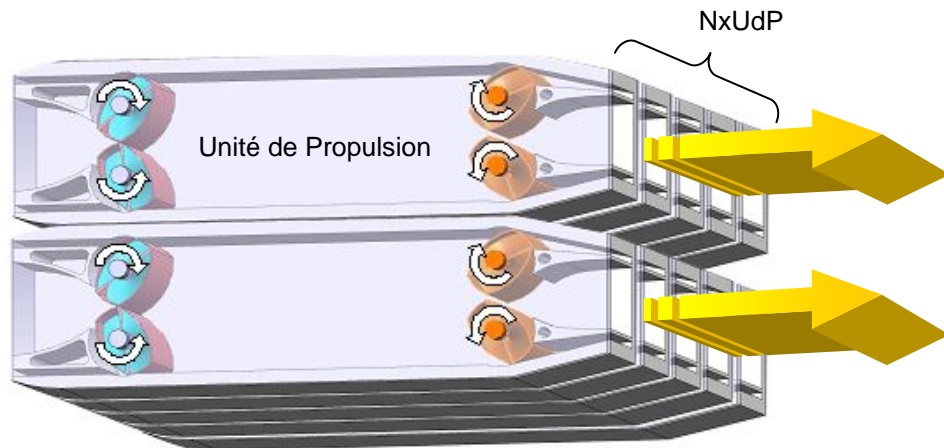
Cette « **première mondiale** » est prévue pour **avril 2011** !

Quant à l'Avionique : Tout reste à faire !

Et la Propulsion Spatiale ?

Le Thermoréacteur utilisé pour la propulsion spatiale pourrait y apparaître « au plus haut de sa forme » puisque par nature, dans le vide sidérale, il n'y a plus aucune résistance à l'avancement. Par conséquent le fonctionnement pulsatoire peut s'avérer des plus intéressant attendu qu'il n'y a de limite de vitesse maximum que par la quantité de combustible contenue dans les réservoirs.

Il s'agira alors d'optimiser le propulseur en accordant la pression maximum en CVC obtenue par chaque unité de propulsion (UdP), avec le volume de la chambre de combustion – et donc la masse de combustible consommée à chaque impulsion -, et au nombre d'UdP une fois que l'on aura défini la vitesse maximum souhaitée (20, 30 ou 50 km/s !), ainsi que la durée du voyage.



Les premières études indiquent qu'il existe un optimum pour un Thermoréacteur donné où le ratio **Poussée Maxi / masse de carburant** passerait par un maximum pour un taux de compression d'injection proche de **2,5**. Par conséquent, la durée du voyage spatial pour se rendre sur Mars, dépendra :

- 1 – De la Vitesse maximum visée, V_{Maxi}
- 2 – De la Masse de combustible / Masse sèche, $M_{Carburant} / M_{Véhicule}$
- 3 – De la pression d'injection,
- 4 – Du nombre « N » d'Unité de Propulsion
- 5 – De la durée minimum pour atteindre cette Vitesse de Croisière,
- 6 – Du taux de propulsion : durée de poussée maxi x durée du Cycle, $(P_{Max}/m_0).T_{Cycle}$

La Vitesse maxi de ce « Vaisseau Thermopropulsé » a pour expression :

$$V_{Maxi} = V_{Libération} + [(P_{Max}/m_0).T_{Cycle}].Ln [1 + M_{Carburant} / M_{Véhicule}]$$

Dans ces conditions, avec un ratio Poussée maxi/Consommation/Cycle, $(P_{Max}/m_0) \cdot T_{Cycle}$ optimisé, $T_{Cycle} = 20 \text{ ms}$ (duré du Cycle de fonctionnement de la chambre de combustion), un ratio Masse de Carburant / Masse sèche, $M_{Carburant} / M_{Véhicule} = 7$, un combustible $H_2 - O_2$ rendu gazeux, et enfin, la vitesse initiale de libération, $V_{Libération} = 11,2 \text{ km/s}$, la Vitesse Maxi, V_{Maxi} , atteinte par ce vaisseau, et pour ces seules conditions, serait de l'ordre de :

$$V_{Maxi} = 30 \text{ km/s}$$

Durée de la phase d'Accélération : $D_{Accélération} = (1/N) \cdot T_{Cycle} \cdot (M_{Carburant}/m_0)$

D'où, avec un nombre d'Unité de Propulsion $N = 10$: $D_{Accélération} \# 0,12 \text{ jour}$

ALLER – RETOUR TERRE / MARS ? PENDANT LES GRANDES VACANCES SCOLAIRES !
(contre 2 x 6 mois actuellement !)

Remerciements appuyés !

Depuis mars 2008, date qui marqua le premier accompagnement de l'Xplorair par Dassault Systèmes via son programme « *Passion for Innovation** » de Richard Breitner, l'intervention de EADS Innovation Works dès mars 2009 peut très justement être comparée au premier étage de la fusée Xplorair. Rappelons aussi l'implication du Département de Mécanique des Fluides de l'ISAE/Ensica avec les premières mesures et simulations de l'effet Coanda durant les années scolaires 2007 et 2008 des étudiants en 2^e année. Mentions spéciale enfin à l'École Supérieure de Commerce de Toulouse (Toulouse Business School) avec Gérard Drouet, Directeur du Mastère « Management de l'Innovation et de la Technologie » dont les étudiants ont menés en 2008 et 2009 des études de marchés** saluées comme très professionnelles par les experts industriels du domaine. Une nouvelle étude de marché sera menée par l'ESC en 2011 et portera sur la co-génération Thermoélectrique.

*<http://www.3ds.com/fr/company/passion-for-innovation/the-projects/xplorair/>

** Identification des marchés civils : liaisons *inter* et *intra* cités, aéro taxis, véhicule de secours, et à long terme (15 ans) véhicules personnels pour le grand public. Marchés militaires : transport de troupes en des lieux inaccessibles, liaisons inter bases, drones offensifs et d'observation...

L'objectif en filigrane du projet Xplorair ?

« *Offrir la 3^e dimension à l'Humanité avant le fin du 21^e siècle !* »



Future Inside

XPLORAIR

www.xplorair.com
michel.aguilar@xplorair.com

Tél.:(33)5 61 81 95 41
Port.: 06 87 50 19 24

Recherche & Conception

Association Aéronautique et Astronautique de France

Commission Technique : « Aviation Légère & Machines Dérivées »

Vice-président « Machines de Conception Innovante »