



Date de publication :
10 juillet 2010

Propulsion aérospatiale - Classification et utilisation de différents systèmes propulsifs

Cet article est issu de : **Mécanique | Machines hydrauliques, aérodynamiques et thermiques**

par **Marc BOUCHEZ**

Résumé Il existe différentes méthodes de propulsion spatiale, le choix se fait en fonction de l'utilisation souhaitée. Les propulseurs sont classés selon plusieurs critères : technologiques, fonctionnels, ou encore suivant le processus chimique de la réaction. Dans cet article, sont présentés les principaux types de systèmes propulsifs aérospatiaux (turbopropulseurs, motopropulseurs, turboréacteurs, moteurs à détonation, turbofusées...) ainsi que certaines de leurs caractéristiques (type de réaction, zone d'utilisation, domaine de Mach...). Le dossier s'intéresse plus particulièrement au choix de propulsion pour les missiles (antimissiles, antinavires...), suivant le type de mission réalisée.

Abstract Several methods of space propulsion are available and the choice is made according to the desired usage. Propellers are classified according to several criteria: technological, functional, or even according to the chemical process of the reaction. This article presents the main type of propulsive systems (turboprops, powertrains, turbojet engines, pulsed detonation engines, turbo rockets, etc.) as well as certain of their characteristics (type of reaction, area of use, domain of Mach, etc.). It more specifically focuses on the choice of propulsion for missiles (anti-missiles, anti-ships, etc.) according to the type of mission carried out.

Pour toute question :
Service Relation clientèle
Techniques de l'Ingénieur
Immeuble Pleyad 1
39, boulevard Ornano
93288 Saint-Denis Cedex

Par mail :
infos.clients@teching.com
Par téléphone :
00 33 (0)1 53 35 20 20

Document téléchargé le : **11/09/2025**

Pour le compte : **7200030886 - ecole nationale ponts et chaussees // 194.57.247.37**

Propulsion aérospatiale

Classification et utilisation de différents systèmes propulsifs

par **Marc BOUCHEZ**

*Diplômé de l'École Catholique d'Arts et Métiers de Lyon et de l'École Supérieure des Techniques Aérospatiales
Ingénieur au département Aérodynamique, Propulsion, Létalité de MBDA France
Professeur vacataire de propulsion dans plusieurs universités et grandes écoles*

1. Choix de la propulsion pour quelques missiles	BM 3 002 - 2
1.1 Missile antinavire subsonique	— 2
1.2 Missile antinavire supersonique	— 3
1.3 Missile antimissile.....	— 3
1.4 Véhicule sous-marin	— 4
2. Classification et présentation des grands types de propulseurs.....	— 4
2.1 Classification	— 4
2.2 Présentation de quelques grands types de propulseurs	— 5
3. Conclusion.....	— 11
Pour en savoir plus	Doc. BM 3 002

Le présent article présente les principaux types de systèmes propulsifs ainsi que leurs caractéristiques. Il montre différentes applications à des systèmes de missiles de divers types : suivant la mission, il vaut mieux utiliser tel ou tel type de système propulsif.

Un intérêt particulier est porté au lien avec la conception du véhicule volant dont on veut étudier la propulsion et aux ordres de grandeur des paramètres liés à un niveau donné de technologie.

Les exemples et les données fournis sont tirés de la littérature ouverte, les applications de ces moteurs conduisant forcément à des restrictions sur certains points particuliers des systèmes propulsifs d'un point de vue commercial ou militaire.

1. Choix de la propulsion pour quelques missiles

Le lecteur est invité à se reporter au paragraphe 2 de l'article [BM 3 000] en ce qui concerne la conception d'un système de propulsion.

1.1 Missile antinavire subsonique

La première illustration est constituée par la famille Exocet de missiles antinavires capables d'évoluer au ras des vagues (*sea skimming*) à Mach 0,9.

La propulsion des missiles Exocet associe classiquement deux propulseurs à propergol solide, le premier pour l'accélération depuis le pont du navire (figure 1) ou de l'aéronef jusqu'à la vitesse de croisière (« accélérateur »), le second moteur prenant alors le relais pour atteindre la cible située plusieurs dizaines de kilomètres plus loin.



Figure 1 – Tir de missile Exocet à partir d'un bâtiment de surface (MBDA)

Le système propulsif d'un tel missile est montré sur la figure 2a.

La nature du propergol (compromis I_{sp} cf. [BM 3 000], § 3.5/ discrétion optique par exemple), le type de chargement ou de tuyère (deux pour l'accélération, une pour la croisière) sont adaptés à la fonction de chaque moteur. Cela peut en modifier le coefficient de remplissage C_r et l'indice constructif I_c comme le montrent les données simplifiées du tableau 1.

Nota : pour les définitions, se reporter au paragraphe 2 de [BM 3 001].

Si l'on souhaite augmenter davantage la portée, sans grossir exagérément le missile (en particulier pour pouvoir utiliser les mêmes installations de tir), il faut un moteur qui consomme moins, en prélevant son comburant dans l'air ambiant. En subsonique, comme on le verra plus loin et comme l'article [BM 3 000] l'esquissait déjà, on va utiliser un turboréacteur, associé à un réservoir de carburant liquide. La figure 2 compare ainsi les deux dernières versions (on dit *block* en anglais) de missiles Exocet.

Tableau 1 – Données simplifiées des propulseurs d'un missile antinavire

Bloc	Accélération	Croisière
Nature	Propergol Solide 1	Propergol Solide 2
Discrétion	Peu discret	Plus discret
I_{sp}	240 s	225 s
Masse volumique	1 800 kg/m ³	1 800 kg/m ³
I_c	0,16	0,15
C_r	0,7	0,75

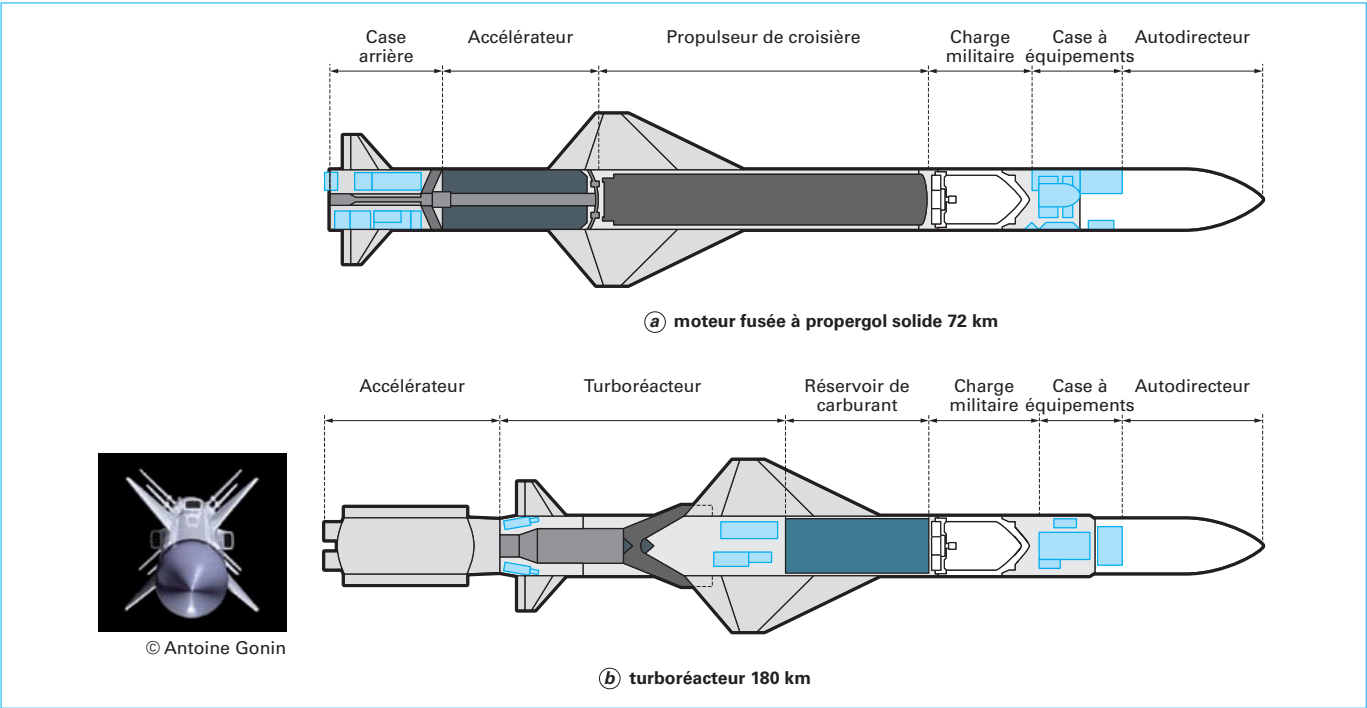


Figure 2 – Architecture propulsive d'un missile antinavire subsonique suivant la classe de portée (MBDA)

1.2 Missile antinavire supersonique

On s'intéresse dans ce paragraphe à un missile tiré d'avion (Mach 0,6 à 1 à basse altitude : 500 m) ayant une portée supérieure ou égale à 100 km et cette fois un temps de vol inférieur à 3 min 30 (210 s). Emportant une charge militaire de 200 kg, volant à basse altitude, au moins en final, il doit pouvoir frapper une cible mobile évoluant jusqu'à 50 nœuds.

1.2.1 Comparaison de types de propulsion

Un prédimensionnement sommaire, en utilisant les caractéristiques techniques données dans le tableau 1, les lois simplifiées de l'article [BM 3 003] et les spécifications ci-dessus, conduit, pour une version basée sur des moteurs à propergol solide, aux ordres de grandeur suivants pour un tel missile supersonique : une masse au largage de 5 t, une longueur de 10 m pour un diamètre de 0,7 m.

L'utilisation d'un statoréacteur à accélérateur intégré (croisière aérobie avec une I_{sp} de statoréacteur de 1 400 s) permet de revenir pour la même mission à une taille plus accessible aux avions habituels : moins de 6 m de long, 900 kg au largage, un diamètre inférieur à 0,4 m.

La figure 3 montre, pour une mission similaire, l'évolution de la masse au largage du missile antinavire supersonique suivant la portée souhaitée, pour une propulsion par propergol solide et pour deux types de moteurs aérobies (turboréacteur supersonique ou statoréacteur).

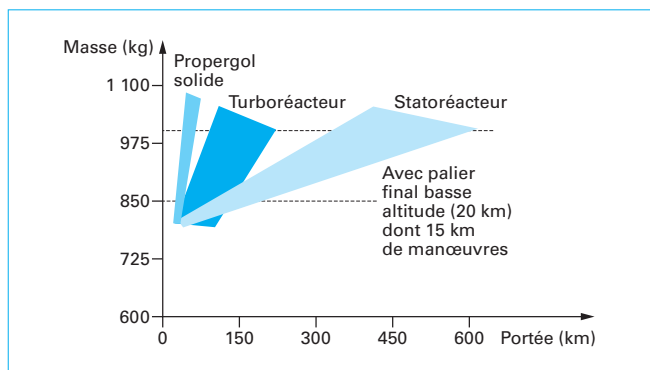


Figure 3 – Résultat d'avant-projets préliminaires de missile antinavire supersonique suivant leur propulsion et leur portée

1.2.2 Exemple de calcul en croisière

On considère un missile de ce type équipé d'un statoréacteur à accélérateur intégré ([BM 3 000], figure 21).

Exemple : la masse de ce missile antinavire supersonique est, en fin d'accélération, de 700 kg. Il emporte 165 kg de kérosène, dont 10 % sont réservés pour la phase d'attaque finale à forte richesse injectée : 90 % du carburant sont supposés être utilisés pour une croisière au ras des vagues (valeurs habituelles de température, pression et masse volumique), à Mach 2,1 (soit 714 m/s en atmosphère standard). Le calibre du missile est 37 cm, l'impulsion spécifique du statoréacteur à la richesse de croisière est de 1 425 s.

On vérifie que la portée est bien de 100 km :

Calcul de la **trainée** :

$$0,5 \times 1,18 \times 714 \times 714 \times 0,01075 \times 0,46 = 14\,873 \text{ N}$$

(le C_x de 0,46 à Mach 2,1 est donné par la courbe générique de la figure 12 de [BM 3 000] ou à droite de la figure 1 de [BM 3 001]).

Calcul du **débit de kérosène en croisière** : avec une I_{sp} de 1 425 s, en remarquant qu'en croisière poussée = trainée, on obtient : 1,06 kg/s.

Calcul de **temps de vol à Mach 2,1** : on utilise, pour la croisière, 149 kg de kérosène, soit une durée de 140 s compte tenu du débit massique supposé constant.

Calcul de la **portée** : $140 \text{ s} \times 714 \text{ m/s}$ soit **100 km** (on peut négliger la distance parcourue pendant les quelques secondes d'accélération).

Calcul de la **portance** (supposée égale au poids) : le poids moyen en croisière est $620 \text{ kg} \times 9,81 \text{ m/s}^2$ soit 6 082 N.

On peut par le calcul estimer la **finesse aérodynamique moyenne** : $6\,082 / 14\,873$ soit 0,4.

1.3 Missile antimissile

L'étage d'accélération du missile ASTER (AéroSpatial TERminal) de défense maritime est un moteur-fusée à propergol solide dont les deux tuyères (visibles sur la figure 4c) sont orientées par des vérins pour modifier le torseur propulsif et conduire le missile dans la direction de la cible. Le tir vertical et ce formage de trajectoire permettent de minimiser le temps de réaction et de maximiser la capacité d'interception (figure 4).

Le second étage, conçu pour intercepter des avions ou des missiles très manœuvrants, associe un pilotage par braquage de 4 gouvernes aérodynamiques à l'arrière à une éjection pilotée des gaz de propergol directement au centre de gravité (concept illustré figure 5).



Figure 4 – Propulsion initiale après décollage vertical du missile ASTER (MBDA)

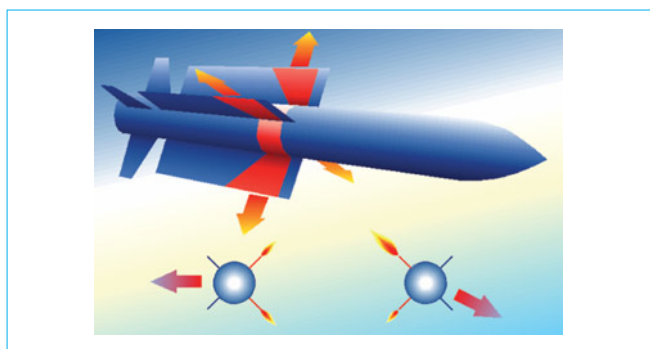


Figure 5 – Propulsion « PIF » permettant une grande manœuvrabilité (MBDA)

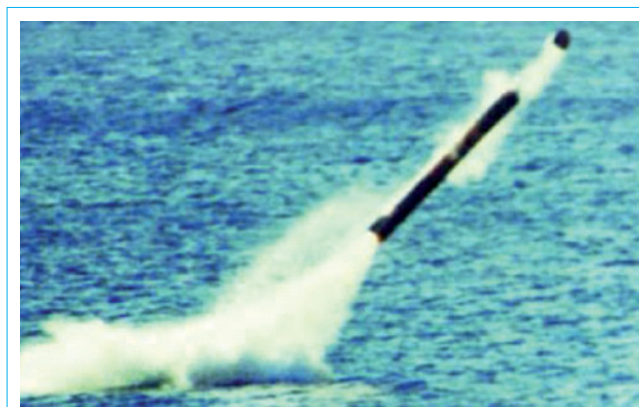


Figure 6 – Sortie d'eau du véhicule sous-marin du missile SM39 (MBDA-DGA-CEM)

1.4 Véhicule sous-marin

Dans une de ses versions, le missile Exocet est tiré d'un sous-marin grâce à un « véhicule sous-marin » qui est propulsé par un moteur à propergol solide piloté par des gouvernes placées en sortie de la tuyère d'éjection des gaz de propergol (figure 6).

Cet exemple illustre le fait qu'un moteur-fusée, à la différence d'un moteur aérobique, peut fonctionner dans n'importe quel milieu, le vide (application spatiale) ou l'eau de mer (application au missile SM39).

2. Classification et présentation des grands types de propulseurs

2.1 Classification

■ Classification « technologique »

Une première façon de classer les types de propulseurs, dite « technologique » dans les encyclopédies du XX^e siècle, est basée sur le fait que le moteur comporte tel ou tel type de pièces en mouvement (figure 7).

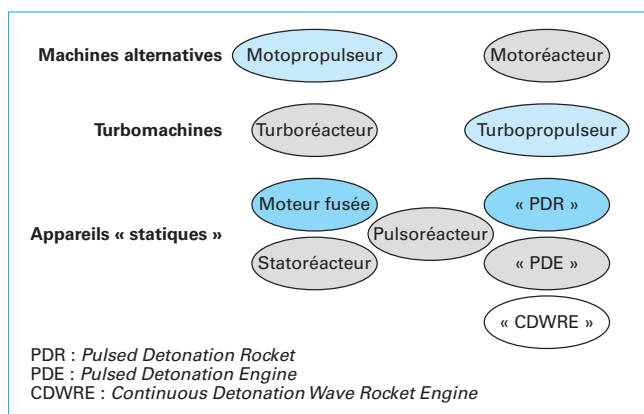


Figure 7 – Classification « technologique »

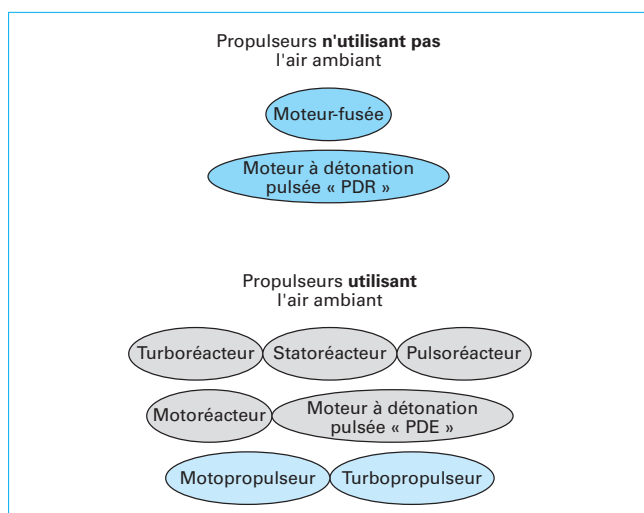


Figure 8 – Classification « fonctionnelle »

Cette classification permet d'expliquer pourquoi le moteur aérobique où l'air circule de façon continue sans organe tournant s'appelle bien un **statoréacteur** car il s'agit d'un appareil statique (à la différence d'une turbomachine), et non un « statoréacteur », même s'il est utilisé dans la stratosphère.

Nota : le mot « statoréacteur » a été, pour la raison qui vient d'être donnée, créé par Maurice Rog, contre l'opinion de René Leduc qui préférait « tuyère thermopropulsive ».

■ Classification « fonctionnelle »

Une deuxième classification, appelée parfois « fonctionnelle », distingue les moteurs qui emportent leur comburant et ceux qui utilisent l'air ambiant (figure 8).

On appelle **aérobies** (*airbreathing* en anglais) les moteurs qui puisent leur comburant dans l'air. On a vu dans les applications des paragraphes précédents l'intérêt de ce type de systèmes propulsifs dès que la portée devient importante et que le vol se fait dans l'atmosphère.

Pour les missiles, les principales caractéristiques de ces deux classes de moteurs sont données sur la figure 9.

■ Classification basée sur le processus chimique

Le renouvellement des systèmes propulsifs dans lesquels l'apport d'énergie est réalisé par une **détonation** conduit à proposer une

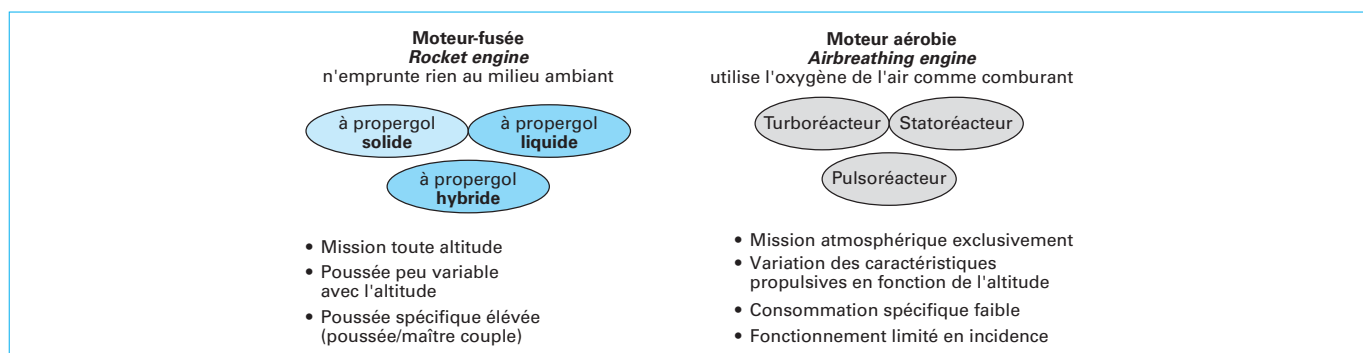


Figure 9 – Intérêt des deux grandes classes de propulsion pour les missiles

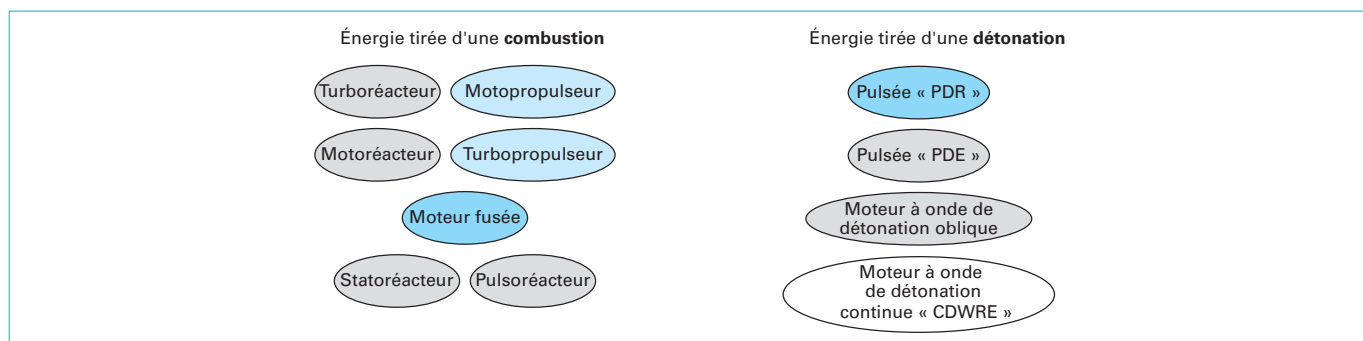


Figure 10 – Classification basée sur le processus chimique

troisième classification basée sur cette différence (figure 10). Celle-ci est équivalente à un processus réactif à volume constant, soit un cycle thermodynamiquement plus efficace qu'une combustion à pression constante. On avance un avantage thermodynamique de 20 % toutes choses égales par ailleurs.

■ Classification basée sur le caractère permanent ou cyclique du processus chimique

Dans la plupart des moteurs aérospatiaux, l'alimentation en ergols ou en carburant est continue et permanente, mais certains moteurs ont une alimentation pulsée et fonctionnent suivant un cycle thermodynamique alternatif. Une quatrième classification découle de cette différence (figure 11).

Nota : les impulsions spécifiques de différents systèmes propulsifs en fonction du Mach de vol sont données sur la figure 13 de l'article [BM 3 000].

■ Classification masse/énergie des systèmes propulsifs

Le tableau 2, encore plus général, classe les principaux systèmes propulsifs en fonction de la façon dont l'énergie est apportée (embarquée ou externe) et de la masse qui crée la dynalpie.

2.2 Présentation de quelques grands types de propulseurs

Les principaux types de systèmes propulsifs sont donnés dans les paragraphes 2.2.1 à 2.2.11.

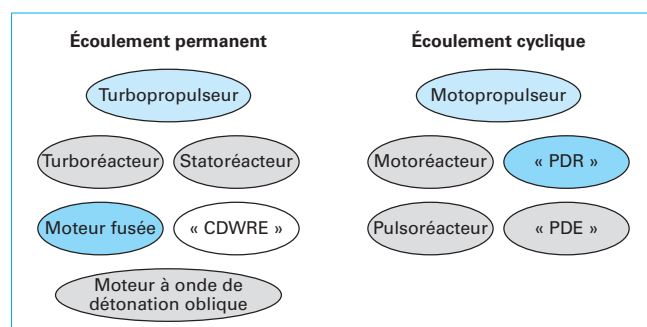


Figure 11 – Classification basée sur le caractère permanent ou cyclique du processus chimique

Les **caractéristiques** de chaque type de moteur sont données sous la forme suivante, avec quelques images, schémas et commentaires :

- moteur à réaction indirecte ou directe ;
- moteur aérobie ou pas ;
- zone d'utilisation ;
- domaine de Mach habituel ;
- types principaux, variantes ;
- *dénomination anglo-saxonne* ;
- I_{sp} : impulsion spécifique ;
- industriel(s) motoriste principal dans le monde occidental.

La plupart de ces systèmes propulsifs sont l'objet d'un ou plusieurs articles spécifiques dans les Techniques de l'Ingénieur.

Tableau 2 – Classification masse/énergie des systèmes propulsifs

Masse utilisée principalement pour créer la poussée	Source d'énergie embarquée		Rayonnement externe
	Chimique	Réaction nucléaire (fusion ou fission)	
Fluide externe	Turboréacteur Statoréacteur Turbo/stato, PDE, ODWE...	<i>Moteurs aérobies nucléaires</i>	Laser pulsé
Fluides externe et interne	Fusée à dilution Statoréacteur à éjecteurs Fusée à air liquéfié...	<i>Turboréacteur nucléaire à réchauffe chimique</i>	
Fluides internes	Fusée, PDR Propulsion électrique avec batterie chimique	Propulsion nucléaire Propulsion électrique avec générateur nucléaire	Laser Propulsion héliothermique
Pas de masse		Propulsion photonique avec générateur nucléaire	Voile solaire

PDE Pulsed Detonation Engine. PDR Pulsed Detonation Rocket. ODWE Oblique Detonation Wave Engine.

2.2.1 Motopropulseurs

Les **caractéristiques** de ce type de moteur sont les suivantes :

- moteur à réaction indirecte ;
- moteur aérobie ;
- dans l'atmosphère ;
- Mach 0 à 0,3 ;
- hélice + moteur à piston ;
- General Electric, Pratt & Whitney, Snecma, SMA...

Nota : le principe du motopropulseur est décrit en [BM 3 000], figure 8.

2.2.2 Turbopropulseurs

Le générateur de gaz entraîne une hélice.

Les **caractéristiques** de ce type de moteur sont les suivantes :

- moteur à réaction indirecte ;
- moteur aérobie ;
- dans l'atmosphère ;
- Mach 0 à 0,6 ;
- hélice + turbine à gaz ;
- à turbine liée ou libre ;
- *turboprop engine* ;
- I_{sp} : 200 à 300 g/ch/h ;
- Turboméca, Allison...

Nota : le principe du turbopropulseur est décrit en [BM 3 000], figure 9.

La machine la plus simple est la **turbine liée** appelée encore **turbine fixe** ou **turbine solide**. Elle ne comporte, outre la chambre de combustion, qu'un seul ensemble tournant, arbre sur lequel sont montés le compresseur et la turbine de détente ; le tout combine les fonctions de générateur de gaz (entraînement du compresseur) et de récepteur (prise de puissance). Bien souvent, un boîtier d'engrenages ou réducteur de vitesses vient compléter le turbomoteur afin de faciliter son accouplement à la machine entraînée. Selon la position du réducteur, on a affaire à un turbomoteur à

prise de mouvement avant ou arrière. Sans réducteur, la turbine à gaz est dite à prise directe.

Une **turbine libre** est constituée d'un générateur de gaz bien distinct du récepteur de puissance.

Les **turbines à échangeur de chaleur** (appelées aussi turbines à récupérateur) sont caractérisées par l'emploi d'un échangeur thermique qui récupère une partie de la chaleur perdue dans les gaz d'échappement de la turbine pour la transférer au fluide actif après la compression ; de ce fait, pour une même température à l'entrée de la turbine, l'apport de chaleur dû à la combustion est diminué, ce qui améliore le rendement thermique du moteur. Des gains de 20 à 30 % sont ainsi possibles mais au prix d'une sensible complication de la machine. La récupération peut être utilisée mais en dehors du domaine aéronautique où poids, encombrement et fiabilité la condamnent.

Dans les **turbomoteurs d'hélicoptères**, la prise de mouvement du turbomoteur est couplée aux rotors de l'hélicoptère (rotor principal et rotor de queue) par l'intermédiaire d'un boîtier d'engrenages, la boîte de transmission principale.

Ce type de moteur équipe les avions volant à une vitesse inférieure à Mach 0,6, des hélicoptères et des convertibles, des drones, des ultra-légers motorisés... [1] [5]. Deux exemples sont montrés sur la figure 12.

2.2.3 Statoréacteurs

Le statoréacteur propulse des véhicules volant dans l'atmosphère à une vitesse déjà importante (Mach 2 pour les applications opérationnelles actuelles). L'air est admis dans une entrée d'air, naturellement (figure 13). D'autres exemples sont donnés figure 6 de [BM 3 000].

Les **caractéristiques** de ce type de moteur sont les suivantes :

- moteur à réaction ;
- moteur aérobie ;
- dans l'atmosphère ;
- Mach 0,8 à 12 ;
- combustion subsonique ou supersonique (superstatoréacteur) ;
- *ramjet* (combustion subsonique) ou *scramjet* (supersonique) ;
- I_{sp} : 1 000 à 5 000 s ;
- MBDA (incluant Bayern Chemie pour le statofusée du Meteor), Atlantic Research Corporation...

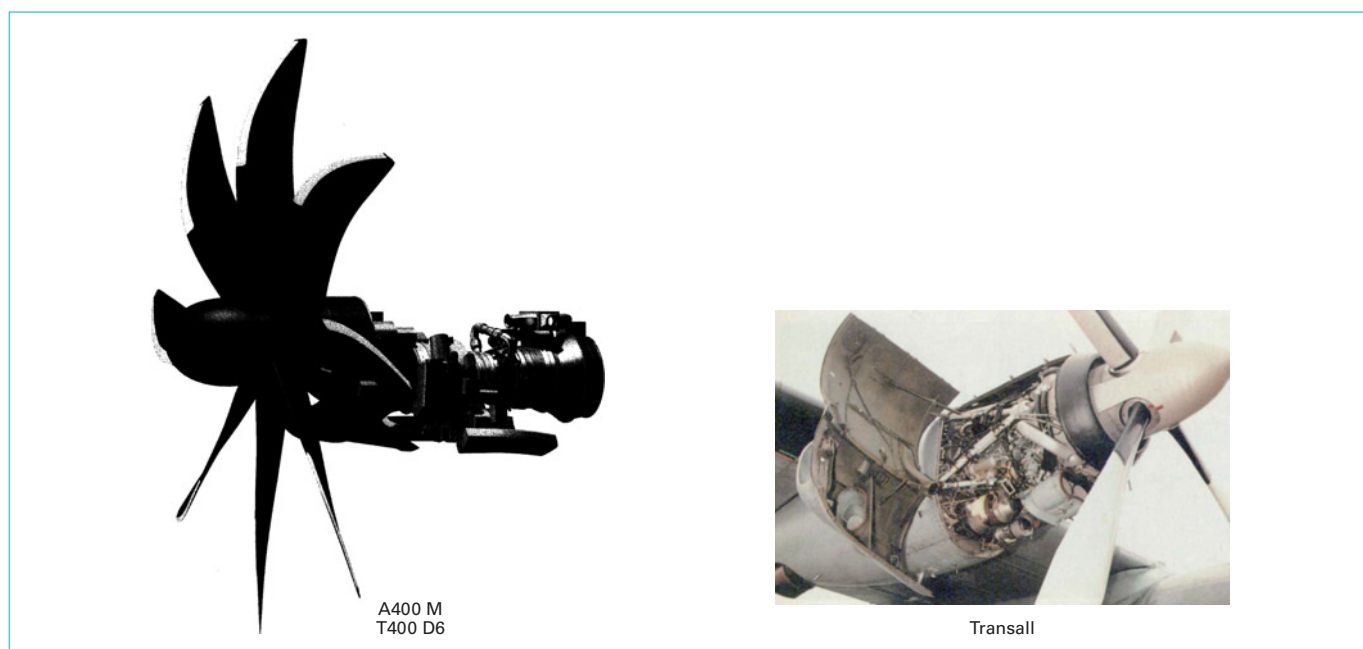


Figure 12 – Images de turbopropulseurs

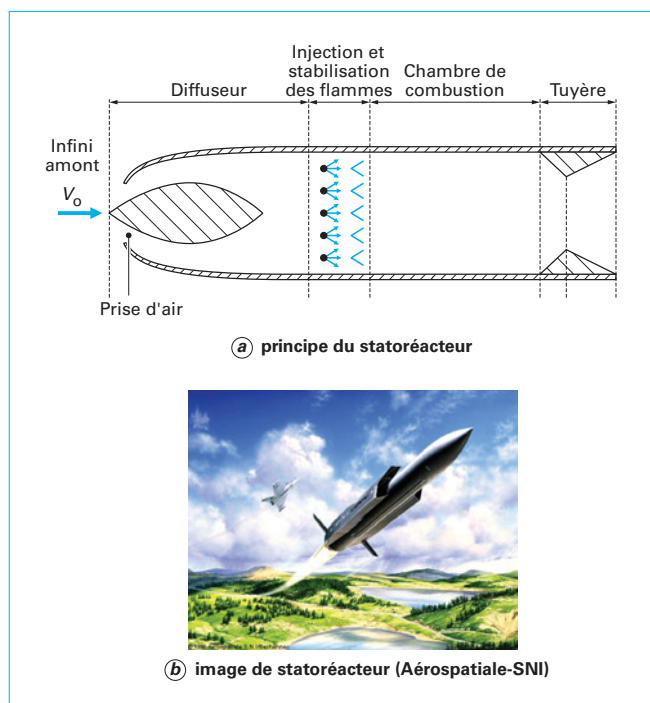


Figure 13 – Principe et image de statoréacteur de missiles (MBDA)

Ce type de moteur équipe des missiles supersoniques russes (antinavires supersoniques) ou européens (ASMP-A stratégique français, figure 13, Meteor air-air [3]), ainsi que des cibles américaines.

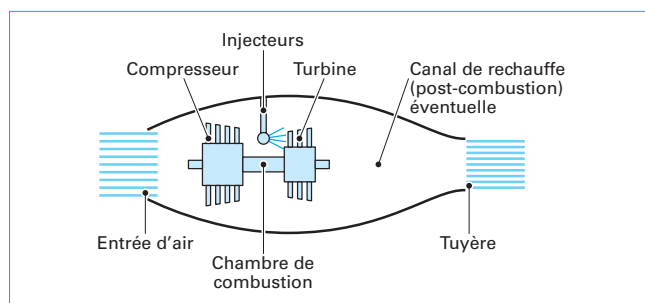


Figure 14 – Principe d'un turbo réacteur

2.2.4 Turbo réacteurs

L'air ambiant est aspiré, comprimé, mélangé à un combustible, détendu à travers une ou plusieurs turbines qui actionnent les compresseurs (figure 14).

Les **caractéristiques** de ce type de moteur sont les suivantes :

- moteur à réaction ;
- moteur aérobique ;
- dans l'atmosphère ;
- Mach 0 à 3,5 (exemple du SR71 américain capable d'atteindre cette vitesse) ;
- réchauffe (post-combustion) ;
- simple ou double flux ;
- simple ou double corps ;
- turbojet ou turbofan ;
- I_{sp} : 1 500 à 7 000 s voire davantage en double flux (C_s : 2,5 à 0,5 kg/daN/h) ;
- General Electric, Rolls-Royce, Pratt & Whitney, Snecma, Turboméca, Microturbo...

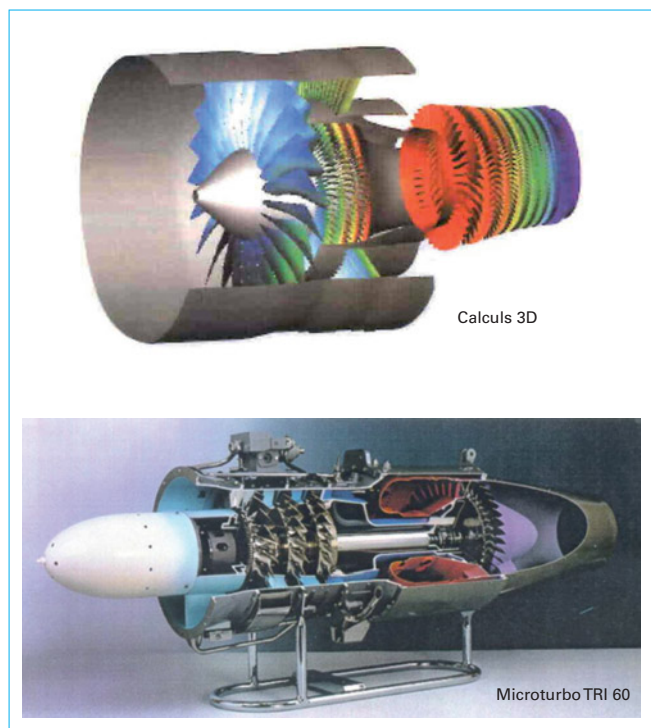


Figure 15 – Images de turboréacteurs (Safran)

Le générateur de gaz peut être monocorps (c'est-à-dire qu'il ne comporte, outre la chambre de combustion, qu'un seul rotor commun au compresseur et à la turbine ; ce dernier organe porte alors le nom de « turbine générateur »). Pour les machines plus sophistiquées, généralement de plus forte puissance, le générateur de gaz peut être « double corps », c'est-à-dire constitué de deux ensembles tournants, avec des vitesses de rotation distinctes : un corps basse pression et un corps haute pression. Les deux compresseurs fonctionnent en série. Il existe même des moteurs « triple corps », chez Rolls-Royce en particulier.

Ce type de moteur équipe des avions de ligne et de combat volant au-dessus de Mach 0,6 [5], ainsi que des missiles subsoniques longue portée [3]. Quelques exemples de turboréacteurs sont présentés figure 15 et sur la figure 4 de [BM 3 000].

2.2.5 Motoréacteurs

Ce type de moteur a équipé l'avion expérimental italien Camprini Caproni DC2 en 1960 [10]. Le compresseur était entraîné par un moteur à piston de 900 ch et non par une turbine comme dans le turboréacteur (figure 16).

Ce type de propulsion pourrait, selon certains, redevenir à la mode, avec un compresseur couplé avec un moteur électrique, et éventuellement sans post-combustion, compte tenu de la raréfaction attendue du kérosène dans les décennies à venir.

2.2.6 Moteurs-fusées

Le principe des moteurs-fusées est donné dans [BM 3 000] : des gaz chauds à forte pression sont éjectés à grande vitesse par une tuyère qui les détend.

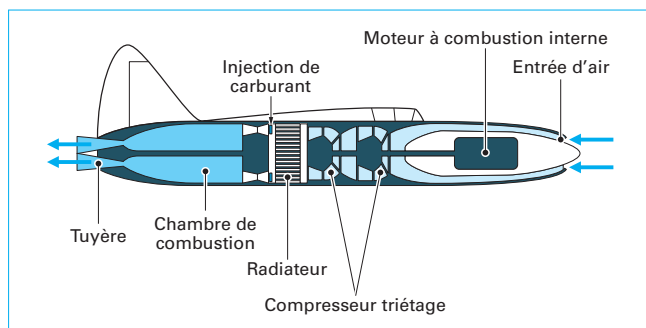


Figure 16 – Principe du motoréacteur

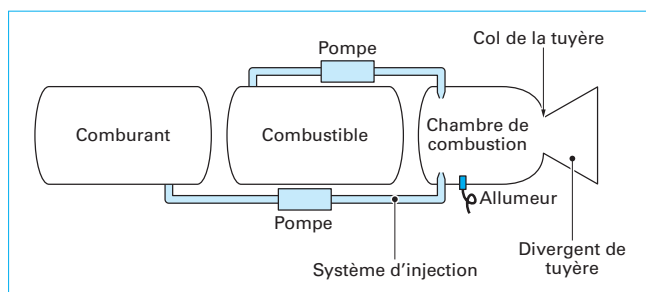


Figure 17 – Principe du moteur-fusée à ergols liquides

Les caractéristiques de ce type de moteur sont les suivantes :

- moteur à réaction ;
- moteur anaérobie ;
- partout ;
- pas de limitation en Mach ;
- propergol solide, ou ergols liquides, ou moteur hybride (où l'un des ergols est liquide tandis que l'autre est solide) ;
- rocket engine ;
- I_{sp} : 240 à 500 s ;
- Pratt & Whitney, Aerojet, Boeing-Rocketdyne, Snecma, Astrium, Roxel...

■ Les moteurs-fusées à ergols liquides sont essentiellement utilisés pour la propulsion des lanceurs spatiaux [6] (et l'ont été pour les missiles balistiques de premières générations). Leur principe est le suivant (voir figure 17) :

- une ou plusieurs turbopompes alimentent la chambre de combustion sous haute pression (de 20 à 250 bar) ;
- dans cette chambre de combustion, les ergols liquides se vaporisent et brûlent ;
- les produits de combustion sont accélérés dans une tuyère qui a pour fonction de récupérer l'effet de pression : typiquement les vitesses d'éjection sont comprises entre 2 000 et 4 000 m/s.

Les temps de fonctionnement vont de quelques dizaines de secondes à quelques minutes (pour les premiers étages). Le démarrage des turbopompes peut être assuré par un générateur auxiliaire.

La combustion dans la chambre est en première approximation quasi isobare, les pressions étant de l'ordre de 20 à 250 bar suivant les mélanges d'ergols et la technologie choisie.

Un ergol est souvent utilisé pour refroidir les parties chaudes du propulseur avant d'être injecté (non visible sur la figure 17) : les températures régnant dans la chambre de combustion sont en effet de 2 000 à 3 500 K.

L'optimisation de l'injection est fondamentale pour assurer le meilleur rendement (peu d'imbrûlés) et surtout pour éviter les instabilités de combustion (plusieurs milliers d'essais pour le moteur du premier étage de la fusée Saturne V du programme Apollo pour résoudre cette seule question).

On distingue plusieurs types d'ergols liquides :

- les **diergols liquides** : un couple oxydant/combustible (O_2/H_2 , $N_2O_4/UDMH...$) ;
- les monoergols ou **monergols** (par exemple H_2O_2 , N_2H_4 , ou CH_3NO_2 : nitrométhane...), que l'on décompose sur un lit catalytique avant de les éjecter par la tuyère ;
- les **lithergols** (combustible solide / oxygène liquide par exemple).

On parle de mélange hypergolique si combustible et oxydant s'enflamment spontanément.

■ Les **propulseurs à propergols solides** sont essentiellement utilisés pour des applications militaires [3], missiles tactiques (cf. § 1) et missiles stratégiques, pour trois raisons :

- grande simplicité (pas de systèmes d'alimentation et de régulation en ergols), meilleure disponibilité (mise en œuvre aisée en situation opérationnelle) ;
- possiblement de meilleures sûreté de fonctionnement et sécurité d'emploi.

Ils sont également utilisés pour certains lanceurs spatiaux pour lesquels la simplicité et la robustesse sont préférées à la performance ou comme propulseurs dits « d'appoint » (même si leur poussée, pour le décollage, peut atteindre 70 % de la poussée totale du lanceur) [6]. Leur compacité est bien meilleure que celle de la propulsion liquide.

Toutefois, ils ont des niveaux d' I_{sp} plus faibles que les moteurs à ergols liquides et n'offrent pas les possibilités de ces derniers en terme de modulation de poussée.

Les propergols couramment utilisés sont notamment les suivants : nitramite, isolite, isolane, butalite, butalane, nitalane (dénominations françaises). Il existe en effet pour les propergols composites une nomenclature : le nom d'un propergol est constitué d'un préfixe qui donne une indication sur le liant (exemple BUTA pour du polybutadiène), d'une lettre centrale qui indique la nature de la charge oxydante (exemple L : perchlorate d'ammonium) et d'un suffixe qui indique la nature de la charge (exemples : ANE pour l'aluminium, ITE en absence de charge) réductrice [9] [AF 6 710].

Les moteurs-fusées sont également utilisés pour aider au décollage de certains avions ou plus rarement, pour accélérer au sol des véhicules terrestres en vue d'essais.

2.2.7 Pulsoréacteurs

C'était le moteur du célèbre engin V1 de la seconde Guerre mondiale.

Le principe de fonctionnement s'apparente à celui du statoréacteur, mais de façon intermittente. Le V1 était équipé d'une grille d'obturation (pulsoréacteur à clapets) (figure 18).

Il pesait au total 165 kg. La fréquence des impulsions était de l'ordre de 50 Hz. La poussée variait suivant la vitesse de 350 kgf à 250 kgf (rapport poussée sur poids de l'ordre de 2). La consommation était de l'ordre de 0,25 kg/s (impulsion spécifique de l'ordre de 1 200 s, à comparer avec celle du turboréacteur ou du PDE sur la figure 13 de l'article [BM 3 000]).

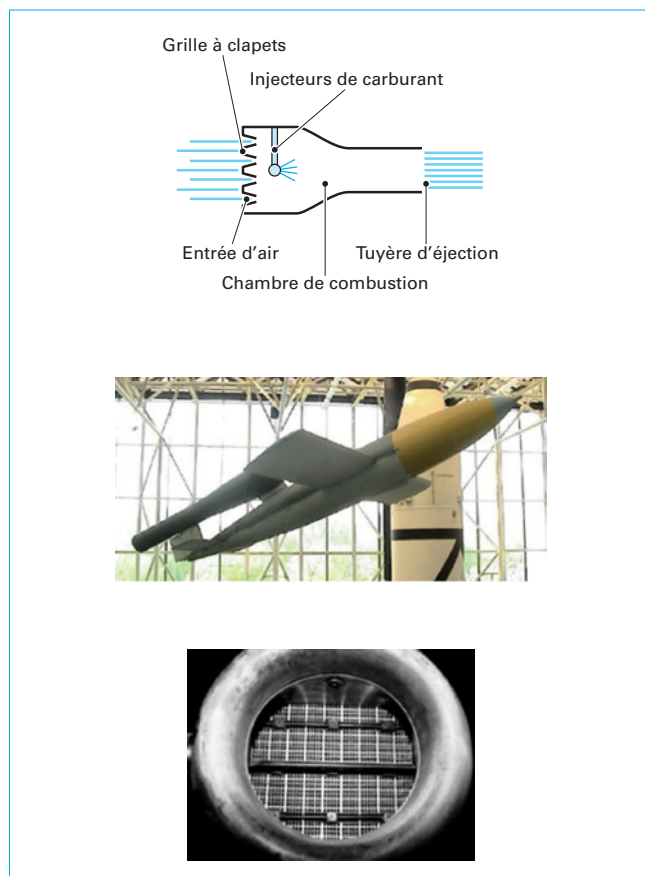


Figure 18 – Pulsoréacteur : principe – engin V1 – détail de la grille d'admission

Les **caractéristiques** de ce type de moteur sont les suivantes :

- moteur à réaction ;
- moteur aérobie ;
- dans l'atmosphère ;
- Mach 0 à 0,3 ;
- à clapets ou aérodynamique ;
- *pulse jet* ;
- I_{sp} : 1 000 à 2 000 s.

Outre le célèbre V1, ce type de moteur a été utilisé sur des cibles et des drones russes, c'est également un classique de l'aéromodélisme.

2.2.8 Moteurs à détonation

L'idée est de tirer parti du meilleur rendement théorique, pour un même dégagement d'énergie, d'une détonation par rapport à une combustion conventionnelle, isobare. Les moteurs jugés les plus prometteurs sont les moteurs à détonation pulsée, aérobie ou non. Le PDE reprend ainsi le principe du pulsoréacteur mais cette fois la combustion est remplacée par une détonation du mélange réactif initiée par une prédétonation, la poussée étant proportionnelle à la fréquence de cette initiation (figure 19).

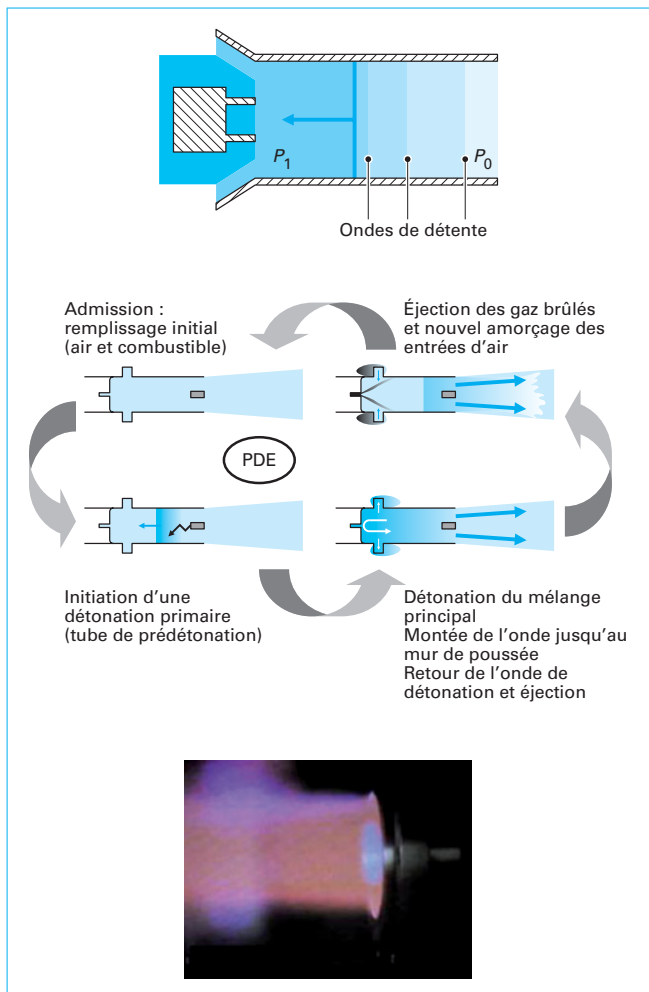


Figure 19 – Principe et expérimentation d'un moteur à détonation pulsée (MBDA/CNRS)

Les **caractéristiques** de ce type de moteur, dans sa **version aérobique**, sont les suivantes :

- moteur à réaction ;
- moteur aérobique ;
- dans l'atmosphère ;
- Mach 0 à 2 ;
- fonctionnement pulsé ;
- *Pulsed Detonation (Wave) Engine PDE* (« *Pidil* ») ;
- initiation fond ouvert/fermé ;
- recherche : USA, Russie, France (MBDA & Roxel, CNRS, ONERA).

Ce type de moteur peut également exister en **version anaérobie** (on parle alors de *Pulsed Detonated Rocket* : PDR). Certains les dénomment simplement sous le vocable de « **propulseur à onde de détonation** » (POD).

Les applications envisageables sont les drones ou les cibles subsoniques (remplacement de turboréacteurs), les missiles, les

avions (certains auteurs affirment que de tels avions ultrasecrets auraient volé), les lanceurs spatiaux pour les versions anaérobies.

Le moteur à **onde de détonation oblique** (*Oblique Detonation Wave Engine*, ODWE) est une sorte de superstatoréacteur où la combustion est remplacée par une détonation, quand les conditions de vol (à Mach supérieur à 10 typiquement) et d'injection amont du combustible permettent de stabiliser une onde de détonation sur un dièdre dans le moteur ou son entrée d'air.

Un autre concept, peut-être encore plus prometteur, est celui de ce que l'on peut appeler un turbodétoréacteur (moteur à **détonation (rotative) continue**, *Continuous (Rotating) Wave Engine*) : l'onde de détonation, ou plutôt le train d'ondes réactives, est créée par une injection astucieuse au sommet d'une chambre annulaire, les gaz brûlés sont éjectés dans une tuyère après compression par le train d'ondes. Des travaux en collaboration entre des instituts de recherche russe et français et l'industriel MBDA ont confirmé la faisabilité de principe et l'intérêt possible de ce type de moteur [7]. Il peut fonctionner en mode aérobique ou moteur-fusée et est dénommé en anglais CDWE ou plus simplement CDWE : *Continuous Detonation Wave (Rotating) Engine*.

2.2.9 Propulsion combinée

Dans la propulsion combinée, on associe différents moteurs, dans le même système propulsif.

Le **statoréacteur à accélérateur intégré** associe ainsi un statoréacteur pour le vol de Mach 2 à Mach 4 à un moteur à propergol solide pour l'accélération initiale, mis en place dans sa chambre de combustion [3] (voir figure 21 de [BM 3 000]).

Le **turbo/statoréacteur**, comme celui qui équipait l'avion expérimental français Griffon dans les années 1950 (voir figure 22 de [BM 3 000]) ou des projets d'avions Mach 5 ou de lanceurs spatiaux réutilisables, associe en série ou en parallèle un turboréacteur assurant le décollage et l'accélération jusqu'à Mach 2 à un statoréacteur qui prend le relais à plus haute vitesse.

En revanche, le **statomixte**, qui associe, dans le même statoréacteur, deux cycles différents (combustion subsonique puis supersonique) n'est pas un moteur combiné.

Le **statoréacteur à éjecteurs**, en américain *rocket-based combined cycle*, est constitué par un statoréacteur mixte dans lequel on a implanté des moteurs-fusées qui profitent à basse vitesse du flux d'air capté dans l'entrée d'air depuis le décollage. Il s'agit d'un moteur combiné qui a la faveur des États-Unis et du Japon pour les projets de lanceurs spatiaux réutilisables.

On peut également utiliser des **refroidisseurs**, par exemple en amont du compresseur d'une turbomachine afin de repousser la limite de vitesse (Mach 3,5) due à la tenue des aubes de turbines voyant la température d'arrêt de vol augmentée de l'énergie de combustion : projet japonais ATREX (*Air TurboRamjet EXpander cycle*) de turboréacteur refroidi à Mach 6. Ce principe permet également de diminuer le travail du compresseur (air refroidi plus dense) et de diminuer la production des oxydes d'azote dus aux trop fortes températures locales dans la chambre de combustion. Certains envisagent même de collecter une partie de l'air capté mais non utilisé par le moteur aérobique pour s'en servir plus tard dans le vide, après en avoir extrait et stocké l'oxygène (l'essentiel de l'azote étant rejeté au fur et à mesure du vol atmosphérique : concept ACE ou LACE).

On trouve de nombreux exemples de ces multiples combinaisons de cycles ou de moteurs dans différents projets aérospatiaux passés ou actuels.

2.2.10 Turbofusée

C'est un cas particulier de propulsion combinée : on associe dans le même moteur une combustion de type fusée (un bloc de semi-propergol qui se consume mais donne des gaz présentant

encore un caractère combustible, une combustion riche en oxygène d'un mélange H_2/O_2 ... et une turbomachine (voir figure 23 de [BM 3 000]). Le compresseur de celle-ci est entraîné par une turbine qui n'utilise pas les gaz issus de la combustion du combustible avec l'air provenant de l'entrée d'air, mais qui est entraînée par la détente des gaz chauds provenant du générateur de gaz. Ces gaz, encore riches, vont brûler avec l'air capté et comprimé dans la chambre de combustion principale.

2.2.11 Propulsion spatiale avancée

Outre la propulsion chimique et celle par voile solaire (les photons ont une quantité de mouvement !), les satellites, les vaisseaux spatiaux et les sondes interplanétaires utilisent ou pourraient utiliser d'autres modes de propulsion. Ceux-ci sont basés pour la plupart sur le principe d'une éjection d'une quantité de mouvement à partir d'un réservoir, mais l'apport d'énergie préalable est fourni non par une combustion ou une détonation mais par l'énergie solaire, électrique ou nucléaire [1].

Les **caractéristiques** de la **propulsion héliothermique**, dont le schéma de principe est donné sur la figure 20a, sont les suivantes :

- moteur à réaction ;
- moteur anaérobie ;
- dans l'espace ;
- I_{sp} : 500 à 1 000 s ;
- *solar heated gas* ;
- faible rapport poussée/poids.

Pour ce type de propulsion, le rayonnement solaire chauffe un échangeur en graphite qui chauffe un jet d'hydrogène éjecté à grande vitesse dans une tuyère.

Les **caractéristiques** de la **propulsion électrique ou plasmique**, dont le schéma de principe est donné sur la figure 20b, sont les suivantes :

- moteur à réaction ;
- moteur anaérobie ;
- dans l'espace (satellites, sondes interplanétaires...) ;
- I_{sp} : 500 à 2 000 s (électrique) ;
- I_{sp} : 5 000 à 25 000 s (ionique) ;
- faible rapport poussée/poids ;
- Snecma (collaboration avec instituts russes), ALTA, et d'autres aux États-Unis...

Dans la propulsion électrique, l'arc chauffe les gaz, en anglais on parle de « *arc heating electric rocket* ».

La propulsion ionique est basée sur la création et l'éjection d'un plasma, en anglais : « *ion rocket* », « *electrostatic* », « *plasma thruster* ».

3. Conclusion

On a trouvé dans le présent article une classification des principaux types de systèmes propulsifs aérospatiaux ainsi que leurs caractéristiques.

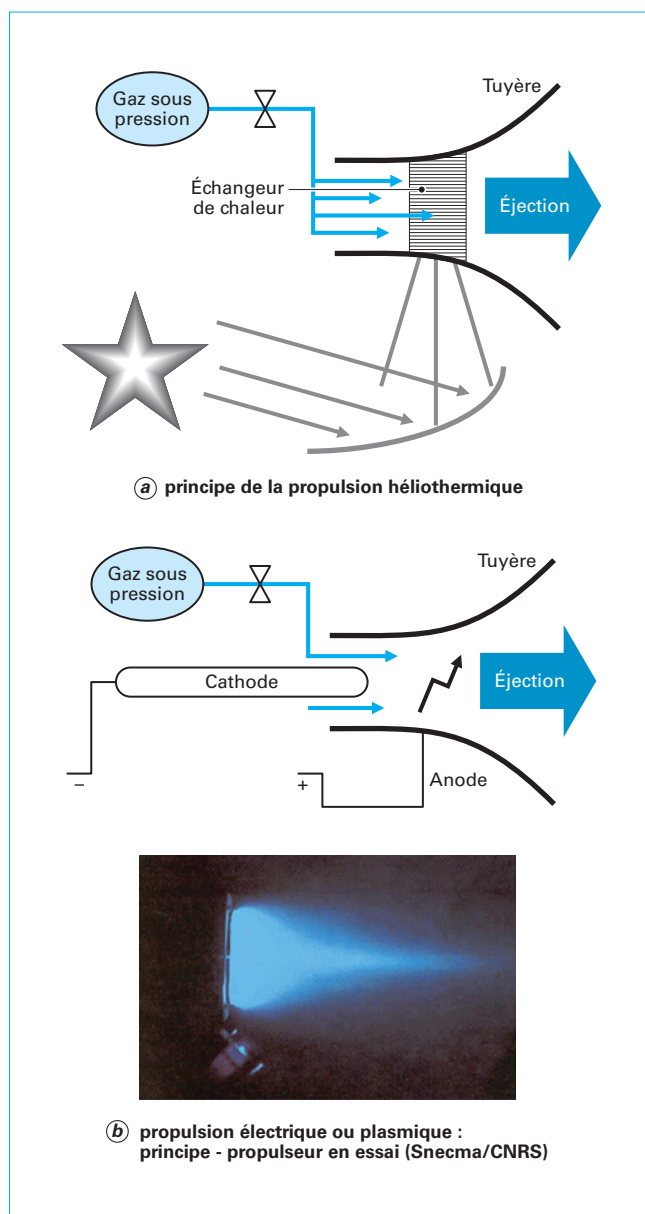


Figure 20 – Propulsion héliothermique et électrique ou plasmique

Il a également fourni des exemples d'applications sur des missiles de tel ou tel d'entre eux. Un intérêt particulier est en effet porté dans ce traité au lien avec la conception du véhicule volant dont on veut étudier la propulsion et aux ordres de grandeur des paramètres liés à un niveau donné de technologie.

Offrant des compléments chiffrés sur le présent article, l'article [BM 3 003] établit et utilise dans différents exemples (fusées, missiles mais aussi avions, etc.) les lois de conception simplifiées pour une croisière, une accélération ou un vol balistique initialement propulsé.

Propulsion aérospatiale

par **Marc BOUCHEZ**

Diplômé de l'École catholique d'arts et métiers de Lyon et de l'École supérieure des techniques aérospatiales

Ingénieur au département Aérodynamique-Propulsion-Létalité de MBDA France

Professeur vacataire de propulsion dans plusieurs universités et grandes écoles

Sources bibliographiques

On a volontairement limité la bibliographie à quelques ouvrages permettant d'appréhender l'ensemble des aspects présentés ici, et fournissant des exemples chiffrés et des méthodes de calcul abordables à l'ingénieur ne disposant pas de supercalculateur.

- [1] ANDERSON (J.D.) Jr. – *Introduction to Flight*. Fourth Edition, Mc Graw Hill (2000).
- [2] *Recherche et technologie dans le groupe Snecma, propulsion aéronautique*. Revue Scientifique et Technique de la Défense, n° 59, mars 2003.
- [3] Collectif, sous la direction de JENSEN (G.E.) et NETZER (D.W.). – *Tactical Missile Propul-*

sion. Progress in Astronautics and Aeronautics, vol. 170, AIAA (1996).

- [4] GORDON (S.) et McBRIDE (B.). – *Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications*. NASA Reference Publication 1311 (1994).
- [5] RAYMER (D.P.). – *Aircraft Design : a conceptual approach*. AIAA education series, second edition (1992).
- [6] ISAKOWITZ (S.J.). – *International Reference Guide to Space Launch Systems*. AIAA, second edition (1991).

- [7] DANIAU (E.), FALEMPIN (F.), GETIN (N.), BYKOVSKII (F.A.) et ZHDAN (S.). – *Design of a Continuous Detonation Wave Engine for Space Application*. AIAA 2006-4794, 42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, Sacramento, California, 9-12 juil. 2006.
- [8] KOFF (B.L.). – *Gas Turbine Technology Evolution – a Designer's Perspective*. TurboVision, Inc., Palm Beach Gardens, Florida, AIAA-2003-2722.
- [9] AMIABLE (R.). – *Matériaux énergétiques*. Que sais-je no 259, PUF (1998).
- [10] BENHAMOU (P.). – *L'histoire de l'aviation pour les nuls*. Éditions First-Gründ (2010).

À lire également dans nos bases

Propulsion aérospatiale

Le dossier se compose des articles suivants :
Introduction. [BM 3 000] Propulsion aérospatiale.
Outils mathématiques et physiques. [BM 3 001] Propulsion aérospatiale.
Effet de la propulsion pour quelques missiles et classifications des différents propulseurs. [BM 3 002].
Lois simplifiées pour le dimensionnement et exercices d'applications. [BM 3 003].

Autres articles utiles

GOSSE (J.). – *Mécanique des fluides*. [A 1 870] Sciences fondamentales (1995).
 MATHIEU (D.) et BEAUCAMP (S.). – *Matériaux énergétiques*. [AF 6 710] Sciences fondamentales (2004).
 DESHAIES (B.) et SABEL'NIKOV (V.). – *Combustion en écoulement supersonique - Turbulence. Applications*. [BE 8 341] Génie énergétique (2002).

FERTE (J.-P.). – *Assemblage métallurgique dans la construction des turboréacteurs* [BM 7 778] Génie mécanique (2006).
 PREL (Y.). – *Structures composites pour le lanceur Ariane* [AM 5 646] Plastiques et composites (1999).

Sites Internet

www.onera.fr/
<http://www.snecma.com/>
<http://www.nasa.gov/>
<http://www.janes.com>
<http://www.aviationnow.com>

Gagnez du temps et sécurisez vos projets en utilisant une source actualisée et fiable !

15 DOMAINES D'EXPERTISE

- ✓ Automatique - Robotique
- ✓ Biomédical - Pharma
- ✓ Construction et travaux publics
- ✓ Électronique - Photonique
- ✓ Énergies
- ✓ Environnement - Sécurité
- ✓ Génie industriel
- ✓ Ingénierie des transports
- ✓ Innovation
- ✓ Matériaux
- ✓ Mécanique
- ✓ Mesures - Analyses
- ✓ Procédés chimie - bio - agro
- ✓ Sciences fondamentales
- ✓ Technologies de l'information



Articles de référence
disponibles en français
et en anglais

Détails des offres et sommaires
à retrouver sur le site

www.techniques-ingenieur.fr

Les offres Techniques de l'Ingénieur permettent d'accéder à une **base complète et actualisée d'articles** rédigés par les meilleurs experts et validés par des comités scientifiques, avec :

+ de 10 000 articles de référence et 1 000 fiches pratiques opérationnelles.

3 000 quiz dans + de 1 000 articles interactifs.

+ de 550 bases documentaires, 8 Parcours Pratiques répartis dans plus de 90 offres.

1 280 auteurs contribuent chaque année à enrichir cette ressource.

Service de Questions aux experts.

Les Archives, technologies anciennes et versions antérieures des articles.

+ de 300 000 utilisateurs de techniques-ingenieur.fr chaque mois !

NOS ÉQUIPES SONT
À VOTRE DISPOSITION

Par téléphone
 33 (0)1 53 35 20 20

Par email
 infos.clients@teching.com