

Zeitschrift: Bulletin de la Société Vaudoise des Sciences Naturelles
Herausgeber: Société Vaudoise des Sciences Naturelles
Band: 104 (2025)

Artikel: Conception et construction d'un démonstrateur de moteur-fusée hybride
Autor: Bumann, Sacha / Gebhard, Samuel
DOI: <https://doi.org/10.5169/seals-1092353>

Nutzungsbedingungen

Die ETH-Bibliothek ist die Anbieterin der digitalisierten Zeitschriften auf E-Periodica. Sie besitzt keine Urheberrechte an den Zeitschriften und ist nicht verantwortlich für deren Inhalte. Die Rechte liegen in der Regel bei den Herausgebern beziehungsweise den externen Rechteinhabern. Das Veröffentlichen von Bildern in Print- und Online-Publikationen sowie auf Social Media-Kanälen oder Webseiten ist nur mit vorheriger Genehmigung der Rechteinhaber erlaubt. [Mehr erfahren](#)

Conditions d'utilisation

L'ETH Library est le fournisseur des revues numérisées. Elle ne détient aucun droit d'auteur sur les revues et n'est pas responsable de leur contenu. En règle générale, les droits sont détenus par les éditeurs ou les détenteurs de droits externes. La reproduction d'images dans des publications imprimées ou en ligne ainsi que sur des canaux de médias sociaux ou des sites web n'est autorisée qu'avec l'accord préalable des détenteurs des droits. [En savoir plus](#)

Terms of use

The ETH Library is the provider of the digitised journals. It does not own any copyrights to the journals and is not responsible for their content. The rights usually lie with the publishers or the external rights holders. Publishing images in print and online publications, as well as on social media channels or websites, is only permitted with the prior consent of the rights holders. [Find out more](#)

Download PDF: 18.04.2026

ETH-Bibliothek Zürich, E-Periodica, <https://www.e-periodica.ch>

Conception et construction d'un démonstrateur de moteur-fusée hybride

BUMANN Sacha^{1*} & GEBHARD Samuel²

BUMANN S. & GEBHARD S., 2025. Conception et construction d'un démonstrateur de moteur-fusée hybride. *Bulletin de la Société Vaudoise des Sciences Naturelles* 104: 169-183.

Résumé

Depuis toujours fascinés par l'exploration spatiale, nous avons consacré notre travail de maturité à la conception et à la fabrication d'un moteur-fusée à propulsion hybride. Contrairement aux moteurs à propulsion solide ou bliquide, ce type de moteur – qui combine un combustible solide et un oxydant liquide – représente un compromis intéressant entre complexité technique et performances. Encore peu étudiée dans le domaine de l'astromodélisme, cette technologie nous a semblé particulièrement pertinente à un projet à la fois ambitieux et réalisable matériellement et dans le temps imparti. Notre objectif était de développer un moteur fonctionnel, fiable, réutilisable et théoriquement capable de propulser une mini-fusée, sans toutefois procéder à un lancement réel en raison des restrictions légales. Tous les essais ont donc été réalisés de manière statique, le moteur étant solidement fixé au sol. Après une analyse des risques et la mise en place de mesures de sécurité appropriées, nous avons conçu un banc de test permettant de maintenir le moteur et de mesurer ses performances, grâce à un système d'acquisition de données basé sur un microcontrôleur et plusieurs capteurs électroniques. Nous avons conçu et fabriqué successivement la chambre de combustion, l'injecteur, le bloc de carburant et la tuyère de la première version du moteur, ce qui nous a permis de valider les principes de base et de confirmer la faisabilité du projet. Encouragés par les premiers résultats, nous avons ensuite engagé un processus itératif d'amélioration, guidé par des objectifs de performance et de fiabilité. À l'issue du projet, une version finale du moteur a été réalisée, suivie de quatre essais statiques supplémentaires. L'un d'eux a généré une poussée de plus de 40N, suffisante pour soulever la masse du moteur. En atteignant les objectifs fixés, nous avons démontré que la propulsion hybride constitue une solution viable dans le contexte de l'astromodélisme. Ce projet nous a offert l'opportunité d'explorer de manière concrète les principes de base de la propulsion spatiale tout en développant des compétences pratiques et théoriques, notamment dans le domaine de l'ingénierie expérimentale.

Mots-clés: Astromodélisme, combustion, conception expérimentale, propulsion hybride, mini-fusée, moteur-fusée, test statique.

¹Chemin Sablet 3, 1110 Morges

²La Vy de Bière 10, 1144 Ballens, samuel07.gebhard@gmail.com

* Correspondance: bumann.sacha@gmail.com

BUMANN S. & GEBHARD S., 2025. Design and fabrication of a hybrid rocket engine. *Bulletin de la Société Vaudoise des Sciences Naturelles* 104: 169-183.

Abstract

Fascinated by space exploration from an early age, we dedicated our senior high school project to the design and fabrication of a hybrid rocket engine. Unlike solid or bipropellant engines, this type of engine – which combines a solid fuel with a liquid oxidizer – offers an appealing compromise between technical complexity and performance. Still rarely explored in model rocketry, hybrid propulsion appeared particularly well-suited for a project that is both ambitious and achievable. Our aim was to develop a functional, reliable, and reusable engine, theoretically capable of propelling a small-scale rocket, without performing an actual launch due to legal constraints.

All tests were therefore conducted statically, with the engine firmly anchored to the ground. Following a risk assessment and the implementation of appropriate safety measures, we built a test bench designed to secure the engine and measure its performance using a data acquisition system based on a microcontroller and several electronic sensors. We successively designed and built the combustion chamber, injector, fuel grain, and nozzle for the first version of the engine, which allowed us to validate key operating principles and confirm the feasibility of the project. Encouraged by promising initial results, we undertook an iterative improvement process, guided by performance and robustness objectives. By the end of the project, a final version of the engine was completed and subjected to four additional static tests. One of these produced a thrust exceeding 40 N, sufficient to lift the engine's own weight. Having met our initial goals, we demonstrated that hybrid propulsion is a viable solution within the field of model rocketry. This project offered us a concrete introduction to the fundamentals of rocket propulsion and enabled us to develop both practical and theoretical skills, particularly in experimental engineering.

Keywords: model rocketry, combustion, experimental design, hybrid propulsion, small-scale rocket, rocket engine, static testing.

INTRODUCTION

Contexte et motivation

Depuis notre enfance, nous avons été fascinés par l'espace et les mystères de l'exploration spatiale. Attirés par les dimensions colossales de l'Univers et par les avancées technologiques permettant de l'explorer, nous nous sommes rapidement intéressés aux fusées et à leurs moteurs. Cette passion, conjuguée à un intérêt marqué pour les domaines techniques, nous a conduits à vouloir comprendre - et surtout concevoir nous-mêmes - des systèmes de propulsion inspirés de l'aérospatiale.

Avant même de choisir notre travail de maturité (TM), nous avons découvert l'astromodélisme, une discipline consistant à concevoir et à lancer des modèles réduits de fusées. Nous avons commencé à développer une fusée expérimentale propulsée par un moteur solide du commerce, que nos simulations estimaient capable d'atteindre une altitude de 300 m. Bien que ce projet soit resté inachevé faute de temps, il a nourri notre envie d'approfondir nos connaissances.

C'est dans ce contexte qu'est née l'idée de concevoir notre propre moteur, dans le but de dépasser les limites imposées par les moteurs du commerce et de mieux comprendre les principes de la propulsion par combustion. Le caractère interdisciplinaire de ce projet – mêlant dynamique des fluides, thermodynamique, physique des matériaux et chimie – a rapidement suscité notre intérêt. Le choix du sujet de TM s'est ainsi imposé naturellement: concevoir et fabriquer un moteur-fusée, et transformer cette ambition en un projet concret, à la hauteur de notre curiosité scientifique.

Problématique

Les moteurs utilisés actuellement en astronautique et en astromodélisme se répartissent en trois grandes catégories. Dans le domaine amateur, l'astromodélisme repose principalement sur des moteurs du commerce, privilégiés pour leur simplicité et leur fiabilité. Ceux-ci sont généralement à propergol solide, c'est-à-dire que le carburant et l'oxydant sont pré-mélangés sous forme d'un unique bloc. Bien que simples et efficaces à court terme, ces moteurs présentent des performances limitées. De plus, l'oxydant et le carburant nécessaires pour qu'une combustion ait lieu étant déjà combinés, ce type de moteur est plus propice à s'enflammer involontairement et est donc plus dangereux à stocker et à manipuler.

À l'autre extrême, les moteurs à propergols liquides - où les deux ergols (oxydant et combustible) sont stockés séparément, injectés sous pression, puis mélangés dans une chambre de combustion - offrent les meilleures performances, mais sont d'une grande complexité technique et financière. Leur usage est donc réservé aux applications professionnelles.

Dans le but de trouver un compromis entre performances, complexité, coût et sécurité, nous avons choisi d'explorer une troisième voie: la propulsion hybride. Dans ces moteurs, l'un des ergols (généralement le combustible) est solide, tandis que l'oxydant est fluide (liquide ou gazeux). Cette technologie, encore peu utilisée, représente une alternative prometteuse dans le cadre de l'astromodélisme.

Ce travail a ainsi poursuivi l'objectif suivant:

Concevoir et construire un moteur hybride expérimental, performant, fiable et théoriquement capable de propulser une fusée expérimentale.

Pour répondre à cette problématique générale, nous avons formulé une question de recherche:

La propulsion hybride est-elle adaptée à la conception de moteurs-fusées destinés à l'astromodélisme expérimental?

Ce questionnement s'est décliné en plusieurs interrogations spécifiques:

- Quels sont les principes fondamentaux de la propulsion hybride?
- Quels sont les risques associés à ce type de moteur, et comment les limiter?
- Comment concevoir une première version fonctionnelle d'un moteur-fusée hybride?
- À travers ce projet, nous avons souhaité démontrer qu'il est possible, même à un niveau scolaire et avec des ressources limitées, de construire un moteur-fusée hybride performant et fiable, tout en évaluant la pertinence de cette technologie face aux solutions existantes.

Principes fondamentaux de la propulsion

Les moteurs-fusées, qui appartiennent à la famille des moteurs à réaction, fonctionnent selon le principe de conservation de la quantité de mouvement, une conséquence directe de la troisième loi de Newton. La quantité de mouvement \vec{p} d'un système est définie comme le produit de sa masse m et de la vitesse \vec{v} de son centre d'inertie (WIKIPEDIA 2025):

$$\vec{p} = m\vec{v}$$

Dans un système isolé, cette grandeur est conservée. Ainsi, lorsqu'une fusée, initialement immobile, éjecte des gaz à grande vitesse, elle acquiert une vitesse opposée afin de maintenir la quantité de mouvement totale nulle:

$$\vec{0} = m_{\text{fusée}}\vec{v}_{\text{fusée}} + m_{\text{propergols}}\vec{v}_{\text{propergols}}$$

La variation de cette quantité de mouvement dans le temps donne naissance à une force, appelée poussée F :

$$F = \frac{d\vec{p}}{dt}$$

En supposant une vitesse d'éjection constante, la poussée peut s'exprimer par (Hall N. 2024):

$$F = \dot{m}v_e$$

où \dot{m} est le débit massique des gaz éjectés et v_e leur vitesse. Plus un moteur éjecte une masse de gaz importante et rapide, plus la poussée générée est élevée. A titre d'exemple, le moteur Raptor V3 de SpaceX développe environ 2600 kN de poussée avec une vitesse d'éjection de 3600 km/h (WIKIPEDIA 2024). Ce principe est applicable à tous les moteurs à réaction, qu'ils soient **anaérobies** (moteurs - fusées) ou **aérobies** (turboréacteurs, hydro-jets) (WIKIPEDIA 2025).

De manière plus imagée, le fonctionnement d'un moteur-fusée peut être illustré par le principe d'action-réaction: si le corps du moteur exerce une force sur les gaz pour les éjecter, ceux-ci exercent en retour une force opposée sur le moteur, l'accélérant. Ce phénomène est comparable à celui d'une personne sur une planche à roulettes lançant un objet sur le côté: elle est projetée dans la direction opposée.

Pour évaluer la qualité d'un moteur-fusée, nous avons retenu trois critères:

1. Performances: impulsion spécifique élevée (efficacité), bon rapport poussée/poids (hors optimisation de masse non visée ici), combustion fiable.
2. Complexité: conception simple, nombre de pièces réduit, maintenance aisée, gestion thermique maîtrisée.
3. Durabilité: matériaux résistants, capacité à supporter plusieurs allumages, tenue aux contraintes mécaniques et thermiques.

Typologie des moteurs-fusées

Les moteurs-fusées chimiques, les plus répandus, utilisent la combustion d'ergols (oxydant et combustible) pour produire de grandes quantités de gaz chauds, même en absence d'atmosphère. On distingue trois grandes catégories (figure 1) (New Space Economy 2023)

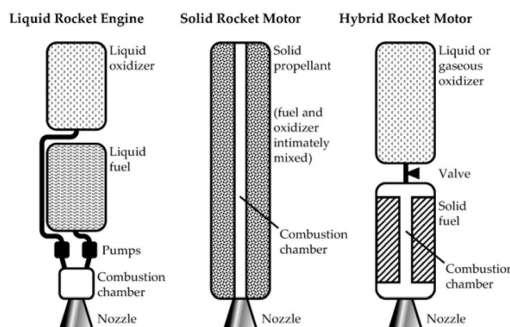


Figure 1. Schémas illustrant les trois principaux types de moteurs-fusées: A gauche, un moteur à ergols liquides (ou bilinguide) dans lequel l'oxydant et le combustible sont stockés dans deux réservoirs distincts, pressurisés indépendamment par des pompes avant d'être injectés et enflammés dans la chambre de combustion. Au centre un moteur à ergol solide utilisant un unique bloc de propulseur (oxydant et combustible déjà mélangés) qui brûle de manière irréversible une fois allumé. A droite, un moteur hybride - type choisi pour ce projet - combinant un combustible solide logé dans la chambre de combustion et un oxydant fluide (liquide ou gaz) injecté depuis un réservoir séparé. Dans tous les cas, une tuyère est placée en sortie de chambre pour accélérer les gaz de combustion.

- **Propulseurs à propergol solide**

Le carburant et l'oxydant sont pré-mélangés sous forme d'un bloc. L'allumage déclenche une combustion rapide générant une poussée immédiate. Simples et peu coûteux, ils sont couramment utilisés en micro-fusées et feux d'artifice. En revanche, leur poussée n'est pas modulable, ils sont peu efficaces et ne peuvent être arrêtés une fois allumés, ce qui complique leur stockage et leur usage en toute sécurité.

- **Propulseurs à ergols liquides**

Les ergols sont stockés séparément, puis injectés sous haute pression dans la chambre de combustion. Ces moteurs complexes nécessitent de nombreuses pompes, vannes et capteurs mais offrent les meilleures performances, (jusqu'à 450 s d'impulsion spécifique pour le RS-25) (WIKIPEDIA 2024). Ils permettent de moduler la poussée du moteur et d'effectuer plusieurs rallumages. Ce sont les moteurs les plus utilisés dans les lanceurs spatiaux modernes.

- **Propulseurs hybrides**

Ils combinent un carburant solide et un oxydant liquide. Leur complexité est intermédiaire, et ils permettent un contrôle de l'allumage et de l'arrêt plus flexible que les moteurs à propergol solide. Bien que peu utilisés industriellement, ils équipent certains lanceurs comme le *SpaceShipTwo* de Virgin Galactic (WIKIPEDIA 2025).

D'autres types de propulseurs existent, comme les moteurs ioniques (accélération d'ions pour des poussées faibles sur de longues durées, utilisés dans le guidage de satellites) ou les moteurs nucléaires thermiques, utilisant la chaleur d'un réacteur à fission (ou fusion) nucléaire pour chauffer et accélérer un fluide. Ces derniers, bien que développés lors de la guerre froide, n'ont jamais été employés à des fins commerciales.

Avantages et inconvénients de la propulsion hybride

Les moteurs hybrides combinent certains avantages des moteurs solides et liquides. Ils sont plus simples à concevoir que les moteurs liquides tout en offrant une impulsion spécifique supérieure à celle des moteurs solides. Ils permettent de moduler la poussée et d'arrêter/redémarrer le moteur, tout en étant plus sûrs à stocker grâce à la séparation des ergols.

Cependant, plusieurs inconvénients subsistent. La combustion est souvent limitée par le mauvais échange thermique entre le carburant solide et l'oxydant vaporisé, ce qui peut affecter les performances. De plus, la géométrie du carburant évolue durant la combustion, entraînant des variations de volume de la chambre et des instabilités de poussée, rendant la modélisation de la combustion difficile.

Dans l'industrie spatiale, la propulsion hybride reste marginale au profit de la propulsion liquide pour des raisons de performance. En revanche, dans le domaine de l'astromodélisme, les moteurs hybrides représentent un compromis prometteur entre performance et complexité. L'exemple de l'EPFL Rocket Team, ayant conçu un moteur hybride performant pour la compétition «Spaceport America Cup», en témoigne.

MÉTHODES

Technologies utilisées

Pour mener à bien ce projet interdisciplinaire, nous avons eu recours à divers outils, logiciels et techniques, que nous présentons ci-dessous:

Logiciels

- Le modèle en 3D le moteur ainsi que le banc de test ont été conçus sur *Fusion 360* (*Autodesk*®), permettant une modélisation précise et l'impression de pièces techniques en 3D.

- Les rendus visuels ont été réalisés avec le logiciel open-source *Blender*®.
- Le logiciel RocketCEA (basé sur la librairie Python CEARUN conçue par la NASA) nous a permis de simuler la combustion dans la chambre et d'estimer les performances théoriques du moteur (impulsion spécifique, température, pression, etc.) (NASA 2024).

Outils

- Le système d'acquisition de données était basé sur un microcontrôleur *Arduino Nano*, choisi pour sa simplicité d'utilisation

Techniques

- Nous avons pu accéder à un atelier mécanique grâce à Daniel Gebhard, grand-père de Samuel, permettant l'usinage de pièces (tournage, soudure, perçage, etc.).
- L'impression 3D par dépôt de plastique fondu (FDM) a été largement utilisée, notamment pour la fabrication de pièces du banc de test, du moteur et des blocs de carburants en utilisant différents matériaux plastiques (PLA, PETG, ABS et ASA).

Banc de test du moteur

Les performances du moteur-fusée ont été évaluées par des tests statiques, c'est à dire en le faisant fonctionner solidement fixé au sol. Bien que ce protocole ne permette pas de reproduire fidèlement les conditions de vol (pression atmosphérique, orientation), il permet une estimation des performances (poussée, vitesse, altitude).

Le banc de test, construit à partir de profilés en aluminium, solide et résistant à la chaleur, était surélevé pour éviter toute interférence avec le sol. Le moteur reposait sur deux lames d'aluminium fléchissant légèrement, permettant un déplacement linéaire sur un chariot. La poussée était mesurée à l'aide d'un capteur de force situé à l'extrémité du moteur, déformé lors du déplacement. Des supports imprimés en 3D et solidement ancrés assuraient la stabilité de l'ensemble.

Système d'acquisition de données

Les mesures ont été réalisées par un système électronique basé sur un microcontrôleur *Arduino Nano*® et plusieurs capteurs:

- Poussée: une cellule de charge (Load Cell) couplée à un amplificateur *HX711*, calibrée avec des masses connues, puis montée sur le banc pour tenir compte des frottements et déformations.
- Température du moteur: trois thermistances NTC 100 k Ω montées en Pull-Up, avec une précision d'environ ± 1 °C.

Pression dans la chambre de combustion: à partir de la version 2 du moteur, un capteur capable de supporter jusqu'à 35 bar a été installé. Les données étaient envoyées via une connexion en série du microcontrôleur à un ordinateur et enregistrées sous forme de fichier texte, afin d'être ensuite analysées et représentées graphiquement.

Sécurité et cadre réglementaire

La conception et les tests d'un moteur-fusée comportent de nombreux risques (mécaniques, chimiques, thermiques). Nous avons appliqué des mesures strictes de précaution tout au long du projet.

- Les opérations d'usinage et de soudure ont été réalisées sous la supervision d'un adulte expérimenté (Daniel Gebhard, mécanicien), avec les équipements de protection requis.
- L'impression 3D avec des matériaux tels que l'ABS, l'ASA, le PLA ou le PETG s'est faite dans des locaux ventilés, ces plastiques pouvant libérer des composés nocifs lorsqu'ils sont chauffés (WIKIPEDIA 2025)

L'utilisation d'acétone comme solvant a été réalisée avec précaution. Les essais statiques du moteur ont été les plus sensibles: la combustion génère des gaz très chauds, dont certains toxiques (CO, styrène), et la pression dans la chambre de combustion ou dans la bonbonne d'oxygène exige un dimensionnement sécurisé. Un protocole a été établi:

- Etablissement d'un périmètre de sécurité,
- Consignes de manipulation ordonnées des vannes,
- Respect d'une procédure rigoureuse d'allumage et d'arrêt.

Sur le plan légal, la fabrication de notre moteur et son expérimentation au sol est autorisée. En revanche, un vol expérimental aurait nécessité une autorisation spécifique. En Suisse, la réglementation des systèmes sans pilote (UAS) (OFAC 2025), impose une hauteur maximale de 120 m pour la catégorie ouverte. Dépasser ce seuil impliquerait des démarches longues, notamment la déclaration d'une fenêtre de tir. Ainsi, nous avons volontairement limité notre projet à des essais statiques. Pour le futur, nous envisageons de collaborer avec une association d'astromodélisme telle que la *Tripoli Rocketry Association* (Tripoli Rocketry Association 2025), qui offre un cadre légal adapté pour ce type d'expérimentation.

Conception et construction du moteur

À l'issue du projet, le moteur a été entièrement modélisé en 3D. Un rendu annoté (figure 2) illustre les différents composants, facilitant la compréhension de l'architecture interne.

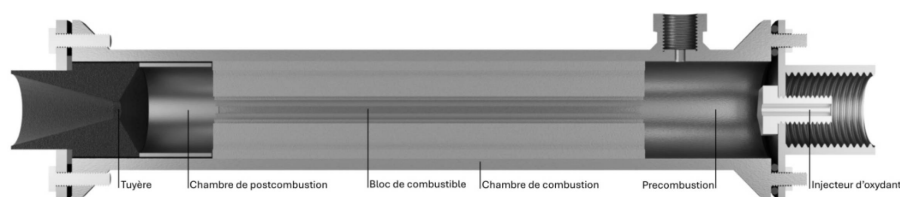


Figure 2. vue en coupe légendée du modèle 3D du moteur-fusée: De gauche à droite: la tuyère (comportant une section convergente et divergente), la chambre de postcombustion (où les gaz terminent leur réaction), le bloc de combustible (percé axialement), la chambre de combustion, la chambre de précombustion (où l'oxydant commence à se détendre), et l'injecteur assurant l'admission de l'oxydant.

Modélisation générale

Objectifs de conception

Avant d'entamer la phase de conception de notre moteur-fusée, plusieurs objectifs fondamentaux ont été définis. Le prototype devait être:

- Fonctionnel, c'est-à-dire capable de générer une poussée mesurable;
- Fiable, avec des matériaux et assemblages robustes;
- Modulable, afin de pouvoir tester différentes configurations;
- Réutilisable, pour permettre plusieurs essais sans reconstruction complète.

Dimensions et contraintes

En astromodélisme, la taille des fusées est très variable. Nous avons arbitrairement fixé l'encombrement du moteur à un cylindre de 8 cm de diamètre pour 40 cm de longueur, garantissant à la fois une compatibilité raisonnable avec des lanceurs classiques et une fabrication réaliste dans notre atelier.

Gestion du budget

Aucun plafond budgétaire strict n'avait été défini au départ. Notre stratégie a consisté à limiter les coûts en commandant certaines pièces chez des fournisseurs chinois et en utilisant du matériel de récupération. Ce choix s'est avéré décisif pour mener à bien le projet.

Choix des ergols

Un moteur-fusée nécessite un comburant (oxydant) et un carburant (combustible), désignés ensemble sous le terme d'ergols. En propulsion hybride, le carburant est généralement solide et l'oxydant fluide, car les oxydants solides posent généralement des problèmes de stockage et d'allumage.

Les carburants envisagés étaient: HTPB, très performant mais difficile à obtenir; la paraffine, facile à mouler et avec de bonnes performances et enfin l'ABS/ASA, imprimable en 3D, permettant de tester diverses géométries de grains.

Pour ce qui est des oxydants, le protoxyde d'azote (N₂O) offre de bonnes performances et une facilité d'usage, mais reste coûteux; l'oxygène liquide (LOX) est très dense mais nécessite des systèmes cryogéniques complexes, enfin l'oxygène gazeux (GOX) est simple d'utilisation mais moins performant.

Après concertation avec l'EPFL Rocket Team, qui utilise un couple N₂O /ABS (EPFL Rocket Team 2025), nous avons retenu le couple GOX/ABS-ASA avec possibilité d'adopter ultérieurement le N₂O.

Chambre de combustion

La chambre de combustion est un cylindre métallique étanche dans lequel la réaction chimique dégageant les gaz propulseurs a lieu. Elle est dotée d'un ou plusieurs injecteurs d'un côté et d'une tuyère de l'autre. Dans les moteurs solides ou hybrides, les grains de carburant sont logés directement dans la chambre.

Les parois internes, en aluminium ou composite, soumises à des températures extrêmes (jusqu'à plus de 3'000 °C), doivent être protégées par un liner isolant généralement en matériau phénolique.

Dans notre cas, le carburant non consommé a joué ce rôle de liner: les essais ont été volontairement interrompus quelques secondes avant épuisement du combustible pour préserver une couche résiduelle de plastique contre les parois. La chambre de combustion fut donc construite en acier, plus lourd que l'aluminium mais nettement plus résistant à la chaleur.

Grains de carburant

La forme des grains de combustible solide influence directement la poussée produite. Des géométries spécifiques modifient la surface de combustion, ce qui impacte le taux de régression (vitesse à laquelle le carburant est consommé).

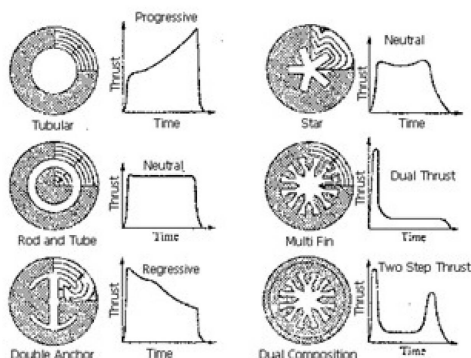


Figure 3. Courbes de poussée en fonction du motif de perçage du bloc de propergol: Les différents profils de perçage influencent fortement la stabilité de la poussée. Le motif « Rod and Tube » (cylindre central) génère une poussée stable mais est complexe à maintenir mécaniquement. Le motif « étoile » (Star grain) – plus facile à imprimer – est fréquemment utilisé.

Deux formes classiques dominent, à savoir la canal cylindrique (tube simple) et le motif étoilé (figure 3), qui augmente la surface initiale et donc l'intensité de la poussée. Inspirés par les pratiques de l'EPFL Rocket Team, nous avons imprimé en 3D des grains de 5 cm avec un motif étoilé à 12 branches, en ASA et ABS, avec un remplissage concentrique à 100 % pour une combustion homogène.

Injection de l'oxydant

Le transfert d'un oxydant vers la chambre de combustion nécessite un réseau de tuyauterie étanche et un injecteur calibré pour en contrôler le débit (et dans le cas de liquides, favoriser la vaporisation en fines gouttelettes pour faciliter la combustion).

Nous avons retenu une conception simple et modulaire avec une vis percée axialement, vissée dans une rondelle soudée à un raccord de tuyau. Cette conception nous a permis de changer facilement le diamètre d'injection en remplaçant la vis. Les premiers tests ont utilisé une vis de 2,5 mm de diamètre.

Tuyère

La tuyère est l'élément qui transforme l'énergie thermique des gaz de combustion en énergie cinétique, générant ainsi la poussée. Elle doit résister à des températures dépassant 2000 °C. Pour les moteurs les plus puissants, un refroidissement actif (est nécessaire afin de protéger ses parois (Percival C. 2024).

La plupart des moteurs-fusées utilisent une tuyère de laval, composée d'une section convergente qui accélère les gaz jusqu'à Mach 1 et une section divergente qui accélère les gaz supersoniques (figure 4). Ce comportement est décrit par l'équation suivante:

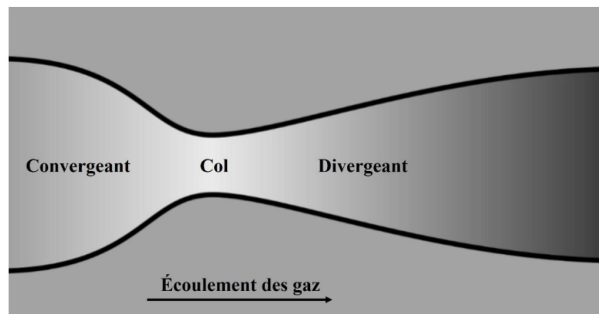


Figure 4. Schéma du fonctionnement d'une tuyère de Laval: Les gaz de combustion entrent par la gauche et sont accélérés jusqu'à la vitesse du son dans la partie convergente de la tuyère, puis poursuivent leur accélération dans la partie divergente pour atteindre des vitesses supersoniques. Cette expansion contrôlée transforme l'énergie thermique des gaz en énergie cinétique, produisant la poussée du moteur.

$$(1 - M^2) \frac{dv}{v} = - \frac{dA}{A}$$

Où M est le nombre de Mach, v la vitesse des gaz et A la section locale.

Lorsque $M > 1$, une augmentation de section ($dA > 0$) provoque une accélération ($dv > 0$).

La poussée du moteur F est donnée par:

$$F = \rho_e \cdot A_e \cdot v_e^2$$

Avec ρ_e la densité des gaz à la sortie de la tuyère, A_e l'aire de sa section sortante et v_e la vitesse des gaz en cette même section.

Réalisation

Un premier essai en acier s'étant révélé peu concluant, nous avons opté pour une tuyère en graphite, matériau choisi pour sa résistance thermique exceptionnelle. La pièce a été usinée au tour à métaux avec un col percé à 10 mm, un angle convergent de 45° et un angle divergent de 15°.

RÉSULTATS

Essais réalisés

Au total, 18 tests du moteur ont été effectués, dont deux échecs partiels. Durant les différents tests, nous avons modifié différents paramètres (pression d'injection, type de carburant, motif des blocs de carburant) afin d'optimiser d'avantage les performances du moteur. Le test le plus performant, représentatif et exploitable fut le test dénommé V3-1-2, réalisé avec une pression d'injection d'oxygène de 15 bars et un grain de carburant en ASA blanc imprimé selon un motif en étoile à 12 branches.

Poussée et dynamique

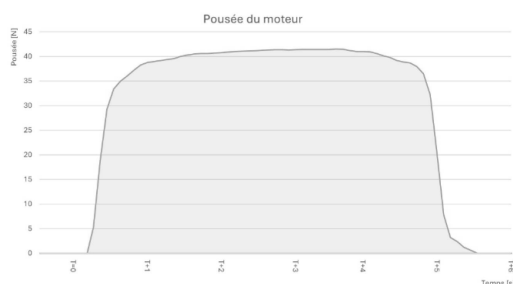


Figure 5. Courbe de poussée mesurée lors du test V3-1-2: La poussée atteint un maximum de 43 N vers T+4 s, avec une montée et une descente progressives liées à l'ouverture et la fermeture de la vanne d'injection de l'oxydant. La courbe régulière témoigne de la stabilité de la combustion.

Les performances mesurées durant l'essai V3-1-2 sont les suivantes (figure 5):

- **Poussée moyenne sur 5 secondes:** 37 N
- **Poussée maximale instantanée:** 43 N
- **Durée de poussée:** ~5 secondes
- **Impulsion totale:** 185,29 Ns

Ces résultats classent le moteur dans la catégorie H (WIKIPEDIA 2025), ce qui dépasse la puissance maximale des moteurs commerciaux disponibles en astromodélisme.

La courbe de poussée présente une forme globalement symétrique, indiquant une combustion stable et maîtrisée. La poussée développée permettrait de soulever une masse d'environ 4.3 kg, ce qui est en accord avec la masse estimée du moteur (3.5 kg)

Pression dans la chambre de combustion

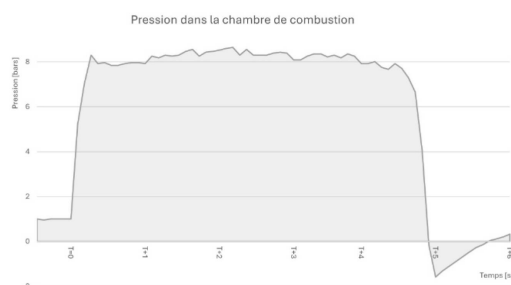


Figure 6. Evolution de la pression dans la chambre de combustion durant le test V3-1-2: La pression passe de 1 à plus de 8 bars dès le déclenchement du test, reste relativement stable, puis chute rapidement lors de la fermeture de la vanne. Une légère dépression est observée avant le retour à la pression ambiante.

Les mesures obtenues à l'aide du capteur installé dans la chambre de combustion (figure 6) indiquent:

- **Pression moyenne mesurée:** 7,8 bars
- **Pression maximale instantanée:** 8,6 bars
- **Rapport pression chambre / pression injection:** environ 53 % (8,6 bars / 15 bars)

La différence notable entre la pression d'injection et celle mesurée dans la chambre suggère des pertes de charge significatives, probablement dues à une géométrie sous-optimale de l'injecteur ou à une mauvaise diffusion de l'oxygène.

Analyse optique et dynamique des gaz



Figure 7.: Photographie de la flamme du moteur montrant des disques de Mach (shock diamonds):

L'image, extraite d'une vidéo filmée avec un masque de soudure devant l'objectif, révèle les ondes de choc caractéristiques des écoulements supersoniques. Ce phénomène visuel valide la vitesse élevée des gaz en sortie de tuyère.

L'analyse visuelle des disques de Mach (KIRSCHNER *et al.* 2005) formés à la sortie de la tuyère (figure 7) confirme un écoulement supersonique des gaz. A partir des mesures et en appliquant les équations de dynamique des gaz, les paramètres suivants ont été estimés:

- **Nombre de Mach à la sortie:** 2,07
- **Vitesse d'éjection des gaz:** 1486 m.s-1 (soit 5'350 km.h-1)
- **Impulsion spécifique estimée:** 148 s

Température des parois et tenue thermique

Les températures relevées après le test V3-1-2 sont les suivantes:

- **Température maximale sur la paroi avant:** 125 °C (mesurée environ 100 s après le test)
- **Température sur la paroi arrière:** < 100 °C
- **Température estimée de la tuyère en graphite:** > 1 000 °C (non mesurée directement, déduite d'après les propriétés thermiques du matériau et les observations visuelles)

Aucune détérioration n'a été observée, ni sur la chambre ni sur la tuyère, ce qui atteste de la bonne tenue thermique du graphite ainsi que de la robustesse du design global du moteur.

Calcul de la poussée théorique

En combinant les données expérimentales et les paramètres géométriques de la tuyère, la poussée théorique a été calculée à l'aide de la formule:

$$F = \eta_{CF} \cdot C_F \cdot P_c \cdot A_{th} = 20,82 \text{ N}$$

avec

- $C_F = 1,233$ le coefficient de poussée estimé selon le nombre de Mach
- $P_c = 8,6 \text{ bars}$ la pression dans la chambre de combustion
- A_{th} = l'aire de la section du col de la tuyère

Ce calcul donne une poussée théorique de 20,82 N, nettement inférieure à la poussée moyenne mesurée de 40 N.

DISCUSSION

Écart entre poussée théorique et poussée expérimentale

L'écart entre la poussée maximale mesurée (43 N) et la poussée théorique (20,82 N) soulève des questions sur la fiabilité des mesures expérimentales et la pertinence des hypothèses de modélisation.

Plusieurs facteurs peuvent expliquer cette divergence:

- 1. Positionnement et précision des capteurs:** le capteur de pression, installé à l'arrière de la chambre de combustion (zone de précombustion) pourrait ne pas refléter fidèlement la pression effective au niveau du col de la tuyère. Une mauvaise position du capteur, des pertes de charge dans les conduits ou une isolation thermique insuffisante peuvent entraîner une sous-estimation de la pression.
- 2. Perturbations mécaniques:** le système de mesure de poussée a subi des pertes d'énergie liées aux frottements. Lors des essais, une déformation importante du banc de test a été observée, dépassant les limites d'élasticité des lames en aluminium. Ces observations montrent la nécessité de concevoir un banc de test plus rigide et précis pour fiabiliser les mesures de performance du moteur.
- 3. Hypothèses du modèle théorique:** le calcul de la poussée théorique repose sur un modèle isentropique idéal, ne tenant pas compte des pertes thermiques, de charge ou liés à une combustion incomplète. Bien que les performances expérimentales aient pu dépasser les attentes du modèle, il est rare qu'un modèle théorique sous-estime une poussée réelle aussi fortement sans défauts majeurs de mesure ou de modélisation.

Validité de l'analyse optique

L'observation des disques de Mach à la sortie de la tuyère confirme l'écoulement supersonique des gaz, validant en partie la conception géométrique de la tuyère.

L'impulsion spécifique estimée à 148 s est cohérente avec les performances attendues d'un moteur hybride alimenté par de l'ASA comme combustible solide et un oxydant gazeux à haute pression.

Résistance thermique et durabilité

Les températures modérées mesurées sur les parois internes et l'absence de dommages visibles après test témoignent de la bonne tenue thermique du moteur. En particulier la tuyère en graphite a supporté des températures estimées supérieures à 1 000 °C confirmant la pertinence du choix de matériau et la robustesse du design visant à limiter la transmission thermique aux composants environnants.

Perspectives d'amélioration

Pour améliorer la fiabilité des mesures et affiner l'analyse du fonctionnement du moteur, plusieurs pistes d'amélioration sont proposées:

- Ajouter plusieurs capteurs de pression à différents points de la chambre de combustion et du circuit d'injection, afin de mieux caractériser la répartition de la pression;
- Optimiser le système de mesure de poussée en renforçant la rigidité du banc et en réduisant les pertes mécaniques;
- Affiner la modélisation du moteur en incluant des pertes réelles, la combustion non idéale et les pertes de charge.

- Réaliser des séries d'essais à pressions variables et avec différentes configurations de grains, pour établir des courbes de performance plus complètes.

Synthèse des objectifs initiaux

Le projet visait la conception d'un moteur-fusée expérimental fonctionnel, fiable et dimensionné pour une potentielle intégration dans une mini-fusée. Deux contraintes majeures avaient été fixées:

1. Le moteur devait être réutilisable, fiable et fonctionnel.
2. Ses dimensions maximales ne devaient pas dépasser un cylindre de 8 cm de diamètre pour 40 cm de longueur.

Malgré un premier échec (fusion de la tuyère en acier lors du test V1-1-2), les essais ultérieurs ont permis d'atteindre progressivement les objectifs fixés, avec des performances croissantes et un moteur optimisé pour des tests rapides et répétés (jusqu'à quatre par après-midi). La conception modulaire, notamment de la tuyère, a facilité la maintenance et le rechargement.

Le moteur V3 chargé pèse environ 700 g, auxquels s'ajoutent 820 g pour le système de distribution de l'oxygène. Une version allégée utilisant davantage d'aluminium pourrait atteindre 400 g, rendant possible son intégration dans une fusée expérimentale. La poussée maximale (jusqu'à 43N) est suffisante pour soulever le moteur et une petite charge utile.

Les dimensions sont restées conformes aux exigences initiales durant l'ensemble du projet.

CONCLUSION

Ce travail de maturité consacré à la conception d'un moteur-fusée hybride nous a permis d'atteindre les objectifs fixés, tant sur le plan technique que pédagogiques. Le moteur final, performant (capable de générer une poussée suffisante), réutilisable et conforme aux contraintes dimensionnelles pour envisager une intégration dans une mini-fusée (figure 8)



Figure 8. Photographie du moteur fixé sur le banc de test final: De gauche à droite: capteur de poussée, vanne d'injection d'oxydant (entourée d'un support imprimé en 3D), support de maintien du moteur, chambre de combustion (tube en acier) et tuyère en graphite visible à l'extrémité droite. Cela démontre qu'une propulsion hybride est accessible à l'échelle expérimentale dans un cadre scolaire.

Au-delà de ces résultats techniques, ce projet nous a offert une immersion concrète dans les domaines de la physique appliquée, de l'ingénierie expérimentale et de la gestion de projet. Après plus de 400 heures de travail, il incarne pour nous l'aboutissement d'un engagement personnel profond et d'une expérience collaborative soutenue.

RÉFÉRENCES

- FOUNDATION, Blender. blender.org - Home of theBlenderproject- Free and Open 3D CreationSoftware. Dans:*blender.org*[enligne]. [s.d.]. [Consultéle9juillet2025]. Disponible à l'adresse: <https://www.blender.org/>.
- PERCIVAL, Claire.EngineCooling- Why RocketEnginesDon'tMelt. Dans:*EverydayAstronaut*[enligne]. 13 janvier 2022. [Consultéle9juillet2025]. Disponible à l'adresse: <https://everydayastronaut.com/engine-cooling-methodes/>.
- Aerospaceweb.org* | *AskUs -ShockDiamondsand MachDisks*[enligne]. [s.d.]. [Consultéle9juillet2025]. Disponible à l'adresse: <https://aerospaceweb.org/question/propulsion/q0224.shtml>.
- AutodeskFusion* | *3D CAD, CAM, CAE, & PCB Cloud-BasedSoftware* | *Autodesk*[enligne]. [s.d.]. [Consultéle9juillet2025]. Disponible à l'adresse: <https://www.autodesk.com/ca-fr/products/fusion-360/overview>.
- Bella Lui II. Dans:*EPFL Rocket Team*[enligne]. [s.d.]. [Consultéle9juillet2025]. Disponible à l'adresse: <https://epflrocketteam.ch/our-projects/bella-lui-2/>.
- CEARUN rev4*[enligne]. [s.d.]. [Consultéle9juillet2025]. Disponible à l'adresse: <https://cearun.grc.nasa.gov/>.
- Classification des propulseurs de fusées amateurs*[enligne]. [S.l.]: [s.n.], 29 mai 2023. [Consultéle9juillet2025]. Disponible à l'adresse: https://fr.wikipedia.org/w/index.php?title=Classification_des_propulseurs_de_fus%C3%A9es_amateurs&oldid=204710113. Page Version ID: 204710113.
- Drones*[enligne]. [s.d.]. [Consultéle9juillet2025]. Disponible à l'adresse: <https://www.bazl.admin.ch/bazl/fr/home/drohnen.html>.
- Healthandsafetyhazardsof 3D printing*[enligne]. [S.l.]: [s.n.], 28 mai 2025. [Consultéle9juillet2025]. Disponible à l'adresse:https://en.wikipedia.org/w/index.php?title=Health_and_safety_hazards_of_3D_printing&oldid=1292719117. Page Version ID: 1292719117.
- Home - Tripoli Rocketry Association*[enligne]. [s.d.]. [Consultéle9juillet2025]. Disponible à l'adresse: <https://www.tripoli.org/>.
- HybridRocket Motors - A QuickOverview- NewSpaceEconomy*[enligne]. 27 novembre 2023. [Consultéle9juillet2025]. Disponible à l'adresse: <https://newspaceeconomy.ca/2023/11/27/hybrid-rocket-motors-a-quick-overview/>.
- Hybrid-propellantrocket*[enligne]. [S.l.]: [s.n.], 11 juin 2025. [Consultéle9juillet2025]. Disponible à l'adresse: https://en.wikipedia.org/w/index.php?title=Hybrid-propellant_rocket&oldid=1295042873. Page Version ID: 1295042873.
- Momentum*[enligne]. [S.l.]: [s.n.], 20 juin 2025. [Consultéle9juillet2025]. Disponible à l'adresse: <https://en.wikipedia.org/w/index.php?title=Momentum&oldid=1296589987>. Page Version ID: 1296589987.
- Moteur à réaction*[enligne]. [S.l.]: [s.n.], 9 mai 2025. [Consultéle9juillet2025]. Disponible à l'adresse: https://fr.wikipedia.org/w/index.php?title=Moteur_%C3%A0_r%C3%A9action&oldid=225529830. Page Version ID: 225529830.
- Raptor(moteur-fusée)*[enligne]. [S.l.]: [s.n.], 19 avril 2025. [Consultéle9juillet2025]. Disponible à l'adresse: [https://fr.wikipedia.org/w/index.php?title=Raptor_\(moteur-fus%C3%A9e\)&oldid=224960785](https://fr.wikipedia.org/w/index.php?title=Raptor_(moteur-fus%C3%A9e)&oldid=224960785). Page Version ID: 224960785.
- RS-25*[enligne]. [S.l.]: [s.n.], 27 juin 2025. [Consultéle9juillet2025]. Disponible à l'adresse: <https://en.wikipedia.org/w/index.php?title=RS-25&oldid=1297643250>. Page Version ID: 1297643250.
- ThrustEquationsSummary. Dans:*GlennResearchCenter* | *NASA*[enligne]. [s.d.]. [Consultéle9juillet2025]. Disponible à l'adresse: <https://www1.grc.nasa.gov/beginners-guide-to-aeronautics/thrust-equations-summary/>.

