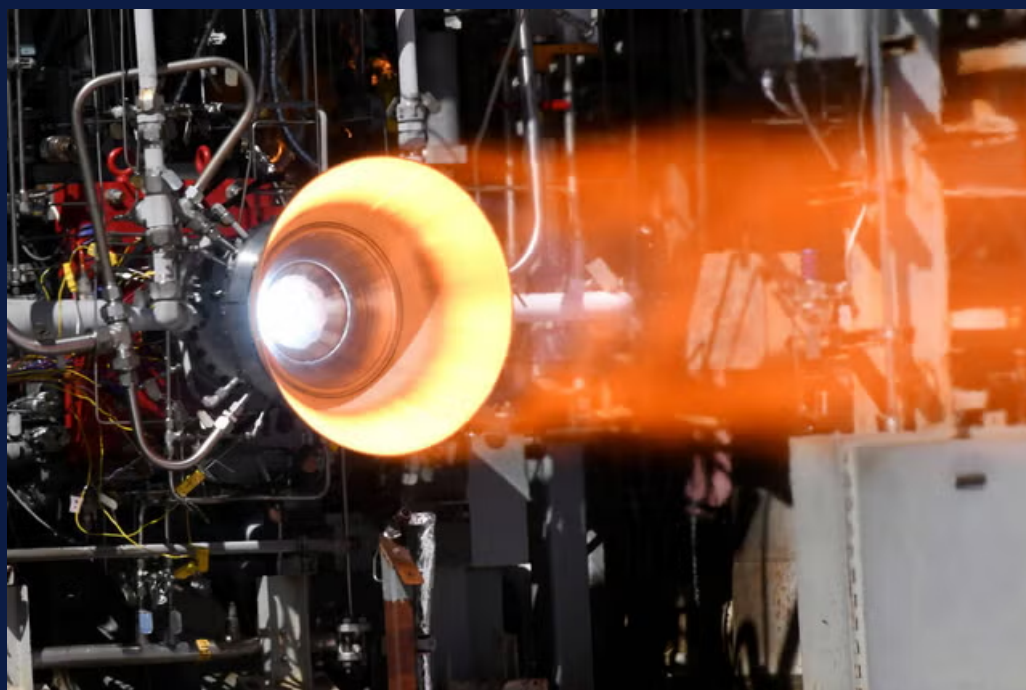


# [ RECHERCHE ]

Groupe d'Études Scientifiques et Techniques

PROPULSION SPATIALE CHIMIQUE



Par Olivier Broyer et Thomas Dereux

Sous la supervision d'Antoine Hallez, chef de projet Espace du Groupe d'études scientifiques et techniques

LES PUBLICATIONS



LES JEUNES  
IHEDN

# À PROPOS DE LA RECHERCHE

Cet article est publié par le Groupe d'études scientifiques et techniques des Jeunes de l'IHEDN. Créé début 2025, il vise à fédérer et développer les activités scientifiques et techniques de l'association. L'objectif est de rendre accessible à un public intéressé les enjeux technologiques du milieu de la défense.

Les satellites se veulent plus flexibles et capables d'accomplir plusieurs missions simultanément, ce qui implique des changements réguliers d'orbite et d'attitude. Que ce soit pour faire des manœuvres de rapprochement, d'évitement, de remise à poste ou mener à bien des missions d'exploration, les technologies de propulsion spatiale sont au cœur des enjeux spatiaux d'aujourd'hui. Afin de mieux comprendre les technologies utilisées pour la propulsion satellitaire, cette publication a pour but de vulgariser les grands principes de la propulsion satellitaire chimique. Nous cherchons ici à expliquer en détail les concepts physiques et les missions liées à la propulsion chimique gazeuse et la propulsion chimique liquide.

# À PROPOS DES AUTEURS



**Olivier Broyer**, étudiant à l'IMT Atlantique et l'ISAE-SUPAERO. Intéressé par l'aéronautique et l'aérospatiale.



**Thomas Dereux**, de formation ingénieur généraliste ICAM et étudiant à l'École de Guerre Économique. Passionné par le secteur de la défense, de l'aéronautique et du spatial.

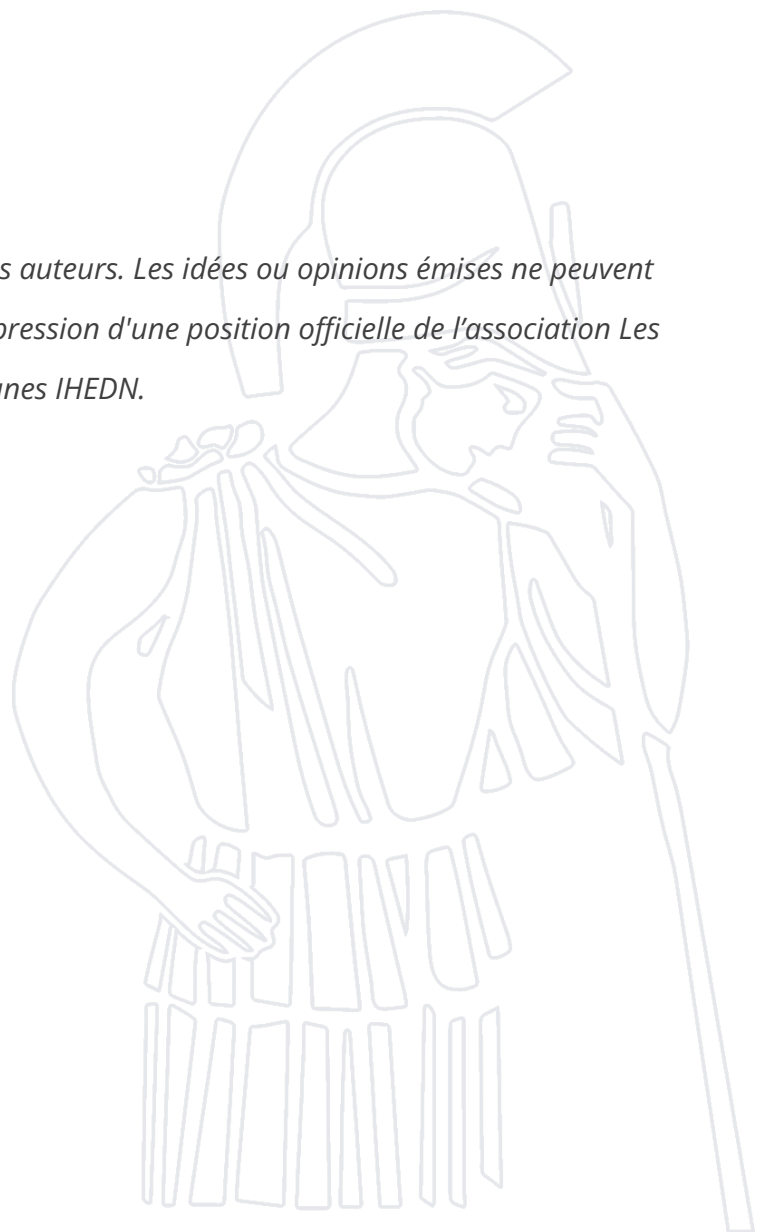


**Antoine Hallez** est étudiant ingénieur à l'ISAE-SUPAERO, spécialisé en observation de la Terre et en conception-opérations des systèmes spatiaux. Il a aussi réalisé un double-diplôme à Sciences Po Paris.

# Table des matières

<b>Introduction</b> .....	<b>Erreur ! Signet non défini.</b>
<b>I- Propulsion par Gaz froid</b> .....	<b>7</b>
a) Le principe de fonctionnement.....	8
b) Atouts et faiblesses de la propulsion par gaz froids .....	9
c) Comparaison entre la propulsion à gaz froids et la propulsion à gaz chauds .....	9
d) Enjeux actuels et perspectives futures .....	10
e) Industrie et souveraineté .....	11
<b>II- Propulsion chimique</b> .....	<b>13</b>
a) Propulsion liquide monergol .....	14
1. Procédé de synthèse de l'hydrazine .....	14
2. Composants du moteur .....	15
3. Réaction chimique.....	15
4. Exemple d'utilisation.....	16
5. Industrie et souveraineté .....	16
6. Perspectives futures .....	17
b) Propulsion liquide biergol .....	19
1. Réaction chimique.....	19
2. Exemple d'utilisation.....	20
3. Industrie et souveraineté .....	21
4. Perspectives futures .....	21
<b>Conclusion</b> .....	<b>22</b>

*Ce texte n'engage que la responsabilité des auteurs. Les idées ou opinions émises ne peuvent en aucun cas être considérées comme l'expression d'une position officielle de l'association Les Jeunes IHEDN.*



L'accès à l'espace se démocratise de plus en plus. Avec l'arrivée des nanosatellites, des États, des entreprises privées, voire des laboratoires de recherche ou des universités peuvent désormais envoyer des satellites à des coûts bien plus faibles qu'autrefois. Les raisons de lancer un satellite dans l'espace sont multiples : réaliser des expériences scientifiques, proposer des services comme les télécommunications ou la géolocalisation, ou encore répondre à des enjeux de défense nationale, comme le renseignement.

Quelles que soient les raisons, au cours de leur cycle de vie, les satellites devront utiliser un système de propulsion pour changer d'orbite, ajuster leur orientation (attitude), compenser les frottements atmosphériques en orbite basse ou encore se désorbiter à la fin de leur mission. Le document qui suit propose un état de l'art des principales technologies de propulsion chimique et gazeuse permettant aux satellites de mener à bien leurs missions. Mais avant de rentrer dans les détails techniques, il est important d'évoquer les contraintes du milieu spatial.

Un satellite en orbite basse peut atteindre une vitesse de **7,4 km/s**, soit près de **27 000 km/h**. Il effectue alors environ 14 orbites par jour, ce qui signifie qu'il passe constamment de la lumière du Soleil à l'ombre de la Terre. Lorsqu'il est exposé au Soleil, il peut atteindre des températures allant jusqu'à **+150 °C**, tandis que dans l'ombre, il peut chuter à **-50 °C**. Ces variations extrêmes de température créent de fortes contraintes sur la structure du satellite, mais aussi sur son carburant, appelé ergol. Ce dernier doit rester liquide pour fonctionner correctement, ce qui implique l'utilisation de systèmes de chauffage ou de refroidissement, ainsi qu'un suivi très précis de la température en temps réel. De même, pour les systèmes de propulsion utilisant des gaz, la **gestion thermique reste cruciale** : un gaz stocké sous forme comprimée ou liquéfiée peut voir sa pression ou son état physique fortement varier en fonction de la température. Une chute de température excessive peut provoquer une condensation partielle du gaz, tandis qu'une surchauffe peut entraîner une surpression dangereuse.

Dans le cas des systèmes de propulsion au gaz, on pourrait penser que dans le vide spatial, la pressurisation d'un gaz est inutile, celui-ci pouvant naturellement s'échapper du

réservoir. Si cela est vrai en théorie, **la réalité opérationnelle impose de pressuriser les gaz** pour plusieurs raisons : premièrement, un écoulement non contrôlé ne permettrait pas de répondre aux exigences de précision des manœuvres orbitales ; deuxièmement, l'espace à bord d'un satellite étant limité, la pressurisation permet d'augmenter la masse de gaz stockée dans un volume réduit, améliorant ainsi la capacité de manœuvre.

Pour évaluer l'efficacité d'un moteur spatial, on utilise une grandeur appelée **impulsion spécifique (ISP)**. Elle indique la durée pendant laquelle un kilogramme de propergol produit une poussée équivalente au poids d'un kilogramme dans le champ gravitationnel terrestre. Concrètement, sur le premier étage d'une fusée, où la masse à soulever est très importante, on privilégie des moteurs puissants, même si leur ISP est plus faible. En orbite, en revanche, le facteur temps est moins critique, et l'on peut préférer des manœuvres plus longues mais économes en carburant. Une impulsion spécifique élevée signifie qu'un kilogramme de carburant permet de générer une poussée pendant une durée plus longue, ce qui traduit une meilleure efficacité énergétique du moteur.

Parmi les différentes technologies de propulsion chimique adaptées aux satellites figurent la propulsion par gaz froid, la propulsion par gaz chaud, la propulsion à monergol et à biergols. Celles-ci seront détaillées dans la suite du document.

## Propulsion par Gaz froid

La propulsion par gaz froids est une technologie clé dans le domaine spatial, notamment **utilisée pour le contrôle d'attitude des satellites et de petits ajustements orbitaux**. Son principe repose sur l'expulsion d'un gaz, généralement inerte, stocké sous forme comprimée ou de liquide saturé, à travers une tuyère, générant une poussée uniquement par détente physique, sans combustion. Cette simplicité en fait un système **fiable et sécuritaire**, adapté aux missions nécessitant une **réactivité immédiate** et une grande robustesse. Bien que cette technologie soit arrivée à maturité, les efforts actuels visent à améliorer ses performances et à l'intégrer dans des systèmes hybrides pour répondre aux besoins évolutifs de l'exploration spatiale.

La propulsion par gaz froids est utilisée depuis les débuts de l'exploration spatiale et continue d'équiper de nombreux satellites et véhicules spatiaux. Les premières applications remontent aux années **1960**, avec des systèmes embarqués sur les missions Gemini et Apollo pour le contrôle d'attitude. Aujourd'hui, elle demeure un choix privilégié pour les corrections orbitales mineures et les manœuvres de précision.

Des entreprises et agences spatiales, telles que la **NASA**, l'**ESA** et **Roscosmos**, continuent d'utiliser cette technologie sur des plateformes variées, notamment sur les capsules Soyouz, Orion ou encore les satellites de télécommunication. L'avantage principal de cette technologie réside dans sa simplicité : en l'absence de combustion, le risque de défaillance est réduit, garantissant une longévité opérationnelle accrue. Cependant, ses performances restent limitées par rapport aux autres modes de propulsion, ce qui pousse la recherche à explorer des solutions hybrides ou des optimisations structurelles.

## Le principe de fonctionnement

Le système de propulsion par gaz froids repose sur un principe physique élémentaire : l'expansion d'un gaz sous pression à travers une tuyère convertit l'énergie de pression en énergie cinétique, générant une poussée dirigée. Le gaz utilisé est généralement de l'**azote (N<sub>2</sub>)**, de l'**hélium (He)** ou du **dioxyde de carbone (CO<sub>2</sub>)**, stocké sous pression dans un réservoir. Lorsqu'une manœuvre est nécessaire, une valve s'ouvre et libère le gaz à haute vitesse, provoquant une réaction égale et opposée qui déplace l'engin spatial.

L'efficacité de cette propulsion se mesure par son impulsion spécifique (*I*<sub>sp</sub>). Pour les systèmes à gaz froids, l'*I*<sub>sp</sub> est relativement faible (**entre 50 et 80 secondes**), bien en deçà des systèmes chimiques (**250-450 secondes**).

## Atouts et faiblesses de la propulsion par gaz froids

La propulsion par gaz froids se distingue par sa simplicité, puisqu'elle ne repose sur aucune combustion, ce qui permet une conception robuste et une maintenance minimale. Sa fiabilité est également un atout majeur, car elle comporte peu de composants critiques susceptibles de tomber en panne. De plus, elle offre une réactivité immédiate, idéale pour effectuer des corrections rapides de déplacement. Enfin, son haut niveau de sécurité est un avantage important, l'absence de réactions chimiques réduisant considérablement les risques d'explosion.

Malgré ces avantages, cette technologie présente plusieurs limites. Son principal inconvénient est sa faible impulsion spécifique, la rendant bien moins efficace que la propulsion électrique ou chimique et limitant sa capacité à effectuer de grandes manœuvres de correction orbitale. De plus, sa capacité énergétique est restreinte par la quantité de gaz embarqué, ce qui réduit sa durée d'utilisation. Enfin, recourant à des gaz de faible densité comme l'hydrogène, ce type de propulsion impose un stockage volumineux sous haute pression, ce qui entraîne une augmentation significative de la masse et de l'encombrement du système.

## Comparaison entre la propulsion à gaz froids et la propulsion à gaz chauds

La propulsion à gaz froid et la propulsion à gaz chauds reposent sur des principes distincts qui influencent leurs performances, leur complexité et leurs applications.

Comme évoqué précédemment, la propulsion à gaz froids fonctionne en libérant un gaz stocké sous pression (comme l'azote, l'hélium ou le dioxyde de carbone) à travers une tuyère, sans combustion ni chauffage préalable. Ce procédé, bien que simple et fiable, entraîne une vitesse d'éjection relativement faible et donc une impulsion spécifique limitée, généralement comprise entre 50 et 80 secondes. En revanche, **la propulsion à gaz chauds** repose sur le chauffage du gaz avant son expulsion, par combustion ou par une autre source d'énergie. Cette chauffe augmente significativement la vitesse d'éjection

et permet d'atteindre une impulsion spécifique plus élevée, entre **150 et 300 secondes**, voire plus.

Sur le plan de la sécurité et de la complexité, les systèmes à gaz froids sont plus simples et fiables, car ils ne nécessitent ni chambre de combustion ni éléments chauffants, minimisant ainsi les risques d'usure thermique et d'explosion. En revanche, les moteurs à gaz chauds, bien que plus performants, demandent une conception plus complexe, avec des composants soumis à des températures élevées et sujets à une usure accrue.

Concernant les applications, la propulsion à gaz froids est utilisée pour le contrôle d'attitude des satellites, les petites manœuvres orbitales et les missions nécessitant une activation rapide, fiable et précise. De son côté, la propulsion à gaz chauds est employée dans des systèmes demandant une poussée plus importante, et est plébiscitée dans des systèmes de propulsion hybrides combinant combustion et chauffage électrique.

Ainsi, la propulsion à gaz froids se distingue par sa fiabilité et sa simplicité, tandis que la propulsion à gaz chauds offre des performances accrues au prix d'une plus grande complexité.

### **Enjeux actuels et perspectives futures**

L'un des défis majeurs réside dans l'amélioration de l'isp des moteurs à gaz froids. Des recherches sont en cours pour **optimiser la conception des tuyères** et explorer **l'utilisation de gaz plus légers** ou de **mélanges spécifiques** afin d'augmenter la vitesse d'éjection, et donc la performance globale du système.

Également, le stockage sous pression impose des contraintes en termes de poids et d'encombrement. **L'utilisation de nouveaux matériaux plus légers et résistants** permettrait d'améliorer la technologie. De même, le développement de réservoirs à géométrie optimisée pourrait offrir un meilleur ratio masse/protection.

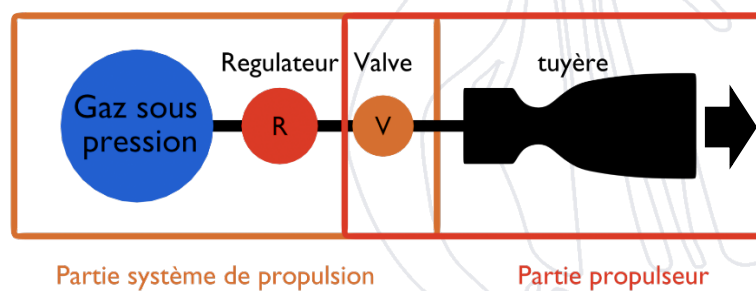
Afin de surmonter les limitations inhérentes aux moteurs à gaz froids tout en préservant leurs avantages, l'intégration de ces dispositifs au sein de systèmes de propulsion

hybrides apparaît comme une voie d'optimisation prometteuse. Par exemple, l'association avec des systèmes de propulsion électrique, tels que la propulsion ionique, permettrait de tirer parti des atouts complémentaires de chaque technologie. Tandis que les moteurs à gaz froids offriraient une solution adaptée aux corrections d'attitude rapides, la propulsion électrique assurerait quant à elle les manœuvres de grande ampleur requérant une meilleure efficacité énergétique.

La propulsion à gaz froids est aussi envisagée pour de nouvelles applications, notamment sur les petits atterrisseurs lunaires. Son absence de combustion et sa fiabilité en font un candidat idéal pour les missions d'exploration nécessitant un haut degré de précision et de sécurité.

## Industrie et souveraineté

Les propulseurs à gaz froids sont constitués de plusieurs sous-systèmes essentiels permettant de stocker, gérer et expulser le gaz sous pression. Leur architecture repose sur deux grandes parties principales : la partie propulseur et la partie système de propulsion, auxquelles peuvent s'ajouter des éléments complémentaires selon les exigences de la mission.



Exemple de représentation d'un système de propulsion gaz froid<sup>1</sup>

**La partie propulseur est responsable de la génération de poussée en libérant le gaz à travers une tuyère.** Elle comprend des valves et injecteurs qui régulent l'écoulement

<sup>1</sup> Space micropulsion for nanosatellites. Disponible sur : <https://www.sciencedirect.com/science/article/abs/pii/B9780128190371000062?via%3Dihub>.

du gaz, ainsi que des capteurs de pression et de température dans les systèmes avancés, permettant un contrôle précis. **Le système de propulsion gère l'alimentation en gaz vers les propulseurs.** Il est composé d'un réservoir de stockage sous haute pression, d'un régulateur de pression qui ajuste le débit du gaz avant expulsion, et d'un réseau de conduits permettant de distribuer le gaz aux différents propulseurs. L'ensemble est supervisé par une électronique de contrôle, qui pilote l'activation des vannes en fonction des commandes du satellite.

Plus précisément, le gaz, stocké sous haute pression, subit un changement de phase, par vaporisation ou sublimation, avant d'être expulsé à travers une soupape dans une tuyère convergente-divergente. Ce dispositif accélère le gaz à grande vitesse, générant ainsi la poussée. L'écoulement du gaz à travers la tuyère est principalement induit par la différence de pression entre celle de la chambre de détente et celle de l'environnement extérieur, où le gaz est éjecté. La pression dans le réservoir de gaz est élevée, puis décroît progressivement à mesure que le propergol est consommé. Comme une poussée stable

et continue est requise, un régulateur de pression est utilisé afin de maintenir une pression constante en sortie du réservoir, assurant ainsi une différence de pression régulière à travers la tuyère.

Integrated propulsion systems			
Manufacturer	Product	Thrust (quantity) [mN]	Specific impulse [s]
Aerospace Corp. USA	MEPSI	20	-
Benchmark Space Systems USA	Starling	10 - 1000	70
GomSpace Sweden	NanoProp CGP3	0.01 - 1	60 - 110
GomSpace Sweden	NanoProp 6U	0.1 - 10	60 - 110
Lightsey Space Research USA	BioSentinel Propulsion System	20	47
Microspace Rapid Pte Ltd Singapore	POPSAT-HIP1	0.083 - 1.1	43
ThrustMe France	I2T5	0.35	-
UTIAS/SFL Canada	CNAPS	12.5 - 50	40
VACCO USA	NEA Scout	25	-
VACCO USA	MIPS Standard	25	-
VACCO USA	MarCO-A and -B MIPS	25	-
VACCO USA	C-POD	10	40

Thruster heads			
Manufacturer	Product	Thrust (quantity) [mN]	Specific impulse [s]
Marotta USA	CGMT	105 - 2360	-
Moog USA	058E143-146	10 - 40	60
Moog USA	058E142A	120	57
Moog USA	058E151	120	65
Moog USA	058-118	3600	57
Moog USA	58E163A	1300	70 (N <sub>2</sub> ), 21 (Xe), 54 (Ar)

Tableau comparatif des moteurs à gazs froids & chauds<sup>2</sup>

<sup>2</sup> State-of-the-Art of Small Spacecraft Technology. Disponible sur : [https://www.nasa.gov/smallsat-institute/sst-soa/in-space\\_propulsion/](https://www.nasa.gov/smallsat-institute/sst-soa/in-space_propulsion/).

Le marché des systèmes de propulsion à gaz froids est principalement dominé par les États-Unis, qui comptent quatre acteurs industriels développant un total de sept architectures distinctes. En Europe du Nord, la société suédoise **GomSpace** propose deux solutions dédiées, tandis qu'en Asie, le singapourien **Microspace Rapid** se positionne comme un fournisseur émergent. De son côté, le Canada est représenté par **UTIAS/SFL**, spécialisé dans les systèmes de propulsion pour petits satellites. Enfin, la France se distingue avec **ThrustMe**, fondé en 2017 à l'issue d'un partenariat entre l'École polytechnique et le CNRS, qui développe des technologies innovantes dans ce domaine. Cette répartition souligne une forte concentration du marché en Amérique du Nord, tout en laissant place à des acteurs européens et asiatiques qui diversifient l'offre. Du côté de la partie propulseur, les entreprises américaines **Moog et Marotta** dominent le marché, proposant six architectures de produit différentes.

La prédominance des acteurs américains dans le domaine des propulseurs à gaz froids souligne une dépendance qui pourrait limiter l'autonomie des industriels européens. Néanmoins, l'émergence de sociétés comme le français ThrustMe, ou le suédois GomSpace démontre une dynamique positive vers une plus grande souveraineté technologique, renforçant ainsi la capacité de l'Europe à développer ses propres solutions de propulsion à gaz froid.

## Propulsion chimique

La propulsion par propergol liquide est une technologie ancienne, elle remonte aux années **50-60** dès le début de la recherche spatiale. Ce type de propulsion est basé sur une réaction chimique exothermique, très énergétique qui propulse alors la fusée. Le grand avantage entre de la propulsion chimique liquide par rapport à la propulsion chimique solide réside dans le fait que la réaction peut s'arrêter à tout moment pour être reprise par la suite, typiquement il n'existe pas de satellite à propulsion solide.

Il y a souvent une confusion entre les termes **ergols** et **propergols**, bien que plus ou moins interchangeables, ces deux mots ont une signification légèrement différente.

Un ergol est un composé chimique carburant ou comburant qui est utilisé dans les moteurs de fusées.

Un propergol est un mélange stable d'un carburant et d'un comburant prêt à réagir pour propulser une fusée.

Dans cette partie nous nous intéresserons uniquement aux cas des ergols.

Nous distinguons deux types de technologies d'ergols liquides : les monergols, où il n'y a alors qu'un élément chimique, ou les bi-ergols où une réaction chimique se produit entre deux éléments chimiques.

## Propulsion liquide monergol

Cette technologie est bien connue, la majeure partie des satellites utilisant des propulsions par monergols, utilisent de **l'hydrazine (N<sub>2</sub>H<sub>4</sub>)** ou une de ses formes dérivées.

### *Procédé de synthèse de l'hydrazine*

Pour synthétiser de l'hydrazine, il suffit de mélanger de **l'ammoniac (NH<sub>3</sub>)** en excès avec de l'eau de javel (**NaOCl**) dans un **milieu basique**.

Il s'ensuit un processus de purification, l'hydrazine est séparée des autres composés chimiques et sous-produits synthétisés, l'hydrogène est ensuite concentré en faisant évaporer l'eau. L'hydrazine ainsi synthétisée est toutefois, inflammable, très nocive pour l'homme et l'environnement ainsi que hautement corrosive.

## Composants du moteur

La propulsion à l'hydrazine est relativement simple, car le moteur nécessite peu de composants, ce qui améliore sa fiabilité, un atout essentiel dans le contexte spatial. En raison de la nature corrosive de l'hydrazine, son réservoir doit être fabriqué dans un matériau adapté, comme le titane, qui résiste à la corrosion et est à la fois plus léger et plus résistant que d'autres métaux, le rendant idéal pour l'espace. Comme mentionné précédemment, les contraintes spatiales imposent la pressurisation des réservoirs ainsi que des dispositifs de contrôle de la température. L'hydrazine a un point **d'ébullition** de **114 °C** et un point de **fusion** de **2 °C**, et elle est utilisée sous forme liquide.

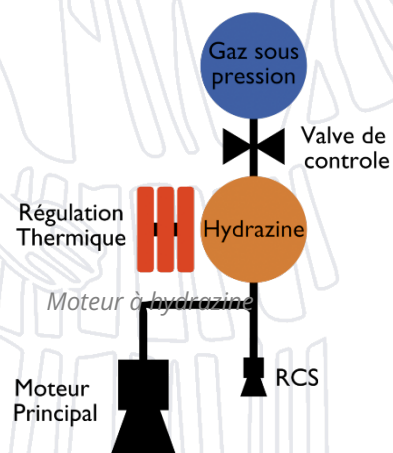
## Réaction chimique

L'avantage de l'hydrazine réside dans sa capacité à réagir chimiquement de manière autonome. Bien qu'elle soit stable seule, elle se décompose en présence d'un **catalyseur**, comme **l'iridium**, déclenchant une réaction chimique **très exothermique** (qui génère de la chaleur) jusqu'à environ 800 °C. Les gaz chauds produits par cette décomposition sont ensuite expulsés, permettant au satellite de se déplacer, de changer d'orbite ou de modifier son orientation.

Les équations chimiques correspondantes sont les suivantes :

- $3 \text{N}_2\text{H}_4 \rightarrow 4 \text{NH}_3 + \text{N}_2 + \text{énergie}$
- $\text{N}_2\text{H}_4 \rightarrow \text{N}_2 + 2 \text{H}_2 + \text{énergie}$
- $4 \text{NH}_3 + \text{N}_2\text{H}_4 \rightarrow 3 \text{N}_2 + 8 \text{H}_2$

Sa réaction chimique à un bon rendement, avec un **ISP** d'environ **220 secondes**.



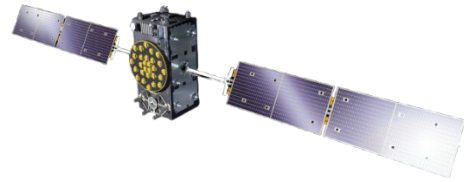
### Exemple d'utilisation

L'hydrazine est utilisée depuis longtemps dans de nombreux satellites comme c'est le cas des satellites Sentinel 1&2 ou de la constellation Galileo.

3



Satellite sentinel 2



Satellite de la constellation Galileo

### Industrie et souveraineté

Cette technologie, éprouvée et relativement simple, est maîtrisée par de nombreux pays. Par exemple, l'entreprise américaine **Northrop Grumman** fabrique des moteurs pour des applications spatiales civiles, comme le SLS, ainsi que pour la défense. Au Japon, **IHI Aerospace** développe des moteurs à hydrazine avec une impulsion spécifique (ISP) d'environ 215 secondes, couvrant diverses gammes de puissance.

<sup>3</sup> « Sentinel-1 ». *eOportal Copernicus* [en ligne], 22 janvier 2025 [Consulté le 14/03/2025]. Disponible sur : <https://www.eoportal.org/satellite-missions/copernicus-sentinel-1#spacecraft> ; « Full Operational Capability ». *eOportal Copernicus* [en ligne], 24 novembre 2024 [Consulté le 27/02/2025]. Disponible sur : <https://www.eoportal.org/satellite-missions/galileo-foc#sensor-complement>.

Enfin, la société française **Ariane Group**, forte de son expertise, a développé plusieurs moteurs à hydrazine offrant une large gamme de poussée, allant de 1 à 20 ou 400 Newtons, avec une ISP d'environ 215 secondes.



Image: exemple de moteur à hydrazine [4]

### ***Perspectives futures***

La technologie de l'hydrazine est bien maîtrisée, mais sa toxicité élevée pose problème. Les recherches actuelles se tournent donc vers des composés dérivés, comme le **Green Hydrazine Propellant Blend (GHPB)**. Développé par **Aerojet Rocketdyne**, ce substitut est **100 à 1000 fois moins nocif** que l'hydrazine classique, tout en offrant une impulsion spécifique (ISP) similaire et une température de **fusion de -50 °C**, ce qui pourrait éliminer le besoin de chauffer l'ergol.

[4] Space, Propulsion, Monopropellant Hydrazine Thrusters ,consulté le 12/03/25 disponible <https://www.space-propulsion.com/spacecraft-propulsion/hydrazine-thrusters/index.html>.

Une autre alternative à l'hydrazine est l'**Hydroxylammonium Nitrate (HAN)**. Ce composé chimique, développé par la NASA, est également considéré comme moins toxique et offre des **performances supérieures de 50 %** à celles de l'hydrazine pour des réservoirs équivalents, grâce à sa densité plus élevée. Son **ISP** atteint **257 secondes**. Cependant, cette solution présente de nouvelles contraintes : la température nécessaire dans la chambre de combustion pour initier la réaction est plus élevée, et les catalyseurs sont plus coûteux à produire.

Ces deux technologies sont encore au stade expérimental. En ce qui concerne le HAN, des tests dans l'espace ont été réalisés en 2019 avec un module mis en orbite par une fusée Falcon Heavy de SpaceX. [5]



[5] Nasa, State-of-the-Art of Small Spacecraft Technology Mar 17, 2024, consulté le 26/02/25  
[https://www.nasa.gov/smallsat-institute/sst-soa/in-space\\_propulsion/](https://www.nasa.gov/smallsat-institute/sst-soa/in-space_propulsion/)

## Propulsion liquide biergol

Contrairement à la propulsion monergol, la propulsion biergol implique l'utilisation de **deux fluides distincts** : un carburant et un comburant. Cette particularité nécessite une structure plus complexe, avec deux réservoirs pressurisés et un système de régulation de température. Cette technologie est privilégiée pour les satellites de plus grande taille.

En ce qui concerne les comburants, le choix se porte souvent sur le **peroxyde d'azote (N<sub>2</sub>O<sub>4</sub>)** ou ses dérivés, tels que le **MON-1** ou le **MON-3** (mélanges d'oxydes d'azote, NO<sub>2</sub>/N<sub>2</sub>O<sub>4</sub>). Pour le carburant, il s'agit généralement de méthylhydrazine (**MMH, CH<sub>6</sub>N<sub>2</sub>**). Les points d'ébullition de ces substances sont respectivement de **21 °C** et **87 °C**, tandis que leurs points de fusion sont de **-9 °C** et **-52 °C**. La régulation de la température est donc cruciale dans ce contexte.

### Réaction chimique

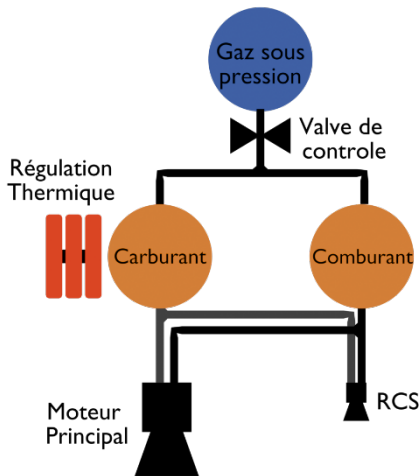
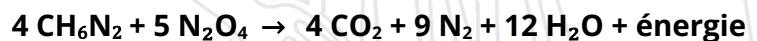


Schéma : moteur à biergol

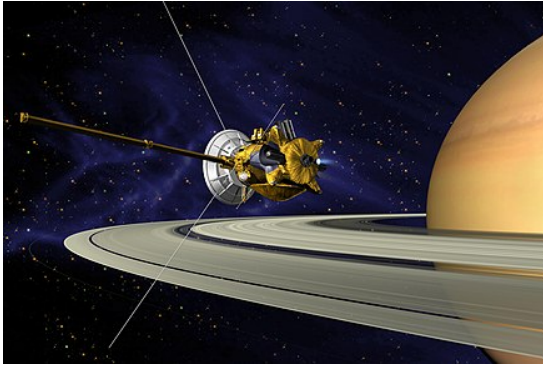
Lorsque les deux fluides sont mélangés avec un gaz neutre, poussant les fluides dans la chambre de combustion, une réaction d'oxydoréduction exothermique se produit, les gaz chauffés sont alors expulsés à grande vitesse. La réaction chimique est la suivante :



L'intérêt de ce système plus complexe est l'obtention d'un meilleur rendement avec une **ISP** d'environ **280s**.

### *Exemple d'utilisation*

La **sonde Cassini-Huygens** et le **module de service Apollo** utilisaient tous deux une propulsion biergol, basée sur un mélange de **méthylhydrazine (MMH)** et de **peroxyde d'azote**. Cette technologie, bien que plus rare, est réservée aux engins spatiaux de plus grande taille.



Sonde Cassini



Module de commande Apollo



## Industrie et souveraineté

La technologie de propulsion biergol est bien établie et largement répandue à travers le monde, bien que souvent utilisée pour les étages de fusées. Par exemple, le constructeur américain **L3Harris** propose le moteur **In-Space Engines (ISE)**, spécialement conçu pour les explorations spatiales profondes. De même, **Ariane Group** développe une gamme de moteurs biergols offrant une poussée allant de **10 à 200 Newtons**.



## Perspectives futures

La propulsion biergol est principalement utilisée pour les lanceurs plutôt que pour les satellites. Bien que des recherches se poursuivent dans ce domaine, elles sont principalement orientées vers les lanceurs, car ces systèmes, plus complexes, sont destinés à des engins spatiaux de plus grande taille.

## Conclusion

La propulsion spatiale, qu'elle repose sur l'utilisation de gaz ou sur des réactions chimiques, offre une large palette de solutions adaptées aux besoins des missions. Les systèmes à gaz froids, simples et fiables, sont privilégiés pour des manœuvres précises ou de faible amplitude, tandis que la propulsion chimique liquide permet d'atteindre des performances supérieures grâce à l'énergie libérée lors des réactions chimiques entre ergols.

Dans le domaine de la propulsion satellitaire, ces technologies tendent à être délaissées petit à petit, au profit de systèmes de propulsion électrique offrant de meilleures impulsions spécifiques (Isp). Cependant, l'utilisation des technologies évoquées reste pertinente dans le cas des lanceurs ou des phases de propulsions particulièrement prolongées. La propulsion chimique reste aussi optimale pour des manœuvres rapides et soudaines dans le cadre d'opérations de défense spatiale, que ce soit en tant que satellite cible ou satellite chasseur. Ainsi, le choix de la technologie dépend ainsi d'un compromis entre simplicité, fiabilité, performance et contraintes spécifiques à chaque mission.

Si le sujet de la propulsion électrique vous intéresse, nous vous invitons à lire notre publication dédiée à ce thème !

Types de propulsion	Avantages	Inconvénients	ISP
<b>Gaz froid</b>	Simple et fiable Technologie maîtrisé	ISP faible	50-80 s
<b>Gaz chaud</b>	Meilleure ISP	Plus complexe	150-300 s
<b>Mono ergol</b>	Hypergolique Technologie maîtrisé	Produit toxiques	220 s
<b>Bi ergol</b>	Hypergolique Meilleure ISP	Plus complexe Peu adaptée aux satellites	280 s

Tableau de synthèse des différents types de propulsion satellitaires abordés



[publication@jeunes-ihedn.org](mailto:publication@jeunes-ihedn.org)