

La combustion et les défis de la propulsion aéronautique et spatiale

Professeur à l'École Centrale Paris et chercheur au laboratoire EM2C, CNRS, Sébastien Candiel est membre de l'Académie des Sciences, de l'Académie des Technologies, de l'Académie de l'Air et de l'Espace, et membre étranger de la National Academy of Engineering des États-Unis. Il a entre autres reçu la médaille d'argent du CNRS en 1993, le grand prix Marcel Dassault de l'Académie des Sciences en 2000 et la médaille d'or Zeldovich du Combustion Institute en 2010.

1 La spectaculaire croissance du trafic aérien

Il y a environ cent ans, le 25 juillet 1909, Louis Blériot traversait la Manche – une grande première de l'aviation (**Figure 1**). La relation entre les États-Unis et la France était à cette époque très intense dans le domaine de l'aéronautique. Les frères

Wright avaient effectué une tournée de démonstration. Il y avait en France beaucoup d'enthousiasme pour la conquête de l'air, beaucoup d'ingéniosité et de passion. En quelques années, la France s'était hissée au premier rang des pionniers de l'aviation. Le succès de Blériot était dû, d'après Fred Culick, au fait que la France possédait à cette époque



Figure 1

Louis Blériot (1872-1936) (A)
et son Blériot XI (B).

Source :
(B) Licence CC-BY-SA-3.0, Kogo.

les meilleurs moteurs au monde¹, des moteurs qui avaient une puissance volumique deux fois supérieure à celles des moteurs de la même période. Blériot avait pu choisir un moteur suffisamment fiable pour lui permettre de réaliser les trente-trois minutes de vol au-dessus de la Manche (**Figure 2**), gagnant ainsi le prix du Daily Mail et entrant dans l'histoire comme le premier à avoir traversé la Manche en avion.

En seulement une centaine d'années, l'aéronautique a progressé d'une façon remarquable. Les avions sont devenus un moyen de transport de masse. Le nombre de passagers \times le nombre de kilomètres transportés (PKT) atteint au niveau mondial le chiffre considérable de quatre mille milliards par an. Le trafic annuel pourrait être multiplié par un facteur quatre entre 2000 et 2050. C'est tout au moins la tendance que l'on juge aujourd'hui probable (**Figure 3**). Il ne sera évidemment pas possible de multiplier le

trafic en augmentant les nuisances (bruit, pollution, émissions de gaz à effet de serre). Cela exige un effort de recherche et développement considérable pour définir des technologies toujours plus performantes, plus efficaces et moins polluantes, de nouvelles configurations, des matériaux nouveaux et des architectures optimisées.

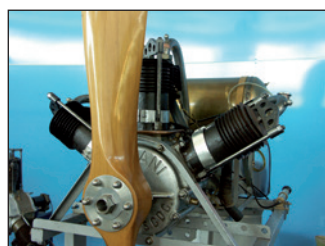
2 Les principes techniques de la propulsion

Il est utile de comprendre les grands principes de la propulsion, en commençant par un peu de mécanique, avant d'aborder la combustion, qui fait intervenir la chimie et qui est directement impliquée dans le processus de conversion de l'énergie dans les moteurs. Pour que l'avion vole, il faut compenser son poids par une force que l'on appelle portance² ou sustentation, force aérodynamique qui évolue comme la vitesse au carré et qui est donc nulle si l'avion a une vitesse nulle.

Figure 2

Moteur Anzani trois cylindres de 25 ch, choisi par Blériot pour sa traversée de la Manche.

Photo : Xavier Cotton.
Musée Régional de l'Air-Aéroport d'Angers.



1. F.E.C. Culick, Aeronautics, 1898-1909 : The French-American Connection, American Society for the History of Technology meeting, 1987.

2. La portance aérodynamique est la composante de la force subie par un corps en mouvement dans un fluide qui s'exerce perpendiculairement à la direction du mouvement.

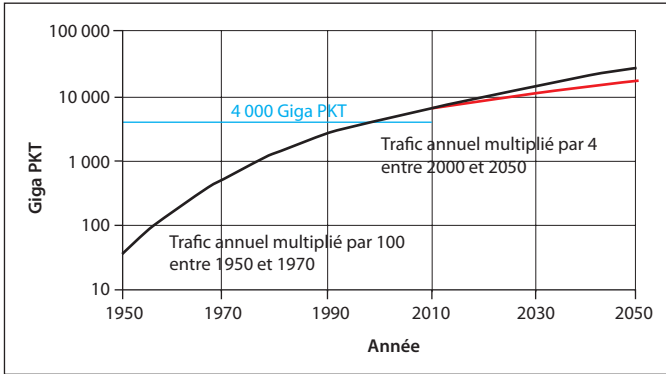


Figure 3

Nombre de passagers transportés par kilomètre et par an (trafic mondial).

Source : d'après G. Ville (cours à l'ECP 2009).

Mais l'avancement de l'avion dans l'atmosphère crée une résistance à l'avancement, une force qu'on appelle la traînée³ (**Figure 4**), qu'il faut compenser par la poussée fournie par les moteurs. On cherche évidemment à augmenter la portance en réduisant la traînée, c'est-à-dire à améliorer le rendement aérodynamique du véhicule, la finesse aérodynamique définie comme le rapport L/D .

À la base de tout mouvement, il y a la loi de Newton, qui pose que le taux de variation de la quantité de mouvement d'un système est équivalent à une force selon l'égalité : $F = \frac{d}{dt}(mv)$, où m est la masse du système et v sa vitesse. L'avion avançant à une vitesse v_0 , les moteurs absorbent de l'air dont la vitesse est v_0 et le débit entrant est appelé m_0 . Le

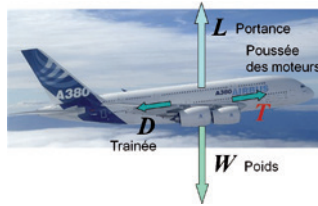


Figure 4

Forces s'exerçant sur un avion.

débit sortant sera le même⁴ puisqu'il n'y a pas d'accumulation. Cependant, les gaz éjectés acquièrent une vitesse supérieure, v_e , au cours de leur passage dans le moteur. En appliquant la loi de Newton, on voit donc que la poussée résultant de cette variation de quantité de mouvement est égale au produit du débit masse m_0 par la différence de vitesse $(v_e - v_0)$. Pour obtenir une poussée donnée, on peut soit augmenter la différence de vitesse, soit augmenter le débit masse entrant dans le moteur. Pour les moteurs

3. La traînée et la portance aérodynamique des avions sont étudiées notamment par Gustave Eiffel qui, à partir de ses 70 ans, développe des recherches remarquables en aérodynamique expérimentale. Pour ses travaux sur la résistance à l'avancement des avions et sur leur portance, Eiffel reçoit la seconde médaille Langley, une distinction américaine prestigieuse.

4. En toute rigueur, le débit masse de gaz en sortie du moteur est un peu supérieur au débit entrant. Le supplément correspond au débit masse de kérosène injecté dans la chambre de combustion. Comme le kérosène est très énergétique, on en brûle une quantité relativement faible, quelques pourcents du débit d'air, ce qui fait que l'on peut considérer que le débit sortant est égal au débit entrant.

qui équipent les avions subsoniques actuels, c'est cette dernière solution qui est choisie. Elle permet d'augmenter le rendement de propulsion et de réduire la consommation spécifique. Comme la vitesse d'éjection est réduite, le bruit rayonné est aussi diminué (le bruit associé au mélange du jet turbulent évolue comme la vitesse à la puissance 8, et le gain sur cette composante du bruit peut être substantiel). Pour réduire la différence de vitesse entre la sortie et l'entrée d'air du moteur tout en maintenant un certain niveau de poussée, il fallait changer l'architecture générale. Dans les moteurs à simple flux des débuts de l'aviation à réaction, le débit entrant passe en totalité dans le cœur du moteur et ce débit est éjecté à une vitesse relativement élevée. Pour obtenir un flux sortant à basse vitesse, il fallait adopter une nouvelle confi-

guration à double flux dans laquelle une partie du débit masse d'air entrant ne passe plus dans le cœur du moteur mais est simplement comprimé par une soufflante⁵, c'est-à-dire essentiellement une hélice carénée. Ce flux secondaire est éjecté à une vitesse légèrement supérieure à la vitesse d'entrée (Figure 5). La soufflante est elle-même entraînée par la turbine située dans le cœur chaud du moteur.

Dans les moteurs à double flux actuels, la partie principale de la poussée est obtenue par ce débit détourné. L'énergie dégagée dans le flux primaire est essentiellement destinée à faire tourner cette soufflante.

Aux caractéristiques qui viennent d'être introduites, à savoir la poussée qui va compenser la traînée et le débit masse de kérosène par unité de temps, on peut déjà ajouter les deux rapports suivants :

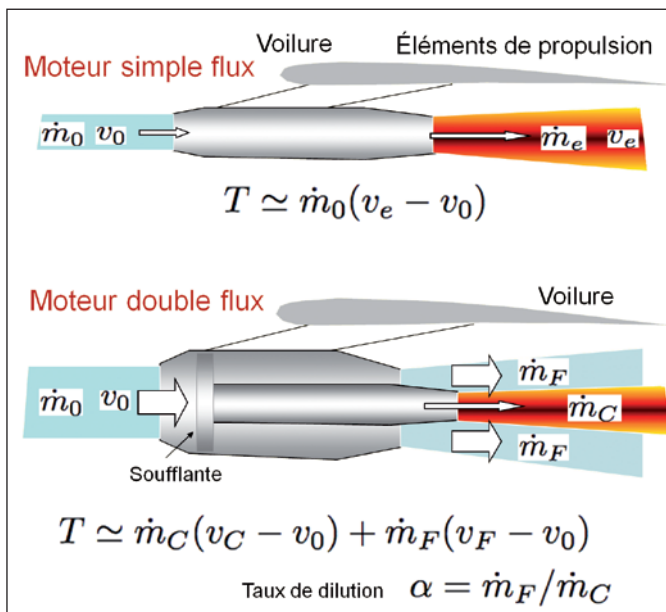
- la consommation spécifique, c'est-à-dire le rapport des deux quantités précédentes ;
- le taux de dilution, c'est-à-dire le rapport du débit masse qui passe par la soufflante au débit masse qui passe dans le cœur du moteur.

On a déjà indiqué qu'il était intéressant d'augmenter le taux de dilution.

5. Une soufflante est un élément constitutif d'un turboréacteur à double flux. Elle est constituée d'un rotor muni d'aubes. Située en amont du compresseur, elle est entraînée par la turbine et brasse l'air ambiant pour le comprimer. L'éjection du débit brassé par la soufflante au travers d'une tuyère crée la poussée.

Figure 5

Fonctionnement moteurs simple/double flux.



3 ...et les réalisations de moteurs

Dans les premiers turboréacteurs et dans les moteurs des avions militaires, les taux de dilution sont faibles. C'est le cas par exemple du moteur M88 (Figure 6) du Rafale (Figure 7). On trouve successivement un étage de soufflante, un compresseur basse pression, un compresseur haute pression, le foyer annulaire où

l'énergie est dégagée par la combustion, la turbine haute pression puis basse pression. Deux arbres concentriques relient les étages de compression et les étages de turbine. Les gaz passent ensuite dans un foyer de réchauffe. L'injection de kérosène dans cet élément permet d'augmenter la poussée mais au prix d'une consommation plus élevée. L'éjection s'effectue par une tuyère à géométrie

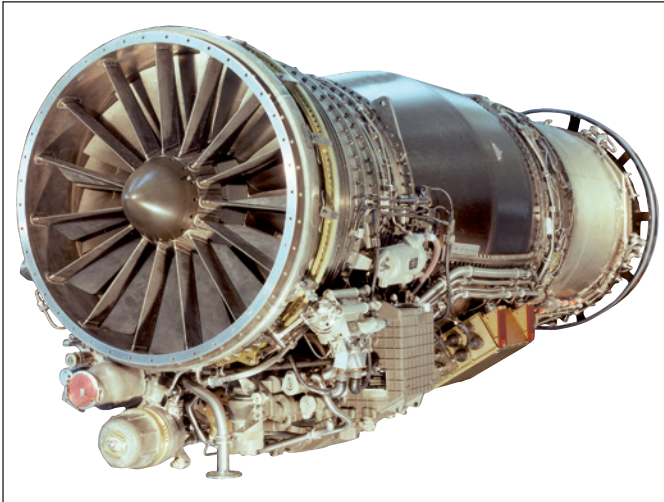


Figure 6

Moteur M88 du Rafale.

Source : www.snecma.com.



Figure 7

Le Rafale équipé de deux moteurs M88 Snecma.

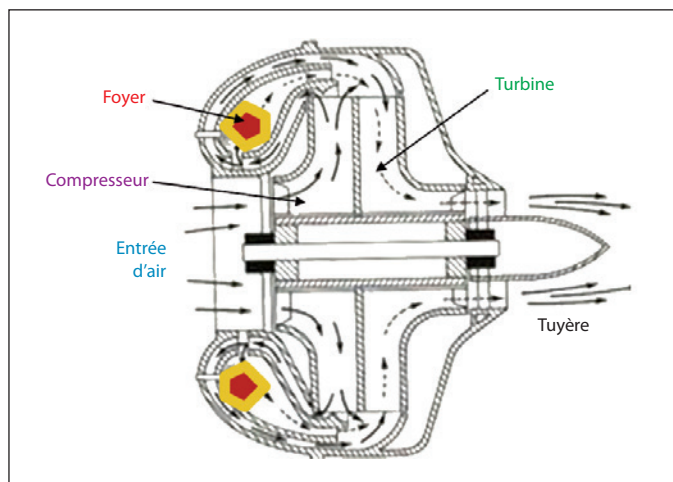


Figure 8

Schéma du turboréacteur dans le brevet original de Frank Whittle (1932). On trouve dans ce brevet les cinq éléments principaux des turboréacteurs : l'entrée d'air, le compresseur, le foyer, la turbine et la tuyère d'éjection.

Figure 9

Un MD80 d'American Airlines.
Licence CC-BY-3.0, Braves fan.



On voit apparaître vers la fin des années 60 des moteurs à taux de dilution modéré, de l'ordre de 1,8 pour le JT8D de Pratt et Whitney qui équipait une bonne partie des la flotte aérienne et notamment les B727 et MD80 (**Figure 9**).

Les moteurs à grand taux de dilution apparaissent sur le B747. À la même période, c'est-à-dire au début des années 70, Airbus lance l'A300 (**Figure 10**) et fait le choix de moteurs à grand taux de dilution. Cet avion gros porteur à deux couloirs et deux moteurs à grand taux de dilution surclasse les autres avions dans sa catégorie sans toutefois remporter le succès commercial qu'il mérite.

Le succès vient avec la série des A320, construite autour de moteurs à grand taux de dilution (de l'ordre de cinq) comme le moteur CFM 56 (**Figure 11**) produit par Snecma et General Electric. Le flux primaire est indiqué en rouge et le flux secondaire apparaît en bleu (**Figure 11C**). Plus de vingt mille moteurs de cette série ont été produits.

variable dont la section est ajustée en fonction des conditions de pression et température des gaz.

On retrouve tous les composants décrits plus haut dans le brevet initial déposé par Frank Whittle en 1932 (**Figure 8**) : une entrée d'air, un compresseur, le foyer, la turbine et la tuyère d'éjection. Le compresseur et la turbine sont dans ce cas centrifuges et le foyer est replié. Le premier avion à réaction construit sur la base des brevets de Whittle vole en 1941.



Figure 10

L'Airbus A300.

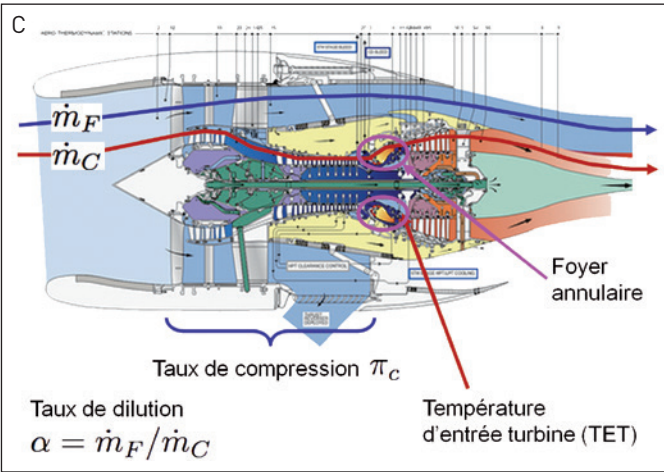


Figure 11

L'A320 avec son moteur CFM 56.
 Source : (A) Licence CC-BY-2.0, Mark Harkin.
 (B) www.snecma.com.

Sur les A380 (Figure 12), le plus gros porteur actuel, les moteurs sont particulièrement imposants avec un diamètre d'entrée d'air égal à trois mètres (le diamètre du

moteurs est égal au diamètre du fuselage d'un A320). Le taux de dilution atteint une valeur de neuf, le flux secondaire est ainsi neuf fois plus important que le flux primaire

Figure 12

A380 d'Airbus.
Licence CC-BY-SA-2.0,
rdesoras.



(Figure 13). Le moteur consomme 10 kg de kérosène par seconde au régime plein gaz.

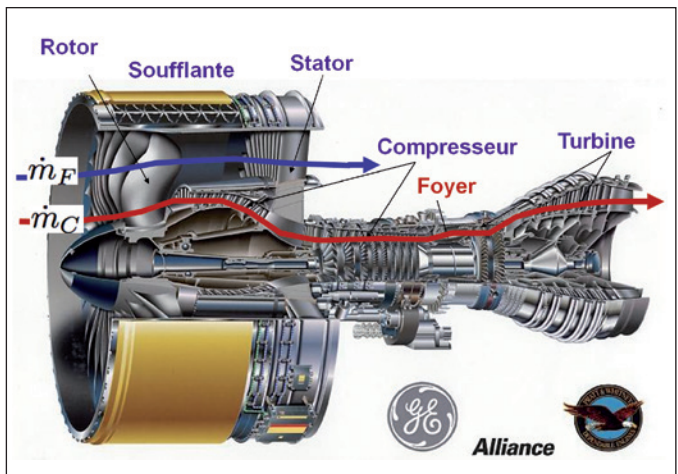
On peut caractériser le rendement global de ces moteurs en considérant le rapport de la puissance disponible à la puissance dégagée par la combustion $\eta = \frac{\text{Puissance disponible}}{\text{Puissance dégagée}}$. Ce rendement est lui-même constitué par le produit du rendement de propulsion par le rendement thermique. On

peut montrer que le rendement de propulsion est égal au double de la vitesse entrante divisé par la somme des vitesses entrante et sortante $\eta_p = \frac{2v_0}{v_0 + v_e}$.

Nous avons déjà indiqué que pour maximiser ce rendement, il fallait que v_0 et v_e soient à peu près identiques – mais pas tout à fait car une différence de vitesse ΔV égale à 0 demanderait un débit masse infini. Pour augmenter

Figure 13

Moteur GP 7270 équipant l'A380 d'Airbus. Ce moteur est produit par une alliance entre General Electric et Pratt et Whitney.



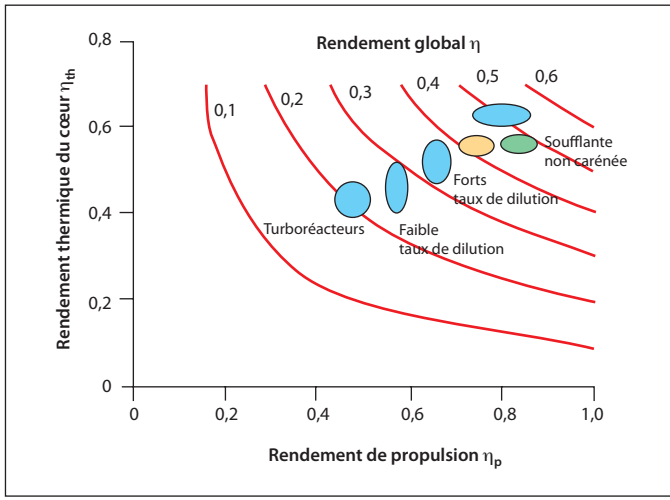


Figure 14

Rendement et taux de dilution.
En jaune : système avancé d'hélices carénées.

Source : Adapté de B.L. Koff (2004). *Journal of Propulsion and Power*, **20** : 577-595.

ce rendement, on utilise des taux de dilution de plus en plus élevés, ce qui explique l'évolution observée depuis les turboréacteurs jusqu'aux doubles flux à grand taux de dilution (**Figure 14**).

Pour augmenter le rendement thermique, il faut augmenter la température en sortie de la chambre et utiliser des taux de compression plus élevés. L'optimisation globale demande donc d'augmenter d'une part le taux de dilution

et d'autre part la température et le taux de compression. Au prix de technologies de plus en plus complexes on est arrivé à l'objectif de réduire la consommation spécifique (C_s) d'un facteur supérieur à deux par rapport aux années 50 (**Figure 15**).

L'évolution des taux de compression est montrée sur la **Figure 16**. Lorsque ce taux de compression augmente, la taille des aubages des derniers étages de compression

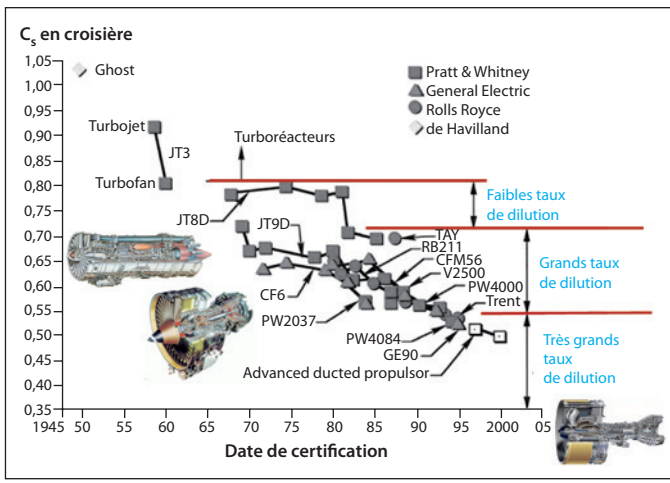


Figure 15

Évolution de la consommation spécifique.

Adapté de B.L. Koff (2004). *Journal of Propulsion and Power*, **20** : 577-595.

Figure 16

Évolution du taux de compression.
Adapté de B.L. Koff (2004).
Journal of Propulsion and Power,
20 : 577-595.

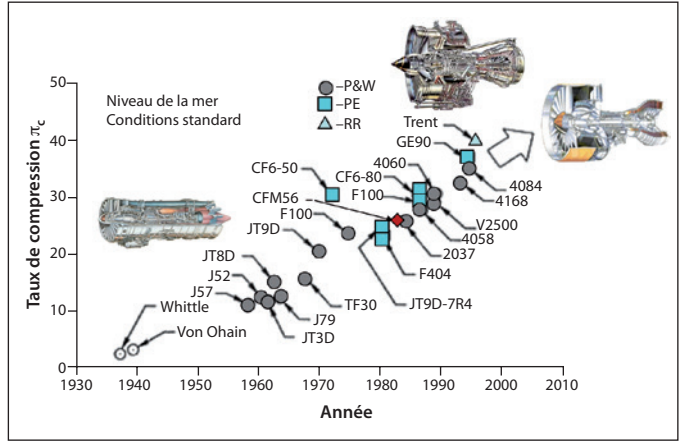


Figure 17

Formule de Breguet Leduc. R est la distance accessible à l'avion (C_s la consommation spécifique, W_i la masse initiale du véhicule incluant le carburant, W_f la masse finale du véhicule, g la constante de gravité, L/D la finesse aérodynamique (où L est la portance, et D désigne la traînée) et v la vitesse).

$$R = \frac{v(L/D)}{gC_s} \ln \frac{W_i}{W_f}$$

devient plus faible, et les jeux en bouts d'aubages sont plus difficiles à régler – des difficultés techniques que l'on a appris à maîtriser. On vient de voir comment l'évolution des moteurs a permis des gains substantiels de consommation spécifique. Il est maintenant utile de voir ce qui détermine l'efficacité de l'avion dans son ensemble. On utilise à cet effet la formule de Breguet Leduc (Figure 17) qui donne la distance qui peut être franchie par un avion. Cette formule fait apparaître la finesse ou rendement aérodynamique, c'est-à-dire le rapport entre la portance et la traînée (L/D). La consommation spécifique apparaît au dénominateur de cette expression. La masse initiale divisée par la masse finale intervient au travers du logarithme. Pour augmenter le rendement structural, il faut

que la masse à vide du véhicule soit la plus faible possible, ce qui explique que les avions soient construits en matériaux légers et que leurs structures soient conçues pour être les plus légères possibles⁶. Augmenter les performances de l'avion nécessite l'amélioration de la finesse aérodynamique, la réduction de la consommation spécifique et l'allégement des structures.

4 La combustion

Depuis la conquête du feu, la combustion a accompagné la civilisation. Les premiers

6. Les impératifs de l'allégement des structures sont expliqués dans le chapitre de B. Dubost (*Chimie et transports*, coordonné par M.-T. Dinh-Audouin, D. Olivier et P. Rigny, EDP Sciences, 2013).

LES OPTIONS DE CARBURANTS POUR LES AVIONS

On atteint actuellement des consommations énergétiques de l'ordre de 1,5 mégajoules par siège et par kilomètre. Transformés en volume de kérosène par cent kilomètres et par siège, cela conduit à environ 4 litres aux cent kilomètres par passager, valeur comparable à celle du transport automobile (sous l'hypothèse d'une pleine occupation de l'avion). Or, on se déplace ici à 900 km/h... ! Cependant la question énergétique reste une question dominante pour l'avenir de nos sociétés, ainsi qu'il est développé dans l'ouvrage *Chimie et enjeux énergétiques* (EDP Sciences, 2013) et résumé sur la **Figure 18**, et l'on peut prévoir une pénurie de kérosène à moyen terme (**Figure 19**).

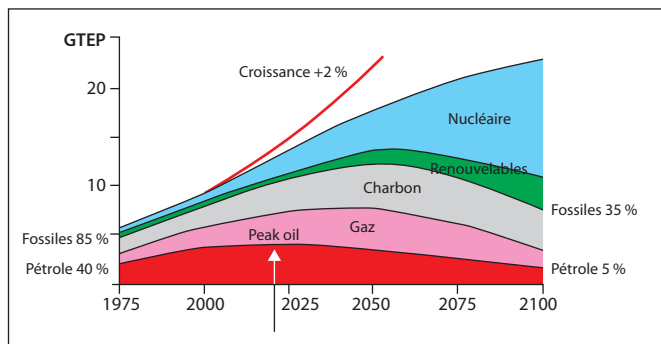


Figure 18

Consommation d'énergie en fonction du temps.

Source : d'après G. Ville, cours ECP, 2009.

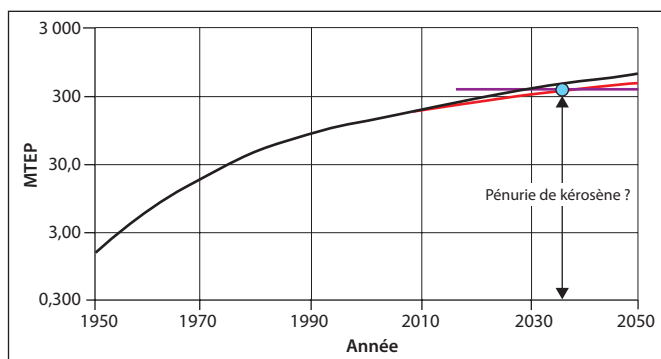


Figure 19

Consommation et disponibilité du kérosène : une pénurie est prévue.

1 tep = 42 GJ.

Une possibilité envisagée par l'industrie aéronautique dans ce domaine est d'avoir recours au kérosène de synthèse, qui est proche du kérosène issu des puits de pétrole, possède la même énergie spécifique (environ 40 megajoules par kilo) et la même température de fusion, ce qui est important car l'avion vole à haute altitude et son carburant ne doit pas geler dans ses réservoirs. Incidemment, ces considérations excluent l'utilisation du bioéthanol ou du biodiester, l'hydrogène posant quant à lui des problèmes technologiques dans sa manipulation (**Tableau 1**).

Tableau 1

Alternatives au kérosène.

Source : d'après G. Ville (cours à l'ECP 2009).

Carburants	Énergie spécifique (MJ/kg)	Masse volumique (kg·m ⁻³)	Température de fusion (°C)
Kérosène	43	800	-50
Kérosène de synthèse	40	750	-50
Bioéthanol	27	800	-110
Bio-diester	35	900	-20
Hydrogène	120	70	-250

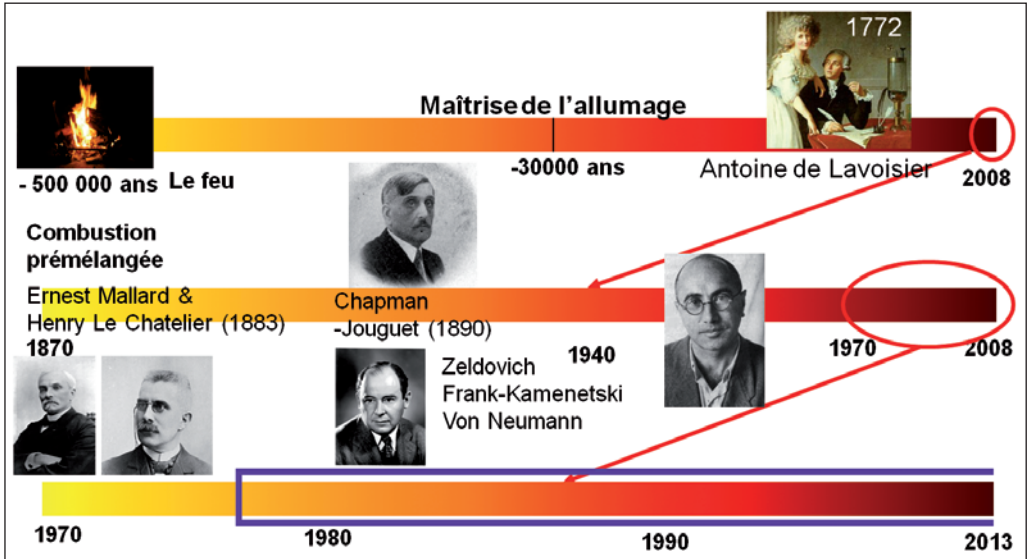


Figure 20

Chronologie de la science de la combustion.

Figure 21

La combustion, une science essentiellement pluridisciplinaire.

« allumages » datent peut-être de 30 000 ans. La science de la combustion est bien plus récente et l'on peut situer son origine dans les travaux de Lavoisier (Figure 20). La première théorie des flammes prémélangées est due à Mallard et Le Chatelier. La théorie progresse avec les travaux de Zeldovich et Frank-Kamenetski, et beau-

coup d'autres savants. Dans les années récentes, des progrès considérables sont réalisés par la combinaison de nouvelles méthodes d'expérimentation et de diagnostic (fondées sur les lasers et l'imagerie numérique), de nouveaux moyens de simulation et de nouveaux modèles. La science de la combustion est à la croisée d'un ensemble de sciences qui interviennent de façon conjointe (Figure 21) : thermodynamique, mécanique des fluides, phénomènes de transport, concernant la diffusion des espèces, celle de la chaleur... et cinétique chimique, qui détermine les taux de réactions et joue un rôle évidemment central.

Le traitement de cette dernière est ici particulièrement difficile : les réactions à considérer sont multi-espèces, comme illustré sur le Tableau 2, qui rassemble à titre d'exemple les réactions et les constantes de réactions pour la combustion d'hydrogène

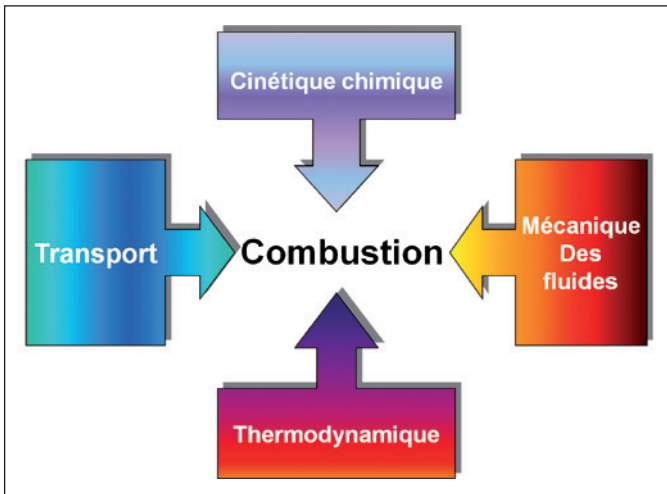


Tableau 2

Exemple de l'ensemble de réactions à traiter simultanément, de leurs constantes d'équilibre, de vitesse et de leurs énergies d'activation E .

Nb	Réaction	B	E
1	$H_2 + O_2 \rightleftharpoons 2OH$	1,70E+13	47780
2	$OH + H_2 \rightleftharpoons H_2O + H$	1,17E+09	3626
3	$H + O_2 \rightleftharpoons OH + O$	2,00E+14	16800
4	$O + H_2 \rightleftharpoons OH + H$	1,80E+10	8826
5	$H + O_2 + M \rightleftharpoons HO_2 + M$	2,10E+18	0
6	$H + O_2 + O_2 \rightleftharpoons HO_2 + O_2$	6,70E+19	0
7	$H + O_2 + N_2 \rightleftharpoons HO_2 + N_2$	6,70E+19	0
8	$OH + HO_2 \rightleftharpoons H_2O + O_2$	5,00E+13	1000
9	$H + HO_2 \rightleftharpoons 2OH$	2,50E+14	1900
10	$O + HO_2 \rightleftharpoons O_2 + OH$	4,80E+13	1000
11	$2OH \rightleftharpoons O + H_2O$	6,00E+18	0
12	$H_2 + M \rightleftharpoons H + H + M$	2,23E+12	92600
13	$O_2 + M \rightleftharpoons O + O + M$	1,85E+11	95560
14	$H + OH + M \rightleftharpoons H_2O + M$	7,50E+23	0
15	$H + HO_2 \rightleftharpoons H_2 + O_2$	2,50E+13	700
16	$HO_2 + HO_2 \rightleftharpoons H_2O_2 + O_2$	2,00E+12	0
17	$H_2O_2 + M \rightleftharpoons OH + OH + M$	1,30E+17	45500
18	$H_2O_2 + H \rightleftharpoons H_2O + H$	1,60E+12	3800
19	$H_2O_2 + OH \rightleftharpoons H_2O + HO_2$	1,00E+13	1800

et d'air. Les vitesses de réaction sont déterminées par la loi d'Arrhenius (**Figure 22**) : $k_f = BT \exp(-E/RT)$, où k_f est la constante de vitesse, E l'énergie d'activation, B le facteur préexponentiel, T la température, B l'exposant de température et R la constante universelle des gaz parfaits. La dépendance exponentielle par rapport à la température induit des difficultés mathématiques, qu'on désigne sous le nom de « raideur mathématique ». Par ailleurs, la combustion donne lieu à des phénomènes « critiques », sensibles aux valeurs des paramètres comme l'allumage ou l'extinction. Dans les configurations pratiques, la combustion s'effectue dans un

écoulement turbulent car la turbulence permet d'augmenter les taux de réaction et permet d'atteindre les puissances volumiques nécessaires. Or on sait que la turbulence pose des difficultés sérieuses. Elle a même été qualifiée, dans

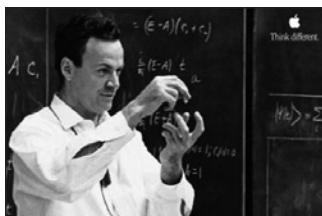


Figure 22

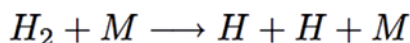
Sven August Arrhenius (1859-1927).

Figure 23

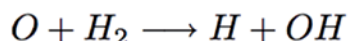
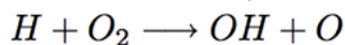
Richard Phillipps Feynmann (1918-1988), prix Nobel de physique en 1965.



Reactions d'initiation (chain initiation)



Réactions de ramification (chain branching)



Réactions de rupture de chaîne (chain termination)

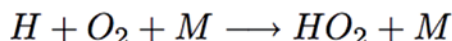


Figure 24

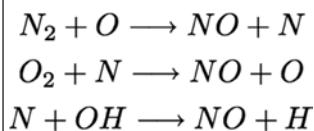
Quelques réactions élémentaires intervenant dans le mécanisme réactionnel d'oxydation de l'hydrogène.

les années 70, de « grand problème non résolu de la physique classique » par le prix Nobel Richard Feynmann (Figure 23). La combustion turbulente est encore plus complexe car elle fait intervenir la turbulence et son interaction avec un ensemble de réactions fortement exothermiques.

Pour donner une idée de cette complexité, on peut considérer la « simple » réaction d'oxydation de l'hydrogène par l'oxygène $H_2 + \frac{1}{2} O_2 \rightarrow H_2O$. Pour décrire cette réaction il faut considérer trente-huit réactions élémentaires entre neuf espèces avec des cinétiques

Figure 25

Mécanisme de formation des oxydes d'azote. Ce mécanisme, dû à Zeldovich, décrit la formation de l'oxyde d'azote (NO) thermique.



représentées par des lois d'Arrhenius. Bien entendu cette complexité est maintenant gérable grâce aux progrès de l'informatique. Dans les mécanismes réactionnels de la combustion, on reconnaît des réactions d'initiation (Figure 24), comme celui où une molécule d'hydrogène produit deux radicaux H^\bullet ; on identifie des réactions de ramification comme celle où un radical H^\bullet réagit avec de l'oxygène pour donner deux nouveaux radicaux, initiant des ramifications de réactions. Il y a aussi des réactions de rupture de chaînes, et c'est tout cet ensemble qui finalement intervient pour déterminer les taux de réaction effectifs.

En plus des réactions d'oxydation, il faut aussi considérer les cinétiques de production et destruction des polluants. On doit par exemple considérer les mécanismes qui conduisent à la formation des oxydes d'azote. Ces espèces sont notamment formées à haute température suivant un schéma proposé par Zeldovich (Figure 25). Il faut toute l'ingéniosité des concepteurs pour réussir à augmenter la température pour augmenter les rendements, tout en évitant une croissance exponentielle de la production des oxydes d'azote.

Il faut pour cela réussir à stabiliser la flamme dans tous le domaine de fonctionnement, éviter de créer des régions à très haute température, obtenir un profil de température le plus homogène possible en sortie du foyer, assurer la tenue des parois par un refroidissement adapté, réduire la production des polluants.

Il s'agit d'un problème d'optimisation particulièrement complexe (voir l'**Encart : « La recherche sur la combustion est en pleine effervescence ! »**). Il s'agit de réduire les émissions de CO_2 , donc la consommation de carburant, mais pour réduire la consommation il faut augmenter la pression et la température, ce qui conduit à augmenter la production d'oxydes d'azote... qu'il faut aussi éliminer ! La **Figure 26** résume le double défi qu'il faut relever pour le développement de la combustion dans les foyers aéronautiques pour répondre aux demandes du transport aérien : réduire la consommation tout en réduisant les émissions d'oxydes d'azote.

Les méthodes et les moyens de la recherche moderne permettent d'aborder des questions de grande complexité comme celles qu'on vient de

décrire. De façon schématique, l'analyse s'appuie sur une combinaison entre la modélisation, la simulation numérique et l'expérimentation. La simulation numérique utilise des méthodes de calcul de plus en plus performantes et elle profite des progrès extraordinaires de l'informatique scientifique et modernes. Au niveau expérimental, les progrès sont associés à l'utilisation des diagnostics lasers et de l'imagerie numérique extrêmement performants. Ces progrès contribuent largement aux études liées à la combustion.

La **Figure 27A** montre à titre d'exemple une configuration expérimentale « flamme swirlée », un mode de combustion dans lequel la flamme est formée par injection des réactifs au travers d'une vrille (swirler) qui met l'écoulement en rotation. Ce type d'injection

LA RECHERCHE SUR LA COMBUSTION EST EN PLEINE EFFERVESCENCE !

Quoique brève, la présentation des problématiques de recherche du domaine de la combustion pour le transport aérien et spatial de ce chapitre suffit probablement à faire saisir la dimension des défis posés aux scientifiques et aux ingénieurs.

Leur intérêt, aussi bien scientifique que pratique, motive aujourd'hui des groupes de recherche dynamiques : il existe une initiative de recherche sur la combustion avancée (INCA), qui s'est formé entre les industriels du groupe Safran (donc Snecma et Turbomeca), l'Office National d'Études et de Recherches Aérospatiales (ONERA) et les laboratoires du CNRS. Les recherches dans domaine automobile sont quant à elles réalisées par l'Institut français du pétrole et des énergies nouvelles (IFPEN) et des laboratoires du CNRS.

Un message pour les jeunes : n'hésitez pas à aller dans ces domaines, ils mobilisent les méthodes et les moyens les plus modernes. Ils ont beaucoup à vous offrir !

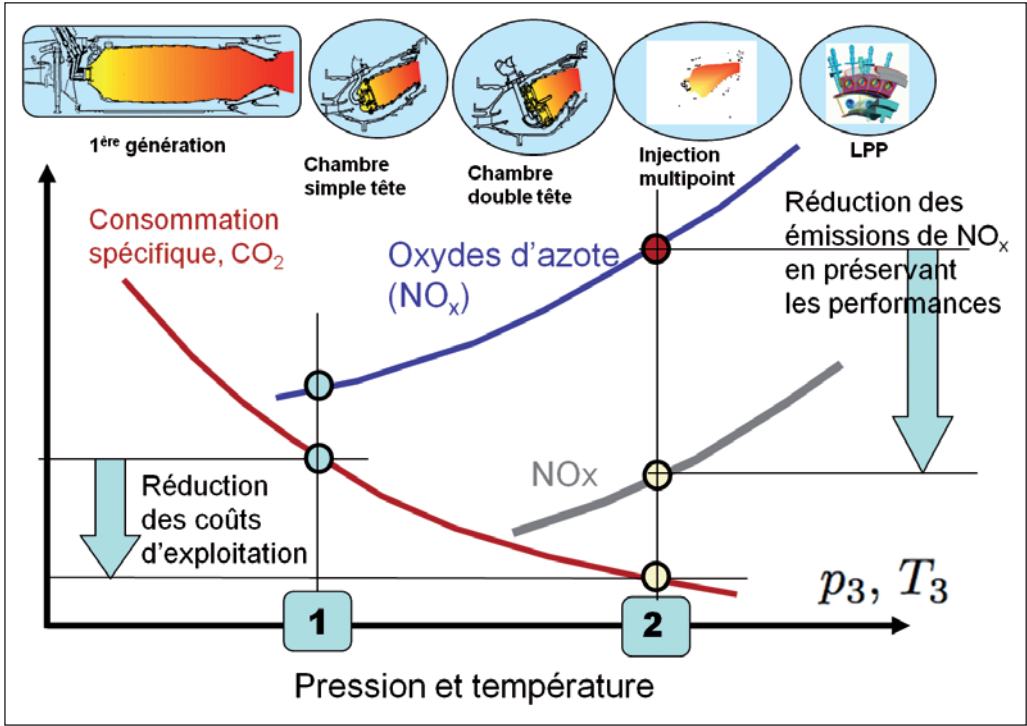


Figure 26

Le double défi, énergétique et environnemental, du transport aérien.

est utilisé pour stabiliser la combustion dans les foyers de turbines à gaz ou de moteurs d'avions. En parallèle, on construit des modèles pour simuler la flamme, ce qu'on sait faire de façon de plus en plus performante. La **Figure 27B** donne à titre d'exemple un calcul de flamme swirlée réalisé au moyen de la simulation des grandes échelles. Un foyer annulaire aux parois transparentes permet l'observation de l'allumage de la flamme et de son développement.

Dans un travail récent, il a été possible d'utiliser un foyer comportant seize injecteurs et deux bougies (**Figure 27C**) dans une chambre munie de parois en quartz. L'allumage et le développement de la flamme se font en moins d'une centaine de millisecondes. L'ensemble

du mécanisme d'allumage peut être étudié expérimentalement ou au moyen de la simulation des grandes échelles une échelle de temps que les outils modernes permettent de bien explorer. Les calculs simulant les phénomènes ont nécessité plusieurs millions d'heures au Centre Européen de Recherche et de Formation Avancée en Calcul Scientifique (CERFACS) sur une batterie d'ordinateurs travaillant en parallèle. Par cette double approche, expérimentale et théorique, il est possible d'atteindre une réelle compréhension de l'allumage.

De nouveaux moteurs, dont la **Figure 28** donne quelques exemples, sont en développement à partir de ces nouvelles connaissances, déclenchant une compétition industrielle.

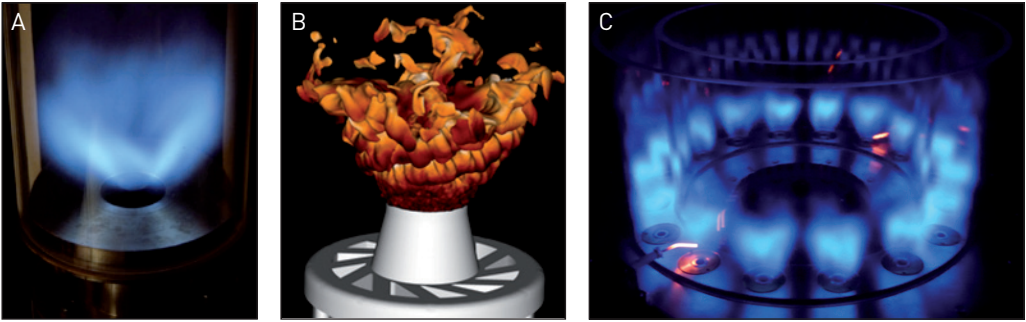


Figure 27

A) Flamme swirlée turbulente ; B) Simulation d'une flamme swirlée turbulente ; C) Foyer annulaire multi-injecteurs. Chaque injecteur établit une flamme swirlée. Les parois latérales en quartz permettent un accès optique à la zone de flamme.

Source : EM2C, CNRS.

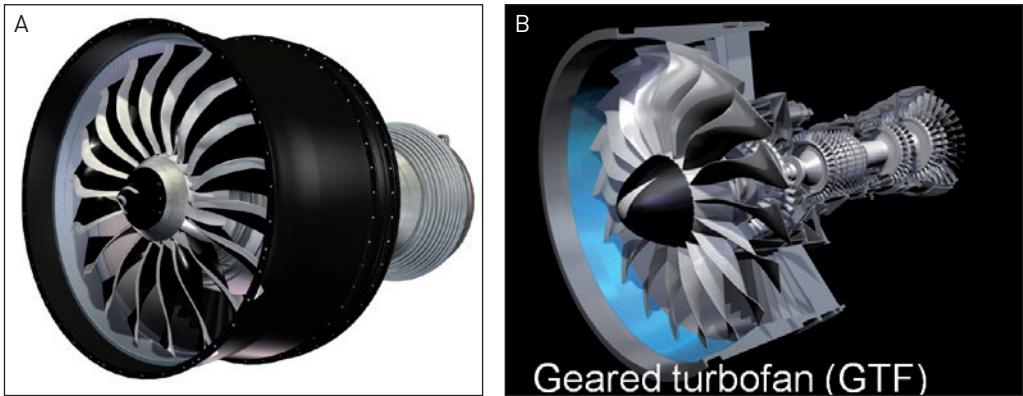


Figure 28

Architectures en compétition pour moteurs d'avions : A) Le LEAP de GE-Snecma ; B) Le Geared Turbofan de Pratt and Whitney.

Source : (A) www.snecma.com.

5 La propulsion spatiale

Mettre des satellites dans l'espace est devenu indispensable à nos modes de vie : le GPS, la météo, l'observation de la Terre, tout ce que l'on sait sur l'environnement dans son ensemble vient des informations issues des satellites d'observation.

Le lancement des satellites nécessite des systèmes de propulsion à haute performance. L'impulsion spécifique la plus élevée est obtenue avec des moteurs alimentés en ergols cryotechniques d'oxygène et hydrogène stockés dans les réservoirs sous forme liquide. La pression dans la chambre de combustion du moteur dépasse les 100 bars, et la



Figure 29

Moteur Vulcain.

Source : www.snecma.com.

puissance dégagée est considérable. Ainsi, dans le moteur Vulcain (Figure 29), cette puissance atteint 2,5 Gigawatts (par comparaison, une tranche de centrale nucléaire correspond à 1 GW électrique !). Des turbopompes alimentent le système en hydrogène et en oxygène, et le fond de chambre est constitué de plus de 500 injecteurs coaxiaux. L'hydrogène est introduit dans la chambre à très grande vitesse [plus de 200 mètres par seconde], et l'oxygène est injecté à basse température sous une forme très dense, et à une dizaine de mètres par seconde.

Avant les études réalisées au cours des vingt dernières années, on ne savait pas comment la flamme était stabilisée dans un écoulement à vitesse élevée. Cela n'a pas empêché la conception des moteurs. Il était cependant nécessaire de mieux comprendre le mécanisme de stabilisation et d'avoir des informations sur la structure de flamme. On a donc procédé à des expériences sur un foyer de laboratoire désigné sous le nom de banc Mascotte (ONERA). Les études réali-

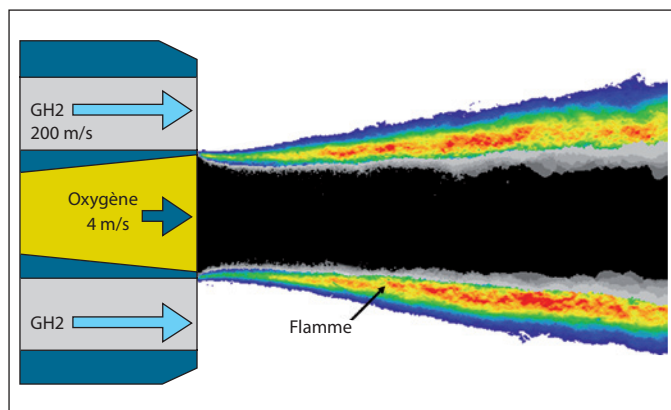
sées sur un injecteur unique alimenté en oxygène liquide et hydrogène, ou oxygène liquide et méthane, sur une large gamme de pressions et notamment à des pressions supercritiques, ont fourni les données manquantes (Figure 31).

Les expériences ont permis de voir que la flamme était stabilisée au voisinage immédiat des lèvres de l'injecteur, et il a été possible de déduire un critère pour cette stabilisation. La Figure 32 reproduit une simulation d'une flamme oxygène liquide-méthane gazeux dans des conditions transcritiques. Il y a un bon accord entre l'observation expérimentale et les résultats de la simulation. Ce bon accord est la marque des progrès considérables réalisés dans la compréhension et la maîtrise de la combustion au cours de la dernière décennie : ces progrès ne profitent pas seulement à l'industrie spatiale, mais tout autant à l'industrie aéronautique et même à l'industrie automobile. Toutes profitent des mêmes recherches de base.

Figure 30

La structure de la flamme formée par injection d'ergols cryotechniques. L'oxygène est injecté sous forme liquide. L'hydrogène est introduit sous forme d'un gaz et sa vitesse est très élevée. On voit ici une coupe de la structure de flamme moyenne obtenue à partir de l'émission de lumière de radicaux OH^\bullet et d'images de retro-éclairage moyennées. La pression d'essai dépasse les 60 bars et elle est supérieure à la pression critique de l'oxygène.

Source : EM2C, CNRS.



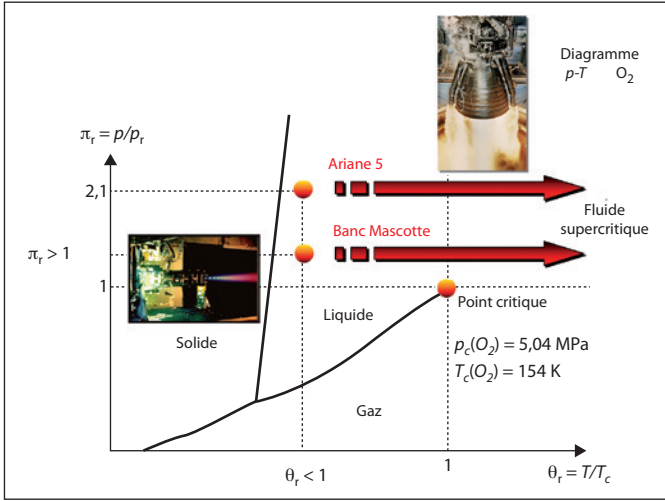


Figure 31

Diagramme thermodynamique de l'oxygène. Les moteurs de fusées comme Vulcain fonctionnent à une pression de plus 100 bars, très supérieure à la pression critique de l'oxygène (50,4 bars). Les essais sur le banc Mascotte sont effectués à une pression supérieure à 60 bars.

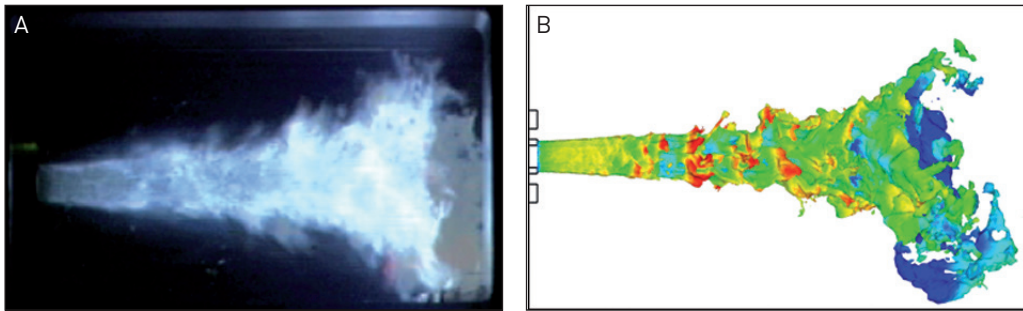


Figure 32

A) Visualisation directe d'une flamme formée par de l'oxygène liquide et du méthane gazeux. B) Résultat d'une simulation aux grandes échelles pour la même configuration.

Source : Schmitt T., Méry Y., Boileau M., Candel S. (2011). Large eddy simulation of oxygen/methane flames under transcritical conditions, *Proceedings of the Combustion Institute*, **33** : 1383-1390.

La chimie, au cœur de la propulsion aéronautique et spatiale

Nous avons voulu, dans ce chapitre, donner un aperçu des défis technologiques rencontrés dans le développement de la propulsion aéronautique : on veut augmenter les performances pour réduire la consommation, et en même temps les émissions polluantes et le bruit.

On a aussi brièvement évoqué les questions de propulsion spatiale et décrit à titre d'illustration la structure des flammes cryotechniques à haute pression transcritique. On a aussi indiqué que dans ces deux domaines, des progrès significatifs avaient été faits, en combinant la modélisation, la simulation numérique à haute performance et l'expérimentation au moyen de diagnostics avancés s'appuyant sur les lasers et l'imagerie numérique.

Il est clair que la chimie est au cœur des phénomènes de combustion. Elle fait intervenir un grand nombre d'espèces et de réactions élémentaires suivant une cinétique définie par la loi d'Arrhenius. L'interaction de la chimie et de la turbulence définit les taux de réaction dans l'écoulement, et la représentation de ce processus constitue une question clé.

Les recherches dans le secteur de la propulsion réalisées dans le cadre de collaborations actives entre tous les acteurs (industriels, organismes de recherche et laboratoires du CNRS) constituent un atout important dans l'intense compétition industrielle qui caractérise ce domaine au niveau mondial.