

Travail du concours national

Conception et construction d'un démonstrateur de

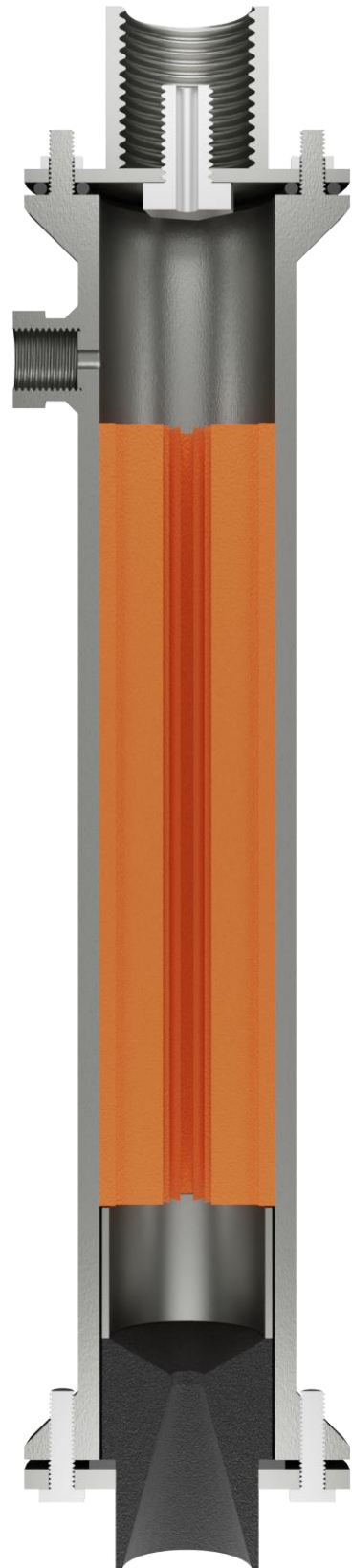
MOTEUR FUSEE HYBRIDE

Sacha Bumann, 3M05

Samuel Gebhard, 3M05

Enseignant, Mr Ricardo Perez Suarez

Expert de Science et jeunesse : Prof. Gabriel Paciotti



Gymnase de Morges, avril 2025

Illustration page de titre : Rendu 3D du moteur V2 - réalisé avec le logiciel Blender.

Remerciements

Nous tenons à exprimer notre profonde gratitude à toutes les personnes qui ont contribué à la réalisation de ce travail de maturité.

Tout d'abord, un grand merci à Ricardo Perez Suarez, notre professeur, qui nous a accompagnés tout au long de ce projet.

Tous nos remerciements vont également à Gabriel Paciotti, professeur à l'HES SO à Sion, pour nous avoir suivi lors de la suite de notre projet au concours national.

Nous souhaitons également remercier Daniel Gebhard, le grand-père de Samuel, pour son aide inestimable à son atelier, qui a été essentielle à notre avancement.

Nous exprimons également notre reconnaissance à Florent Gaspoz et à toute l'EPFL Rocket Team pour leurs précieux conseils.

Nous remercions nos relecteurs, Isabelle Bumann, Waltraud Deutsch, Annick Gebhard et Marjutta Ueberschlag pour leurs commentaires constructifs et leur précieuse aide dans la finalisation de ce travail.

Nous souhaitons exprimer notre gratitude envers nos familles et nos amis pour leur soutien constant et leurs encouragements tout au long de ce projet.

Et finalement, merci à la troisième loi de Newton, ayant rendu ce travail possible.

Un immense merci à tous ceux ayant contribué de près ou de loin à ce magnifique travail.

Résumé

Depuis notre plus jeune âge, nous avons toujours été passionnés par l'exploration spatiale et l'idée de quitter notre planète pour voyager dans un univers infini. Notre intérêt pour l'exploration spatiale nous a amenés à nous intéresser aux technologies la rendant possible, telles que les fusées et leurs moteurs surpuissants. Avant de proposer un travail de maturité, nous nous sommes initiés à la discipline de l'astromodélisme – consistant à construire de petits modèles de fusées pour les faire voler – en débutant la conception d'une mini-fusée propulsée par des moteurs disponibles en commerce.

Cependant, utiliser des moteurs préfabriqués n'égalait pas le désir d'en construire un soi-même. En étudiant les différents types de propulsion de moteur-fusée, la propulsion dite hybride nous a intrigués. Cette dernière, mélangeant un oxydant liquide et un combustible sous forme de bloc solide, incluait les avantages de la propulsion biliquide, où l'oxydant et le combustible sont liquides, et ceux de la propulsion solide, où un mélange des deux est stocké solidement. Il s'agissait là d'un juste milieu peu étudié entre complexité et performance. L'idée nous est venue d'en faire notre travail de maturité. Cela représentait une occasion parfaite de faire de ce travail un projet passionnant et riche en apprentissages. Dû aux restrictions sur les fusées artisanales, le projet fut d'uniquement concevoir et construire un moteur-fusée à propulsion hybride, théoriquement capable de propulser une fusée. L'entièreté des tests fut statique, le moteur étant solidement attaché au sol.

Après avoir étudié les risques de ce travail et déterminé les mesures de sécurité en conséquence, nous avons débuté la conception du banc de test. Ce dernier avait pour but de maintenir le moteur durant les tests, tout en récoltant suffisamment de données afin d'en analyser ses performances. Un système d'acquisition de données basé sur un Arduino Nano et des capteurs électroniques fut développé et programmé. Nous avons ensuite débuté la conception de la version initiale du moteur en fixant ses objectifs et ses contraintes. Après avoir étudié chaque partie de la construction d'un moteur de ce type, nous avons construit la chambre de combustion, l'injecteur d'oxydant, les blocs de carburant et la tuyère afin d'obtenir une première version de notre projet. Celle-ci avait pour but de déterminer la faisabilité du projet et d'établir une première idée de ce qui était possible. Après des tests particulièrement concluants, le moteur fut continuellement développé, toujours dans le but de le rendre plus performant et de se rapprocher des objectifs.

Au terme de ce travail, nous avons mis au point une version finale du moteur, avec laquelle nous avons procédé à quatre tests ayant révélé des performances considérables. Lors de l'un d'eux, nous avons atteint une force de poussée de plus de 40 newtons, le rendant aisément capable de soulever sa propre masse. En concevant et construisant un moteur-fusée à propulsion hybride fiable, performant et capable de théoriquement propulser une mini-fusée, nous avons accompli les objectifs fixés et démontré que la propulsion hybride est une alternative viable en astromodélisme.

Ce travail nous a permis de mettre un premier pied dans le domaine passionnant qu'est la propulsion spatiale et d'en apprendre ses fondements.

Table des matières

1.	Introduction	1
1.1	Contexte et motivation	1
1.2	Problématique	2
1.3	Historique	3
2.	Principes Fondamentaux	4
2.1	Principes de base des moteurs-fusées	4
2.2	Qu'est-ce qu'un bon moteur ?	7
2.3	Différents types de moteurs-fusées	8
2.4	Avantages et inconvénients des moteurs hybrides	12
3.	Méthodologie	14
3.1	Indexation des versions du moteur	15
4.	Technologies utilisées	16
5.	Banc de test du moteur	18
5.1	Système d'acquisition de données	21
5.2	Motorisation de la vanne de l'injecteur	26
6.	Sécurité et réglementations	28
6.1	Risques et précautions	28
6.2	Règlementations suisses	30
6.3	Tripoli Rocketry Association	32
7.	Version Initiale V1	33
7.1	Etude générale	33
7.2	Conception et Construction	34
7.2.1	<i>Choix des ergols</i>	<i>34</i>
7.2.2	<i>Chambre de combustion</i>	<i>37</i>
7.2.3	<i>Grain de carburant</i>	<i>40</i>
7.2.4	<i>Injection de l'oxydant</i>	<i>41</i>
7.2.5	<i>Tuyère</i>	<i>42</i>
7.3	Résultats initiaux	48
7.4	Bilan de la version initiale	50
7.4.1	<i>Pistes d'améliorations pour les versions suivantes</i>	<i>50</i>
8.	Deuxième version V2	50
8.1	Changements apportés	50
8.2	Résultats intermédiaires	52

9.	Version finale V3.....	53
9.1	Changements apportés	53
9.2	Résultats finaux	53
10.	Conclusion.....	64
10.1	Synthèse des résultats	64
10.2	Synthèse des objectifs initiaux.....	64
10.3	Suite éventuelle	65
10.4	Mot de fin.....	69
11.	Table des illustrations	70
12.	Annexes	71
13.	Bibliographie	90

Glossaire

ABS : acrylonitrile butadiène styrène, matière plastique imprimable en 3D

ASA : acrylonitrile styrène acrylate, matière plastique imprimable en 3D

Astromodélisme : discipline de loisir qui a pour but de concevoir et de faire voler des modèles réduits de fusées.

Banc de test : structure utilisée pour attacher le moteur et mesurer ses caractéristiques.

CC : chambre de combustion d'un moteur

Ergol : substance servant à la combustion du moteur (carburant ou oxydant)

Grain : bloc stocké dans le moteur utilisé comme carburant.

Impulsion spécifique : unité de mesure utilisée dans la conception d'un moteur à réaction afin de quantifier son efficacité en comparant sa force de poussée avec la quantité d'ergols consommés.

Microcontrôleur : composant électronique miniature programmable composé d'un circuit intégré capable d'exécuter diverses tâches.

PETG : polyéthylène téréphtalate glycol, matière plastique imprimable en 3D dérivée du PET

PLA : acide polylactique, matière plastique imprimable en 3D

Propergol : regroupement d'un ou plusieurs ergols stockés séparément ou ensemble.

Tuyère : col à l'arrière du moteur destiné à accélérer les gaz issus de la combustion.

Symboles utilisés

Nom	Description	Unité
a_e	Vitesse du son à la sortie de la tuyère	$\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$
A_e	Aire de la section de la tuyère à sa sortie	m^2
A_{th}	Aire de la section de la tuyère au col	m^2
C_F	Coefficient de la poussée	-
F	Poussée du moteur	N
F_{avg}	Poussée moyenne du moteur sur la durée d'un test	N
g	Accélération gravitationnelle au niveau de la mer	$\text{m} \cdot \text{s}^{-2}$
I_{sp}	Impulsion spécifique du moteur	s
I_{tot}	Impulsion totale du moteur	Ns
\dot{m}	Débit massique dans le moteur	$\text{m}^3 \cdot \text{s}^{-1}$
M_e	Nombre de mach à la sortie de la tuyère	-
η_{CF}	Efficacité de la tuyère	-
O/F	Rapport de mélange de l'oxydant et du carburant	-
P_a	Pression ambiante	Pa
P_c	Pression dans la chambre de combustion	Pa
P_e	Pression à la sortie de la tuyère	Pa
R_s	Constante spécifique d'un/de gaz parfaits	$\text{J} \cdot \text{K}^{-1} \cdot \text{kg}^{-1}$
R	Constante universelle des gaz parfaits	$\text{J} \cdot \text{mol}^{-1} \text{K}^{-1}$
t_{burn}	Durée de la combustion d'un test	s
T_e	Température des gaz à la sortie de la tuyère	K
v_e	Vitesse des gaz à la sortie de la tuyère	$\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$
γ	Indice adiabatique des gaz de combustion	-
ρ_e	Densité des gaz à la sortie de la tuyère	$\text{kg} \cdot \text{m}^{-3}$

1. Introduction

1.1 Contexte et motivation

Depuis notre plus jeune âge, nous avons tous les deux toujours été passionnés par l'espace. L'idée de quitter notre planète et de voyager dans un inconnu disproportionné nous fascinait. Dans ce vide infini, chacune des distances ou temporalités semblait gigantesque à côté de ce qui nous était connu. Nous nous intéressions aux progrès accomplis, aux missions en cours, aux projets futuristes et rêvions toujours d'en connaître davantage sur ce sujet.

Bien évidemment, notre passion pour l'exploration spatiale nous incita à nous intéresser aux technologies la rendant possible, telles que le fonctionnement des fusées ainsi que de leurs moteurs surpuissants. Les domaines techniques nous ayant déjà toujours intéressés, nous ressentions le désir de mieux comprendre les technologies utilisées dans l'aérospatiale. Cependant, comprendre les innovations mises au point par des entreprises aux budgets disproportionnés n'était pas comparable au fait de construire de nous-mêmes, et à notre échelle, de tels engins. Bien avant les propositions de travaux de maturité, l'idée nous était venue de débiter dans la discipline dite « d'astromodélisme » consistant à construire des modèles réduits de fusées dans le but de les faire voler.

Nous avons alors entrepris l'élaboration d'une fusée expérimentale de petite taille, propulsée par des moteurs solides disponibles dans le commerce de la marque Klima GmbH. Cette fusée aurait dû, selon des simulations logicielles, atteindre une altitude proche de 300 m. Ce projet, pour le moment inachevé par manque de temps, fit naître en nous d'autres idées.

L'une d'entre elles fut d'utiliser, à la place de moteurs du commerce, notre propre moteur fait maison dans l'objectif d'obtenir de meilleures performances et plus de liberté. Motivés, nous avons commencé à nous renseigner sur la propulsion à combustion via le contenu que nous pouvions trouver en ligne. Plus nous en apprenions, plus ce processus de fabrication interdisciplinaire, mélangeant physique des matériaux, dynamique des fluides, thermodynamique et réactions chimiques nous fascinait. Quand le choix des travaux de maturité (que nous appellerons TM) approcha, nous vîmes en cela l'occasion idéale d'en construire un. C'était là l'occasion de travailler sur le sujet qui nous passionnait et que nous savions suffisamment intéressant pour nous motiver durant les neuf mois que devait durer le travail.

1.2 Problématique

Aujourd'hui, les fusées utilisent principalement 3 types de moteur.

- 1 L'astromodélisme utilise principalement des moteurs disponibles dans le commerce pour leur simplicité et leur fiabilité. Cependant ces moteurs à combustion dite solide, où le propergol est stocké sous forme d'un bloc solide, sont souvent peu performants.
- 2 La construction de moteurs plus performants, à combustion principalement dite biliquide, où les deux ergols sont stockés séparément et sous forme liquide, est cependant complexe et coûteuse. Ils sont donc principalement réservés au domaine professionnel pour des projets de bien plus grande ampleur.
- 3 Dans le but de trouver un compromis entre performances, complexité et coût, nous allons nous intéresser à un troisième type de propulsion dite hybride. Dans ces moteurs-ci, un des ergols, majoritairement le carburant, est stocké sous la forme d'un bloc solide, et l'autre ergol sous forme fluide (liquide ou gazeux). Ce type de moteur est très peu utilisé dans l'astromodélisme et dans les projets spatiaux et apporte ainsi un intérêt particulier à ce travail.

L'objectif de ce travail fut donc le suivant :

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

Nous voulions démontrer par la conception et la construction d'un moteur-fusée expérimental, la problématique suivante :

L'utilisation de moteur-fusée à propulsion hybride est-elle adaptée pour la conception de fusées expérimentales d'astromodélisme ?

Afin de répondre à cette question générale, plusieurs sous-questions ont dû être préalablement soulevées :

- 1) Quels sont les principes fondamentaux de la propulsion hybride ?
- 2) Quels sont les risques à prendre en compte et comment les limiter ?
- 3) Comment concevoir une version initiale d'un moteur-fusée hybride ?

Par ce travail, nous souhaitons approfondir nos connaissances en propulsion spatiale et démontrer qu'il est possible, même à un niveau scolaire, de construire un moteur-fusée hybride performant et fiable. Nous souhaitons aussi explorer les avantages et les inconvénients de ce type de propulsion, moins étudié que ses concurrents, afin de déterminer si la propulsion hybride est compétitive ou non face à ses alternatives.

1.3 Historique

L'inconnu dans l'espace a toujours fasciné l'être humain. Dans l'objectif d'améliorer notre compréhension de l'environnement, l'univers nous entourant fut depuis toujours interrogé. C'est alors que l'idée de potentiellement explorer le vide de l'espace, les astres et tout ce qui nous paraît si petit - pourtant que nous savons si grand - est apparue. Dépassant les limites de nos capacités, cette exploration n'est longtemps restée qu'un rêve inatteignable. Par l'avancement technologique, ce rêve se transforma en concept rempli d'espoir déjà dès le début du XVIII^e siècle.

En 1903, Constantin Tsiolkovski, scientifique russe et l'un des premiers théoriciens de l'aérospatiale, publia l'ouvrage « L'Exploration de l'espace cosmique par des engins à réaction »¹. Ce dernier évoque l'idée de voyage cosmique à l'aide de propulsion dite à réaction. Tsiolkovski évoque notamment l'utilisation de propergols liquides ou encore de fusées à étages. Cette idée ne fut malheureusement pas réalisée tout de suite, de par l'absence de technologies nécessaires. Cependant, Tsiolkovski demeura un pionnier dans l'avancée de l'exploration spatiale.

Lors des deux guerres mondiales qui suivirent respectivement en 1914 et en 1939, les intérêts du développement changèrent et la nécessité d'armes balistiques, entre autres, surpassa la simple curiosité spatiale. L'idée d'armes intercontinentales voyageant à vitesse supersonique terrifiait tout autant qu'elle réjouissait. Dans des intérêts militaires et économiques, de tels engins procureraient à ceux les possédant une supériorité immédiate et l'espoir d'une victoire. Les intérêts scientifiques devinrent militaires et le développement technologique avança plus vite que jamais. Le V2 allemand, conçu principalement par l'ingénieur Werner von Braun, fut le premier missile balistique fonctionnel lors de son déploiement en 1944. Ce moteur à combustion biliquide représentait une prouesse majeure atteignant cinq fois la vitesse du son.

La guerre froide accéléra encore davantage la recherche sur les technologies balistiques et les premiers missiles capables de transporter des ogives nucléaires, tel que le R-7 soviétique, firent leurs premières démonstrations terrifiantes. L'idée de sécurité sur son propre territoire disparut et la menace constante prit sa place. En parallèle, la conquête spatiale devint un nouveau front militaire et les exploits se succédèrent. L'astronaute soviétique Yuri Gagarine effectua le premier vol spatial en 1961. En 1969, Neil Armstrong, astronaute américain à bord du lanceur Saturn V, posa son pied sur notre satellite naturel, la Lune. Dans cette guerre où l'on voulait posséder le ciel, des budgets colossaux furent investis par les états dans la recherche spatiale. En 1967, 3.45% des dépenses des USA, soit près de 50 milliards de dollars, furent investis dans la NASA². Les missions Apollo vers la Lune se succédèrent par la suite.

¹ *Constantin Tsiolkovski* [en ligne]. [S. l.] : [s. n.], 9 juillet 2024. [Consulté le 24 août 2024]. Disponible à l'adresse : https://fr.wikipedia.org/w/index.php?title=Constantin_Tsiolkovski&oldid=216658015. Page Version ID: 216658015. *Constantin Tsiolkovski* [en ligne]. [S. l.] : [s. n.], 9 juillet 2024. [Consulté le 24 août 2024]. Disponible à l'adresse : https://fr.wikipedia.org/w/index.php?title=Constantin_Tsiolkovski&oldid=216658015. Page Version ID: 216658015.

² *Budget of NASA* [en ligne]. [S. l.] : [s. n.], 4 juillet 2024. [Consulté le 4 juillet 2024]. Disponible à l'adresse : https://en.wikipedia.org/w/index.php?title=Budget_of_NASA&oldid=1232557630. Page Version ID: 1232557630. *Budget of NASA* [en ligne]. [S. l.] : [s. n.], 4 juillet 2024. [Consulté le 4 juillet 2024]. Disponible à l'adresse : https://en.wikipedia.org/w/index.php?title=Budget_of_NASA&oldid=1232557630. Page Version ID: 1232557630.

Dès lors, le progrès spatial continue à se développer et particulièrement depuis ces dernières années avec l'arrivée d'entreprises privées telles que celle du multimilliardaire Elon Musk, SpaceX, dans le domaine de l'aérospatiale. Nous pouvons citer le lanceur Falcon 9 de SpaceX, ayant déjà révolutionné la mise en orbite de satellites, en offrant un lanceur partiellement réutilisable. Citons encore le projet innovant « StarShip » et son booster nommé « SuperHeavy », formant ensemble le plus grand et plus puissant lanceur jamais construit. Propulsé par 33 moteurs Raptor biliquides, le but de ce projet titanesque est principalement de rendre l'accès à l'espace moins cher grâce à un lanceur réutilisable.



Figure 1 : Photo du vol N° 3 du StarShip - <https://x.com/SpaceX/status/1768642869525725253/photo/2>.

2. Principes Fondamentaux

2.1 Principes de base des moteurs-fusées

Le fonctionnement des moteurs-fusées, faisant plus généralement partie de la famille des moteurs dits à réaction, est souvent mécompris voire incompris. Le principe de propulsion à réaction réside sur la notion physique de « conservation de la quantité de mouvement ». Le moteur à réaction tire son nom de la troisième loi de Newton, aussi appelée principe d'action-réaction, étant un cas spécial de la théorie de la conservation de la quantité de mouvement.

Quantité de mouvement

La quantité de mouvement \vec{p} d'un corps matériel désigne une grandeur vectorielle, relative à un référentiel choisi, représentant la « grandeur de mouvement » associée à un système. Elle est exprimée comme suit, tel que le produit de la masse du système par le vecteur vitesse de son centre d'inertie :

$$\vec{p} = m\vec{v} \quad (1)$$

Où \vec{p} désigne le vecteur quantité de mouvement, m la masse du système et \vec{v} le vecteur vitesse du centre d'inertie du système, soit la somme vectorielle des vecteurs vitesse associée à chacun des objets le composant.

Dans le cas d'un système isolé ou pseudo-isolé, cette quantité reste inchangée. On parle alors de conservation de la quantité de mouvement.

Analysons dans un jeu de billard, en négligeant les frottements et en considérant le mouvement des balles décrivant un MRU (mouvement rectiligne uniforme), un système composé de deux boules de masse identique dont l'une en mouvement. L'une d'entre elles percute l'autre à une vitesse donnée. Dans le cas d'un système pseudo isolé, l'entière de l'énergie de la première balle sera transmise à la seconde. La deuxième balle repartira ainsi à la même vitesse qu'allait la première, qui demeure à présent immobile. Il y a alors conservation de la quantité de mouvement dans le système comprenant les deux balles.

Moteurs à réaction

Afin de mieux représenter le phénomène se produisant dans les moteurs à réaction, il est nécessaire de comprendre l'image suivante :

Considérons un skateur, debout sur sa planche et immobile. Ce dernier lance alors sur un des côtés un bloc de béton de masse importante qu'il tenait dans ses mains. Intuitivement, le skateur sera accéléré dans le sens opposé de celui où le bloc a été lancé. Ainsi, le mouvement du skateur est « dû » à la conservation de la quantité de mouvement dans le système incluant le skateur et le bloc. Cette quantité, nulle au départ, demeure ainsi puisque la somme des quantités de mouvements respectives au skateur et au bloc s'annule. Ceci est l'une des multiples manifestations de cette loi de conservation au quotidien, que nous admettons sans en interroger l'origine.

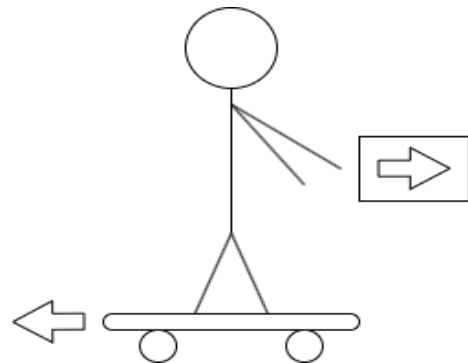


Figure 2 : Illustration de l'image du skateur - réalisée avec Diagrams.net.

En lançant le bloc vers la droite, le skateur est accéléré vers la gauche.

Dans le cas des moteurs à réaction, ce n'est pas un bloc qui est éjecté, mais un fluide à très grande vitesse pouvant être de nature très différente. Dans la majorité des moteurs, ces fluides sont le produit d'une combustion ayant eu lieu dans le corps du moteur, mais d'autres méthodes demeurent possibles. Citons par exemple les hydrojets, accélérant de l'eau ou encore la propulsion ionique et nucléaire que nous détaillerons ensuite.

Nous distinguons alors deux principaux types de moteurs à réaction ; d'un côté les moteurs dits « anaérobie » tel que les moteurs-fusées, où l'entièreté des fluides éjectés ou source de ces fluides - soit l'oxydant et le carburant pour les moteurs à combustion - sont tous stockés dans le corps de l'appareil. De l'autre côté, nous distinguons les moteurs dits « aérobie » pour lesquels un ou plusieurs fluides sont pris de l'environnement et non stockés dans le corps de l'appareil. Il s'agit notamment des hydrojets, des turbopropulseurs et turboréacteurs d'avion, pour lesquels l'air servant d'oxydant est aspiré à l'avant de l'engin.

Quantité de mouvement dans les moteurs-fusées

Considérons alors une fusée, immobile dans le vide spatial par rapport à un référentiel donné. Le système étudié est constitué de la fusée ainsi que des propergols stockés. Sa quantité de mouvement, étant le produit de sa masse par le vecteur vitesse de son centre d'inertie, est alors nul. Nous avons ainsi l'équation suivante.

$$\vec{p}_{totale} = m_{totale} \vec{v}_{initiale} = \vec{0} \quad (2)$$

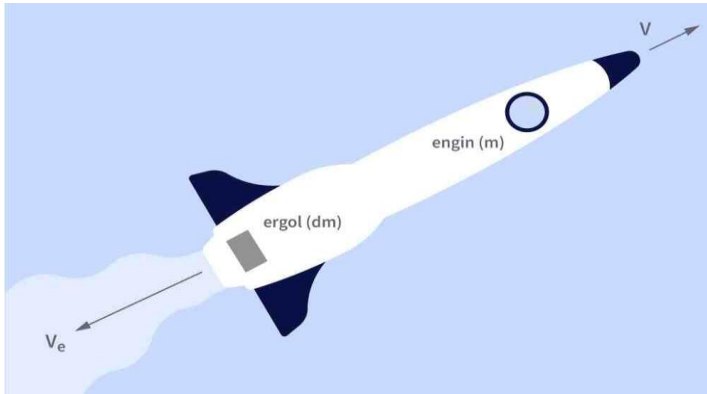
Où \vec{p}_{totale} désigne la quantité de mouvement de l'entièreté du système incluant la fusée ainsi que les propergols stockés dedans, m_{totale} la masse de la fusée ainsi que des propergols et $\vec{v}_{initiale}$ la vecteur vitesse du centre d'inertie de la fusée, ici le vecteur nul.

Une fois le moteur allumé, d'énormes quantités de gaz sont accélérés à des vitesses supersoniques et sont éjectés à l'arrière du moteur. Le vecteur vitesse du centre d'inertie de la fusée s'oriente à l'opposé de celui des gaz éjectés et la fusée est accélérée.

Nous avons ainsi les égalités suivantes :

$$\vec{p}_{initiale} = \vec{p}_{finale} \quad (3)$$

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



L'accélération de la fusée indique donc la présence d'une force appliquée à la fusée, orientée dans le même sens que le vecteur $\vec{v}_{fusée}$, soit vers l'avant. Le vecteur de cette force, appelé « poussée » ou « thrust » en anglais, correspond à la dérivée de la quantité de mouvement de la fusée sur le temps, soit l'opposé de celle des propergols éjectés :

Figure 3 : Illustration de la fusée - <https://www.numworks.com/fr/professeurs/activites-pedagogiques/terminale/rocket-equation/>.

$$\vec{F} = \frac{d\vec{p}_{fusée}}{dt} = - \frac{d\vec{p}_{propergols}}{dt} \quad (4)$$

\vec{F} correspond au vecteur force de la poussée, $\vec{p}_{fusée}$ la quantité de mouvement de la fusée vide, $\vec{p}_{propergols}$ la quantité de mouvement des gaz de combustion éjectés et t le temps. En considérant que la quantité de mouvement est le produit de la masse par la vitesse, la poussée peut s'écrire :

$$F = \frac{d\vec{p}}{dt} = \frac{dv_e}{dt} \cdot m + \frac{dm}{dt} \cdot v_e \rightarrow F = \frac{dm}{dt} \cdot v_e$$

La vitesse d'éjection des gaz v_e est supposée constante pour simplifier le modèle. La valeur de cette poussée peut donc être calculée selon l'équation scalaire suivante :

$$F = \dot{m} v_e \quad (5)$$

Où F est la poussée du moteur en newtons (N), \dot{m} le débit massique de gaz à la sortie du moteur en kilogrammes par seconde (kg/s) - ainsi égal selon la conservation du débit massique lors de la combustion à la somme du débit massique des différents propergols - et finalement v_e la vitesse d'éjection des gaz à la sortie du moteur en mètres par seconde (m/s). La valeur de cette poussée est alors égale à la différence de quantité de mouvement par seconde de la fusée. Nous verrons une version plus détaillée de cette équation dans le chapitre sur la conception de la tuyère (cf. section 7.2.5).

Afin de produire ces gaz à très haute vitesse, un moteur-fusée détend les gaz chauds à haute pression produits par la combustion pour les accélérer. Cette énergie thermique est alors convertie en énergie cinétique distribuée aux gaz éjectés ainsi qu'à la fusée. Finalement, nous comprenons qu'afin d'augmenter la poussée d'un moteur, il est nécessaire de maximiser le débit massique de gaz à la sortie, ainsi que sa vitesse d'éjection.

Un moteur plus puissant produit ainsi plus de gaz et les éjecte plus rapidement. A titre d'exemple, le moteur SpaceX Raptor V3³, moteur propulsant le vaisseau StarShip ainsi que son lanceur SuperHeavy, produit près de 2600 kN de poussée en éjectant les gaz de combustion à environ trois fois la vitesse du son, soit environ 3'600 km/h.

2.2 Qu'est-ce qu'un bon moteur ?

Dans le but de critiquer par la suite notre moteur, nous avons dû définir ce que représentait un bon moteur.

1. Performances

Les performances d'un moteur-fusée sont définies par plusieurs paramètres clés :

- Impulsion spécifique (I_{sp}) : un bon moteur doit maximiser cet indice pour obtenir une meilleure efficacité énergétique.
- Rapport poussée/poids : un moteur performant doit délivrer une poussée élevée tout en restant aussi léger que possible. Pour ce travail, cette optimisation de masse ne sera pas recherchée.
- Fiabilité de l'allumage et de la combustion : une combustion stable est essentielle pour garantir une poussée constante et éviter les risques d'explosion.

2. Complexité

Un bon moteur-fusée doit trouver un équilibre entre sophistication et simplicité pour être fonctionnel :

- Nombre de pièces et maintenance : moins un moteur a de composants, plus il est facile à concevoir et à entretenir. « Les pièces inexistantes n'échouent jamais ».
- Gestion thermique : un bon moteur doit minimiser les besoins en refroidissement actif ou utiliser des matériaux résistants aux hautes températures pour réduire la complexité du système.

3. Durabilité

La durée de vie d'un moteur-fusée et sa réutilisabilité dépendent de plusieurs éléments :

- Matériaux résistants : l'utilisation de matériaux durables, résistant à l'érosion, et à la fragilisation rendent le moteur durable.
- Capacité à supporter plusieurs cycles : un moteur réutilisable doit pouvoir encaisser plusieurs allumages et vols sans nécessiter de réparations majeures.
- Stabilité structurelle : un bon moteur doit être capable d'encaisser des vibrations, des contraintes mécaniques et thermiques sans risque de défaillance prématurée.

³ *SpaceX Raptor* [en ligne]. [S. l.] : [s. n.], 30 juin 2024. [Consulté le 4 juillet 2024]. Disponible à l'adresse : https://en.wikipedia.org/w/index.php?title=SpaceX_Raptor&oldid=1231786692. Page Version ID: 1231786692.

2.3 Différents types de moteurs-fusées

Les moteurs-fusées sont classés en différentes catégories suivant leur mode de fonctionnement.

Les propulseurs chimiques

Ces moteurs appartenant à la famille la plus répandue, fonctionnent à l'aide de réactions chimiques produisant des gaz chauds à haute pression qui seront ensuite accélérés au travers d'une tuyère. On peut diviser cette famille en trois sous-catégories :

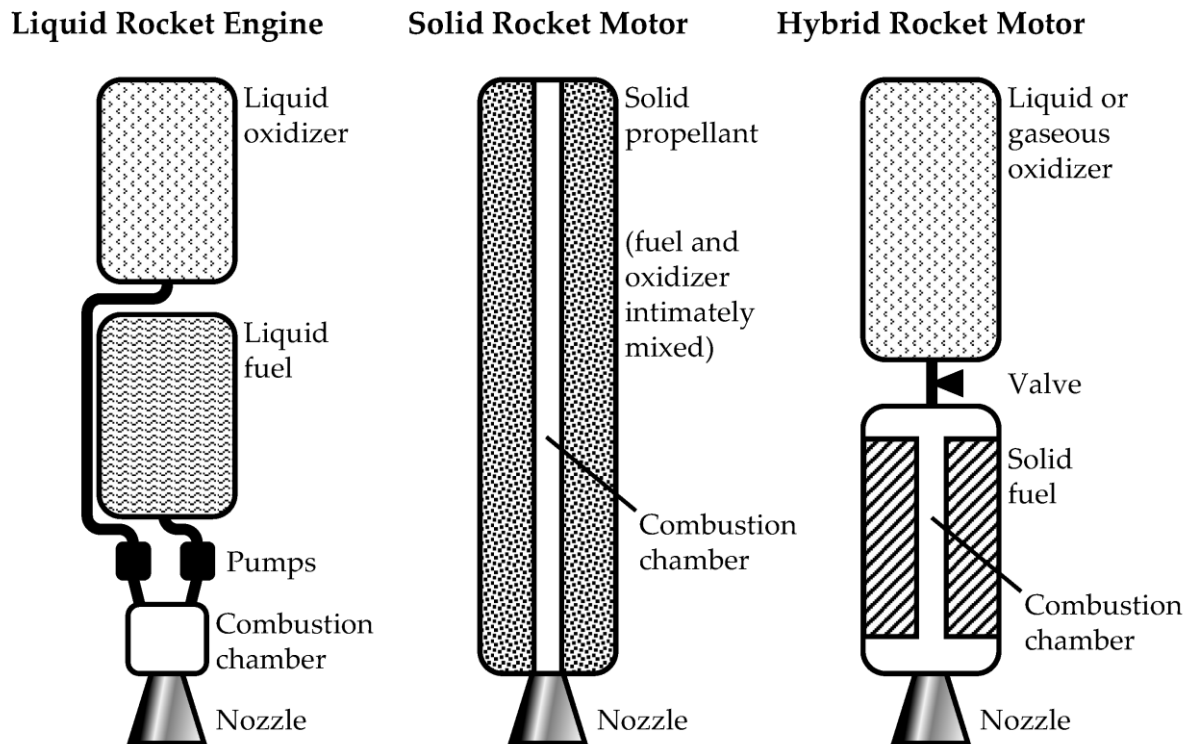


Figure 4 : Différents types de moteurs-fusées à propulsion chimique - https://www.mdpi.com/energies/energies-14-06794/article_deploy/html/images/energies-14-06794-g001.png.

Légende :

- a. Moteur-fusée liquide (Liquid Rocket Engine)
 - Oxydant liquide (Liquid oxidizer)
 - Combustible liquide (Liquid fuel)
 - Pompes (Pumps)
 - Chambre de combustion (Combustion chamber)
 - Tuyère (Nozzle)
- b. Moteur-fusée solide (Solid Rocket Motor)
 - Propergol solide (Solid propellant)
 - Chambre de combustion (Combustion chamber)
 - Tuyère (Nozzle)
- c. Moteur-fusée hybride (Hybrid Rocket Engine)
 - Oxydant liquide ou gazeux (Liquid or gaseous oxidizer)
 - Vanne (Valve)
 - Combustible solide (Solid fuel)
 - Chambre de combustion (Combustion chamber)
 - Tuyère (Nozzle)

a) Propulseur à propergol solide

Principe de fonctionnement :

1. L'allumeur enflamme le propergol dans la chambre de combustion.
2. Le propergol brûle, produisant des gaz chauds à haute pression.
3. Les gaz chauds sont canalisés à travers la tuyère, où ils sont accélérés et détendus pour produire une poussée.

Les propulseurs à propergol solide sont dits « simples » et sont composés d'un mélange préformé d'oxydant et de carburant sous forme de poudre ou de solide. Ils sont très peu onéreux à la production, comparé à leur impressionnante capacité à produire de grandes poussées. Cependant, par leur simplicité, ils représentent un potentiel danger car le fait que les deux ergols soient déjà mélangés les rend impossibles à éteindre. On se souviendra des paires de propulseurs solides des six navettes spatiales américaines qui étaient responsables d'environ 85% de la poussée au décollage, mais qui entraîneront la perte de l'équipage de la navette nommé Challenger⁴ en 1986.

Dans le monde des micro-fusées, ces propulseurs sont très appréciés car ils sont accessibles à l'achat et à prix réduit. Leur simplicité et le fait qu'ils nécessitent peu d'infrastructures (une mèche suffit) les rendent facilement intégrables dans un projet. Finalement leur capacité à fournir une « poussée instantanée » permet d'arracher rapidement une micro-fusée à son pas de tir. D'ailleurs on retrouve aussi ces propulseurs dans les feux d'artifice.

b) Propulseur à propergol liquide

Cette catégorie de moteur peut exister sous d'innombrables formes. La plus répandue vous est présentée ici :

Principe de fonctionnement simplifié :

1. Les ergols cryogéniques sont acheminés vers les pompes et remplissent toute la tuyauterie qui refroidit.
2. Les vannes d'alimentation des pompes s'ouvrent et celles-ci commencent à fonctionner.
3. Quelques centièmes de secondes plus tard, les vannes principales du moteur s'ouvrent et les ergols sous haute pression (entre 50 et 700 bars) entrent dans la chambre de combustion via un injecteur. Dans ce même temps, l'allumeur démarre la combustion.
4. Les ergols brûlent entre eux et produisent des gaz chauds sous haute pression (entre 40 et 300 bars).
5. Les gaz chauds sont canalisés à travers la tuyère, où ils sont accélérés pour produire de la poussée.

Moteur-fusée hybride

Les moteurs-fusées à ergols liquides sont les plus utilisés dans le marché des lanceurs. Ce sont les moteurs chimiques avec la plus grande impulsion spécifique : elle peut atteindre les 450 secondes pour le RS-25⁴, moteur des navettes spatiales américaines et du lanceur SLS⁵.

Leurs « carburants » étant stockés dans des réservoirs séparés, ces moteurs ont l'avantage d'être relativement simples à ravitailler en ergols durant un vol.

Cependant, ils ont le désavantage d'être extrêmement complexes. Le schéma ci-dessus ainsi que le principe de fonctionnement déjà expliqué sont simplifiés à l'extrême, car ce sont les pompes qui doivent performer et ce à des températures et pressions extrêmes, plusieurs tonnes d'ergols par seconde. Or, ces moteurs ont un nombre important de vannes, de tuyauterie et de capteurs nécessaires afin d'éviter une explosion ce qui les rend difficiles à miniaturiser.

Ci-dessous, le schéma de fonctionnement du moteur RS-25 démontre la complexité d'un tel moteur.

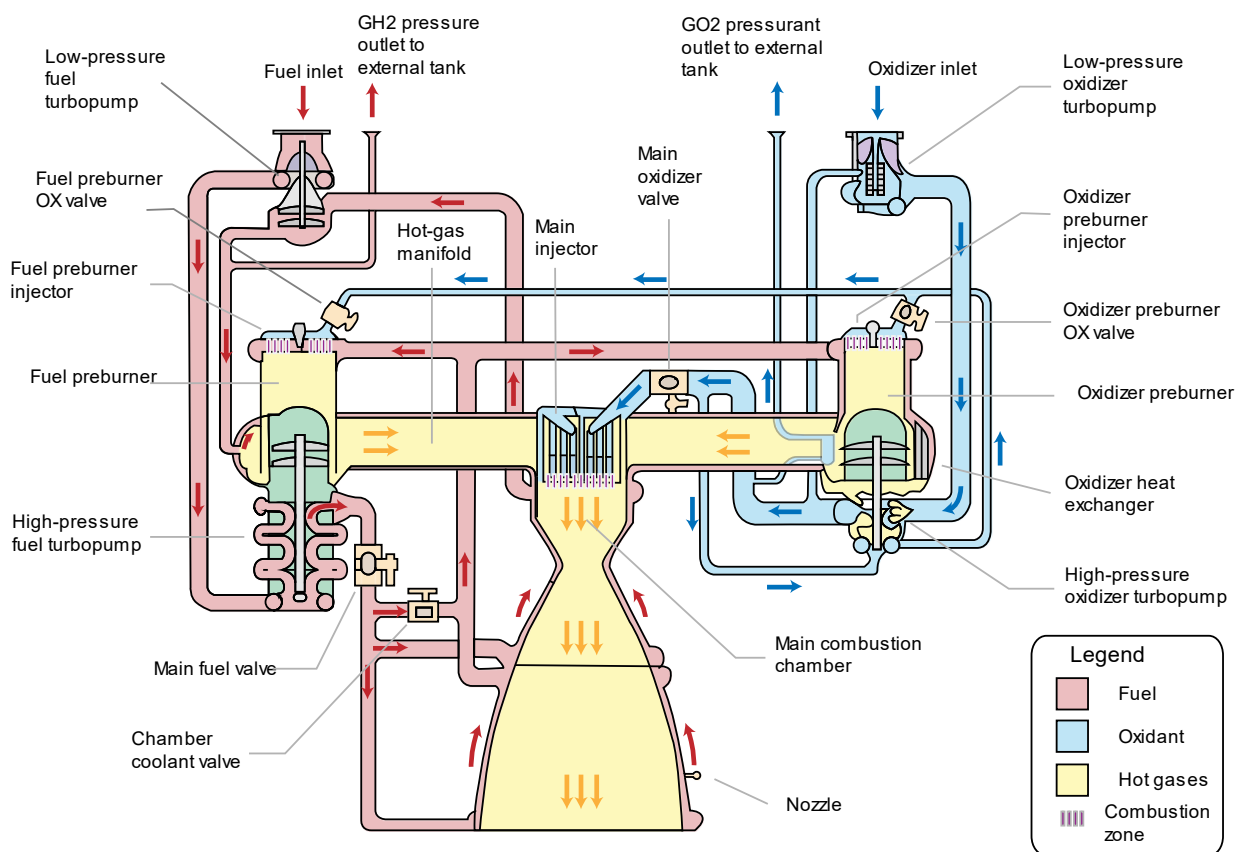


Figure 5 : Schéma du moteur RS-25 - <https://en.wikipedia.org/wiki/RS-25>.

⁴ RS-25[en ligne]. [S. l.] : [s. n.], 14 août 2024, p. 25. [Consulté le 25 août 2024]. Disponible à l'adresse : <https://en.wikipedia.org/w/index.php?title=RS-25&oldid=1240226630>. Page Version ID: 1240226630. RS-25[en ligne]. [S. l.] : [s. n.], 14 août 2024, p. 25. [Consulté le 25 août 2024]. Disponible à l'adresse : <https://en.wikipedia.org/w/index.php?title=RS-25&oldid=1240226630>. Page Version ID: 1240226630.

⁵ Space Launch System[en ligne]. [S. l.] : [s. n.], 20 août 2024. [Consulté le 21 août 2024]. Disponible à l'adresse : https://en.wikipedia.org/w/index.php?title=Space_Launch_System&oldid=1241342181. Page Version ID: 1241342181. Space Launch System[en ligne]. [S. l.] : [s. n.], 20 août 2024. [Consulté le 21 août 2024]. Disponible à l'adresse : https://en.wikipedia.org/w/index.php?title=Space_Launch_System&oldid=1241342181. Page Version ID: 1241342181.

c) Propulseurs Hybride

Principe de fonctionnement :

1. Le réservoir d'oxydant est rempli.
2. Lorsque le moteur est mis à feu, l'allumeur pré-enflamme le carburant solide dans la chambre de combustion.
3. La vanne s'ouvre et l'oxydant s'écoule vers l'injecteur.
4. L'injecteur vaporise l'oxydant et le dirige dans la chambre de combustion.
5. L'oxydant et le carburant brûlent ensemble, produisant des gaz chauds à haute pression.
6. Les gaz chauds sont canalisés à travers la tuyère, où ils sont accélérés et détendus pour produire une poussée.

Les moteurs-fusées hybrides représentent une solution intermédiaire entre les moteurs à ergols solides et ceux à ergols liquides. Leur complexité, bien que plus grande que celle des moteurs à propergols solides, reste simple avec peu de pièces amovibles (uniquement la vanne principale normalement). Un de leurs avantages principaux est que les deux ergols sont stockés sous différents états physiques. Lors d'une rupture, les deux ergols ne peuvent donc que partiellement entrer en contact et brûler. Ils sont très peu représentés dans l'industrie de l'aérospatiale, néanmoins on notera que le SpaceShipTwo de Virgin Galactic en utilise un.

Les autres types de propulseurs

a) Les propulseurs ioniques :

Les moteurs de fusée à propulsion ionique utilisent une technologie de propulsion avancée qui utilise des ions pour générer de la poussée. Ils sont particulièrement adaptés aux missions spatiales à long terme et sont de plus en plus utilisés dans l'exploration spatiale. Un moteur ionique peut avoir une impulsion spécifique entre 3000 à 5000 secondes, contre 300 secondes en moyenne pour les moteurs chimiques. Ils sont capables de fonctionner pendant plusieurs milliers d'heures, offrant une propulsion continue sur de longues distances. Cependant ils n'offrent que de très faibles poussées, limitant leur usage aux objets en transit interplanétaire ou positionnés sur de hautes orbites.

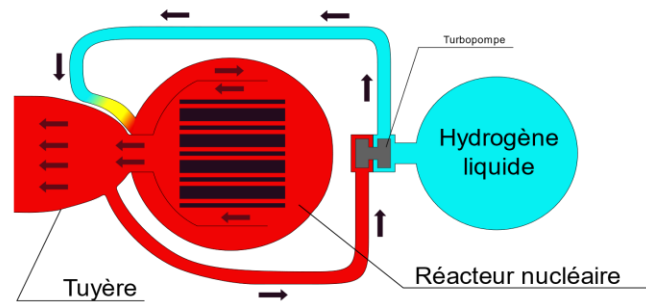
Principe de fonctionnement :

1. Ionisation : le moteur ionique commence par ioniser un gaz (souvent du xénon) en lui donnant une charge positive.
2. Accélération des ions : les ions positifs sont ensuite accélérés par un champ électrique intense généré par des électrodes.
3. Éjection des ions : les ions accélérés sont éjectés à grande vitesse, ce qui génère une poussée.

b) Les propulseurs nucléaires thermiques.

Principe de fonctionnement :

1. Un fluide est chauffé par un réacteur à fission nucléaire.
2. Une partie de ces gaz chauds est accélérée et détendue par une tuyère, l'autre dirigé vers une turbopompe pour pomper le fluide dans le réacteur nucléaire.



Dans ces moteurs, l'énergie vient de la fission nucléaire de combustible. Ceux-ci ont l'avantage d'être environ 10^7 fois plus denses énergétiquement que les combustibles des moteurs chimiques.

Figure 6 : Schéma d'un moteur nucléaire thermique - https://fr.wikipedia.org/wiki/Propulsion_nucl%C3%A9aire_thermique#:~:text=La%20propulsion%20nucl%C3%A9aire%20thermique%20ou,pouss%C3%A9e%20qui%20propulse%20la%20fus%C3%A9e.

Les États-Unis et l'URSS ont développé de tels programmes lors de la guerre froide. Il y a par exemple le programme NERVA⁶ développé entre 1960 et 1972 dans le but d'atteindre Mars. Le programme a été arrêté pour cause budgétaire, il a néanmoins produit plusieurs prototypes et même des moteurs fonctionnels prêts à voler. Le prototype ultime était le moteur XE automatiquement démarré et régulé contenant tous les systèmes critiques.

2.4 Avantages et inconvénients des moteurs hybrides

Comme toute technologie, la propulsion hybride amène ses propres avantages et inconvénients. Les principaux sont cités ci-après.

Avantages

- Premièrement, du point de vue de la complexité de construction, le moteur hybride est généralement plus simple que les moteurs liquides, du fait qu'il ne nécessite pas l'utilisation de turbopompe, complexe à produire. Il est toutefois plus complexe que les moteurs solides et présente ainsi un juste milieu intéressant dans la production de moteurs.
- Le moteur hybride possède une impulsion spécifique théorique supérieure aux moteurs solides, le rendant plus performant.
- La capacité de moduler l'injection d'oxydant lui offre la possibilité de contrôler sa poussée ainsi que d'arrêter et redémarrer sa combustion à plusieurs reprises. Ceci comme pour les moteurs liquides, ce qui le rend plus intéressant que les moteurs solides qui sont dépourvus de contrôle.

⁶ NERVA [en ligne]. [S. l.] : [s. n.], 8 août 2024. [Consulté le 27 août 2024]. Disponible à l'adresse : <https://fr.wikipedia.org/w/index.php?title=NERVA&oldid=217506082>. Page Version ID: 217506082.
NERVA [en ligne]. [S. l.] : [s. n.], 8 août 2024. [Consulté le 27 août 2024]. Disponible à l'adresse : <https://fr.wikipedia.org/w/index.php?title=NERVA&oldid=217506082>. Page Version ID: 217506082.

- Du point de vue sécuritaire, les moteurs hybrides contiennent l'oxydant et le carburant séparément empêchant les risques de combustion involontaire lors de leur stockage. En effet, les moteurs solides sont propices à s'enflammer accidentellement et sont simplement inextinguibles, les rendant plus dangereux que leurs alternatives.
- Le carburant stocké solidement offre aussi la possibilité de bénéficier de la densité d'un ergol solide, tout en conservant les avantages de la propulsion liquide en utilisant un deuxième ergol fluide.

Inconvénients

- Dû au mauvais contact thermique entre le bloc d'ergol et les gouttelettes d'oxydant vaporisé, la vitesse de régression du bloc d'ergol (vitesse à laquelle le bloc d'ergol est brûlé) est trop faible pour ce type de moteur⁷. Il s'agit alors du principal inconvénient de la propulsion hybride, limitant donc la vitesse de combustion et les performances qui en résultent. Ce problème peut être atténué en modifiant la structure du bloc d'ergol bien que cela diminue son volume.
- La propulsion hybride, tout comme la propulsion solide, offre difficilement une poussée stable dans le temps, étant donné l'agrandissement du volume de la chambre de combustion ainsi que la fluctuation de l'aire d'ergol solide au fur et à mesure de la combustion, modifiant ainsi la géométrie du bloc.
- La combustion de ces moteurs est animée par énormément d'instabilités dues aux natures différentes des ergols et à la complexité de la géométrie de la chambre de combustion évoluant pendant la combustion. Ces instabilités rendent ce type de combustion difficile à modéliser fidèlement et donc à prévoir leurs performances.

À cause des désavantages cités ci-dessus, la propulsion hybride est très peu utilisée de nos jours, mais demeure une alternative aux propulsions conventionnelles. Dans le cas des plus grandes entreprises spatiales telles que la NASA, l'ESA et SpaceX, où la complexité et les coûts de production représentent moins un problème, la propulsion liquide est la meilleure alternative pour de meilleures performances. À l'inverse, dans l'astronautique, les moteurs disponibles publiquement dans le commerce sont toujours à propulsion solide. Dans ce cas-ci, les moteurs solides sont les plus simples et offrent des performances faibles et bien suffisantes et fiables à la propulsion de petites fusées. Les moteurs hybrides sont donc un juste milieu très intéressant en termes de complexité et de performances.

⁷ LESTRADE, Jean-Yves. *Modélisation de la régression des combustibles liquéfiables dans un moteur hybride* [en ligne]. [S. l.] : [s. n.], [s. d.]. Disponible à l'adresse : https://depozit.isae.fr/theses/2012/2012_Lestrade_Jean-Yves.pdf. LESTRADE, Jean-Yves. *Modélisation de la régression des combustibles liquéfiables dans un moteur hybride* [en ligne]. [S. l.] : [s. n.], [s. d.]. Disponible à l'adresse : https://depozit.isae.fr/theses/2012/2012_Lestrade_Jean-Yves.pdf.

L'EPFL Rocket Team, que nous avons eu la chance de rencontrer, a construit dans le cadre de la compétition « Spaceport America Cup » les fusées « Bella Lui I » et « Bella Lui II », utilisant leur moteur hybride « Pegasus 10K »⁸. Ce dernier utilisant de l'ABS et du protoxyde d'azote comme ergols a produit 30 KN lors des tests. Nous ferons référence aux choix faits par l'EPFL Rocket Team lors de notre développement et comparerons nos résultats aux leurs, bien que l'échelle de production soit bien différente.



Figure 7 : Coupe de la fusée Bella Lui II de l'EPFL rocket team - <https://epflrocketteam.ch/fr/projets/bella-lui-2/>.

3. Méthodologie

Nous avons débuté ce TM avec une stratégie semblable à la firme de SpaceX⁹. Elle se divise en trois thèmes principaux :

1. Le **Développement Itératif**. En divisant le projet en petites parties menant chacune à de petites améliorations, il devient possible d'itérer plus rapidement. Ceci nous mène à une progression plus linéaire, moins échelonnée ainsi qu'un retour d'expérience plus fréquent permettant d'orienter le projet et les innovations régulièrement en évitant de longs mois de travail qui se termineraient sans résultats.
2. Se baser principalement sur les **Tests en conditions réelles** plutôt que sur des simulations implique des mises à l'épreuve régulières de notre moteur. Les données de ces tests sont précieuses et nous permettront d'identifier certains problèmes que les simulations n'auraient pu prédire. Parmi les tests, il y aura des échecs, mais il faut les voir comme des opportunités pour en apprendre plus sur une certaine variable, de bon vecteur pour le développement et les marqueurs de certaines limites matérielles.
3. « **Best part is no part** » (La meilleure pièce est celle qui n'existe pas). Notre but est de produire un moteur et un système qui soient le plus simple possible en y incorporant le moins de pièces différentes possibles, uniquement celles qui sont nécessaires. Moins il y a de matériaux différents et de pièces à acheter, plus nous pouvons nous en procurer de meilleure qualité. De plus, moins il y a de pièces, moins il y en a qui risquent de ne pas fonctionner ou de poser problème. Lors d'un échec, les pièces étant en nombre réduit, il devient plus simple de déterminer la faille du système et de la corriger.

⁸ Bella Lui II. Dans : *EPFL Rocket Team* [en ligne]. [s. d.]. [Consulté le 15 juillet 2024]. Disponible à l'adresse : <https://epflrocketteam.ch/our-projects/bella-lui-2/>. Bella Lui II. Dans : *EPFL Rocket Team* [en ligne]. [s. d.]. [Consulté le 15 juillet 2024]. Disponible à l'adresse : <https://epflrocketteam.ch/our-projects/bella-lui-2/>.

⁹ SpaceX est une entreprise fondée en 2002 par Elon Musk, active dans le domaine spatial et notamment en charge des projets de fusées Falcon9 et Starship.

Lors de la construction de la version initiale du moteur, nous nous sommes rendu compte que nous ne pourrions pas appliquer le développement itératif sur certaines parties du moteur. Bien que nous ayons conçu l'ensemble pour qu'il soit modulaire au maximum, il reste néanmoins des pièces qui sont longues et difficiles à modifier, par exemple la tuyère qui demande à être tournée sur un tour à métaux, qu'une fixation lui soit faite sur mesure et qu'une soudure spéciale soit appliquée. Tout ceci nécessitant plusieurs heures sur plusieurs jours, nous ne pouvons pas la changer à chaque test. Cependant, cette stratégie itérative fut appliquée pour le banc de test et l'électronique, profitant de leur facilité de conception et de construction.

3.1 Indexation des versions du moteur

Dans l'objectif de référencer nos versions et leur test et d'en posséder une chronologie claire et précise, nous avons élaboré un système d'appellation de toutes les versions du moteur. Ce dernier, utilisé tout au long du travail, nous a permis de mieux organiser les changements séparant deux versions et de s'y référer entre autres dans ce document. Au début nous ne savions pas le nombre de versions que nous élaborerions et encore moins l'étendue des changements que nous y apporterions. Nous avons donc défini que chaque version du moteur serait dotée d'un index du type :

$$VX-Y-Z$$

Où X, Y et Z sont des entiers évoluant dans l'ordre croissant (1, 2 puis 3, etc.) et V symbolise le terme « version ».

X) Le premier numéro représente le numéro de version principale. Il fut incrémenté uniquement lors de changements majeurs du moteur. De par le fait que nous ne connaissions pas l'ampleur du travail à son début, le seuil de changement considéré comme « majeur » fut déterminé au cours de ce dernier. Voyant que le moteur, performant dès le début, n'allait que peu changer, nous avons considéré entre autres comme changement majeur de version, le changement de la tuyère et l'agrandissement de l'orifice de l'injecteur.

Y) Ce deuxième numéro représente la sous-versions du moteur, incrémenté lors de chaque changement mineur, tel qu'une modification du bloc de carburant utilisé.

Z) Finalement, le dernier numéro correspond à l'index du test d'une même version. Par exemple le troisième test de la version du moteur $VI-2$ serait appelé $VI-2-3$.

Nous avons bien évidemment indexé la version initiale du moteur comme $VI-1$ et son premier test comme $VI-1-1$. Cette appellation fut notamment utilisée dans l'appellation des fichiers de données récoltés lors des tests et ceux résultant de leur interprétation. L'intégralité des versions et des tests ordonnées par ce même système d'indexation est disponible en annexe D.

4. Technologies utilisées

Afin de procéder à l'élaboration de ce projet interdisciplinaire, nous serons amenés à utiliser différentes techniques, outils et technologies afin d'assurer chacune des étapes dont les principales sont listées ci-dessous ;

Logiciels

1. Afin de concevoir le moteur et son banc de test, nous avons utilisé le logiciel Fusion 360¹⁰ de la firme Autodesk. Ce logiciel est l'un des plus aboutis en termes de modélisation 3D. Il permet de modéliser des objets techniques en 3 dimensions, de tester des simulations de mouvements entre différents objets, ainsi que de tester la solidité des structures en simulant des contraintes. Dans le cadre de notre travail, nous l'utiliserons principalement afin de modéliser le banc de test, le moteur pour les rendus 3D, et les différentes pièces que nous imprimerons en 3D.
2. Pour les rendus de notre conception, nous avons utilisés le logiciel Blender¹¹. Ce logiciel gratuit étant open source bénéficie d'une large communauté et est simple d'utilisation. Il permet de créer des environnements virtuels en 3 dimensions, d'y ajouter des objets avec leurs textures, des lumières, et de créer des rendus 3D de ces environnements avec une gestion de la lumière et des ombres très réalistes. Une fonction similaire est directement intégrée à fusion 360 mais elle est moins pratique, moins documentée et n'offre pas la même qualité de finition.
3. Visual Studio Code¹² est un éditeur de texte permettant de rédiger du code dans un nombre important de langages, dont le Python que nous avons utilisé pour Rocket CEA et l'interprétation des données.
4. CEARUN¹³ (Chemical Equilibrium with Applications), ce programme de la Nasa disponible en ligne ou sous la forme d'une librairie Python dénommée Rocket CEA¹⁴. Cet outil permet de modéliser la combustion ayant lieu dans notre moteur.

¹⁰ Autodesk Fusion | 3D CAD, CAM, CAE, & PCB Cloud-Based Software | Autodesk. Dans : *Autodesk* [en ligne]. [s. d.]. [Consulté le 4 juillet 2024]. Disponible à l'adresse : <https://www.autodesk.com/ca-fr/products/fusion-360/overview>. Autodesk Fusion | 3D CAD, CAM, CAE, & PCB Cloud-Based Software | Autodesk. Dans : *Autodesk* [en ligne]. [s. d.]. [Consulté le 4 juillet 2024]. Disponible à l'adresse : <https://www.autodesk.com/ca-fr/products/fusion-360/overview>.

¹¹ FOUNDATION, Blender. blender.org - Home of the Blender project - Free and Open 3D Creation Software. Dans : *blender* [en ligne]. [s. d.]. [Consulté le 4 juillet 2024]. Disponible à l'adresse : <https://www.blender.org/>. FOUNDATION, Blender. blender.org - Home of the Blender project - Free and Open 3D Creation Software. Dans : *blender* [en ligne]. [s. d.]. [Consulté le 4 juillet 2024]. Disponible à l'adresse : <https://www.blender.org/>.

¹² MICROSOFT. *Visual Studio Code* [en ligne]. [s. d.]. [Consulté le 5 juillet 2024]. Disponible à l'adresse : <https://code.visualstudio.com/>. MICROSOFT. *Visual Studio Code* [en ligne]. [s. d.]. [Consulté le 5 juillet 2024]. Disponible à l'adresse : <https://code.visualstudio.com/>.

¹³ CEARUN rev4. Dans : *NASA* [en ligne]. [s. d.]. [Consulté le 15 juin 2024]. Disponible à l'adresse : <https://cearun.grc.nasa.gov/>. CEARUN rev4. Dans : *NASA* [en ligne]. [s. d.]. [Consulté le 15 juin 2024]. Disponible à l'adresse : <https://cearun.grc.nasa.gov/>.

¹⁴ *RocketCEA Wraps The NASA FORTRAN CEA Code And Provides Some Useful Tools — RocketCEA v1.2.0 documentation* [en ligne]. [s. d.]. [Consulté le 5 juillet 2024]. Disponible à l'adresse : <https://rocketcea.readthedocs.io/en/latest/>. *RocketCEA Wraps The NASA FORTRAN CEA Code And Provides Some Useful Tools — RocketCEA v1.2.0 documentation* [en ligne]. [s. d.]. [Consulté le 5 juillet 2024]. Disponible à l'adresse : <https://rocketcea.readthedocs.io/en/latest/>.

Ce logiciel permet aussi d'analyser une partie de ses performances. Voici quelques-unes de ses fonctionnalités :

- a. Déterminer la composition des produits de combustion à l'équilibre.
 - b. Calculer l'impulsion spécifique, la température de la flamme, la pression dans la chambre de combustion et la vitesse d'éjection.
 - c. Effectuer des simulations sur une plage de valeur permettant de sélectionner certains paramètres pour un test.
5. Les logiciels Word et Excel de la suite Microsoft 365 nous serviront respectivement pour la rédaction du TM et l'étude des données.

Outils

1. Pour l'ordinateur de bord du moteur qui a servi à la récolte de données, nous nous sommes basés sur des cartes Arduino¹⁵ que nous avons programmées en langage du même nom. Nous avons utilisé l'Arduino IDE pour téléverser le code sur la carte. C'est un éditeur de code acceptant l'Arduino et simplifiant le lien entre l'ordinateur et la carte électronique.

Techniques

1. Nous avons à disposition un atelier de serrurerie à Ballens contenant un tour à métaux, de quoi souder, forger, braser, percer et découper que nous utiliserons afin d'usiner différentes pièces.
2. Les technologies liées à l'impression 3D FDM (Fused Deposition Modeling) consistent en l'extrusion d'un matériau couche par couche pour créer un objet en 3D. Un filament principalement composé de thermoplastique est fondu dans une buse et déposé selon un chemin prédéterminé sur un plateau chauffé à sa température de transition vitreuse pour la première couche, puis sur la couche précédente.

Pour passer d'un modèle en 3D à un fichier d'instructions compréhensible par l'imprimante appelé « fichier G-Code », nous utiliserons Orca slicer¹⁶. Ce logiciel est open source et nous permet d'envoyer directement les fichiers à nos imprimantes sans utiliser une clef USB ou une carte micro SD.



Figure 8 : Atelier de serrurerie à Ballens - photo personnelle.

¹⁵ Arduino - Home [en ligne]. [s. d.]. [Consulté le 4 juillet 2024]. Disponible à l'adresse : <https://www.arduino.cc/>. Arduino - Home [en ligne]. [s. d.]. [Consulté le 4 juillet 2024]. Disponible à l'adresse : <https://www.arduino.cc/>.

¹⁶ SOFTFEVER. OrcaSlicer [en ligne]. [s. d.]. [Consulté le 4 juillet 2024]. Disponible à l'adresse : <https://github.com/SoftFever/OrcaSlicer>. SOFTFEVER. OrcaSlicer [en ligne]. [s. d.]. [Consulté le 4 juillet 2024]. Disponible à l'adresse : <https://github.com/SoftFever/OrcaSlicer>.

Nous pouvons imprimer avec quatre types de filaments :

- Le PLA fait à base d'amidon de maïs est de loin le plus simple à imprimer, il est rigide mais apporte une certaine faiblesse sur sa résistance à de fortes charges.
- Le PETG résistant aux chocs mais tendant à se déformer reste néanmoins simple à imprimer.
- L'ABS est un matériau rigide et résistant cependant il nécessite d'être imprimé sur un plateau chauffé à très haute température et est victime du « warping » et à la délamination (séparation entre les couches). Ce filament servira de carburant pour notre moteur.
- L'ASA est un dérivé de l'ABS, il présente une bonne résistance aux chocs et aux UV mais est moins rigide. Il pose les mêmes problèmes que l'ABS lors de l'impression. Ce filament servira aussi de carburant pour notre moteur.

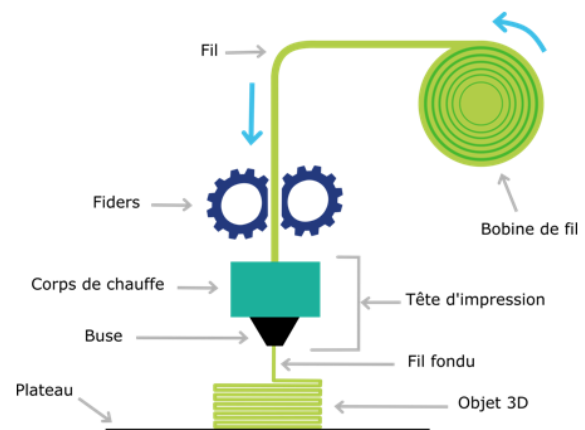


Figure 9 : Schéma de l'impression 3D FDM - <https://www.linkedin.com/pulse/limpression-3d-dans-lindustrie-micro-erosion/>.

Il est possible d'imprimer des versions de ces filaments contenant des additifs comme du PLA-CF qui contient des fibres de carbone pour améliorer sa rigidité et sa résistance à de grandes charges, tout en conservant sa simplicité d'impression. Lors de l'impression de ces filaments, l'imprimante doit être équipée d'une buse en acier trempé car ces filaments sont abrasifs et une buse traditionnelle en laiton risquera de diminuer la précision de l'extrusion voire même de ruiner l'impression.

3. Grâce à l'impression 3D, nous avons eu l'occasion de fabriquer des moules afin d'y couler des matériaux tels que du ciment.

5. Banc de test du moteur

Version initiale

Lors du développement d'une technologie, les tests fréquents sont un excellent moyen d'analyser l'avancée du projet. Cependant, dans le cas d'un moteur-fusée, les premiers tests du moteur dans des vols en conditions réelles sont premièrement, rarement concluant, et deuxièmement extrêmement coûteux. Ainsi, afin de tester et certifier les performances d'un moteur-fusée avant de lui faire quitter la surface de la terre, les moteurs sont testés dans ce qu'on appelle des tests statiques.



Figure 10 : Test statique d'un moteur Raptor de SpaceX, 2019 - <https://www.teslarati.com/spacex-elon-musk-starship-raptor-test-stand-upgrades/>.

Ce genre de tests a pour but de faire performer le moteur solidement fixé au sol, en mesurant ses performances, afin d'estimer ses résultats potentiels en conditions réelles. Parmi ces données, on y mesure principalement la poussée, soit la force qu'exerce le moteur sur la structure le retenant. Cette force en newtons permet d'en déduire la charge que le moteur pourrait faire théoriquement décoller. En couplant cette valeur à d'autres données, telle la durée de combustion du moteur, cela permet d'estimer les caractéristiques théoriques lors d'un vol (vitesse, altitude, etc.). Ces tests, faciles à mettre en place, présentent aussi quelques inconvénients. Premièrement, les tests statiques ne prennent pas en compte la diminution de la pression atmosphérique avec l'altitude. En effet, les tuyères du type de Laval, étant les plus utilisées en aérospatiale, sont optimisées pour fonctionner avec une pression ambiante bien spécifique. Dans le cas où cette dernière vient à s'éloigner de celle pour laquelle la tuyère a été conçue, il s'y produit une perte d'efficacité et une diminution de la poussée du moteur (cf. équation 13). En raison de ce phénomène, les tuyères sont généralement optimisées pour le milieu spécifique dans lequel il est le plus important d'obtenir un maximum de poussée. Deuxièmement, ils modifient l'orientation du moteur par rapport aux vols réels (en exerçant les tests à l'horizontale par exemple). Ce changement peut avoir pour effet, notamment pour les moteurs hybrides, de faire couler le combustible liquéfié vers le côté du moteur et non dans le sens des gaz. Nous avons également observé que le bloc de combustible avait tendance à s'affaisser sur lui-même durant les tests. Bien que son influence sur les performances du moteur soit probablement négligeable comparée à la quantité de poussée produite, utiliser le moteur de manière verticale devrait augmenter très légèrement ses performances. Dans le cas où nous aurions voulu effectuer ces deux changements afin de se rapprocher des conditions réelles d'un moteur-fusée, nous aurions dû construire un banc de test vertical différent et effectuer les tests dans une chambre étanche en variant la pression à l'intérieur. Par souci de faisabilité, nous avons pris la décision de négliger les effets de ces deux écarts à la réalité. Les moteurs-fusées étant extrêmement puissants, ces tests nécessitent une structure complexe et suffisamment résistante aux contraintes imposées par le moteur. Ce dispositif, appelé banc de test, doit aussi assurer la collecte des données pertinentes résultant des performances du moteur.

Dans le cadre de notre travail, nous n'avons pas procédé à des tests en conditions de vol mais uniquement à des tests statiques. Nous avons alors très tôt commencé la conception et la construction d'un banc de test répondant à nos attentes.

Le banc de test devait :

- Permettre de récolter suffisamment de données pertinentes à l'analyse des performances du moteur.
- Permettre au moteur un mouvement linéaire à faibles frottements, afin de déformer le capteur de poussée.
- Être composé de pièces facilement disponibles.
- Être facilement assemblable et démontable.
- Permettre d'être solidement fixé au sol.
- Résister aux températures élevées à la surface du moteur.

Le capteur de poussée du moteur fonctionne de façon à mesurer sa déformation structurelle, due à la force qu'applique le moteur sur sa surface. Il est donc nécessaire de laisser au moteur la possibilité de se déplacer linéairement et de déformer le capteur en butée.

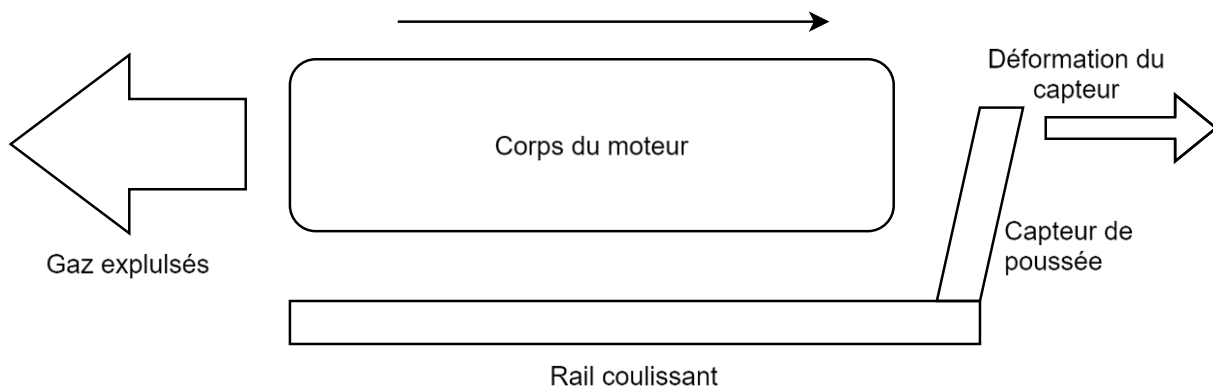


Figure 11 : Schéma explicatif du fonctionnement du banc - réalisé avec Diagrams.net.

Dans le cas où le moteur serait fixé en tout point, l'énergie cinétique du moteur serait uniquement dissipée dans la structure l'empêchant de bouger, et aucune mesure de la poussée ne pourrait être récoltée.

Afin de garantir un mouvement linéaire, stable et sans frottements, nous avons utilisé trois tiges d'aluminium avec six roulements linéaires. La structure principale du banc de test est constituée de deux profilés en aluminium parallèles, tenus ensemble par deux autres profilés. Ce type de structure composé de profilés en aluminium permet notamment d'être assemblé et modifié facilement, soit en taraudant leurs extrémités ou en utilisant de petits écrous en forme de T appelé « T-Nuts », se bloquant dans les rainures des profilés. Ce type de structure est très utilisé dans ce domaine et dans les installations expérimentales, car il permet un prototypage rapide. Afin de maintenir la structure, nous avons utilisé différentes pièces imprimées en 3D. Le banc de test possède un plateau imprimé en 3D disposant d'une grille d'emplacement pour vis et écrous, nous permettant de fixer n'importe quel support par-dessus et d'accueillir tout type de moteur

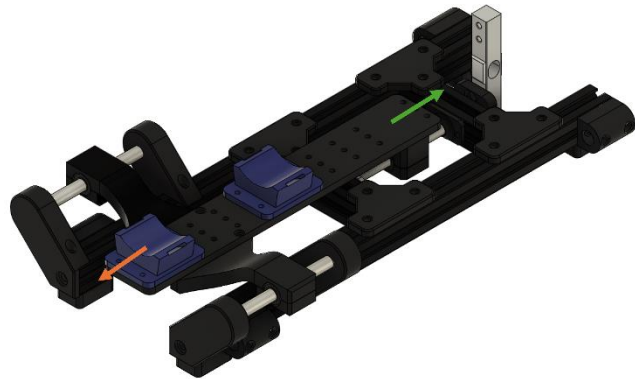
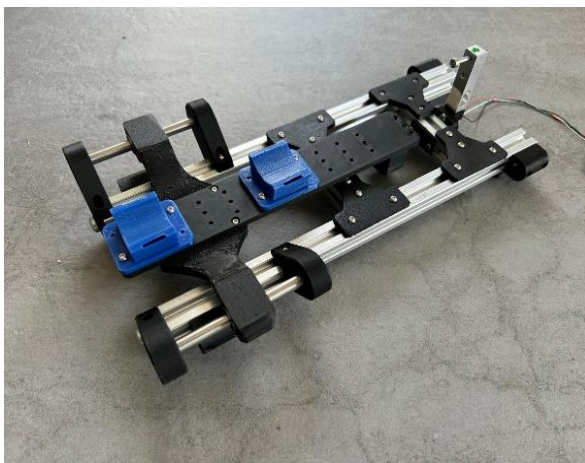


Figure 12 : Rendu 3D du banc de test modélisé - rendu réalisé avec Fusion 360.

Le moteur se fixe sur les deux supports (en bleu) et déplace le chariot coulissant vers la droite (flèche verte). Les gaz sont éjectés à l'opposé (vert orange).



Le banc de test a été entièrement modélisé dans le logiciel Fusion 360 avant la commande et l'impression en 3D des différentes pièces. Nous avons ensuite pu l'assembler sans difficultés et développer le système d'acquisition de données.

Figure 13 : Le banc de test une fois assemblé - photo personnelle.

Version ultérieure

Lors de l'élaboration de la version 3 du moteur, plusieurs défauts remarquables du banc de test utilisé jusqu'ici à nous ont poussés à concevoir et construire un banc différent et plus efficace. Nous avons remarqué les défauts suivants lors des premiers tests du moteur :

- Le banc comportait de nombreuses pièces plastiques qui étaient susceptibles de fondre au contact du moteur extrêmement chaud.
- Le banc étant fixé au ras du sol, l'herbe sur notre zone de tir empêchait le mouvement du chariot et faussait les résultats.
- Le poids du moteur déformait la plaque principale en charge de son maintien freinant le mouvement du banc et, à nouveau, faussant les données récoltées.

En effet, des calculs structuraux auraient pu être effectués avant la construction de la première version du banc afin de garantir la résistance lors des tests. N'ayant cependant pas à notre disposition le matériel ainsi que les compétences requises pour faire de telles simulations, nous avons préféré construire une première version du banc dans le but de l'itérer dans le cas où elle ne saurait être suffisamment résistante.

Pour corriger ces défauts tout en conservant les mêmes fonctionnalités, nous avons opté pour un rail linéaire MGH-12. Ce rail, plus robuste, permet le coulisement du moteur, fixé à un chariot. La base du rail est fixée sur les mêmes profilés en aluminium 2020 superposés afin d'éloigner le banc du sol. D'autres profilés, fixés avec des supports imprimés en 3D et ancrés au sol par des sardines, assurent la stabilité de l'ensemble. Enfin, un capteur de force, placé à l'extrémité du moteur, mesure la poussée comme le banc précédent.

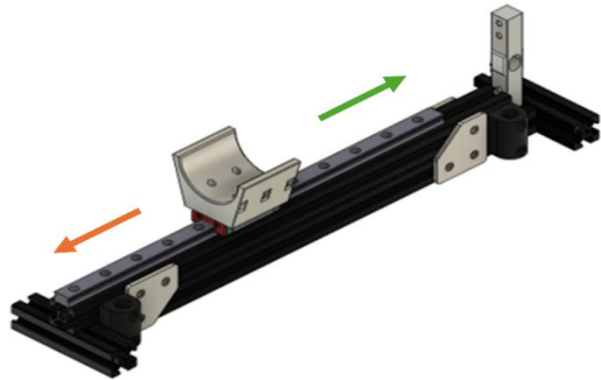


Figure 14 : Rendu 3D du banc de test V2 modélisé - photo personnelle.

Les gaz sont éjectés à gauche (flèche orange) et le moteur se déplace vers l'opposé (flèche verte).

5.1 Système d'acquisition de données

Lors des tests d'un moteur-fusée, les données récoltées sont cruciales afin d'analyser ses performances. Notre moteur ne faisant pas exception, nous avons principalement utilisé les méthodes suivantes afin de récolter le maximum de données obtenables. Notre source principale d'acquisition de données fut l'utilisation de capteurs électroniques couplés à un microcontrôleur, ainsi que des caméras et des microphones. Nous détaillons ces méthodes plus précisément ci-dessous :

Système principal d'acquisition de données

- Microcontrôleur utilisé

Afin de récolter et mémoriser les données numériques des différents capteurs, nous avons dû choisir un microcontrôleur programmable adapté à nos besoins. Après en avoir comparé les

alternatives, nous avons choisi l'Arduino Nano¹⁷ et ceci pour les raisons suivantes. Des clones fidèles de ce microcontrôleur populaire et grandement documenté sont facilement disponibles en ligne à moins de CHF 5.-. Il possède un grand nombre de pins analogiques et digitaux et dispose d'une puissance de calcul suffisante pour notre utilisation. Connecté à un ordinateur, il peut être très facilement programmé via le logiciel de la firme Arduino Ide et son langage associé. Ce choix nous semblait évident et assurait une programmation facilitée, ainsi que la fiabilité lors de son utilisation.

- **Mesure de la poussée**

La mesure de la poussée du moteur est certainement la donnée la plus importante à récolter. En effet, la force de poussée induite par le moteur (en newtons) est l'indicateur le plus marqué des performances du moteur. Afin de récolter en toute fiabilité cette mesure, nous avons utilisé un capteur électronique que nous avons calibré avant chaque test. Ce capteur, appelé « Load Cell », convertit une force en variation de tension électrique, en mesurant la déformation structurelle imposée par la poussée sur le capteur. Plus précisément, les contraintes structurelles imposées déforment un circuit imprimé très fin, appelé jauge de déformation, en allongeant ou raccourcissant la longueur d'un conducteur, modifiant ainsi sa résistance électrique. Cette variation étant infime, un montage en pont de Wheatstone avec 4 jauges de déformation est parfois utilisé pour l'amplifier. Cette variation modifie la tension entre les différents fils colorés, pouvant alors être mesurée et interprétée.



Figure 15 : Capteur de poussée utilisé - <https://www.tinytronics.nl/en/sensors/>. Une extrémité est solidement attachée et une force est appliquée à l'autre extrémité. La variation de tension électrique peut être mesurée entre les différents fils colorés.

Afin de permettre à l'Arduino Nano de mesurer ces variations, nous avons également utilisé un module amplificateur HX711

- **Calibration de la « Load Cell »**

On calibre une « Load Cell » en appliquant des forces ou des masses connues pour mesurer la réponse en tension ou en courant. Lorsque l'on calibre la cellule de charge seule, on peut lui appliquer des forces connues directement sur le capteur pour en déterminer la réponse, la linéarité de celle-ci et la précision de la mesure sans aucune interférence du banc de test et des autres composants. Nous avons utilisé cette manière de calibrer pour les trois premières journées de test. Cependant cette méthode ne permet pas de tenir compte des autres éléments qui peuvent modifier la réponse de celle-ci dans des conditions réelles, tels que les vibrations, les frottements, et l'imperfection de l'alignement. Ces facteurs ne sont pas simulables à notre échelle sans calibration de la cellule avec le système complet. Lorsque l'on calibre ce composant avec le reste du système, on peut tenir compte des interactions suivantes :

- Les forces parasites : les forces qui ne proviennent pas directement de la poussée du moteur mais de vibrations, de flexions dans la structure du banc, ou de mouvements non voulus.

¹⁷ Arduino Nano. Dans : *Arduino Official Store* [en ligne]. [s. d.]. [Consulté le 14 août 2024]. Disponible à l'adresse : <https://store.arduino.cc/products/arduino-nano>.

- Les contraintes structurelles : le montage de la « Load Cell » peut subir des pressions supplémentaires ou des déformations qui ne sont pas présentes lors de la calibration isolée.
- Les pertes de friction : notre banc étant équipé d'un rail linéaire légèrement résistant, il a dissipé une partie de la poussée par friction. Nous aurions pu en effet mesurer cette résistance séparément et en tenir compte lors des calculs, mais nous n'étions pas en mesure d'obtenir des résultats fiables et répétables dans le temps.

Pour minimiser l'impact de ces facteurs, nous avons calibré la « Load Cell » en testant des forces connues sur le moteur monté sur le rail lors des tests de la V3, mais nous ne sommes pas entièrement certains de ce choix.

- **Mesure des températures**

Afin de quantifier l'énergie thermique produite par la combustion, nous avons utilisé plusieurs capteurs de température placés à différents endroits du moteur. Cela nous a également permis de comparer ces températures à celles de fusion des matériaux utilisés et d'en déterminer l'écart. Nous avons utilisé pour chacun des tests, trois thermistances, ou capteurs de température, que nous avons connectées au microcontrôleur dans un montage dit en « Pull-Up ». Un capteur de température consiste simplement en un composé ohmique possédant une résistance interne variable avec la température, dit thermistance, et relié par deux fils. Les caractéristiques d'une thermistance sont définies principalement par sa résistance électrique à température ambiante, ainsi que par son type pouvant être dit NTC - dans le cas où sa résistance diminue lorsque la température augmente - ou PTC pour l'inverse.

Pour permettre au microcontrôleur d'interpréter la température, il devra en mesurer une tension via un pin analogique. Afin de permettre une mesure stable, nous devons utiliser un montage en Pull-Up. Cela consiste à placer en série la thermistance et un composé ohmique de résistance interne connue, entre le GND et le 5V du microcontrôleur. Nous pouvons ensuite connecter le pin analogique de l'Arduino entre le composé ohmique de résistance connue et la thermistance, puis mesurer une tension permettant ensuite d'en déduire la température.

Nous avons choisi pour ce travail d'utiliser des thermistances de résistance de 100k Ω et de type NTC. Après avoir renseigné ces informations dans le code, nous étions capables de mesurer des températures fiables avec une précision de $\pm 1^\circ\text{C}$.

- **Capteur de pression**

Une autre donnée représentative des performances du moteur est la pression interne dans la chambre de combustion. Cette valeur (en Pa ou bars) peut être utilisée dans de nombreuses équations liées aux performances des moteurs-fusées et permet également d'évaluer l'écart entre la pression mesurée et le maximum imposé par la structure du moteur.

Très semblable à la Load Cell utilisée pour mesurer la poussée du moteur, ce capteur utilise également une jauge de déformation pour convertir la force due à la pression de l'air sur le capteur en variation de tension électrique.

Nous avons alors sélectionné, entre la V1 et la V2, un capteur pouvant supporter jusqu'à 35 bars, supérieur aux 15 bars que peut délivrer notre détendeur au maximum, nous offrant ainsi une marge de sécurité amplement suffisante. Le capteur a été inséré dans un raccord de 1/8 de pouce

en laiton que nous avons précédemment brasé au moteur. Nous n'avons cependant utilisé ce capteur qu'à partir de la version numéro V2.

- **Stockage des données**

Dans l'objectif de conserver le plus efficacement possible l'intégralité des données acquises durant les tests, nous avons choisi d'utiliser un module lecteur de carte SD, communiquant avec le microcontrôleur via une liaison SPI (Serial Peripheral Interface). Les résultats de chaque test ont été stockés dans des fichiers séparés au format .txt (fichier texte) sous la forme d'un tableau csv (Comma-Separated Values). Ces valeurs ont par la suite pu être aisément importées dans le logiciel Excel afin de les traiter.

Assemblage et programmation

Nous avons effectué les diverses connexions entre les différents composants électroniques à l'aide de câbles à connecteurs « Dupont » et de PCB, destinés aux montages électroniques expérimentaux. Les composants ont été soudés aux PCB par des brasures à l'étain au moyen de postes à souder. La programmation de l'Arduino Nano a été effectuée via le logiciel de la firme Arduino Ide et son langage de programmation associé (dérivé du C++). Ce langage peut être couplé à de multiples bibliothèques développées par la grande communauté du domaine, rendant la

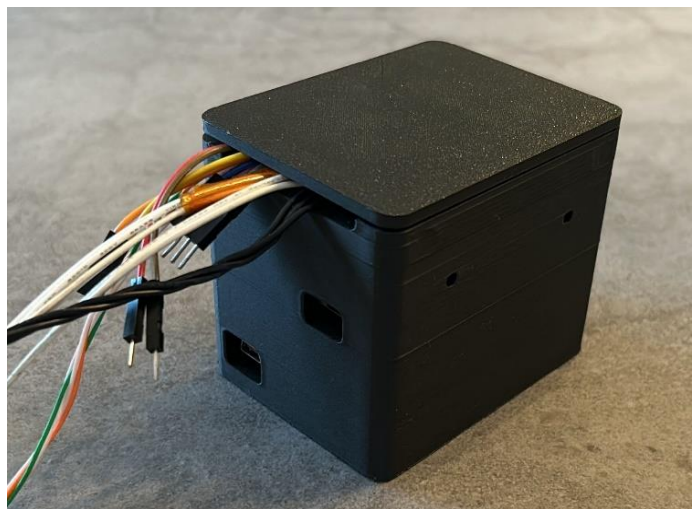


Figure 16 : Photographie de l'ordinateur d'acquisition de données lors des derniers tests dans une boîte imprimée en 3D - photo personnelle.

programmation simple et intuitive. Une fois connecté via une connexion USB avec un ordinateur, il est possible de compiler le code déjà écrit et de le transcrire via la connexion serial sur l'Arduino.

En conservant cette communication, il est possible de faire communiquer dans les deux sens le microcontrôleur et l'ordinateur via un terminal appelé « Serial Monitor ». Afin d'interpréter les données brutes des différents capteurs, nous avons utilisé plusieurs bibliothèques de la communauté^{18,19,20,21} ainsi que leurs documentations associées. Le déroulement du code peut ainsi être résumé comme suit :

Après avoir initialisé chaque composant, l'utilisateur renseigne, via le Serial Monitor, l'indicatif du test, du type V1-1-1, puis débute la boucle principale récupérant et stockant les données. Dans cette boucle, les données des différents capteurs sont premièrement récupérées et stockées

¹⁸ BADEA, Laurentiu. *StepperDriver* [en ligne]. [s. d.]. [Consulté le 30 juillet 2024]. Disponible à l'adresse : <https://github.com/laurb9/StepperDriver/tree/master>.

¹⁹ ARDUINO LIBRARIES. *SD Library for Arduino* [en ligne]. [s. d.]. [Consulté le 18 mars 2024]. Disponible à l'adresse : <https://github.com/arduino-libraries/SD>.

²⁰ ALEX, mr. *NTC_Thermistor* [en ligne]. 18 mars 2024. [Consulté le 18 mars 2024]. Disponible à l'adresse : https://github.com/suoapvs/NTC_Thermistor.

²¹ OLKAL. *HX711_ADC* [en ligne]. 29 mars 2024. [Consulté le 29 mars 2024]. Disponible à l'adresse : https://github.com/olkal/HX711_ADC.

temporairement, puis écrites sur un fichier du même indicatif que le test (par exemple : V1-1-1.txt) sur la carte micro SD. A intervalles réguliers, une partie de ces données sont aussi envoyées via USB au Serial Monitor, afin d'être visualisées sur un ordinateur durant le test. Un délai peut également être placé en fin de boucle, dans le but de limiter la quantité de données enregistrées. Cependant, n'étant pas limités par la taille des fichiers textes, il nous a semblé préférable de stocker le maximum de données possibles pour une meilleure précision lors de leur analyse. L'entièreté du code utilisé lors du dernier test est disponible en annexe A et B.

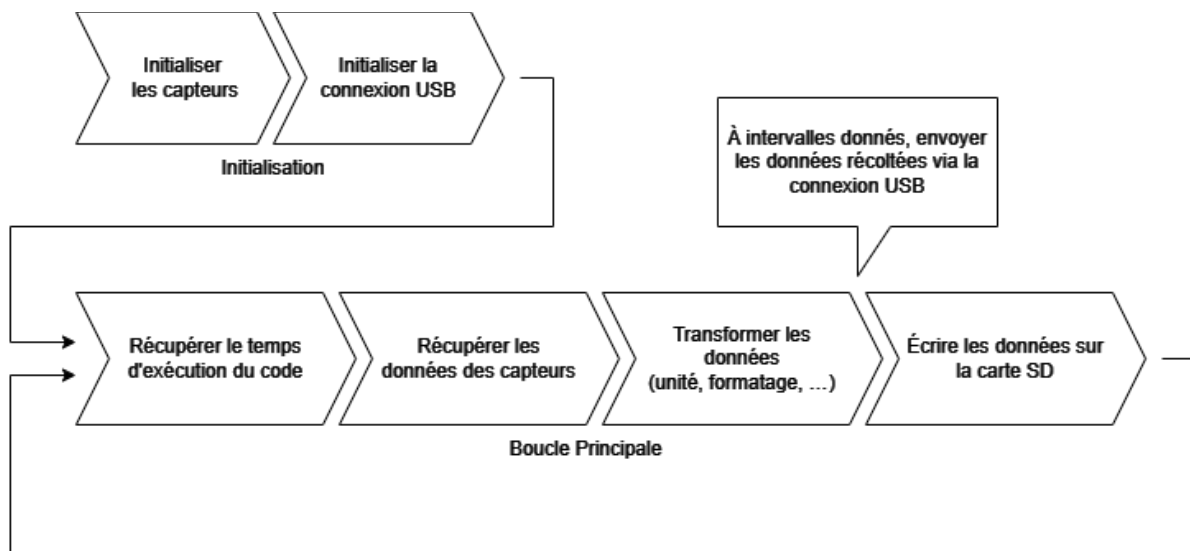


Figure 17 : Schéma explicatif du programme utilisé par le microcontrôleur principal - réalisé avec Diagrams.net.

Vidéos et enregistrements audios

Nous avons également filmé et enregistré l'audio de chacun des tests au moyen d'un ou plusieurs téléphones portables. Ces enregistrements nous ont ensuite permis d'en extraire visuellement d'autres données, telle la durée de la combustion, la puissance de la flamme ou encore l'intensité sonore durant le test. Pour certains tests, un masque de soudure a été placé devant l'un des objectifs, dans le but de masquer l'excédent de lumière des flammes et d'y percevoir les ondes de chocs, appelées « Shock Diamond » ou disques de Mach²². L'identification de ce phénomène devait nous permettre d'estimer la vitesse des gaz éjectés relativement à la vitesse du son.

Interprétation des données

Après chaque test, nous avons utilisé le logiciel Excel pour traiter les données stockées sous forme de fichier CSV par le système d'acquisition principal, d'en calculer d'autres données telles que l'impulsion totale, afin de les visualiser sous la forme de graphiques. Ces données ont été primordiales et nous ont permis, en les analysant, d'en déduire les améliorations des versions ultérieures.

²² *Disque de Mach* [en ligne]. [S. l.] : [s. n.], 28 décembre 2021. [Consulté le 14 août 2024]. Disponible à l'adresse : https://fr.wikipedia.org/w/index.php?title=Disque_de_Mach&oldid=189301994. Page Version ID: 189301994.

Par la suite, et afin de permettre une analyse plus rapide des données récoltées après chaque test, nous avons développé et utilisé un programme en Python capable, en indiquant quelques paramètres importants, de calculer les valeurs essentielles résumant le test (telles que la poussée moyenne, l'impulsion totale, etc.) et de les afficher automatiquement sous forme de graphiques. Ce programme extrêmement complet a également été couplé à RocketCEA afin d'intégrer automatiquement ses valeurs calculées aux résultats du test. L'intégralité du code utilisé est disponible en annexe C.

5.2 Motorisation de la vanne de l'injecteur

Pour des raisons de sécurité et afin de contrôler la durée et l'intensité des tests, un moyen de moduler la combustion interne au moteur nous était nécessaire. Sachant que le carburant ne brûle pas de manière intense au contact de l'air, la solution la plus évidente a été de contrôler l'apport en oxygène du moteur. Dans le premier test, nous avons utilisé la vanne principale de la bonbonne d'oxygène afin d'ouvrir et de fermer l'apport en oxygène et de contrôler la combustion. Cependant, cette solution limitait la distance de sécurité autour du moteur à la longueur du tuyau d'oxygène. Afin de remédier à cette problématique et afin de pouvoir contrôler électroniquement la durée des tests, nous avons conçu un système pour motoriser l'une des vannes de la tuyauterie responsable de l'apport en oxygène.

Lors d'une discussion avec l'EPFL Rocket Team, nous avons saisi l'idée de motoriser cet apport en actionnant une vanne à bille à l'aide d'un servomoteur (type de moteur électronique facilement programmable et contrôlable par des impulsions PWM). Ce système fut d'ailleurs utilisé par l'EPFL afin de moduler l'injection de protoxyde d'azote (N_2O) dans leur moteur hybride Pegasus 10K utilisé lors du projet Bella Lui II. Leur système comprenait un servomoteur de très haut couple lié à la poignée d'une vanne à bille par des pièces métalliques. N'ayant pas à notre disposition le matériel nécessaire à l'élaboration de ce système, nous avons essayé de concevoir une alternative imprimée en 3D, utilisant notamment des roues dentées afin de gagner en couple. Cependant malgré le rapport de démultiplication 1:2 des roues dentées utilisées, l'unique vanne à bille que nous possédions demeurait trop difficile à tourner.

Comme deuxième solution, nous avons utilisé une autre vanne déjà présente dans la tuyauterie du moteur, cette fois-ci s'ouvrant sur une plage de mouvement de 6 tours, beaucoup plus facile à tourner. Quant au choix du moteur, utiliser le même servomoteur que précédemment aurait nécessité un autre montage de roues dentées afin de gagner en plage de mouvement. Cependant,

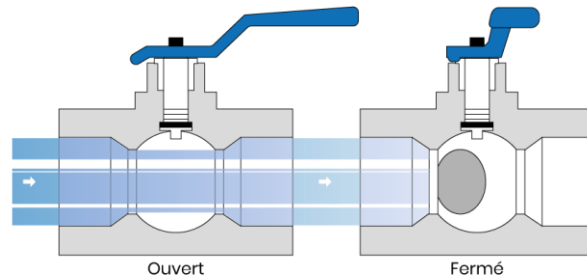


Figure 18 : Schéma de fonctionnement d'une vanne à bille - <https://www.cgr-robinetterie.fr/fr/robinets-boisseau-spherique/>.

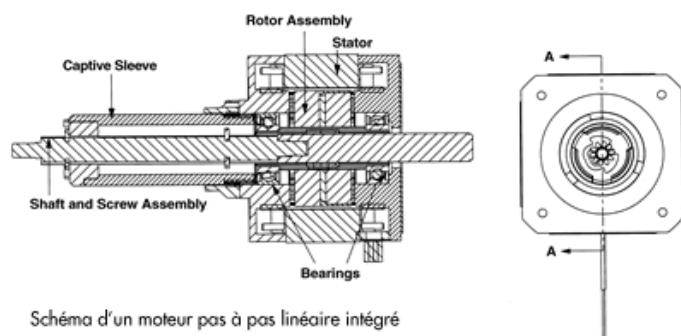


Figure 19 : Schéma d'un moteur pas à pas - <https://rotero.com/be-fr/moteurs-pas-a-pas-lineaires>.

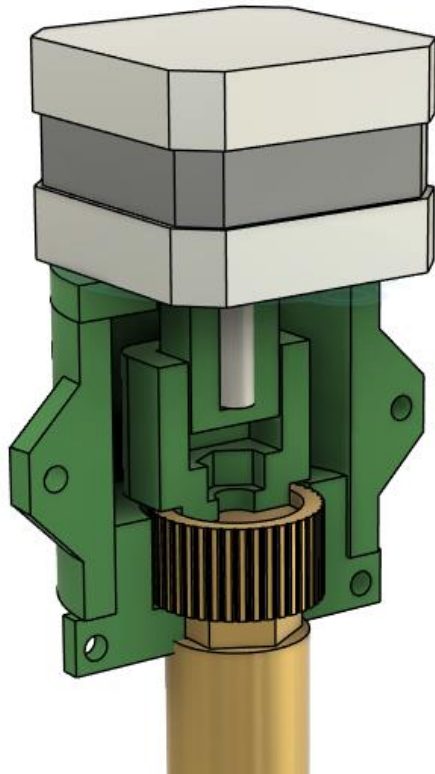


Figure 20 : Vue de coupe de la conception du support du moteur - rendu réalisé avec Fusion 360.

En jaune la vanne, en vert le support imprimé en 3D et au-dessus le moteur pas à pas.

cela aurait également nécessité bien plus de couple au moteur. Nous avons alors décidé d'utiliser un autre type de moteur, souvent utilisé en impression 3D, appelé moteur pas-à-pas. Plus précisément, nous en avons utilisé un de type Nema-17, qui est le plus fréquemment employé.

Ce type de moteur utilise un shaft (axe central tournant sur lui-même) mis en rotation par deux bobines servant d'électro-aimant. Il n'est alors contraint par aucune limite de mouvement et possède suffisamment de force pour faire tourner la vanne. Nous avons ainsi conçu et modélisé un support imprimable en 3D afin de maintenir le moteur en position et de lier le shaft avec la vanne. L'une des principales problématiques lors de cette conception fut le fait que la vanne s'élevait au fur et à mesure de sa rotation. Nous ne pouvions alors pas fixer le moteur, sans quoi la vanne aurait été bloquée par son impossibilité à s'élever. Pour remédier à ce problème, nous avons modélisé le lien entre la vanne et le shaft en laissant coulisser linéairement un cube accroché au shaft dans une autre pièce percée d'un cube fixé à la vanne (voir figure 21). Le mouvement fut alors transmis entre les deux éléments tout en laissant à la vanne la possibilité de s'élever.

Afin de programmer le moteur, nous avons utilisé un deuxième microcontrôleur du même type que celui d'acquisition des données. Cette solution permet à un microcontrôleur de s'occuper uniquement de la collecte de données, tandis que l'autre gère indépendamment la rotation du moteur.

En plus de permettre une prise de données plus régulière et non interrompue, le dédoublement des microcontrôleurs assure qu'en cas de fermeture d'urgence de la vanne, le programme ne soit pas gêné par un dysfonctionnement de l'autre Arduino Nano. Afin de gérer les électro-aimants à partir des impulsions transmises par le microcontrôleur, nous avons dû utiliser un « driver » entre les deux. Dans ce cas-ci, nous avons utilisé un driver populaire et bon marché du type A4988.

La programmation du deuxième microcontrôleur s'est également faite via le logiciel Arduino Ide et son langage associé en utilisant une librairie populaire créée par la communauté²³. Une fois programmé, nous avons relié par un long fil électrique un interrupteur au microcontrôleur. Celui-ci nous a permis de démarrer à distance le test et de l'interrompre à tout moment en cas de besoin. Ce microcontrôleur indiquait également à celui responsable de la prise de données, l'état de la vanne – soit 0 ou 1 – afin qu'il l'enregistre avec le reste des données sur la carte SD. Un des pins de sortie (output pin) du microcontrôleur du moteur était relié à un pin d'entrée (input pin) de l'autre microcontrôleur, étant soit défini sur HIGH ou LOW selon l'état de l'interrupteur. Ceci nous a permis de retrouver plus facilement, parmi les grandes quantités de données récoltées, le début et la fin du test lors de l'analyse.

²³ WASPINATOR. *AccelStepper* [en ligne]. 19 août 2024. [Consulté le 26 août 2024]. Disponible à l'adresse : <https://github.com/waspinator/AccelStepper>.

6. Sécurité et réglementations

6.1 Risques et précautions



Figure 21: Pictogrammes de dangers rencontrés dans ce travail - <https://www.anmeldestelle.admin.ch/chem/fr/home/themen/pflicht-hersteller/selbstkontrolle/kennzeichnung/gefahrenpiktogramme.html>.

La conception de moteurs-fusées comporte de nombreux risques et est donc strictement réglementée par l'Etat. En effet, ce travail nécessite la manipulation de gaz sous pression et de substances inflammables, comburantes et potentiellement dangereuses pour la santé. Nous avons également été amenés à manipuler des machines d'usinage métallique présentant certains risques. Afin de minimiser les risques lors de ce travail, nous avons appliqué les mesures de sécurité réalisables et suffisantes, présentées ci-dessous :

Travail en atelier

Pour l'entièreté des travaux en atelier, dont l'usinage métallique et la soudure, nous étions assistés par Daniel Gebhard, grand-père de Samuel Gebhard, ayant longtemps travaillé comme mécanicien agricole. Sur les conseils de Daniel Gebhard, nous avons accordé de l'importance à l'utilisation correcte des machines comme le tour à métaux ou encore la perceuse à colonne. Les mesures de sécurité les plus évidentes, telles que le port de lunettes de soudure, ont évidemment été appliquées avec soin.

Dangers pour la santé

Nous avons été amenés à utiliser à plusieurs reprises, dans le cadre de l'impression 3D, des matériaux pouvant être dangereux pour la santé tels que l'acétone, l'ABS ou l'ASA.

- ASA, ABS

L'ASA (Acrylonitrile styrène acrylate) et l'ABS (Acrylonitrile butadiène styrène) sont tous les deux des polymères thermoplastiques idéaux pour l'impression 3D. Nous les avons utilisés afin d'imprimer les grains de carburants utilisés pendant les tests. L'ASA et l'ABS ne présentent aucun danger à température ambiante²⁴, mais peuvent porter atteinte à la santé à des températures plus élevées. Lors de l'impression 3D de ces matériaux, les bobines de filament d'ASA et d'ABS sont chauffées à leur température de fusion, soit environ 250°C, afin de les faire fondre. A cette température, des COV (composés organiques volatils) ou encore des UFP (particules ultrafines)

²⁴ PDF[en ligne]. [s. d.]. [Consulté le 19 juillet 2024]. Disponible à l'adresse : <https://printparts.com/datasheets/ABS-MSDS.pdf>. PDF[en ligne]. [s. d.]. [Consulté le 19 juillet 2024]. Disponible à l'adresse : <https://printparts.com/datasheets/ABS-MSDS.pdf>.

sont émises.²⁵ Ces particules - parfois de taille inférieure à 0,1 µm - peuvent pénétrer dans les poumons pouvant ainsi exposer les acteurs concernés à des maladies cardiaques ou pulmonaires²⁶. Afin de minimiser l'exposition à ces particules, nos imprimantes 3D sont placées dans nos caves respectives, dans des lieux constamment aérés et éloignés des lieux de vie.

- **Acétone**

L'acétone est un dissolvant liquide incolore, que nous avons utilisé afin de dissoudre de l'ASA ou de l'ABS, pour l'utiliser comme liaison liquide sur nos plateaux d'impression 3D. Une fois chauffés par le plateau de l'imprimante, l'ABS ou l'ASA liquide assurent un meilleur contact entre la pièce imprimée et le plateau d'impression, évitant le décollement des pièces. Ce procédé est plus amplement expliqué dans l'article du site Polyfab3D²⁷. L'acétone est cependant inflammable et peut causer des irritations cutanées. L'inhalation de ces vapeurs peut aussi provoquer des troubles respiratoires²⁸. Lors de son utilisation, nous portons des gants de protection et privilégions les lieux aérés éloignés d'autres personnes ou animaux.

- **PLA et PETG**

L'impression de thermoplastiques autres tels que le PLA (Acide poly lactique) ou le PETG (Polyéthylène téréphthalate glycol) peut aussi émettre, en faible quantité, d'autres particules fines. Les mêmes précautions que celles mises en place pour l'ABS et l'ASA ont été également appliquées lors de l'utilisation de ces thermoplastiques.

Test du moteur

- **Gaz de combustion**

Lors de la combustion des blocs d'ASA et d'ABS, de grandes quantités de gaz chauds étaient rejetées du moteur. Parmi ces gaz de combustion, certains composés peuvent être dangereux pour la santé. Sachant qu'il nous était impossible d'obtenir une combustion parfaite, de légères quantités de monoxyde de carbone (CO) pouvant nuire à la santé ont été émises en plus du dioxyde de carbone (CO₂). De plus, lors de la combustion, le styrène contenu dans l'ABS et l'ASA

²⁵ DOAN, Minh Cuong. Plastique ABS toxicité. Dans : *Alveo3D* [en ligne]. 5 mars 2024. [Consulté le 19 juillet 2024]. Disponible à l'adresse : <https://www.alveo3d.com/plastique-abs-toxicite/>.

DOAN, Minh Cuong. Plastique ABS toxicité. Dans : *Alveo3D* [en ligne]. 5 mars 2024. [Consulté le 19 juillet 2024]. Disponible à l'adresse : <https://www.alveo3d.com/plastique-abs-toxicite/>.

²⁶ *Particule ultrafine* [en ligne]. [S. l.] : [s. n.], 19 janvier 2024. [Consulté le 19 juillet 2024]. Disponible à l'adresse : https://fr.wikipedia.org/w/index.php?title=Particule_ultrafine&oldid=211645411. Page Version ID: 211645411. *Particule ultrafine* [en ligne]. [S. l.] : [s. n.], 19 janvier 2024. [Consulté le 19 juillet 2024]. Disponible à l'adresse : https://fr.wikipedia.org/w/index.php?title=Particule_ultrafine&oldid=211645411. Page Version ID: 211645411.

²⁷ JULIETTE. Comment préparer un jus d'ABS pour vos impressions 3D ? Dans : *Polyfab3D* [en ligne]. 12 juillet 2021. [Consulté le 19 juillet 2024]. Disponible à l'adresse : <https://www.polyfab3d.fr/ressources/jus-d-abs-comment-preparer-impression-3d/>. JULIETTE. Comment préparer un jus d'ABS pour vos impressions 3D ? Dans : *Polyfab3D* [en ligne]. 12 juillet 2021. [Consulté le 19 juillet 2024]. Disponible à l'adresse : <https://www.polyfab3d.fr/ressources/jus-d-abs-comment-preparer-impression-3d/>.

²⁸ *Acétone* [en ligne]. [S. l.] : [s. n.], 7 février 2024. [Consulté le 19 juillet 2024]. Disponible à l'adresse : <https://fr.wikipedia.org/w/index.php?title=Ac%C3%A9tone&oldid=212242506>. Page Version ID: 212242506. *Acétone* [en ligne]. [S. l.] : [s. n.], 7 février 2024. [Consulté le 19 juillet 2024]. Disponible à l'adresse : <https://fr.wikipedia.org/w/index.php?title=Ac%C3%A9tone&oldid=212242506>. Page Version ID: 212242506.

se décompose et est libéré dans l'air. Le styrène (C_8H_8) est un composé organique qui peut, en concentration élevée, occasionner des irritations ainsi que des troubles du système nerveux lors de son inhalation²⁹.

- **Gaz à haute pression**

Les gaz à l'intérieur de la chambre de combustion pouvant atteindre des pressions importantes, le moteur a été construit à partir de matériaux solides, résistant amplement aux pressions maximales théoriquement atteignables. La bouteille d'oxygène, contenant l'oxygène gazeux servant d'oxydant durant les tests, était aussi hautement pressurisée. Les différentes pièces de la plomberie reliant le moteur à la bonbonne, ainsi que les différents joints d'étanchéité, ont été choisis de sorte à assurer sans dommage les pressions subies.

- **Mesures de sécurité appliquées**

Afin d'éviter tous les risques cités précédemment, toutes les mesures de sécurité suivantes ont été appliquées avec précaution lors de chacun des tests du moteur.

- Les tests doivent être effectués en extérieur, dans des endroits aérés.
- Aucun objet inflammable ou non ne doit être situé à l'avant du moteur.
- Le banc de test sur lequel est fixé le moteur doit être solidement attaché au sol.
- Aucune personne ni animal ne doit se trouver dans un périmètre de 3 mètres autour du moteur.
- Si la vanne principale de la bonbonne d'oxygène doit être tournée à la main, la bonbonne est éloignée au maximum du moteur et en aucun cas en direction de la sortie des flammes.
- A la fin du test, les différentes vannes d'oxygène doivent être fermées dans un ordre spécifique, avant même que quelqu'un ne puisse approcher le moteur. Une fois l'entrée d'oxygène coupée, il n'y a plus de risque de combustion intense.
- Les pièces du moteur pouvant être encore extrêmement chaudes longtemps après le test, personne ne doit toucher le moteur dans la minute suivant la fin du test.
- **Des procédures de sécurité ont été appliquées avant et après chaque test.** Ces procédures sont disponibles en annexe M.

Ces mesures de sécurité ont été longuement réfléchies et nous ont permis d'effectuer notre travail sans risque et en toute sécurité.

6.2 Règlements suisses

Pour des raisons évidentes, l'espace aérien est strictement réglementé en Suisse comme dans tous les états. Cependant, les lois s'appliquant à la discipline de l'astromodélisme ne sont pas explicitement formulées. De ce fait, nous nous référerons aux réglementations s'appliquant pour l'ensemble de l'espace aérien suisse, ainsi que celles concernant l'aéromodélisme (discipline similaire à l'astromodélisme, mais qui utilise des modèles réduits d'avions et non des fusées).

²⁹ *Styrène* [en ligne]. [S. l.] : [s. n.], 26 avril 2024. [Consulté le 19 juillet 2024]. Disponible à l'adresse : <https://fr.wikipedia.org/w/index.php?title=Styr%C3%A8ne&oldid=214590551>. Page Version ID: 214590551. *Styrène* [en ligne]. [S. l.] : [s. n.], 26 avril 2024. [Consulté le 19 juillet 2024]. Disponible à l'adresse : <https://fr.wikipedia.org/w/index.php?title=Styr%C3%A8ne&oldid=214590551>. Page Version ID: 214590551.

Dans notre cas, notre moteur n'est soumis à aucune réglementation particulière pour sa construction. Cependant, l'utilisation de ce moteur dans une fusée expérimentale, ne serait possible que sous certaines conditions.

Dans l'Ordonnance du DETEC sur les aéronefs de catégories spéciales (OACS) du 24 novembre 2022 (État le 1^{er} août 2024)³⁰, s'appliquant également selon le RÈGLEMENT D'EXÉCUTION (UE) 2019/947 DE LA COMMISSION du 24 mai 2019³¹, nous trouvons les réglementations relatives au «système d'aéronef sans équipage à bord» («UAS») défini comme « tout aéronef sans équipage à bord et l'équipement servant à le contrôler à distance »³², dont notre potentielle fusée expérimentale ferait partie.

L'utilisation d'UAS est divisée en trois catégories³³;

- La catégorie dite « ouverte » ne nécessitant aucune autorisation est cependant limitée à des vols dits « à vue », où l'engin doit toujours être visible par l'exploitant. Cette catégorie plafonne également l'altitude maximale de 120m au-dessus du sol.
- La catégorie dite « spécifique » nécessitant une autorisation d'exploitation délivrée par une autorité compétente de l'état dans lequel le vol a lieu.
- Et la catégorie dite « certifiée » nécessitant une certification propre à l'UAS ainsi qu'une certification pour l'exploitant.

Étant donné les restrictions d'altitude imposées dans la catégorie ouverte et notre potentielle fusée expérimentale dépassant aisément ce maximum, une autorisation de catégorie spécifique nous serait nécessaire. Il existe également, selon le droit suisse, un âge minimum requis pour l'utilisation d'un UAS, fixé à 12 ans pour la catégorie ouverte et à 14 ans pour la catégorie spécifique³⁴.

La restriction d'altitude pour la catégorie ouverte existe dans le but de protéger et d'éviter une intrusion dans l'espace aérien par d'autres aéronefs. Ce plafond est d'ailleurs réduit si on opère à proximité de lieux au trafic aérien plus dense tel que les aérodromes et aéroports. Si nous voulions dépasser ce plafond, il aurait été nécessaire, en plus de l'autorisation de catégorie spécifique, de planifier une fenêtre de tir. Ceci afin de coordonner le trafic aérien en conséquence, ce qui demande des procédures encore plus longues et complexes.

Il nous était alors impossible d'utiliser notre moteur dans une fusée expérimentale sans posséder des autorisations particulières. Ces certifications étant difficiles à obtenir, notre travail s'est focalisé sur la construction du moteur et son processus de test au sol. Notre but était ainsi de

³⁰ RS 748.941 - Ordonnance du DETEC du 24 novembre 2022 sur ... [en ligne]. [s. d.].

[Consulté le 14 août 2024]. Disponible à l'adresse : <https://www.fedlex.admin.ch/eli/cc/2022/802/fr>. RS 748.941 - Ordonnance du DETEC du 24 novembre 2022 sur ... [en ligne]. [s. d.].

[Consulté le 14 août 2024]. Disponible à l'adresse : <https://www.fedlex.admin.ch/eli/cc/2022/802/fr>.

³¹ RÈGLEMENT D'EXÉCUTION (UE) 2019/ 947 DE LA COMMISSION - du 24 mai 2019 - concernant les règles et procédures applicables à l'exploitation d'aéronefs sans équipage à bord. [s. d.]. RÈGLEMENT D'EXÉCUTION (UE) 2019/ 947 DE LA COMMISSION - du 24 mai 2019 - concernant les règles et procédures applicables à l'exploitation d'aéronefs sans équipage à bord. [s. d.].

³² Article 2, point 1) du RÈGLEMENT D'EXÉCUTION (UE) 2019/947 DE LA COMMISSION du 24 mai 2019

³³ Article 3, alinéas a), b) et c) du RÈGLEMENT D'EXÉCUTION (UE) 2019/947 DE LA COMMISSION du 24 mai 2019

³⁴ Section 3, article 26, alinéas a. et b. de l'Ordonnance du DETEC sur les aéronefs de catégories spéciales (OACS) du 24 novembre 2022 (État le 1^{er} août 2024)

prouver théoriquement la viabilité de notre moteur dans une fusée expérimentale. Nous voudrions tout de même continuer ce projet dans le futur et espérons pouvoir, un jour, voir décoller notre fusée.

L'une des meilleures alternatives aux procédures citées ci-dessus, est l'intégration dans une association d'aéromodélisme ou d'astromodélisme. Ces dernières offrent la possibilité, lors de journées planifiées, de tirer des fusées expérimentales en toute sécurité dans un espace aérien préalablement restreint. Cependant, ces associations requièrent pour la plupart la majorité de l'exploitant s'il veut participer à des tirs de fusées. Ces associations permettent aussi d'obtenir des certifications individuelles ou encore de faire certifier un moteur artisanal, afin de l'utiliser de manière sécurisée. L'une des principales associations de ce type est Tripoli Rocketry Association.

6.3 Tripoli Rocketry Association

Tripoli³⁵ est une association d'astromodélisme mondiale fondée en 1964. L'association a pour but de fournir un cadre sécurisé et réglementé pour les amateurs de fusées permettant de pratiquer l'astromodélisme à haut niveau.

Elle organise dans le monde entier des journées de lancement de fusées permettant aux particuliers de lancer leurs fusées dans de bonnes conditions.

Par sa renommée mondiale, de nombreuses filiales ont vu le jour, augmentant donc le nombre d'adhérents. Par cette association, il devient possible d'obtenir facilement les autorisations pour lancer des fusées supersoniques ou à haute altitude. Elle garantit au travers de certifications similaires à un permis de conduire pour fusées que les engins créés et lancés le sont par des personnes ayant déjà au moins réussi un lancement « parfait » dans la catégorie correspondante.

Tripoli divise les fusées en deux grandes catégories :

1. Les « Model Rocket » qui se traduisent par fusées de modélisme, il n'est pas nécessaire d'avoir une certification Tripoli pour pouvoir les lancer, cependant elles doivent respecter les conditions suivantes³⁶ :
 - a. N'utilise pas plus de 125 grammes de propergol
 - b. Utilise un propulseur à combustion lente
 - c. Est fait de papier, de bois ou de plastique cassant
 - d. Ne contient aucune pièce métallique substantielle
 - e. Ne pèse pas plus de 1500 grammes, moteur compris
2. Les « High Power Rocket » qui se traduisent par fusée à haute puissance. Ce sont toutes les fusées qui n'entrent pas dans la catégorie des fusées de modélisme. Elles sont limitées à 49'960N d'impulsion totale. Ce qui représente un grand écart entre ces deux

³⁵ Home - Tripoli Rocketry Association [en ligne]. [s. d.]. [Consulté le 30 août 2024]. Disponible à l'adresse : <https://www.tripoli.org/>.

³⁶ Tripoli Rocketry Association Safety Code. Dans : *Tripoli Rocketry Association INC.* [en ligne]. [s. d.]. [Consulté le 30 août 2024]. Disponible à l'adresse : https://www.tripoli.org/content.aspx?page_id=22&club_id=795696&module_id=520420.

définitions. C'est pourquoi cette catégorie est divisée en trois certifications attestant du savoir-faire de la personne.

Les Certifications :

1. Niveau 1 (L1) :

- Ce niveau est destiné aux débutants en haute puissance.
- Le détenteur doit être âgé d'au moins 18 ans.
- Les membres doivent démontrer leur capacité à lancer et récupérer une fusée propulsée par un moteur de classe H ou I.
- Le but est de s'assurer que le membre comprend les bases de la sécurité, de la construction de fusées et des techniques de lancement.

2. Niveau 2 (L2) :

- Ce niveau est destiné aux membres plus expérimentés et détenteurs de la certification L1.
- Les candidats doivent lancer une fusée propulsée par un moteur de classe J, K ou L.
- En plus du lancement, les membres doivent passer un examen écrit qui teste leurs connaissances théoriques en aérodynamique, en balistique, et en sécurité.
- Ce niveau permet de certifier des moteurs expérimentaux et de lancer des fusées les contenant, ce qui est le cas de notre moteur si nous construisons un exemplaire qui serait adapté au vol.

3. Niveau 3 (L3) :

- Le niveau 3 est destiné aux experts en fuséologie détenteurs du niveau L2.
- Les membres doivent lancer une fusée propulsée par un moteur de classe M, N, ou O.
- Une documentation complète du projet, comprenant la conception de la fusée, les calculs aérodynamiques et une évaluation des risques, doit être soumise et approuvée par un comité de certification.
- Le lancement doit être supervisé par des représentants de Tripoli pour garantir que toutes les normes de sécurité sont respectées.

7. Version Initiale V1

7.1 Etude générale

Voici la liste des questions et de leurs réponses qui ont servi à notre étude générale.

- Quels sont les objectifs de notre moteur ?
 - Le prototype devait être fonctionnel, fiable, modifiable, réutilisable et capable de théoriquement propulser un modèle réduit de fusée. Il devait produire une poussée notable et garantir le succès des tests dans la plage de fonctionnement finale. Conçu pour l'expérimentation, il intégrait des capteurs et des pièces interchangeables, sans viser une optimisation de masse ni un format adapté au vol.

- Quelles contraintes dimensionnelles doit remplir notre moteur ?
 - En astromodélisme, la taille des fusées utilisées peut grandement varier d'un modèle à l'autre. Pour notre travail, nous devons impérativement fixer les dimensions de notre moteur en amont. N'ayant pas encore d'idée des performances obtensibles pour un tel volume, nous avons fixé l'encombrement maximum du moteur à un cylindre de 8 cm de diamètre et 40 cm de longueur. Ces dimensions ont été choisies afin de le rendre utilisable dans une fusée d'astromodélisme de longueur raisonnable.
- Quel budget souhaitons-nous allouer au projet ?
 - Nous n'avons pas fixé de budget pour ce projet, mais souhaitons rester raisonnables sur les prix, c'est pourquoi nous nous sommes tournés parfois vers des fournisseurs chinois. La récupération de matériaux fait aussi partie de la réduction des coups ainsi que la limitation des modifications de pièces onéreuses.

7.2 Conception et Construction

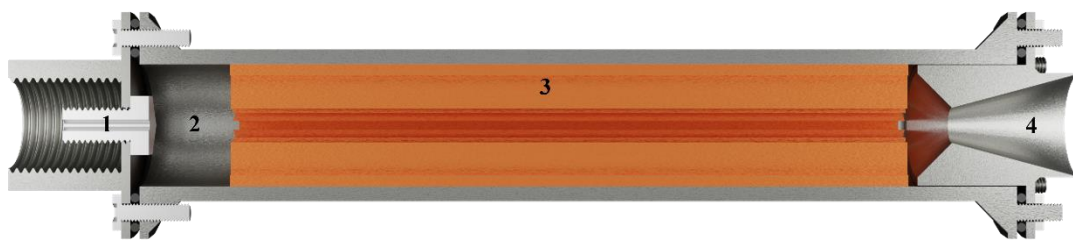


Figure 22 : Rendu 3D d'une vue de coupe du moteur v1 - réalisé avec Blender.

Légende : 1) Vis servant d'injecteur, 2) Chambre de précombustion, 3) Grain de carburant, 4) Tuyère.

7.2.1 Choix des ergols

Que ce soit dans un moteur-fusée ou non, une combustion nécessite la présence d'un comburant, composé oxydant, et d'un carburant, composé combustible. Bien que l'oxydant soit très souvent l'oxygène contenu dans l'air, un moteur-fusée à combustion requiert un comburant en concentration bien plus élevée afin de produire de bien plus grandes quantités de gaz de combustion. Le carburant et le comburant, appelés ergols dans le cadre des moteurs-fusées, sont choisis minutieusement dans le but d'obtenir des performances optimales.

Dans le cadre de la propulsion hybride, il est beaucoup plus commun d'utiliser un combustible solide et un oxydant fluide et non l'inverse. Bien qu'il existe certains oxydants solides tels que le perchlorate d'ammonium (NH_4ClO_4) et le nitrate de potassium (KNO_3), ces derniers présentent certains désavantages rendant cette configuration bien moins pratique que son contraire. Par exemple, les grains d'oxydant sont souvent trop friables et rendent l'allumage du moteur difficile. La première configuration est donc plus communément utilisée, également de par la variété de couples oxydant fluide / combustible solide disponibles.

Carburants fréquemment utilisés

- **Le Polybutadiène hydroxytélechélique** (plus communément appelé HTPB) : ce combustible liquide peut être facilement solidifié en le mélangeant à un durcissant. Il est difficile de s'en procurer et c'est pour cette raison qu'il est majoritairement utilisé pour les projets de plus grande envergure. Il est cependant le combustible le plus performant de tous ceux communément utilisés et il possède un taux de régression (vitesse à laquelle le bloc de carburant est transformé en gaz) particulièrement élevé.
- **La Paraffine** : ce matériau thermoplastique possède une température de fusion inférieure à 70°C, le rendant facile à couler dans un moule. Possédant un taux de régression plus élevé que l'ABS, il est particulièrement performant.
- **L'ABS** (très semblable à l'ASA) est, grâce à sa possibilité d'être imprimé en 3D, extrêmement facile à mettre sous forme de grain. De plus, cette possibilité permet de tester aisément différentes géométries complexes de grains, telles que le motif de perçage utilisé.

Oxydants fréquemment utilisés

- **Le Protoxyde d'azote** (N_2O) : très fréquemment utilisé, il offre d'excellentes performances. Sa capacité à être liquide à température ambiante et à pression raisonnable (au max 73 bars³⁷), offre une importante densité en oxygène. Le protoxyde d'azote est aussi auto-pressurisé dans la bouteille, le rendant plus simple d'utilisation. Également utilisé dans le tuning de voitures, des bonbonnes de « NOS » (nom donné au protoxyde d'azote utilisé dans les moteurs de ces derniers) sont facilement disponibles en ligne. Ces bouteilles demeurent coûteuses et restreignent son utilisation dans de petits projets.
- **L'oxygène liquide** (LOX) offre la densité d'oxygène la plus élevée de toutes ses alternatives. Cette solution nécessite cependant des moyens gigantesques - afin de conserver l'oxygène à des températures extrêmement basses - et un système de tuyauterie complexe. Les entreprises en mesure de l'utiliser ayant forcément les moyens de concevoir un moteur biliquide plus performant, l'utilisent peu en propulsion hybride.
- Finalement **l'oxygène gazeux** (GOX), est la solution la plus facile, offrant un apport en oxygène conséquent sous forme gazeuse. Il permet d'obtenir aisément de premiers résultats, mais demeure moins efficace que ses alternatives.

Lors de notre entretien avec l'EPFL Rocket Team, nous avons appris qu'ils utilisaient un couple protoxyde d'azote/ABS dans leurs projets Bella Lui II. Bien que nous pensions utiliser de la paraffine, voyant les résultats obtenables par l'EPFL, nous avons choisi d'utiliser de l'ABS ainsi que de l'ASA comme combustibles. Pour ce qui est de l'oxydant, nous avons décidé de commencer en utilisant de l'oxygène gazeux que nous avons déjà à disposition à l'atelier à Ballens. Nous n'avons cependant pas exclu le souhait d'essayer ultérieurement une version au protoxyde d'azote.

³⁷ *Protoxyde d'azote* [en ligne]. [S. l.] : [s. n.], 23 août 2024. [Consulté le 30 août 2024]. Disponible à l'adresse : https://fr.wikipedia.org/w/index.php?title=Protoxyde_d%27azote&oldid=217920744. Page Version ID: 217920744.

O/F ratio

En aérospatiale, le « ratio oxydant / carburant » très fréquemment abrégé « O/F ratio » correspond au rapport d'oxydant et de carburant utilisé lors de la combustion. Il peut être calculé comme suit :

$$O/F = \frac{m_{oxydant}}{m_{carburant}} \quad (6)$$

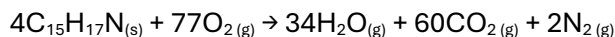
Où O/F correspond au ratio entre la masse d'oxydant et de carburant consommé, $m_{oxydant}$ à la masse d'oxydant injecté sur un temps t et $m_{carburant}$ la masse de carburant consommé sur le même temps t .

Calcul théorique de l'O/F ratio

Les formules chimiques des ergols utilisés sont les suivants :

- Acrylonitrile butadiène styrène (ABS) : $C_{15}H_{17}N$ (formule abrégée)
- Oxygène gazeux (GOX) : O_2

Si nous considérons la combustion interne au moteur comme parfaite, alors chaque atome de carbone (C) doit former une molécule de dioxyde de carbone (CO_2) et chaque atome d'hydrogène une molécule d'eau (H_2O). En considérant ceci, nous pouvons déterminer l'équation de combustion ayant lieu :



Il faut alors injecter 77 molécules d'oxygène gazeux pour brûler 4 molécules d'ABS. Déterminons ensuite la masse respective de ces deux molécules afin de calculer le rapport entre leurs masses.

$$M_{(O_2)} = 2M_{(O)} = 2 * 16 = 32 [g \text{ mol}^{-1}]$$

$$M_{(C_{15}H_{17}N)} = 15M_{(C)} + 17M_{(H)} + M_{(N)} = 15 * 12,0 + 17 * 1,0 + 14,0 = 211 [g \text{ mol}^{-1}]$$

$$O/F \text{ ratio} = \frac{m_{oxydant}}{m_{carburant}} = \frac{77M_{(O_2)}}{4M_{(C_{15}H_{17}N)}} = \frac{77 * 32}{4 * 211} \approx 2,9$$

Il est tout de même évident qu'obtenir une combustion parfaite relève de l'irréel. Cependant, cela nous indique que théoriquement, il nous faudrait injecter environ 3 fois plus d'oxygène que nous ne brûlons de carburant. A titre de comparaison, la plupart des moteurs hybrides fonctionnant au protoxyde d'azote (N_2O) utilisent un O/F ratio proche de 4,0.

Afin de prouver l'impossibilité d'obtenir une combustion parfaite, nous avons procédé à une simulation de combustion via la librairie Python CEARUN de la NASA. En indiquant un O/F ratio de 3,0 et une pression interne de 6,43 bars³⁸, nous avons déterminé les principaux gaz éjectés suivants :

Gaz éjectés **Concentrations** (par rapport à la totalité des gaz éjectés)

CO :	18%
CO ₂ :	26%
H :	2%
H ₂ :	2%
H ₂ O :	22%
O :	4%
N ₂ :	1%
OH :	7%
O ₂ :	16%
Autres gaz :	2%

Ceci prouve que 16% de l'oxygène n'est pas consommé. Cependant, cette valeur demeure difficile à diminuer et constitue un « plafond théorique ». En effet, et ceci pour n'importe quel moteur à combustion, des molécules de combustible et d'oxydant ne rentreront jamais en combustion et seront éjectées telles qu'elles ont été injectées. Il est possible de diminuer cette valeur bien que 16% ne soit pas un pourcentage alarmant. Par exemple, concevoir une chambre de post-combustion, soit une cavité après les grains, permet aux gaz de finir de brûler et d'éjecter moins d'ergols non consommés.

7.2.2 Chambre de combustion

Dans les moteurs-fusées, la combustion produit d'énormes quantités de gaz extrêmement chauds et à très hautes pressions. La chambre de combustion a pour rôle de les contenir. Cette dernière consiste généralement, dans le cadre des moteurs-fusées, en un tube de métal étanche qui possède à l'une de ses extrémités un ou plusieurs injecteurs, dans le cadre de la propulsion hybride ou biliquide, et de l'autre côté une tuyère faisant office de sortie des gaz.

Dans le cadre de la propulsion hybride et solide, les grains de carburants sont directement stockés et consommés dans cette chambre. Dans le monde de l'astromodélisme, les moteurs hybrides étant généralement « peu » performants

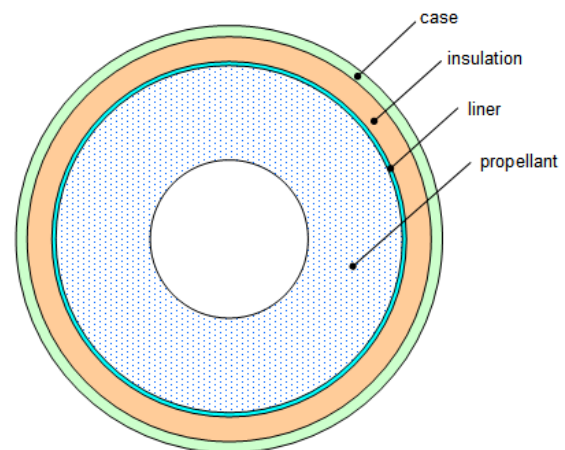


Figure 23 : Illustration de la structure d'un moteur à combustion solide et hybride - https://www.tobynorris.com/work/prog/cpp/mfc/concyl_hlp/solidrocketgrainanalysis.htm.

Souvent, le liner fait aussi office d'isolant.

Légende : Case – Boîtier, Insulation – Isolant, Propellant – Grain de carburant.

³⁸ Cette valeur fut obtenue à l'aide du capteur de pression utilisé dans le moteur lors du test V2-2-1

(rapport poids-puissance), les parois sont généralement faites d'aluminium ou de matériaux composites. Cependant, ceux-ci ont le désavantage de fondre particulièrement rapidement (la température de fusion de l'aluminium étant d'environ 660°C). Alors, un deuxième tube appelé « liner » faisant office d'isolant est soit coulé, soit inséré dans la chambre de combustion. Ce dernier, très souvent à base de phénols (matériaux dits « phénoliques »), empêche les gaz chauds d'entrer en contact avec les parois métalliques. Ce liner a aussi pour but de maintenir en place les grains de carburants et de faciliter leur insertion dans le moteur.

Un second moyen d'isoler les parois des gaz est de ne pas brûler entièrement les ergols, s'ils sont stockés sous forme solide. Dans notre conception, on peut alors dire que l'ergol sert de liner. En effet, le cylindre d'ergols non consumés agit tel un liner en empêchant les gaz de le traverser. Ceci peut être accompli en limitant la quantité d'oxydant ou en interrompant manuellement le test après un nombre donné de secondes.

Finalement, il est aussi possible d'utiliser d'autres matériaux, comme de l'acier, fondant à des températures bien plus élevées (1400°C – 1500°C) afin d'usiner la chambre de combustion. Les gaz pouvant être nettement plus chauds, cette méthode ne permet en soit que de repousser la fonte des parois du moteur. Cependant, en utilisant des matériaux plus résistants et en limitant la combustion des grains, il est possible de se passer de liner et de réduire ainsi la complexité du moteur.

La chambre de combustion a été réalisée à partir d'un tube en acier trouvé à l'atelier de $\varnothing 33 \text{ mm}$ avec 2,7 mm d'épaisseur. Afin de l'adapter aux autres composants du moteur, nous avons soudé de chaque côté une rondelle en acier de $\varnothing 50 \text{ mm}$ de diamètre et de 2 mm d'épaisseur. D'après les tables du constructeur³⁹, l'acier du tube résiste à une pression maximale de 150 bars à 200°C, l'échauffement global de la structure que nous estimions au départ.

Les 6 vis M4 de classe 8.8 utilisées pour assurer la fixation de chaque côté du moteur doivent être serrées avec une précontrainte suffisante afin d'éviter leur desserrage sous l'effet de la pression interne, tout en conservant une marge de sécurité mécanique. La limite élastique de ces vis se situe aux environs de 5617N⁴⁰.

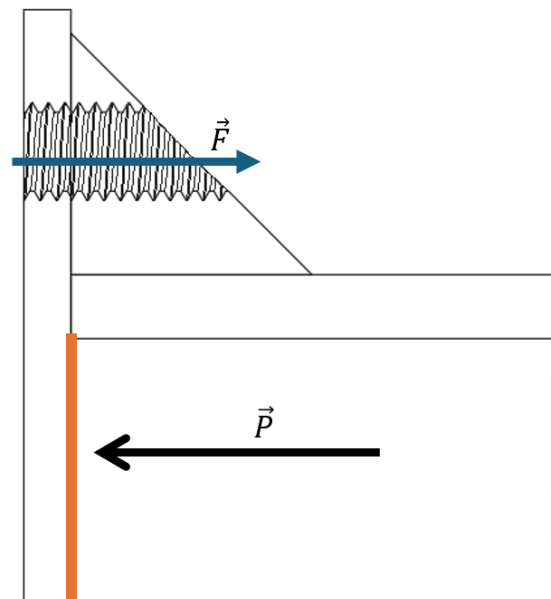


Figure 24 : Schéma de la fixation des pièces du moteur avec les forces appliquées - photo personnelle.

³⁹ Pression intérieure maximale admissible pour les tubes de canalisation. Dans : *BénéInox* [en ligne]. [s. d.]. [Consulté le 30 août 2024]. Disponible à l'adresse : https://www.bene-inox.com/custom/docs/modele/8071_p/pression-interieur-maximale-admissible-pma-tube-bene_pma-tubes.pdf.

⁴⁰ Couple et précontrainte avec facteur d'écrou et précision de l'outil en métrique. Dans : *www.bossard.com* [en ligne]. [s. d.]. [Consulté le 10 mars 2025]. Disponible à l'adresse : <https://www.bossard.com/ch-fr/assembly-technology-expert/informations-techniques/convertisseurs-et-calculateurs-en-ligne/torque-and-preload-with-nut-factor-and-tool-accuracy---metric/>.

Répartition de la précontrainte

Afin de garantir un bon maintien et pour pouvoir procéder aux calculs, nous prendrons 75% de la limite élastique des vis pour la précontrainte. Soit :

$$F_{vis,pre} = 0.75 \cdot F_{elastique} = 0.75 \cdot 5617 = 4213N$$

Il reste donc une capacité résiduelle pour résister à la pression interne :

$$F_{res} = F_{elastique} - F_{vis,pre} = 5617 - 4213 = 1404N$$

Pour les 6 vis, la force totale encore disponible pour résister à la pression est donc :

$$F_{tot,res} = 6 \cdot F_{res} = 6 \cdot 1404 = 8424N$$

Le couple de serrage est donné par la formule :

$$T = K \cdot d \cdot F_{vis,pre}$$

Avec :

- $K = 0.15$ (coefficient de frottement pour de l'acier sur acier, sans lubrification)
- $d = 0.004 \text{ m}$ (diamètre nominal de la vis M4)
- $F_{vis,pre} = 4213 \text{ N}$ (force de précontrainte à 75% de la limite élastique)

$$T = 0.15 \cdot 0.004 \cdot 4213 = 2.53Nm$$

Calcul de la pression maximale supportée

L'aire de la surface intérieure de la chambre de combustion est donnée par :

$$A = \frac{\pi}{4} D^2 = \frac{\pi}{4} (27.6)^2 = 598.5 \text{ mm}^2$$

La pression maximale que les vis peuvent supporter après serrage est donc :

$$P_{max} = \frac{F_{tot,res}}{A} = \frac{8424}{598.5} = 14.1 \frac{N}{\text{mm}^2} = 141 \text{ bars}$$

Durant le développement du moteur, nous pourrions atteindre au maximum une pression dans la chambre de combustion d'environ 70 bars si nous utilisons du protoxyde d'azote comme oxydant (cf. section 7.2.1) (la pression maximale exprimée étant le point critique de ce dernier).

Le choix de l'acier nous offre une résistance à la chaleur suffisante pour la durée d'un test. De plus, lorsque l'acier atteint sa limite, dans des conditions similaires à un test de moteur-fusée, il ne se disloque pas. Il fond plus ou moins rapidement, mais le reste de la pièce reste « intact ». Un bon exemple est le StarShip lors de son 4e vol. Lors de la rentrée atmosphérique du deuxième étage, l'aileron a perdu sa protection thermique, faisant alors fondre l'acier. Au lieu de se désintégrer, l'aileron a juste fondu petit à petit et est resté partiellement utilisable pour un amerrissage.

7.2.3 Grain de carburant

Lors de l'utilisation de combustibles solides dans les moteurs à propulsions solides et hybrides, la forme des blocs peut drastiquement influencer les performances du moteur. Dans la majorité des cas, ce dernier se présente sous la forme d'un long tube, percé en son centre afin de faire circuler les gaz de combustion. La surface à l'intérieur du perçage, en contact avec l'oxydant, est alors consumée au fur et à mesure que le trou s'agrandit. Ce type de bloc de carburant est appelé « grain » ou « fuel grain ».

À la place d'un simple perçage en son centre, différents motifs de perçage produisent des courbes de poussées différentes.

Taux de régression

Lors de la modélisation de moteurs-fusées hybrides, le taux de régression correspond à la vitesse à laquelle le combustible solide est transformé en gaz⁴¹. Ce taux étant plus faible que pour les ergols liquides des moteurs biliquides, il demeure le principal désavantage de la propulsion hybride. Cette vitesse de régression – pouvant être entre autres exprimée en mm/s ou g/s – dépend d'une multitude de facteurs dont les principaux sont : l'aire de grain en contact avec l'oxydant, la nature du combustible, la pression dans le moteur, la température et la vitesse des gaz. Ce grand nombre de facteurs rend la modélisation et l'estimation de cette valeur extrêmement complexes.

La surface de grain en contact avec l'oxydant étant le principal facteur déterminant de la vitesse de régression, elle influe par conséquent sur la quantité de gaz brûlés et ainsi également sur la poussée du moteur. En analysant cette poussée en fonction du temps, plusieurs études ont montré que différents motifs de perçage du grain produisent différentes courbes de poussée (cf. figure 31). Cette relation s'explique par l'évolution de la surface en contact avec l'oxydant au fil du temps, variant selon différentes géométries de base.

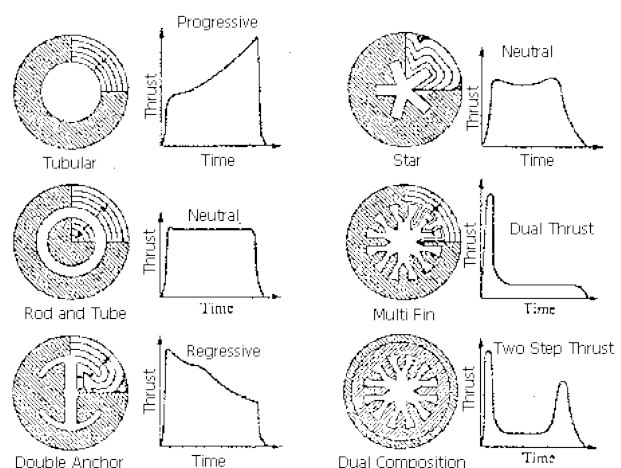


Figure 25 : Différentes courbes de poussées induites par différents motifs de perçage - https://www.nakka-rocketry.net/th_grain.html

⁴¹ Hybrid rocket fuel regression [en ligne]. [S. l.] : [s. n.], 5 août 2024. [Consulté le 2 septembre 2024]. Disponible à l'adresse : https://en.wikipedia.org/w/index.php?title=Hybrid_rocket_fuel_regression&oldid=1238750088. Page Version ID: 1238750088.

Une poussée idéale doit être soit constante, soit légèrement régressive, afin d'extraire la fusée du pas de tir. Les motifs idéaux sont ainsi le motif percé avec un tube en son centre et celui en étoile⁴² (cf. figure 31). Cependant, étant donné la complexité de maintien du tube au centre du motif premièrement cité, l'étoile est souvent favorisée il est possible de la manufacturer. L'EPFL Rocket Team a notamment utilisé un motif d'étoile à 7 branches pour son moteur Pegasus 10K.

Nous avons initialement dessiné les grains sur les deux modèles vus précédemment. Ils mesuraient 5 cm de long et trois d'entre eux devaient être alignés dans le moteur. Lors du tout premier test de la version initiale, nous nous sommes rendu compte de la difficulté d'aligner les étoiles de grain. C'est pourquoi le grain à sept branches possède deux « oreilles ». Les « oreilles » du premier grain (celui du côté de la tuyère) étant volontairement cassées pour offrir une meilleure étanchéité. Ces grains sont fabriqués grâce à nos imprimantes 3D et les filaments utilisés sont de l'ASA blanc⁴³ de la marque Prusa et de l'ABS noir⁴⁴ de la marque Flash Forge. Nous les avons imprimés avec un remplissage à 100% de type concentrique afin d'obtenir une régression homogène.

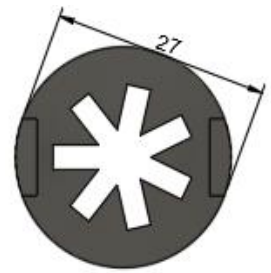


Figure 26 : Plan de coupe et rendu 3D du grain à 7 branches - réalisé avec Fusion 360.

7.2.4 Injection de l'oxydant

Tous les moteurs possédant un ergol fluide nécessitent un injecteur ainsi qu'un système de plomberie afin d'acheminer l'oxydant dans la chambre de combustion. L'injecteur pouvant être de nature très différente – d'un simple trou à un injecteur électronique bien plus complexe – doit pouvoir limiter le débit d'oxydant, afin de ne pas libérer instantanément l'entièreté de l'ergol stocké. Le circuit fluide à l'arrière du moteur doit quant à elle relier l'injecteur au dispositif de stockage de l'oxydant, très souvent une bouteille sous pression. En plus de ceci, le système de tuyauterie doit être capable d'ouvrir et de fermer l'arrivée d'oxydant afin de contrôler le début et éventuellement la fin du test, si celui-ci ne se produit pas directement après que l'ergol a été entièrement consommé. L'entièreté de ce système doit être parfaitement étanche et doit résister aux forces imposées par les ergols à haute pression.



Figure 27 : Photo de l'idée de départ de l'injecteur - photo personnelle.

Lors de l'utilisation d'ergols liquides (soit pour les moteurs biliquides et certains hybrides), l'injecteur doit également vaporiser le/les ergols liquides en fines gouttelettes, facilitant ainsi la combustion. Ceci peut être fait par exemple au moyen de plusieurs jets convergent en un point, se vaporisant ensuite par leur collision.

⁴² Richard Nakka's Experimental Rocketry Site [en ligne]. [s. d.]. [Consulté le 2 septembre 2024]. Disponible à l'adresse : https://www.nakka-rocketry.net/th_grain.html.

⁴³ Prusament ASA Signal White 850g. Dans : Prusa3D by Josef Prusa [en ligne]. [s. d.]. [Consulté le 29 août 2024]. Disponible à l'adresse : <https://www.prusa3d.com/fr/produit/prusament-asa-signal-white-850g/>.

⁴⁴ ABS Basic. Dans : Flashforge [en ligne]. [s. d.]. [Consulté le 29 août 2024]. Disponible à l'adresse : <https://flashforge.com/products/abs>.

Lors de notre rencontre avec la Rocket Team, nous avons discuté de la manière la plus simple de fabriquer un injecteur facilement modifiable. Il est ressorti de cette discussion qu'un injecteur avec une vis percée en son centre ou une plaque percée seraient les choix les plus abordables.

Nous avons choisi le système avec une vis. Pour le raccordement du côté moteur, nous étions obligés d'utiliser le même système que tout le moteur. C'est-à-dire, une rondelle de 50 mm de diamètre et 2 mm d'épaisseur. De l'autre côté, nous avons récupéré un raccord de fin de tuyau que nous avons soudé à la rondelle. Nous avons finalement percé et taraudé le tout en son centre pour y faire passer une vis M8. Elle-même percée en son centre. Cela nous permet de changer de vis lorsque l'on voudra changer de diamètre d'injecteur. Lors des premiers tests, nous utiliserons une vis percée d'un diamètre de 2,5 mm de diamètre.

7.2.5 Tuyère

« Une tuyère (tuyère propulsive dans le domaine de l'aéronautique) est un conduit de section droite variable placé à l'arrière d'un moteur produisant des gaz de combustion chauds qui permet de transformer l'énergie thermique de ceux-ci en énergie cinétique » Wikipédia⁴⁵

Cette partie du moteur a pour but de détendre les gaz de combustion, tout en les accélérant, afin d'augmenter la poussée. Il s'agit de la partie du moteur la plus déterminante de son efficacité.

La tuyère doit tout d'abord pouvoir résister aux températures extrêmes des gaz en combustion. La flamme pouvant atteindre aisément plus de 1500°C, la liste de matériaux propices à leur utilisation est limitée. Dans l'astromodélisme, les tuyères sont généralement produites à partir de graphite, un des allotropes naturels du carbone. Sa température de fusion supérieure à 3500°C permet aisément des combustions intenses de durées inférieures à une minute.

Cependant, cette solution perd tout son sens pour des moteurs plus puissants et des durées de vols bien plus longues. Le moteur Raptor V3 du StarShip ou encore le RS-25, utilisé notamment afin de propulser la navette spatiale, font recours à un refroidissement actif de leur tuyère. En effet, l'un des ergols liquides, stocké à de très basses températures, parcourt les parois de la tuyère dans de petits tuyaux avant d'être consommé dans la chambre de combustion. Ceci a pour effet de maintenir la température de la tuyère et d'éviter qu'elle fonde. Ce système est plus communément appelé « Regenerative cooling »⁴⁶ (refroidissement régénératif).

Un autre procédé plus facile à mettre en place est le dit « Film Cooling ». Ce processus consiste, pour les moteurs biliquides, à injecter le carburant proche des parois de la chambre de combustion et l'oxydant en son centre. Ceci permet d'obtenir en périphérie de la tuyère des ergols non consommés et donc moins chauds. Dans le cas des moteurs hybrides, l'oxydant parcourant



Figure 28 : Tuyère du moteur RL-10 utilisant le processus de « Regenerative cooling » lors d'un test sur banc d'essai - <https://fr.wikipedia.org/wiki/Tuyère>.

⁴⁵ Tuyère [en ligne]. [S. l.] : [s. n.], 25 avril 2024. [Consulté le 5 septembre 2024]. Disponible à l'adresse : <https://fr.wikipedia.org/w/index.php?title=Tuy%C3%A8re&oldid=214562658>. Page Version ID: 214562658.

⁴⁶ PERCIVAL, Claire. Engine Cooling - Why Rocket Engines Don't Melt. Dans : *Everyday Astronaut* [en ligne]. 13 janvier 2022. [Consulté le 5 septembre 2024]. Disponible à l'adresse : <https://everydayastronaut.com/engine-cooling-methods/>.

la chambre de combustion en son centre et les grains de carburant étant placés proche des parois, dans notre moteur ce phénomène apparaît naturellement.

Tuyère de Laval

L'équation de la poussée exprimée plus tôt (cf. équation 5) nous indiquait que la force produite par le moteur – en newtons – était égale au produit du débit massique d'ergols par la vitesse des gaz à la sortie du moteur. De plus nous savons qu'un débit massique peut être exprimé comme suit :

$$\dot{m} = \lim_{\Delta t \rightarrow 0} \frac{\Delta m}{\Delta t} = \frac{dm}{dt} \quad (8)$$

$$\dot{m} = \rho \cdot v \cdot A \quad (9)$$

Et dans notre cas :

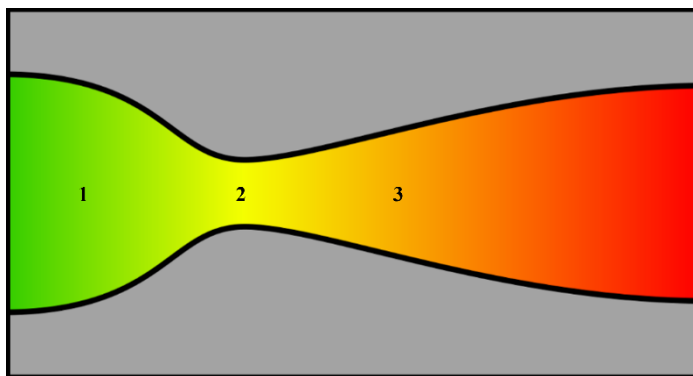
$$\dot{m} = \rho_e \cdot v_e \cdot A_e$$

En combinant les équations (6) et (13) nous obtenons ceci :

$$F = \rho_e \cdot A_e \cdot v_e^2 \quad (10)$$

La poussée du moteur est ainsi proportionnelle au carré de la vitesse des gaz. Ceci nous amène à la conclusion suivante :

Afin d'augmenter la poussée d'un moteur-fusée, les gaz doivent être accélérés au maximum avant d'être éjectés. Ceci demeure bénéfique même si leur densité ou l'aire de sortie est également diminuée.



En 1887, l'ingénieur suédois Gustaf de Laval mit au point une géométrie de tuyère particulièrement efficace afin d'accélérer de la vapeur⁴⁷. Cette dernière, désormais appelée « tuyère de Laval », est la plus communément utilisée en aérospatiale. De forme semblable à un sablier, elle consiste en un conduit à la section décroissante puis croissante (cf. figure 35).

Figure 29 : Illustration de la géométrie d'une tuyère de Laval - https://fr.wikipedia.org/wiki/Tuyère_de_Laval.
Légende : 1) Partie subsonique, 2) Col de la tuyère appelé « throat » 3) Partie supersonique.

⁴⁷ Gustaf de Laval [en ligne]. [S. l.] : [s. n.], 4 septembre 2024. [Consulté le 5 septembre 2024]. Disponible à l'adresse : https://fr.wikipedia.org/w/index.php?title=Gustaf_de_Laval&oldid=218344420. Page Version ID: 218344420.

Partie subsonique

A l'entrée de la tuyère se trouve une section convergente dans laquelle les gaz sont initialement accélérés. Bien que généralement en forme de cloche, il arrive que – par facilité de fabrication et n'ayant que peu d'influence sur les performances de la tuyère – cette partie possède simplement des parois rectilignes formant un angle d'environ 45° avec la section.

Les gaz chauds et sous pression produits par la combustion arrivent dans la tuyère avec une vitesse particulièrement faible devant celle d'éjection. Le rôle de la partie convergente d'une tuyère est d'accélérer les gaz jusqu'à la vitesse du son en réduisant la section du conduit. Ce phénomène peut être expliqué par la conservation du débit massique dans un conduit. En effet, en considérant un écoulement parfait, en tout point d'un conduit étanche, le débit massique d'un fluide qui le parcourt demeure inchangé. En partant de cette conclusion, il est évident qu'en réduisant la section d'un conduit et, afin de conserver le débit du fluide, ce dernier sera accéléré et inversement, en augmentant la section le fluide ralentira. Ce phénomène possède cependant des limites. En dépassant la vitesse du son, le fluide ne pourra plus être accéléré et même en continuant de diminuer la section, sa vitesse n'augmentera plus. La conservation du débit ne faisant pas défaut, c'est le fluide qui n'entrera simplement pas plus rapidement à l'entrée du conduit. Ainsi, pour un gaz s'écoulant parfaitement dans un tube de section changeante, la vitesse du fluide sera uniquement limitée par la vitesse du son dans la section la plus petite du conduit (si la pression à son entrée est suffisamment grande afin de fournir le débit initial nécessaire).

$$\begin{aligned} \dot{m}_1 &= \dot{m}_2 \\ \rho \cdot v_1 \cdot A_1 &= \rho \cdot v_2 \cdot A_2 \\ \frac{v_1}{v_2} &= \frac{A_2}{A_1} \end{aligned} \quad (11)$$

Où \dot{m}_1 et \dot{m}_2 sont les débits massiques en deux sections du conduit [kg/s], ρ la densité des gaz qui demeure inchangée entre les deux sections [kg/m³], v_1 et v_2 la vitesse du fluide aux deux sections et finalement A_1 et A_2 l'aire des deux sections étudiées. Ainsi, lorsque la section diminue – comme que dans la partie convergente de la tuyère - soit $A_1 > A_2$, la vitesse du fluide augmente et inversement.

Selon les principes de l'effet Venturi, cas étendu des principes de Bernoulli, la pression d'un gaz diminue quand sa vitesse augmente et inversement. Lors de leur passage dans la partie convergente, la pression des gaz est également diminuée. A titre indicatif, la pression au col de la tuyère vaut environ la moitié de celle dans la chambre de combustion.

Partie supersonique

Après le col de la tuyère – appelé « throat » en anglais – la section de la tuyère devient croissante. Bien que cela puisse paraître contre-intuitif, cet agrandissement du conduit permet d'accélérer les gaz à des vitesses souvent bien supérieures à celle du son. En effet, lorsque la vitesse d'un fluide devient supersonique, réduire la section du conduit qu'il parcourt ne suffit pas à l'accélérer au-delà. D'une certaine façon, nous pouvons dire que, dépassant la vitesse du son, l'information que le gaz a besoin de plus de vitesse à l'entrée du conduit ne peut « remonter » le débit (lui-même

allant à la vitesse du son). Il s'agit là bien évidemment d'une image, mais celle-ci permet de mieux comprendre ce phénomène.

Augmenter la section de la tuyère permet au gaz, de s'étendre et de convertir l'énergie stockée sous forme de température et de pression, en énergie cinétique. Pour des vitesses supersoniques, l'effet Venturi ne suffit plus à décrire le phénomène. Nous devons alors nous référer à l'équation d'Hugoniot, physicien français.

Selon l'équation suivante⁴⁸ :

$$(1 - M^2) \frac{dv}{v} = - \frac{dA}{A} \quad (12)$$

Où M est le nombre Mach, $\frac{dv}{v}$ est l'évolution de la vitesse entre deux sections de la tuyère et $\frac{dA}{A}$ l'évolution de l'aire entre ces deux mêmes sections.

Nous voyons donc que lorsque la vitesse des gaz est inférieure à celle du son ($M < 1$), celle-ci augmentera, soit quand $\frac{dv}{v}$ est positif, lorsque la section de la tuyère diminuera. Et dans le cas inverse, quand M est supérieur à 1, alors cette fois-ci le fluide accélérera lorsque la section augmentera.

Plus précisément, s'il n'y avait pas de partie divergente à la tuyère, alors les gaz seraient uniquement accélérés, premièrement seulement jusqu'à la vitesse du son et surtout sans être ni détendus ni refroidis. Il n'y aurait donc aucun avantage à accélérer des gaz de combustion plutôt que directement les ergols, conservant le même débit. Cette deuxième partie permet de détendre et de refroidir les gaz de combustion, profitant ainsi de l'énergie provenant de leur combustion.

Cette partie possède parfois des parois en forme de cloche afin de détendre les gaz le plus efficacement possible. Cependant, il arrive tout de même que cette géométrie soit réduite à une croissance linéaire formant un angle d'environ 15° avec le côté de la tuyère.

Afin d'obtenir les performances les plus optimales possibles, les gaz doivent être proprement détendus afin que leur pression, lorsqu'ils quittent la tuyère, soit égale à la pression ambiante. Dans le cas où cette pression de sortie, abrégée P_e pour « exit pressure », est supérieure à la pression ambiante, P_a , les molécules des gaz exerceront une force sur les molécules de l'air environnant, rajoutant une très légère composante à la poussée.

Cependant, cette force contribue moins à la poussée que si cet excédent de pression avait été correctement converti en énergie cinétique dans la tuyère. Dans le cas inverse, si la distance sur laquelle la section de la tuyère croît est trop longue, les gaz de sortie trop détendus auront une pression inférieure à la pression ambiante. Un effet de succion intervient et une légère force s'oppose à la poussée du moteur, le rendant moins efficace. Il est tout de même rare de « sur détendre » le gaz sachant que dans la plupart des cas, il quittera les parois de la tuyère une fois à pression ambiante. Il est donc plus bénéfique d'usiner une tuyère avec une partie supersonique légèrement trop importante que l'inverse.

⁴⁸ Démonstration : Nozzle Design - Converging/Diverging (CD) Nozzle. Dans : NASA [en ligne]. [s. d.]. [Consulté le 6 septembre 2024]. Disponible à l'adresse : <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/nozzled.html>.

L'équation détaillée de la poussée du moteur est alors la suivante :

$$F = \dot{m}v_e + (P_e - P_a)A_e \quad (13)$$

Le rapport entre l'aire de la section au col de la tuyère et celle de sa sortie, soit en anglais « expansion ratio », est calculé selon l'équation suivante, où γ est l'indice adiabatique des gaz de combustion :

$$\frac{A_e}{A_{th}} = \frac{1}{M_e} \sqrt{\left[\frac{2}{\gamma + 1} \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_e^2 \right) \right]^{\frac{\gamma + 1}{\gamma - 1}}} \quad (14)$$

Le nombre de mach M_e peut être calculé à partir de l'équation suivante, provenant de la combinaison de l'équation calculant la vitesse des gaz, v_e , et celle déterminant la vitesse du son dans un milieu aux caractéristiques données :

$$M_e = \sqrt{\frac{2}{\gamma - 1} \left[\left(\frac{P_c}{P_e} \right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}} - 1 \right]} \quad (15)$$

Afin de mieux comprendre les relations entre les caractéristiques les plus importantes d'un moteur-fusée, l'équation suivante peut être utilisée :

$$A_{th} = \frac{F}{\eta_{CF} \cdot C_F \cdot P_c}$$

$$F = \eta_{CF} \cdot C_F \cdot P_c \cdot A_{th} \quad (16)$$

Avec C_F défini comme suit :

$$C_F = \sqrt{\frac{2\gamma^2}{\gamma - 1} \left(\frac{2}{\gamma + 1} \right)^{\frac{\gamma + 1}{\gamma - 1}} \left[1 - \left(\frac{P_e}{P_c} \right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}} \right]} \quad (17)$$

L'équation de la poussée précédente (cf. équation 15) démontre que la poussée du moteur en newtons est proportionnelle à la pression dans la chambre de combustion et à l'aire au col de la tuyère. Afin de maximiser la poussée du moteur, il faut donc logiquement augmenter l'intensité de la combustion et ainsi la pression dans le moteur. Il existe tout de même une relation entre l'aire du col et la pression interne au moteur. En effet, en diminuant l'aire de la section de la tuyère, les gaz sont davantage limités et la pression dans la chambre augmente. Il faut donc trouver un compromis entre la bonne section du col de la tuyère et la bonne pression dans la chambre de combustion.

Construction :

Nous sommes partis d'un cylindre plein en acier. Nous avons choisi l'acier, car il était directement disponible à l'atelier, et nous pensions que, sur de courts tests, la tuyère n'aurait pas le temps de capter suffisamment d'énergie pour chauffer au point de fondre.

Nous avons tourné ce cylindre pour qu'à l'intérieur d'un autre tube, il rentre parfaitement dans la chambre de combustion. Ensuite, nous l'avons percé en son centre de 10 mm de diamètre. Nous avons finalement tourné les cônes, l'un à 45 degrés avec l'axe de la pièce, l'autre à 15 degrés. Cela nous donnait un rapport A_e/A_{th} (cf. équation 13) d'environ 3,62. Comme tout le reste du moteur, nous avons utilisé une rondelle pour faire la fixation.

Afin de fixer le cylindre tourné, « l'intertube » et la rondelle, nous avons utilisé une technique appelée brasure. Cette technique consiste à chauffer les pièces à souder ensemble avec du flux⁴⁹, puis d'y ajouter un métal liant le tout en fusionnant avec les pièces.

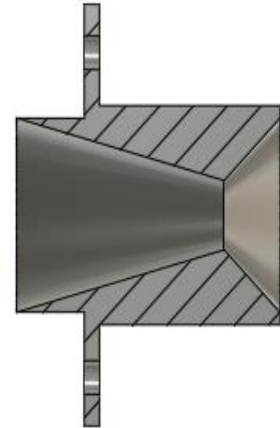


Figure 30 : Dessin du modèle 3D de la première tuyère – réalisé avec Fusion 360.



Figure 31 : Photo prise lors de la brasure de la tuyère - photo personnelle.

⁴⁹ Flux de brasage [en ligne]. [S. l.] : [s. n.], 6 avril 2024. [Consulté le 7 septembre 2024]. Disponible à l'adresse : https://fr.wikipedia.org/w/index.php?title=Flux_de_brasage&oldid=214009132. Page Version ID: 214009132.

7.3 Résultats initiaux

Premier test :

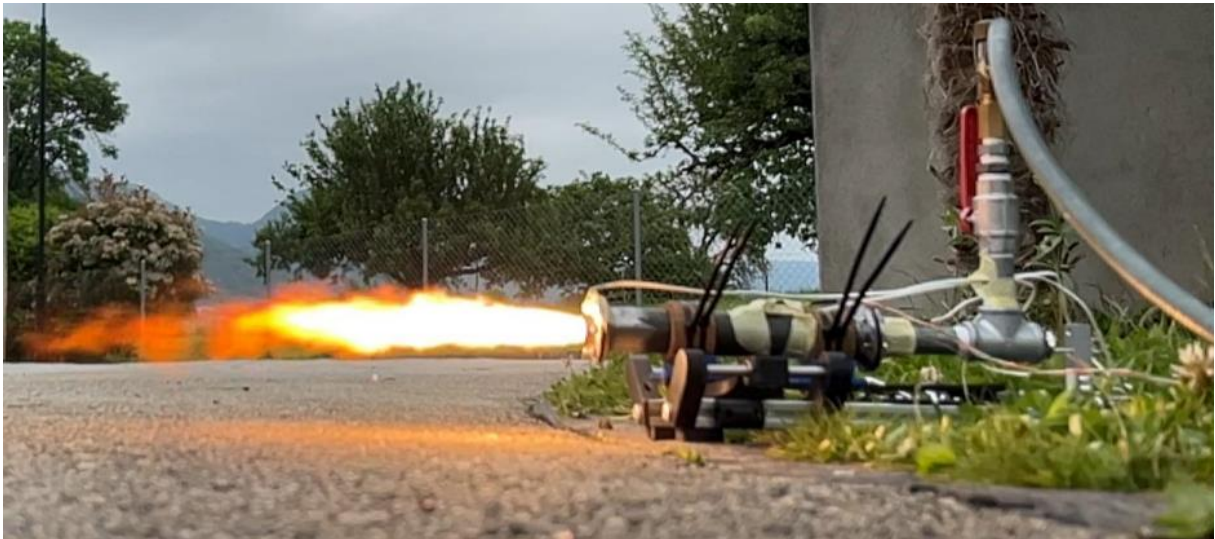


Figure 32 : Photo prise lors du deuxième test - photo personnelle.

Nous avons procédé au premier test mercredi 24 avril 2024.

Nos attentes pour ce premier test étaient :

- Un allumage « facile » des ergols
- Un banc de test fiable
- Un moteur intact

Nous avons placé le moteur à mi-chemin entre une surface d'herbe et une surface bétonnée. Cela nous offrait l'avantage de pouvoir à la fois sardiner le banc et mettre les flammes au-dessus d'une surface résistante et plane.

Pour allumer le moteur, nous avons utilisé des allumettes de Bengale qui ont pour avantage d'être peu chères et de produire des étincelles en nombre. Cependant, il y avait du vent, ce qui a compliqué l'allumage de celles-ci.

L'arrivée d'oxygène était directement ouverte et fermée manuellement depuis le détendeur réglé à 6 bars. Nous avons utilisé la vis d'injecteur percée d'un diamètre de 2,5 mm.

Résultats obtenus lors du premier test:

Comme plus ou moins attendu, le moteur n'a pas produit une grande poussée (cf. annexe E). Néanmoins, les graphiques montrent que les thermistances fonctionnent parfaitement : elles affichent des valeurs réalistes. L'accéléromètre a lui aussi bien fonctionné, bien que les graphiques soient peu lisibles. Le moteur est resté en bon état.

Ce que nous notons à améliorer pour le prochain test est qu'il faut que l'on réduise le temps de combustion. Le moteur a fonctionné pendant 10 secondes, mais il restait encore une bonne partie de carburant non brûlé. Les fusées utilisant des moteurs de notre taille ont plus besoin d'une « poussée instantanée » que d'une « poussée prolongée dans le temps ». De plus, nous n'avons pas prévu de moyen pour définir le temps $T = 0$. Lors de la lecture des données, l'allumage

était difficile à déterminer, car à chaque fois que nous touchions le moteur lors de la préparation, les capteurs réagissaient. Les capteurs de température étaient les seuls à ne réagir qu'à l'allumage, mais avec un peu de latence due au transfert de chaleur.

En conclusion, ce test est un succès. Bien que certains points doivent être améliorés, nous avons pu démontrer que l'ensemble de l'infrastructure autour du moteur fonctionne, que sa mise à feu fonctionne (hors allumage des alimettes) et surtout, le moteur est resté intact, minimisant ainsi le travail à faire pour le prochain test.



Figure 33 : Photo prise lors du deuxième test lorsque l'acier a commencé à fondre et brûler - photo personnelle.

Deuxième test :

Le deuxième test a eu lieu vendredi 26 mai 2024.

Lors de ce deuxième test nous voulions :

- Mesurer une poussée notable.
- Tester le grain stars7.
- Un moteur intact.
- Une meilleure détection du début de la combustion.
- Raccourcir le temps de combustion.

Nous avons procédé avec une pression d'injection à 9 bars, utilisé la même vis d'injecteur que sur le premier test, utilisé les grains à sept baraches et avons allumé le moteur avec les mêmes alimettes de Bengale. Nous avons ajouté un interrupteur dont l'état serait noté par l'ordinateur et que nous activerions lors de l'allumage afin de le déterminer l'allumage avec précision.

Résultats du deuxième test :

Pour la première fois, nous avons obtenu une poussée notable, 11.29 newtons (cf. annexe F) au maximum. Le moteur a cependant fonctionné pendant 16 secondes, avant qu'il n'y ait plus de grain. Pendant le test et surtout à la fin, nous avons remarqué des particules se détachaient (cf. figure 39) comme une meuleuse sur du métal. C'était notre tuyère qui était en train de brûler et fondre. Les capteurs de température sont montés jusqu'à leur valeur maximale (698.55°C). De plus, nous n'avons presque pas retrouvé de suie à l'intérieur du moteur, ce qui nous indique qu'en général la combustion était riche en oxydant. Cette combustion imparfaite a laissé entrer de l'oxygène très chaud en contact avec l'acier, et dans de telles conditions, l'acier brûle en plus de fondre. En effet, les gaz de notre moteur peuvent atteindre des températures approchant les 3000°C, bien au-dessus des 1500°C de l'acier qui, sur un long test, ne peut disperser suffisamment d'énergie ($50,2 \text{ W}\cdot\text{m}^{-1}\cdot\text{K}^{-1}$) pour ne pas fondre.

7.4 Bilan de la version initiale

Nous nous sommes alors retrouvés avec un moteur sans tuyère, qui est capable de produire des poussées notables (11.29 N) sans pour autant avoir atteint ses capacités maximales de pression. Notre banc de test ainsi que l'ordinateur sont fonctionnels, bien qu'un système de vanne puisse y être ajouté.

La géométrie de notre tuyère, bien que fondue, s'est montrée efficace et a accéléré les gaz à plus ou moins Mach 1,5 selon les simulations Rocket CEA. L'injecteur et la chambre de combustion ont entièrement rempli leur fonction et n'ont nécessité aucun changement.

De plus, l'injecteur étant modulable, la possibilité de tester d'autres diamètres était envisageable.

7.4.1 Pistes d'améliorations pour les versions suivantes

Afin de pouvoir mener d'autres tests, nous devons nous procurer une tuyère résistante à la chaleur. Il y a plusieurs pistes pour cela, les tuyères jetables en résine phénolique ou en béton (ou matériel similaire) ou en usiner une avec de meilleurs matériaux comme le graphite ou le tungstène.

Nous souhaitons aussi ajouter un capteur de pression à l'ensemble afin de pouvoir mener de meilleures simulations.

Nous devons aussi trouver un moyen de raccourcir le temps de combustion et essayer de se rapprocher d'une « poussée instantanée ».

Nous voulions aussi développer une vanne électrique qui permettrait de connaître à tout instant son état et, en bonus, une ouverture plus rapide.

Finalement, afin de réduire le temps de combustion, nous devons tester d'autres formes de grain avec de plus grandes surfaces en contact avec la flamme.

8. Deuxième version V2

8.1 Changements apportés

Développement de la nouvelle tuyère :

Afin de pouvoir continuer à tester notre moteur et le réutiliser rapidement entre chaque test, nous devons développer une nouvelle tuyère. Il y avait deux ensemble de solution possible.

- Les tuyère dites « jetables » :

Celles-ci sont composées de matériaux facilement usinables et peu chers. Lors d'un essai, leurs parois brûlent avec les gaz, mais suffisamment lentement pour que le changement d'efficacité soit négligeable sur la durée d'un test. De plus, en brûlant, les parois de la tuyère refroidissent le reste de celle-ci : c'est le même effet qu'aurait un liner (cf. section 7.2.2). Dans cette catégorie de tuyères, deux solutions étaient à notre portée facilement.

La première était d'acheter simplement des tuyères faites de résine phénolique à 3.- pièces chez le seul fournisseur américain⁵⁰ en fournissant. Cependant, celui-ci ne livre pas en Suisse.

La deuxième solution était de mouler une tuyère en ciment. Nous avons alors modélisé un moule en 3D que nous avons imprimé et testé. Cependant, après une dizaine d'essais, nous ne sommes pas parvenus à produire un moule fonctionnel. Nous avons soit des problèmes de bulles ou de démoulage ou de précision, etc. Nous en avons alors conclu que les propriétés du ciment et des autres matériaux semblables ne correspondaient pas à la taille que devait avoir notre tuyère. Nous ne pouvions alors pas utiliser de tuyères jetables, car nous ne pouvions nous en procurer.

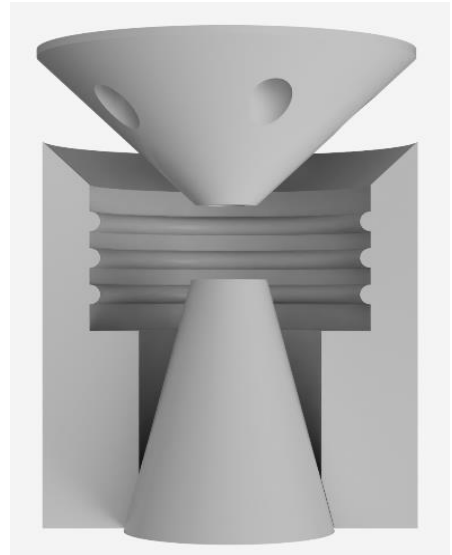


Figure 34 : Rendu du prototype de moule pour une tuyère - photo personnelle.

- Une tuyère faite avec un meilleur matériau :

L'autre option était de reconstruire la tuyère en graphite ou en tungstène pour éviter sa fusion lors des tests. Nous avons ciblé des matériaux avec une température de fusion supérieure à 3000 °C. Le tungstène, bien que facile à usiner et compatible avec notre conception, était bien trop coûteux. Nous avons donc opté pour le graphite, couramment utilisé dans les moteurs expérimentaux. Après avoir trouvé un fournisseur livrant en Suisse, nous avons commandé un cylindre suffisamment grand pour fabriquer deux tuyères.

Le graphite étant friable et mécaniquement moins résistant que l'acier, nous avons dû adapter la conception. La tuyère s'appuie sur une rondelle en acier identique à celle du moteur, assurant l'étanchéité par la pression. Nous avons également remplacé le joint par un modèle solide, issu de la robinetterie, offrant un montage plus simple et une meilleure résistance à la déformation.

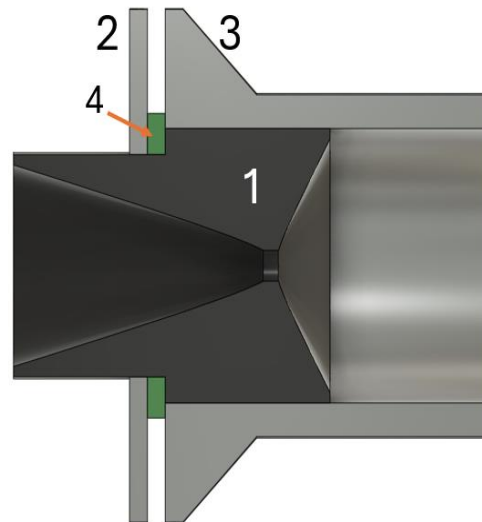


Figure 35 : Schéma de la nouvelle conception - photo réalisée avec Fusion 360.

Légende :

- 1) Tuyère en graphite,
- 2) Rondelle en acier,
- 3) Corps de la chambre de combustion,
- 4) Nouveau joint isolant.

⁵⁰ Single-Throat Nozzles. Dans : *the RCS Store* [en ligne]. [s. d.]. [Consulté le 22 octobre 2024]. Disponible à l'adresse : <https://www.rocketmotorparts.com>.



Nouveau grain de carburant : Stars 12

Figure 36 : Rendu en coupe du grain stars-12 – réalisé avec Fusion360.

Afin de résoudre le problème de poussée instantanée et de combustion riche en oxydant, nous avons désigné une nouvelle forme de grain similaire aux précédentes, mais cette fois-ci avec un pèterne en étoile à 12 branches. Cette forme en étoile à 12 branches a une aire environ 1,5 fois plus grande, ce qui permettra une meilleure régression et, par conséquent, une combustion plus fuel riche. De plus, ce grain contient moins de matière, ce qui devrait raccourcir le temps nécessaire pour consommer tout le carburant.

8.2 Résultats intermédiaires



*Figure 37 : Photo prise lors du deuxième test du 16 août - photo personnelle.
Légende : 1) Capteur de pression ajouté au moteur.*

Le 16 août 2024, nous avons procédé aux premiers tests de la V2. Le but, à ce moment-ci, était de valider le nouveau design de la tuyère et le nouveau grain Stars 12. Lors de cette journée de test, nous avons procédé à trois tests à pression d'injection croissante, 3, 6 et 9 bars. Nous voulions être sûrs qu'il n'y avait pas de fuite et que l'ensemble ne surchauffait pas. Nous avons aussi testé pour la première fois la vanne électrique décrite dans la section de l'injecteur d'oxydant (cf. section 5.2) ainsi que le capteur de pression. Lors de ce test, la partie principale du banc de test V1 s'est pliée et nous avons rencontré un manque de rigidité et une distance trop faible avec l'herbe sous le moteur causant des frottements indésirables. C'est pourquoi nous avons fait évoluer le design de celui-ci par la suite (cf. section 5).

Les trois tests se sont extrêmement bien passés. Il n'y a eu aucune fuite, aucune fissure sur la tuyère et nous avons noté, après les tests, que les grains étaient bien consommés pour le temps qu'ont duré ces tests. Nous avons aussi remarqué que la quantité de suie avait augmenté, signe d'une combustion plus riche en carburant et par conséquent d'une meilleure protection pour notre moteur. Nous avons pu noter, cependant, qu'il nous fallait un certain temps pour recharger le moteur avant de pouvoir entamer un nouveau test et que certaines parties du circuit d'oxygène étaient inutiles et gênaient plus qu'autre chose. Nous avons raccourci la distance entre les coudes et les vannes. Nous avons également enlevé une vanne à bille de sécurité, devenue inutile avec l'implémentation de la vanne électronique.

9. Version finale V3

Pour cette troisième version, nous avons défini les objectifs suivants :

1. Déterminer le combustible le plus performant en comparant différents combustibles de différentes couleurs et nature.
2. Augmenter les performances du moteur, principalement sa poussée, en injectant l'oxydant avec une pression supérieure.
3. Analyser les gains obtenus en agrandissant la section de l'injecteur.

9.1 Changements apportés

Afin que la pression dans la chambre de combustion se rapproche de celle d'injection, nous avons augmenté la section de la vis d'injecteur. Nous sommes passés d'un diamètre de 2.5mm à 3.5mm. Nous avons alors multiplié par 1,96 l'aire de la section, ce qui devait augmenter le flux d'oxygène élevant ainsi la pression dans la chambre de combustion. Cependant, nous prenions un risque car injecter plus d'oxygène signifie une combustion plus riche en oxydant et nous avons vu, lors du deuxième test, que celle-ci pouvait mener, cumulé à d'autres facteurs, à brûler l'acier du moteur.

9.2 Résultats finaux

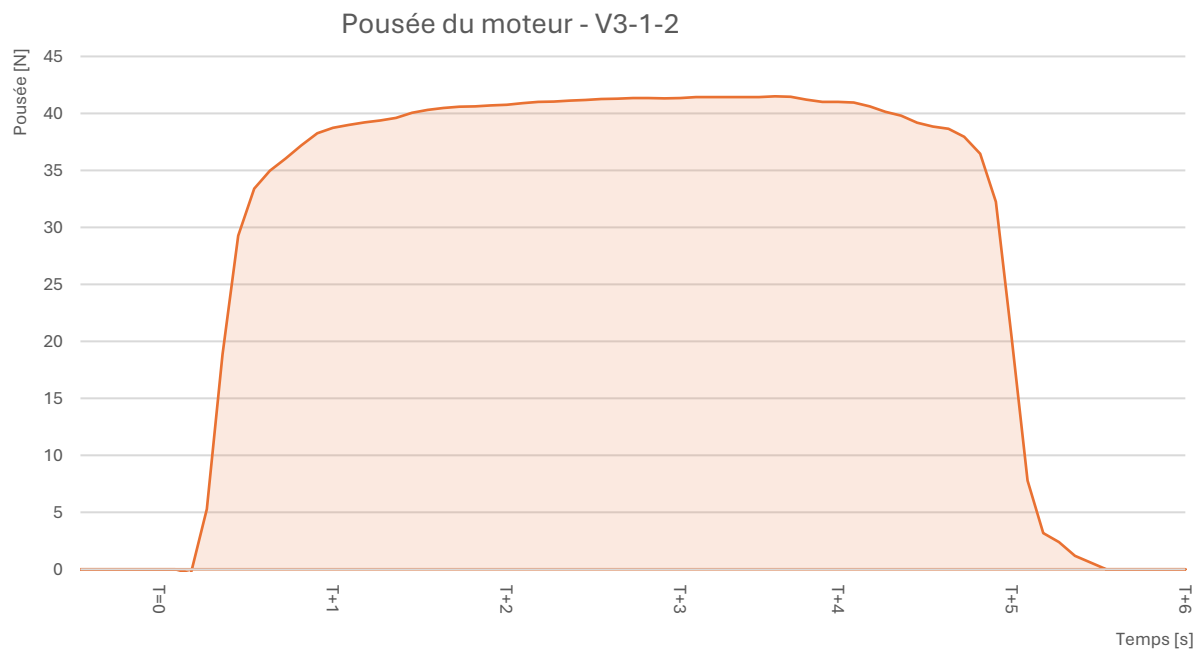
Nous avons procédé à 4 tests de la V3 le 16 septembre 2024. Nous avons tout d'abord effectué deux tests en injectant l'oxygène à respectivement 9 bars et 15 bars (maximum du détendeur utilisé) puis nous avons, afin de comparer leurs performances, effectué trois tests en variant le combustible utilisé. Sachant que cette version serait la dernière, nous avons entrepris un processus d'optimisation des performances en comparant les résultats de plusieurs tests différents d'un unique paramètre. Ceci nous a permis de connaître la configuration du moteur V3 idéale avec la poussée la plus élevée.



Figure 38 : Photo prise lors du test V3-2-1 - photo personnelle.

Performances maximales atteintes

Poussée du moteur



Lors de cette journée de tests, notre moteur a produit la meilleure poussée lors du test **V3-1-2**, étant la seconde itération de la sous-version initiale de la troisième version du moteur.

Ce test fut effectué avec une pression d'injection d'oxydant de 15 bars et un grain en ASA blanc percé selon le modèle d'étoile à 12 branches.

À l'issue de ce test, nous avons obtenu une poussée parfaitement symétrique et stable, donc idéale pour la propulsion d'une fusée. Ceci démontre que le grain utilisé (le motif d'étoile à 12 branches) a su linéariser la combustion et garantir un taux de régression constant. La courbe de poussée obtenue correspond à celle attendue (cf. figure 31) avec une poussée même légèrement plus constante.

Bien que l'aire de grain en contact avec l'oxygène augmente au fur et à mesure que l'étoile s'élargit, les très fines branches du motif sont rapidement entièrement consumées, empêchant une poussée croissante. Il est également probable que l'augmentation de l'aire du combustible soit compensée par l'agrandissement du volume de la chambre de combustion au fur et à mesure de la dégradation du grain. En effet, le volume de la chambre augmentant, la diminution de la pression qui devrait être engendrée est stabilisée par la croissance de la quantité de molécules de combustible oxygénées.

Ceci se remarque également en analysant la courbe formée par la pression dans la chambre de combustion en fonction du temps. Nous avons mesuré lors de ce test une poussée moyenne de 37 N (calculée sur l'intervalle $T = [0 ; 5]$) pendant 5 secondes avec un maximum à **43 N**. Cela signifie que notre moteur, disposé verticalement, serait théoriquement capable de soulever une charge d'un peu plus de 4 kg en incluant son propre poids.

Impulsion totale et classe du moteur

Connaissant ceci, nous sommes donc en mesure de calculer l'impulsion totale du moteur, définie selon l'équation suivante :

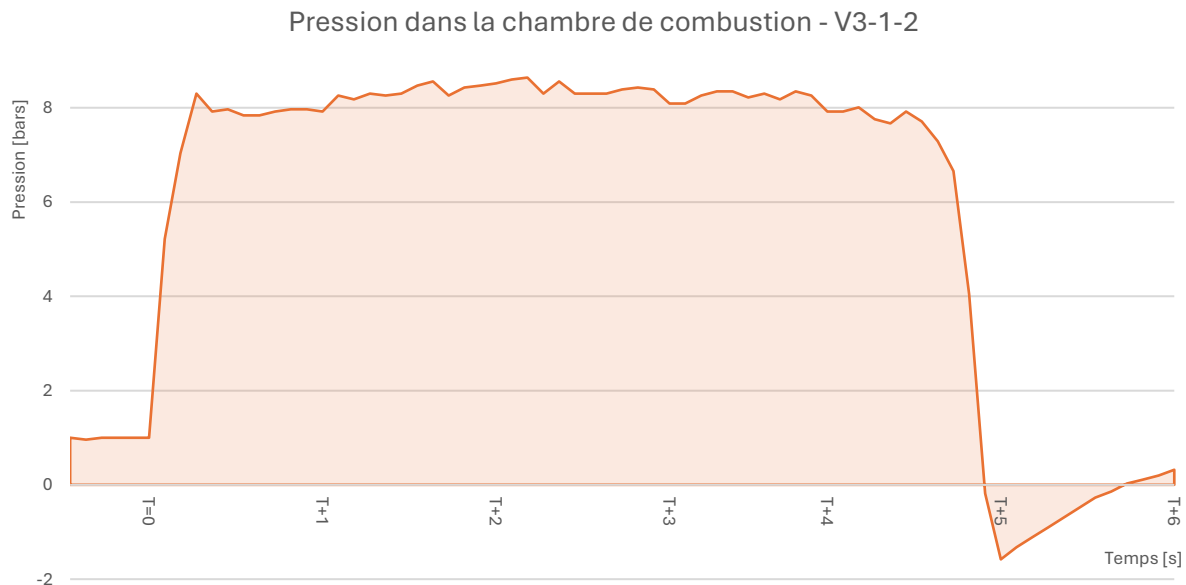
$$I_{tot} = \int F_{(t)} dt = F_{avg} t_{burn} \quad (18)$$

Où F_{avg} est la poussée moyenne du moteur en newtons [N] et t_{burn} la durée du test en secondes [s].

Dans notre cas, la valeur d'impulsion totale a été calculée comme la somme du produit de chaque poussée, mesurée par l'intervalle de temps la séparant de la précédente. Cependant, la moyenne de poussée étant calculée de la même façon, cela revient à calculer son produit par la durée du test :

$$I_{tot} = F_{avg} t_{burn} = 185.29Ns$$

Pression dans la chambre de combustion



La pression dans la chambre de combustion, elle aussi constante, coïncide avec la courbe de poussée exercée. Atteignant en moyenne 7.8 bars et au maximum 8.6 bars durant le test, la pression dans la chambre de combustion, étant bien inférieure aux limites de résistances théoriques calculées (cf. section 7.2.2), est rassurante et ne présente aucun risque pour la sécurité.

Il est tout de même étrange que cette pression soit si différente de celle d'injection de l'oxydant. En effet, il est évident que ces dernières ne s'égalent jamais, faute de quoi le flux d'oxygène n'entrerait plus dans l'injecteur. Cependant, les résultats obtenus montrent une pression de la chambre à 66% de celle d'injection pour le test V3-1-1 et à 53% pour le test suivant V3-1-2. Ces différences de quasiment moitié semble contredire les résultats et rend le moteur plus performant que les valeurs théoriques, que nous calculerons par la suite.

Plusieurs hypothèses peuvent expliquer cette différence. Premièrement, il se peut simplement que le capteur de pression soit défectueux. Bien que ce dernier ait relevé les changements de pression dans le moteur, il est possible que ses mesures soient décalées. Une autre hypothèse

revient à imaginer que la chaleur des gaz de combustion ait perturbé la lecture du capteur. En effet, bien que placé dans la chambre de précombustion du moteur, il est probable que des gaz aient remonté le moteur et soient entrés en contact avec le capteur, falsifiant ses mesures. Une future précaution assez communément utilisée afin d'éviter ce risque consisterait à insérer de la graisse dans l'orifice du capteur, conservant l'effet de la pression sur sa jauge de déformation, mais en l'isolant des gaz chauds.

Il est également probable que la pression dans la chambre de combustion n'ait pas été uniformisée dans toute la chambre de combustion et que la véritable pression effective devant être mesurée en son centre était supérieure à celle mesurée dans la chambre de précombustion, là où les gaz ne brûlent point. Cet emplacement pour le capteur fut décidé premièrement par question de facilité d'usinage, mais également en imaginant que la pression des gaz s'équilibrerait dans toute la chambre de combustion. Cependant, de par la variation du volume de la chambre de combustion durant la combustion du grain et du fait que le flux d'oxydant parcourt la chambre avec une pression d'injection différente, la combustion ayant lieu dans les moteurs-fusées hybrides est extrêmement complexe à modéliser. Il nous est donc impossible, dans l'avancée actuelle, de déterminer si la pression dans la chambre de combustion fut équilibrée ou non, et donc si la valeur mesurée est représentative de la pression à laquelle la combustion a eu lieu ou non.

Apparition des disques de Mach



Figure 39 : Photo prise lors de l'un des tests où l'on remarque des disques de Mach - photo personnelle.

Lors de la plupart des tests, nous avons capturé en vidéo la flamme produite par le moteur à travers une vitre de masque de soudage. Celle-ci a permis d'assombrir l'image d'une partie de la lumière émise et ainsi de mieux voir le centre de la flamme. Ces images nous ont révélé des disques de Mach, significatifs dans la compréhension des performances de notre moteur.

En effet, les disques de Mach⁵¹, ou « Mach Diamonds », sont des motifs en losange visibles dans le panache d'échappement des moteurs-fusées éjectant leur gaz à des vitesses supersoniques.

Il en résulte une alternance de zones de compression et de détente dans le flux de gaz éjecté, due à la vitesse supersonique et à une différence entre la pression de sortie des gaz de la tuyère et la pression ambiante. L'apparition de ces disques nous assurent donc que notre tuyère accélère efficacement les gaz et que ces derniers sont éjectés à des vitesses supersoniques.

Nous pouvons alors vérifier cette hypothèse par l'équation suivante calculant le nombre de Mach (rapport de la vitesse des gaz à celle du son) à la sortie de la tuyère (cf. équation 15).

⁵¹ *Disque de Mach* [en ligne]. [S. l.] : [s. n.], 28 décembre 2021. [Consulté le 14 août 2024]. Disponible à l'adresse : https://fr.wikipedia.org/w/index.php?title=Disque_de_Mach&oldid=189301994. Page Version ID: 189301994.

Avec l'indice adiabatique γ des gaz à la sortie de la tuyère $\gamma = 1.120$, calculé par le logiciel CEARUN de la NASA, la pression dans la chambre de combustion comme la valeur maximale atteinte durant le test $P_c = 8,6bars = 860'000Pa$ et en considérant la pression de sortie des gaz P_e égale à la pression ambiante P_a soit environ $P_e = 1atm = 1,01325bars = 101'325Pa$:

$$M_e = \sqrt{\frac{2}{\gamma - 1} \left[\left(\frac{P_c}{P_e} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right]} = 2,07$$

Ceci nous indique que les gaz ont atteint 2,07 fois la vitesse du son à la sortie du moteur, confirmant l'hypothèse soulevée par la visualisation des « mach Diamonds ».

Nous pouvons également, avec l'équation suivante, calculé la vitesse du son dans le milieu concerné, soit dans les gaz éjectés, et ainsi en déduire leur vitesse :

$$a_e = \sqrt{\gamma \cdot R_s \cdot T_e} = 717,96m/s \quad (19)$$

$$v_e = M_e \cdot a_e = 1'486,18m/s \cong 5'350km/h$$

Où a_e est la vitesse du son en mètre par seconde [m/s], R_s la constante spécifique des gaz éjectés, calculée à partir de chaque composé éjecté ainsi que sa concentration indiquée par CEARUN ($R_s = 270.73 J \cdot kg^{-1} \cdot K^{-1}$) et T_e la température des gaz éjectés, que nous estimons grossièrement égale à 1500 °C, soit environ 1700 °K.

Impulsion spécifique du moteur

L'impulsion spécifique de notre moteur, étant indicative de son efficacité, est exprimée en secondes [s] et peut être calculée comme suit :

$$I_{sp} = \frac{F}{\dot{m}g} \quad (20)$$

En considérant la pression ambiante P_a égale à la pression d'éjection des gaz P_e – *ce qui est idéalement le cas* - F peut être remplacé par l'équation de la poussée (cf. équation 13) :

$$I_{sp} = \frac{\dot{m}v_e + (P_e - P_a)A_e}{\dot{m}g} = \frac{\dot{m}v_e}{\dot{m}g} = \frac{v_e}{g} \quad (21)$$

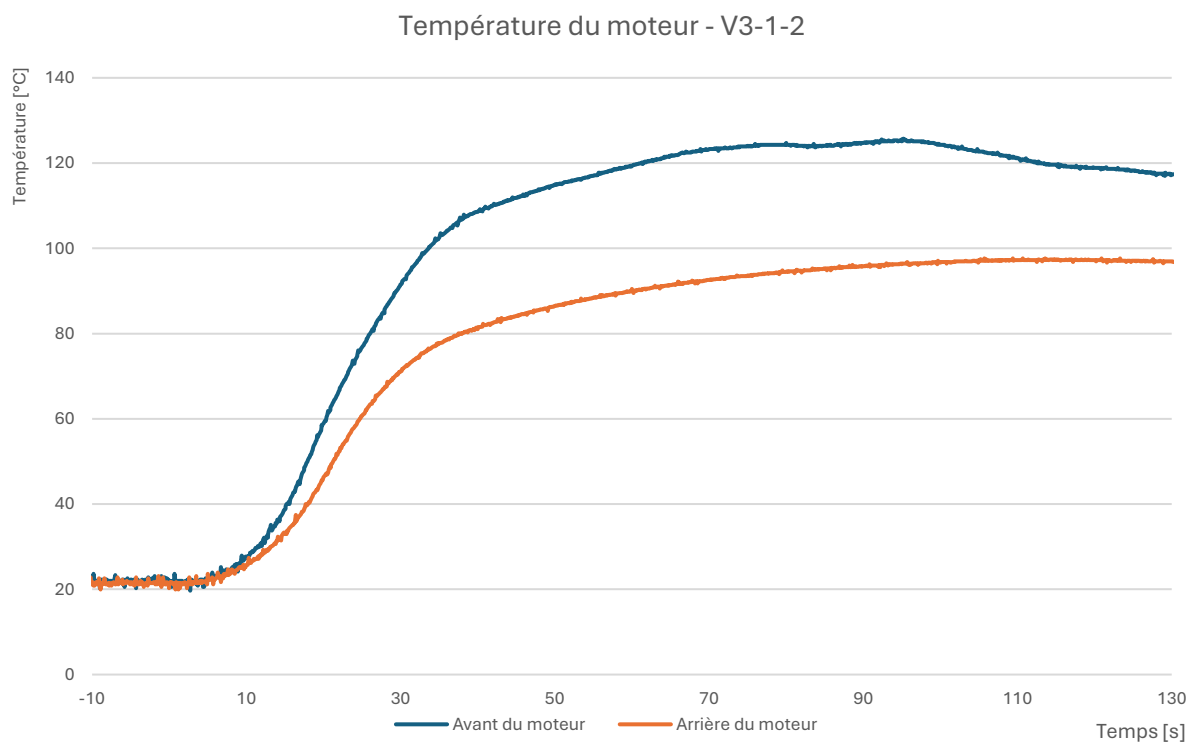
Pour une accélération gravitationnelle, cette valeur ne dépend que de la vitesse d'éjection des gaz et permet ainsi de quantifier la capacité d'un moteur à accélérer ses gaz.

Avec la vitesse d'éjection v_e calculée précédemment et l'accélération gravitationnelle au niveau de la mer $g = 9,81 \text{ m/s}^2$, nous obtenons la valeur suivante :

$$I_{sp} = 148,6 \text{ s}$$

Cette valeur correspond à nos attentes et coïncide avec les performances attendues d'un moteur de notre type. À titre de comparaison, le moteur solide de la navette spatiale possédait une impulsion spécifique d'environ 250 secondes, alors qu'un moteur classique biliquide fonctionnant à l'oxygène et à l'hydrogène possède une impulsion proche de 450 secondes.

Températures



Lors du test V3-1-2, les températures atteintes par le moteur correspondaient parfaitement à nos attentes et ont été très rassurantes. En effet, lors de ce test et des suivants, nous avons placé deux thermistances, à l'avant et à l'arrière du moteur, sur les parois de la chambre de combustion. Il est cependant connu que tout moteur-fusée à tendance, principalement pour des tests de courte durée, à chauffer après la fin du test, la chaleur se dissipant lentement dans le matériau. Ce phénomène est d'autant plus renforcé par l'épaisseur des parois en acier utilisées pour notre chambre de combustion. Nous avons observé au maximum 125 °C à l'avant du moteur et 97 °C à l'arrière de ce dernier et ce aux alentours de 100 secondes après la fin du test. Ces hautes températures atteintes ne présentent aucun risque pour les matériaux utilisés et nous assure la durabilité du moteur et du banc de test.

Nous n'avons cependant pas mesuré la température de la tuyère en graphite, car cette dernière pouvant de toute façon atteindre aisément plus de 1000 °C, dépassant le seuil limite des capteurs de températures utilisés. Le graphite étant extrêmement résistant à la chaleur, nous n'avons remarqué aucun problème lié à cette chauffe renforçant la réutilisabilité de notre moteur.

Performances théoriques

Nous avons cité précédemment plusieurs équations permettant de calculer la poussée d'un moteur-fusée à partir de certaines de ses caractéristiques. Désormais, possédant des valeurs expérimentales de poussée, il est pertinent de les comparer à celles calculables théoriquement. Reprenons la seconde équation nous permettant de calculer la poussée du moteur proportionnellement à sa pression dans sa chambre de combustion, à l'aire du col de sa tuyère et à l'efficacité de cette dernière (cf. équation 16).

Calculons la poussée maximale théorique en utilisant les valeurs retenues des résultats obtenus lors de notre test le plus performant V3-1-2. Ceci avec la pression maximale atteinte dans la chambre de combustion $P_c = 8,6 \text{ bars} = 860'000 \text{ Pa}$, l'aire du col de la tuyère $A_{th} \cong 1,96 \cdot 10^{-5}$, l'efficacité de notre tuyère (que nous imaginerons ici comme parfaite bien qu'elle ne le soit évidemment pas), $\eta_{CF} = 1$ et avec l'indice adiabatique calculé par CEARUN $\gamma = 1.159$ et la pression des gaz sortants $P_e = 101'325 \text{ Pa}$ comme cités précédemment :

$$C_F = \sqrt{\frac{2\gamma^2}{\gamma-1} \left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}} \left[1 - \left(\frac{P_e}{P_c}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}\right]} = 1.233$$

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

Ainsi, ce résultat nous indique qu'un moteur doté d'une tuyère semblable à la nôtre, brûlant avec une pression en chambre de combustion également similaire et avec une composition des gaz éjectés identique, devrait théoriquement produire 20,82 newtons de poussée. Ayant mesuré 43 newtons lors de notre test, il est difficile d'envisager que notre moteur ait mieux performé, d'un facteur double, qu'un moteur dans des conditions théoriques parfaites. Il est donc nécessaire d'interroger les causes des résultats obtenus. Nous considérons les hypothèses suivantes comme les plus probables :

- Tout d'abord, comme indiqué précédemment (cf. section 5.1 Système d'acquisition de données), il est possible que la méthode de calibration choisie se soit révélée fausse ou que les frottements aient été trop importants au point de dissiper en partie la poussée du moteur. En effet, le moteur étant posé à l'horizontale sur le rail linéaire, ce dernier résiste inévitablement au mouvement engendré par la poussée, diminuant la valeur lue par le capteur.
- Deuxièmement, il est probable, comme mentionné lors de l'analyse de la pression dans le moteur lors du test V3-1-2 (cf. Pression dans la chambre de combustion, section 9.2 Résultats finaux), que la chaleur des gaz de combustion ait perturbé la lecture du capteur, revoyant une pression inférieure à celle réellement présente ou encore que la pression dans la chambre ne fût pas équilibrée avec celle mesurée dans la chambre de précombustion.

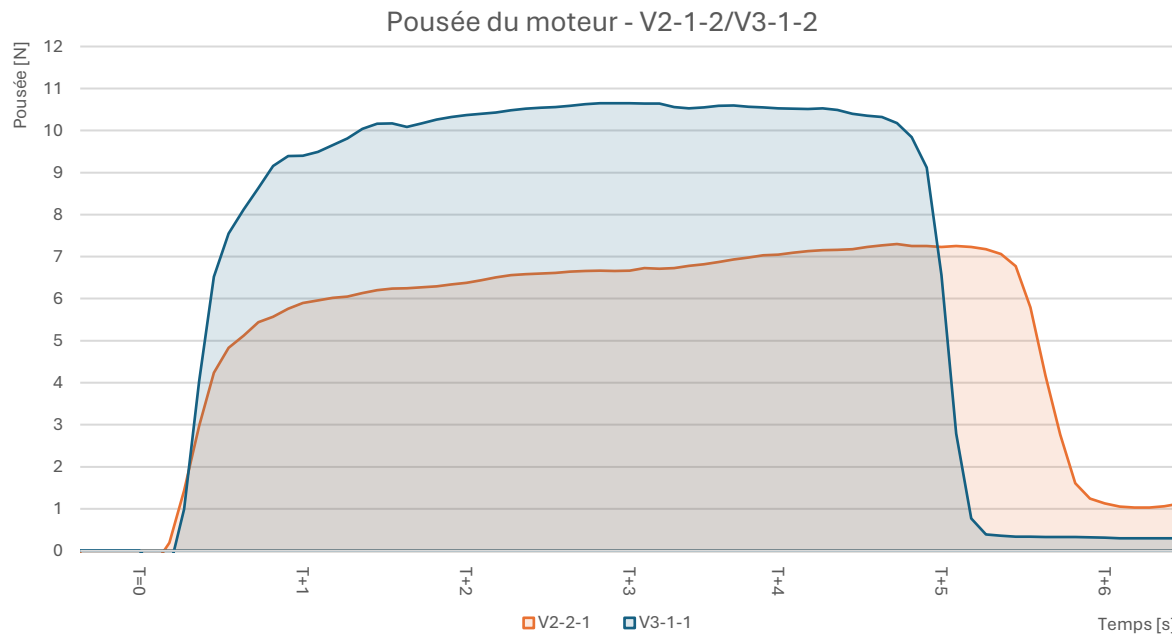
Si nous partons du principe que la mesure de la pression dans la chambre soit faussée et que cette dernière soit en fait très proche de celle d'injection d'oxydant par rapport au vide, soit $P_c = 16\text{bars} = 1'600'000\text{Pa}$, et avec les mêmes paramètres que précédemment ..., nous obtenons une poussée théorique F égale à 38.73 newtons, soit beaucoup plus proche de la poussée maximale mesurée et même légèrement supérieure à la poussée moyenne du test de 37 newtons. Si des tests futurs devraient avoir lieu, nous prendrions certaines mesures afin d'éviter les effets décrits par les hypothèses ci-dessus et confirmer les poussées mesurées.

Comparaison des différents tests

Influence de la section de l'injecteur sur les performances

Le changement majeur apporté à la V3 du moteur fut l'élargissement de l'orifice de l'injecteur d'oxydant en passant de 2,5 mm à 3,5 mm. Ce choix fut principalement motivé par la considération suivante : notre circuit fluide est constitué de multiples tuyaux, vannes et raccords possédant des sections très différentes. L'aire interne de la tuyauterie utilisée est alors variable. Nous avons également utilisé une bonbonne d'oxygène hautement pressurisée que nous pouvons aisément considérer comme inépuisable. La pression dans la bonbonne peut aussi être considérée inchangée durant la courte durée du test. Ainsi, la pression dans la bonbonne étant constamment supérieure à celle d'injection (la bonbonne étant pressurisée à plus de 100 bars et l'injection d'oxydant n'ayant pas dépassé 15 bars), le gaz est indéfiniment "poussé" dans la tuyauterie. Cependant, si aucun phénomène ne limitait l'écoulement du gaz, sa vitesse deviendrait rapidement infinie (bien évidemment, aucune bonbonne n'étant inépuisable, ce raisonnement a des limites). Et en effet, cette limite réside dans l'incapacité du gaz à dépasser la vitesse du son dans l'entière de la plomberie. Selon l'effet venturi expliqué plus tôt, un gaz est accéléré quand la section du conduit qu'il parcourt diminue et inversement. Le gaz sera alors accéléré jusqu'à ce que cet effet atteigne une limite, lorsque ce dernier aura atteint la vitesse du son à la section minimale du conduit.

Nous pouvons donc connaître le débit de gaz injecté en connaissant sa pression, sa densité (et son facteur de compressibilité, bien que très proche de 1 pour l'oxygène), la section la plus petite du circuit et en le considérant, la parcourir à une fois la vitesse du son (bien que cette dernière dépende entre autres de la température et de l'indice adiabatique du milieu). Étant en incapacité de connaître les dimensions des sections à l'intérieur du détendeur, de la bonbonne ou de certains raccords, nous avons pour théorie que cette section minimale était l'orifice de l'injecteur – soit la vis percée de 2,5 mm à l'arrière du moteur – et qu'ainsi, en l'agrandissant à 3,5 mm, le flux d'oxygène puisse être également augmenté, favorisant une combustion plus riche et plus rapide.



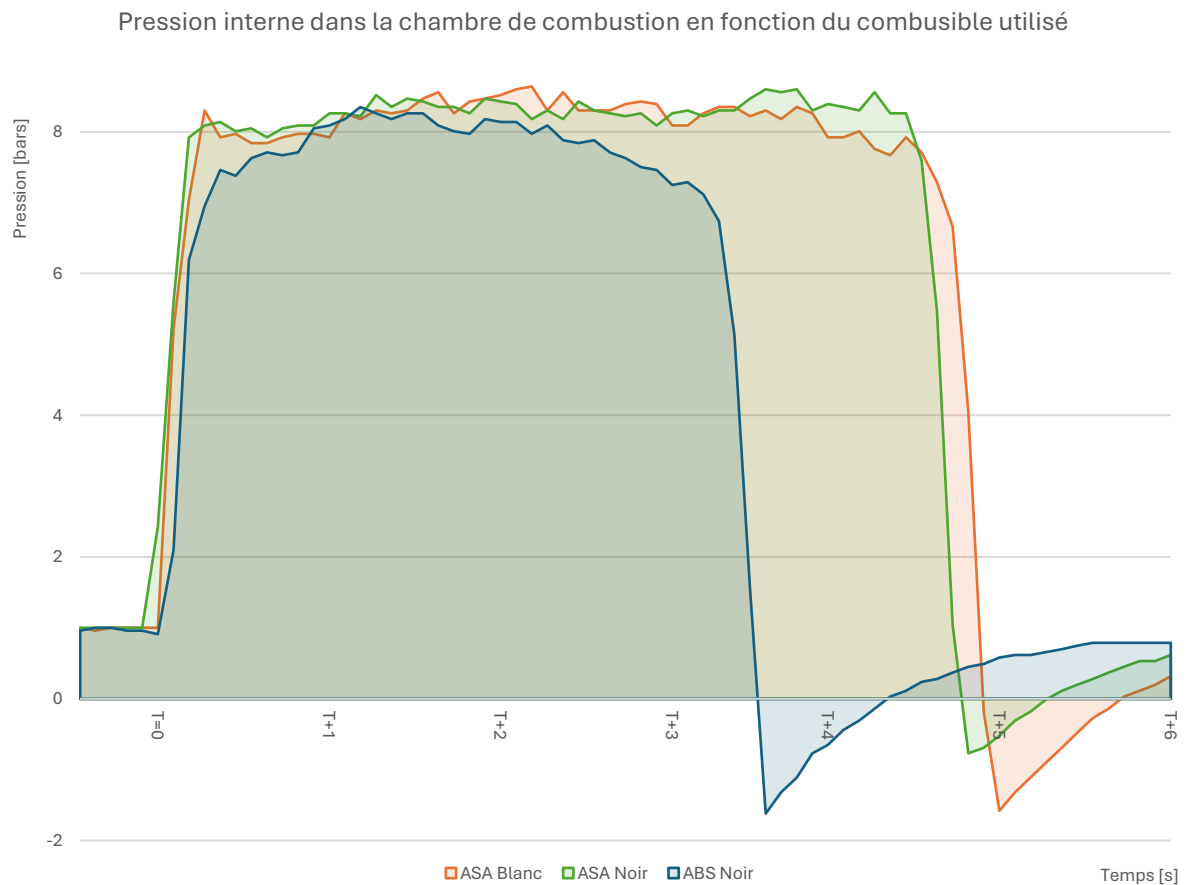
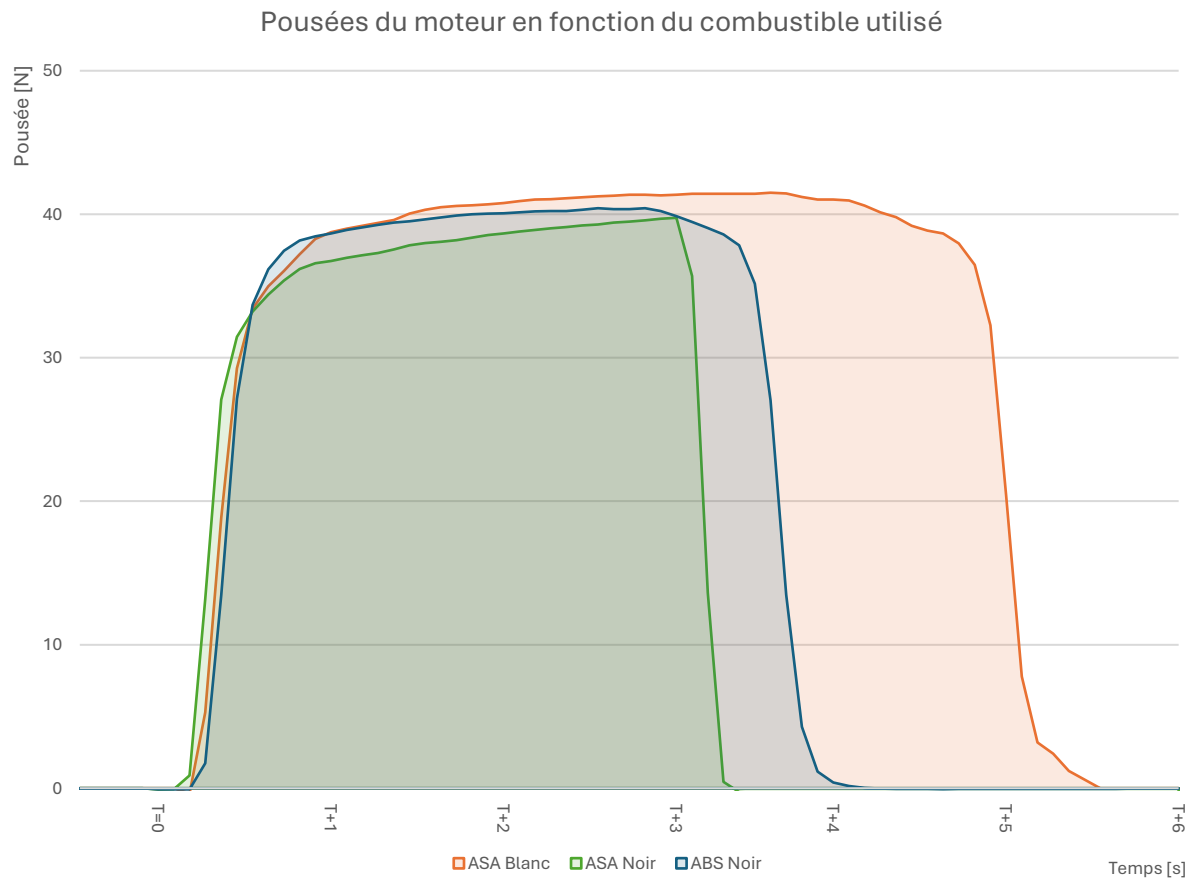
Le graphique ci-dessus présente la poussée du moteur en newtons en fonction du temps pour les tests V2-2-1 (en orange) avec l'injecteur percé de 2,5 mm, et V3-1-1 (en bleu) avec l'injecteur percé cette fois-ci de 3,5 mm (doublant l'aire de l'injecteur). Il est à préciser que les deux tests ont été interrompus volontairement et que la durée du test n'est pas représentative du taux de régression du grain. Bien que le premier test soit légèrement plus croissant, nous voyons clairement une augmentation notable de la poussée d'environ 55% pour une augmentation de l'aire d'injection de 96%. Ceci prouve ainsi que l'injecteur possédait la section la plus étroite de tout le conduit. Il est cependant impossible de savoir si la nouvelle section limitante est toujours l'injecteur ou non.

Si cela n'est pas le cas, il est probable qu'une section inconnue dans le détendeur ou dans la tuyauterie possède un diamètre situé entre 2,5 mm et 3,5 mm. Dans ce cas-ci, le flux d'oxydant ne fut qu'augmenté en partie par l'agrandissement de l'injecteur et le percé d'avantage ne permettrait pas un flux plus conséquent. Ceci pourrait expliquer l'augmentation de la poussée d'uniquement 55 % pour une aire d'injection doublée.

Si cela est le cas, le fait que la poussée n'ait pas doublé avec l'air de l'injecteur peut s'expliquer comme suit : en augmentant le flux d'oxygène, la combustion se rapproche d'une limite pour laquelle le grain ne se décompose pas assez rapidement et donc que le surplus d'oxygène est simplement éjecté sans avoir été consommé. Une pression plus élevée dans la chambre de combustion pouvant accélérer le taux de régression du grain peut être engendrée, entre autres, par une augmentation de la pression d'injection de l'oxydant. Cependant, le détendeur utilisé afin de limiter la pression d'oxydant à la sortie de la bouteille nous limita à 15 bars, pression maximale atteignable, que nous avons utilisée lors des tests ultérieurs à ceux présentés ici. L'augmentation de la section de l'injecteur était alors un moyen d'augmenter potentiellement la poussée sans devoir obligatoirement atteindre les limites du détendeur.

Afin de mieux pouvoir calculer la quantité d'oxygène consommée durant les tests, il aurait été préférable d'utiliser un débitmètre dans le circuit, en supplément du détendeur. Cela nous aurait permis de pouvoir notamment déterminer la masse d'oxygène injectée et donc l'O/F ratio utilisé. Malheureusement, nous n'avons pas ce genre d'appareil de mesure à disposition et avons décidé de gérer le flux d'oxydant via la pression à la sortie du détendeur.

Influence du matériau et de la couleur du combustible sur les performances



Afin de déterminer la configuration du moteur la plus performante, nous avons procédé à trois tests en variant à chaque fois le combustible utilisé. Nous avons testé, dans l'ordre, l'ASA blanc (combustible utilisé pour tous les tests antérieurs), de l'ASA, cette fois-ci de couleur noire, et finalement de l'ABS noir, matériau très semblable à l'ASA avec quelques différences au niveau de sa composition chimique. Nous avons pris soin de ne modifier aucune autre variable durant ces trois tests afin de pouvoir les comparer. Nos hypothèses quant aux résultats que nous allions obtenir étaient les suivantes :

- Comme entendu sur quelques vidéos d'Internet, la couleur noire du combustible permet d'absorber la chaleur émise sous forme de rayons infrarouges lors de la combustion. Ceci permettra théoriquement d'améliorer la capacité du combustible à se lier avec l'oxydant, augmentant alors le taux de régression, lui-même favorisant une poussée légèrement supérieure.
- L'ASA est très rarement utilisé dans les projets de moteurs-fusées hybrides semblables au notre, l'ABS le remplaçant. Ce choix peut s'expliquer soit par le prix de l'ABS, très souvent moins cher que l'ASA, sa disponibilité ou encore une capacité à brûler plus rapidement et donc à être plus performant. N'ayant pas trouvé d'informations à ce sujet et possédant déjà de l'ASA, nous avons débuté ce travail sans considérer l'ABS comme alternative.

Les résultats obtenus sont présentés sous forme de graphiques ci-dessus. Au premier regard, nous voyons que la poussée du test à base d'ASA noir fut brusquement interrompue à un peu plus de 3 secondes après le début du test. Cependant, la pression ayant demeuré constante et les vidéos le confirmant, la combustion a continué à avoir lieu jusqu'à T+5. Bien que nous ne connaissions pas les causes de cette interruption, nous remarquons qu'aucune différence de performance majeure n'est apparente. Bien qu'il soit probable que l'ASA noir ait facilité l'absorption des infrarouges, nous constatons que durant les 3 premières secondes du test, la poussée fut légèrement inférieure d'environ 5 % à celle produite par l'ASA blanc, mais cette différence demeurant trop faible pour être considérée, il n'est pas nécessaire d'utiliser un combustible noir durant les tests et nous concluons que la couleur du grain n'exerce quasiment aucune influence remarquable sur les performances du moteur.

Quant à l'ABS, nous constatons une poussée extrêmement proche de l'ASA blanc pendant les 4 premières secondes du test. Cependant, nous voyons que le test à base d'ABS a duré une seconde de moins que les 5 secondes habituelles. Dû à des défauts d'impression, le grain d'ABS possédait de légères cavités résultant dans une masse de carburant plus faible. Le grain a donc été consommé complètement plus rapidement et a mis fin au test une seconde avant la fermeture de la vanne d'oxydant. Cependant, la surface en contact avec l'oxygène n'ayant pas été affectée, les performances du test demeurent comparables. Nous voyons qu'il n'y a donc, de nouveau, aucune différence majeure propice à l'utilisation d'ABS à la place d'ASA comme combustible.

10. Conclusion

10.1 Synthèse des résultats

Tout au long de ce travail, nous avons réussi à obtenir des résultats extrêmement concluants. Nous avons en tout effectué, d'avril à septembre 2024, 12 tests du moteur, déclinés sous trois versions et six sous-versions. La version V3-1 lors de son deuxième test, indexé V3-1-2, a su se montrer la plus performante de toutes. Ce dernier test fut réalisé avec un grain percé selon le motif d'étoile à 12 branches – permettant la combustion la plus rapide et performante obtenue. Nous avons obtenu une poussée extrêmement stable pendant 5 secondes d'en moyenne 37 newtons avec un maximum à plus de 40 newtons. L'impulsion totale de notre moteur est donc de 185,29 Ns, lui attribuant la très satisfaisante classification H. Ceci signifie donc que l'acquisition et l'utilisation d'un moteur de performances similaires au nôtre requerrait une certification de niveau 1 auprès de Tripoli Rocketry Association. Nous avons également remarqué que l'utilisation d'ABS ou d'ASA ainsi que la couleur du combustible utilisé n'exerçaient aucune influence majeure sur les performances du moteur.

Les températures mesurées sur les parois de la chambre de combustion furent également convenables, ne dépassant pas les 130 °C. Ce maximum a été atteint près de 100 secondes après la fin du test, dû à la lente propagation de chaleur au travers des épaisses parois de la chambre de combustion.

Le système d'ouverture et de fermeture de la vanne d'injection d'oxydant fonctionna sans défaut et le moteur V3 ne fut pas endommagé par les tests, le rendant donc parfaitement réutilisable.

10.2 Synthèse des objectifs initiaux

En amont de ce travail, nous avons défini l'objectif du travail comme ceci (cf. section 1.2 Problématique) :

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

Nous avons également fixé, lors de l'étude générale (cf. section 7.1 Étude générale), les contraintes suivantes :

1. Le moteur devait être fonctionnel, fiable, facilement réutilisable et « capable de propulser théoriquement un modèle réduit de fusée ».

Après l'échec du test V1-1-2 marqué par la fonte de la tuyère en acier, le moteur a parfaitement performé lors de 10 tests, tous aux paramètres et aux performances de plus en plus importantes. Lors de nos journées de tests, nous avons réussi à procéder jusqu'à quatre tests durant une même après-midi. En effet, lors du développement des versions finales, nous avons veillé à optimiser la facilité de réutilisation et de rechargement du moteur afin de gagner en efficacité. Ceci nous a permis, à la fin, de débiter chaque test 30 minutes après le suivant. En développant la tuyère actuelle, nous avons conçu et construit un système facilement modulable permettant de changer ou de réutiliser des tuyères différentes et de les implémenter sans soudures ou quelque méthode de maintien fixe.

Nous avons finalement pesé le moteur V3 et sommes arrivés aux conclusions suivantes : le moteur chargé d'un grain de combustible pèse environ 700 g (le poids dépendant du type de grain et de son matériau). À ceci s'ajoutent les raccords de l'injecteur, la plomberie et la vanne motorisée pour environ 820 g de plus. Cependant, nous savons que si nous devions utiliser ce moteur dans une fusée, nous pourrions aisément simplifier la plomberie en enlevant certains raccords, angles et vannes. Nous pouvons donc considérer que le moteur ainsi que sa tuyauterie minimale ne dépasseraient pas les 1200 g, et ceci tout en conservant la conception en acier et ses 140 bars de pression maximale estimée. Ayant obtenu près de 4 kg de poussée lors de notre meilleur test, nous pouvons aisément affirmer que le moteur serait capable d'élever sa propre masse et éventuellement le corps d'une légère fusée supplémentaire. Bien évidemment, dans le cas où cela se ferait, nous procéderions également à un allègement du moteur en remplaçant certaines parties en acier par de l'aluminium bien plus léger et en réduisant les marges structurales. L'ensemble des allègements pourraient faire descendre le poids du moteur à environ 400 grammes et il faudrait compter un poids similaire pour le réservoir d'oxydant, laissant bien de la marge pour le reste de la potentielle fusée.

2. Ses dimensions ont également été limitées à un cylindre de 8 cm de diamètre et de 40 cm de long.

Quant à cette deuxième contrainte, et ayant conservé le même corps pour le moteur depuis le début du travail, nous pouvons confirmer que ces dimensions limites furent respectées.

Nous pouvons donc affirmer que nous avons, au terme de ce travail, complété les objectifs fixés tout en respectant les contraintes imposées.

10.3 Suite éventuelle

À court terme nous aimerions pousser notre moteur actuel au bord de ses limites. Nous souhaitons le faire fonctionner au moins jusqu'à des pressions d'injection de 40 bars et également le tester avec des grains en paraffine théoriquement plus performants et produisant une flamme « transparente ». Le dernier test du moteur actuel aura certainement lieu le jour de la présentation orale de ce TM.

Maintenant que nous savons construire un moteur fusé hybride, nous pouvons envisager d'en construire un second bien plus grand et puissant, qui serait compatible avec une fusée et qui incorporerait un réservoir d'oxydant. Dans ce sens, nous construirions le moteur majoritairement en aluminium, nous investirions dans un kit pour du protoxyde d'azote et minimiserions les pièces pour sa construction.

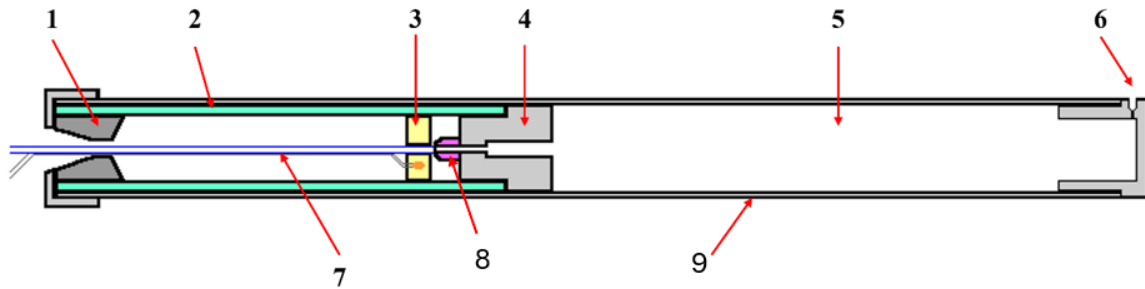


Figure 40 : Schéma du prochain prototype - https://www.macmillen.com/rockets/hybrid_tutorial.html.

Légende :

- 1) Tuyère
- 2) Isolant (liner)
- 3) Allumeur (igniter)
- 4) Séparateur entre la chambre et du réservoir
- 5) Réservoir de protoxyde d'azote
- 6) Tête du réservoir avec conduit de purge
- 7) Tube en nylon pour remplir le réservoir
- 8) Vanne UC à usage unique
- 9) Tube en aluminium servant de structure au tout

Comme notre moteur actuel, ce prototype aurait une tuyère en graphite usinée au tour. Il serait composé d'un tube d'aluminium qui composerait structure principale de l'ensemble chambre de combustion et réservoir d'oxydant. Les fixations de la tuyère, du séparateur entre la chambre de combustion et la tête du réservoir seraient attachées soit par des vis radiales, soit par une fixation filetée. Le fonctionnement et la conception de ce moteur serait dans les grandes lignes identiques à celui que nous avons construit dans ce TM. Cependant les changements principaux seront explorés ci-dessous.

Utilisation de l'aluminium

L'aluminium est un choix de matériau stratégique pour la conception de ce prototype en raison de sa légèreté et de son excellent rapport résistance/poids qui sont des qualités essentielles pour réduire la masse totale de ce prototype sans couper dans la robustesse. Bien que l'aluminium soit léger et offre un bon rapport résistance/poids, il est sensible aux hautes températures, ce qui pourrait le fragiliser ou provoquer une déformation, en particulier dans les conditions extrêmes de combustion apparaissant dans notre moteur et l'échauffement dû à la conduction de chaleur de la tuyère, qui se manifeste généralement après que le moteur est éteint. Ses caractéristiques le rendent idéal pour les structures principales du moteur, mais sa sensibilité thermique nécessite des précautions supplémentaires pour assurer la durabilité et l'efficacité du prototype. Afin de prolonger la durée de vie du moteur et de maximiser son efficacité, un liner (cf. section 7.2.2) sera appliqué sur toutes les parois de la chambre de combustion pour protéger l'aluminium des températures élevées et réduire les risques d'usure prématurée.

De plus, l'intégration d'un système de refroidissement passif, tel que des ailettes de dissipation thermique ou des plaques de conduction, pourrait contribuer à évacuer la chaleur générée dans

la chambre de combustion, stabilisant ainsi la structure en aluminium et améliorant la fiabilité du moteur sur le long terme.

Utilisation d'une UC valve

La « Urbanski-Colburn valve » ou plus communément appelée « UC valve », développée indépendamment par John Urbanski et Steve Colburn, est une « vanne » destinée aux moteurs hybrides permettant de simplifier le processus de remplissage et de lancement de ceux-ci. Ce système utilise un tuyau thermoplastique pour remplir le réservoir d'oxyde nitreux à travers la tuyère. La valve, dans notre cas, remplit quatre fonctions : remplir le réservoir, servir de soupape de sécurité (en éclatant à une pression d'environ 75 bars), déclencher l'allumage en cédant sous la pression et la chaleur de l'allumeur, et agir comme un orifice pour « ajuster » le débit du moteur. Dans ce prototype, la vanne n'est qu'un tube PTFE attaché au réservoir par un raccord de compression. Comparé à celle de notre moteur, cette vanne est bien plus légère, théoriquement elle reste sur le pas de tir. Tout ce poids économisé augmente les performances du moteur en augmentant son rapport poids puissance. Cette solution ne possède donc pas de moyen de moduler la combustion ni de possibilité de l'interrompre durant son fonctionnement, puisque cette dernière a lieu inévitablement jusqu'à l'épuisement de l'un des deux ergols. Toutefois, cela nous permet de conserver l'incapacité du moteur à initier la combustion sans l'apport énergétique de l'allumeur ainsi que l'environnement confiné de la chambre de combustion, rendant le moteur plus sécurisé sur le pas de tir.



Figure 41 : Photo d'un raccord de compression avec un tube PTFE - photo personnelle.

Système de purge du protoxyde d'azote

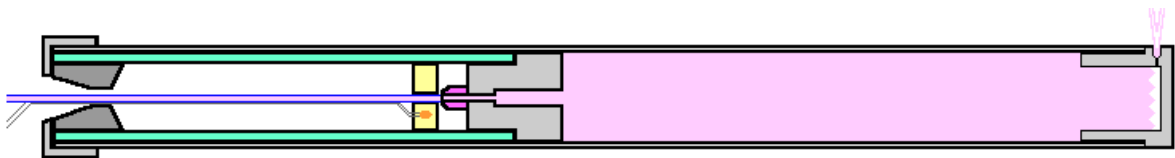


Figure 42 : Schéma du prototype avec le réservoir rempli - https://www.macmillen.com/rockets/hybrid_tutorial.html.

Ce dispositif est essentiel pour évacuer les gaz excédentaires lors du remplissage, permettant de maintenir une pression stable à l'intérieur du réservoir et d'éviter tout risque de surpression.

Dans notre conception, le choix d'un conduit de purge très fin et constamment ouvert s'explique par l'objectif de réduire le poids total du moteur. Nous supprimons la nécessité d'une valve de purge, allégeant ainsi le moteur tout en simplifiant sa structure. De plus ce conduit offre une indication visuelle de l'état de remplissage de celui-ci : lorsque le réservoir est plein, des vapeurs visibles de protoxyde d'azote s'échappent, formant un nuage perceptible, tandis que l'absence de vapeur signale que le réservoir est vide ou partiellement rempli.

Ce choix réduit donc les besoins d'instruments additionnels pour la purge et la mesure du niveau de remplissage, simplifiant et allégeant le système au maximum possible.

Cycle de fonctionnement de ce prototype

1. Remplissage du réservoir de protoxyde d'azote :

- Dans cette configuration, l'UC valve joue un rôle crucial dans le remplissage du réservoir de protoxyde d'azote (N_2O). Lorsqu'on alimente le moteur, le protoxyde d'azote est injecté dans le réservoir à travers le tube PTFE.

2. Équilibrage et purge des vapeurs de protoxyde d'azote

- Pendant le remplissage, le conduit de purge visible dans le système, laisse s'échapper les vapeurs de protoxyde d'azote excédentaires et les autres gaz présents dans le réservoir.

3. Activation de l'allumeur :

- Une fois le réservoir rempli, la séquence d'allumage commence par l'activation de l'allumeur, situé près de la chambre de combustion, juste au-dessus des grains de carburant. L'allumeur allume un pain de propergol (rocket candy), qui fait céder la valve UC et amorce le carburant solide.
- La rupture de la valve permet au protoxyde d'azote de s'écouler dans la chambre de combustion et de se mélanger au carburant solide ainsi amorcé.

4. Début de la combustion :

- Le protoxyde d'azote liquide commence à pénétrer dans la chambre de combustion. Ce flux d'oxydant entre en contact avec le carburant solide amorcé par l'allumeur, démarrant ainsi la réaction de combustion.
- La combustion produit des gaz chauds qui sont expulsés à haute vitesse à travers la tuyère, générant la poussée nécessaire pour propulser le moteur.

5. Contrôle du débit et de la poussée :

- La valve UC continue d'agir comme un orifice pour réguler le débit du protoxyde d'azote, ajustant ainsi la puissance du moteur.

6. Fin de la combustion :

- Une fois que le carburant solide ou le protoxyde d'azote est épuisé, la combustion s'arrête naturellement. La pression dans le système diminue et le moteur termine son cycle de fonctionnement. Si la valve UC est restée au pas de tir comme prévu, elle ne participe plus aux étapes ultérieures.

10.4 Mot de fin

Lors de ce travail de maturité sur le développement d'un démonstrateur de moteur-fusée hybride, nous avons exploré les aspects théoriques et pratiques de la propulsion hybride, abordant à la fois les principes physiques et la conception technique nécessaires pour construire notre moteur. Ce projet nous a permis de mettre en pratique et d'approfondir nos connaissances en physique, chimie, ingénierie, informatique, en optimisation des processus de construction, gestion des matériaux et d'autres encore.

Nous tenons à souligner que ce document ne peut refléter l'intégralité des efforts investis dans ce projet. Environ 400 heures de travail à nous deux ont été nécessaires pour concevoir, tester et documenter chaque étape, depuis les concepts de base jusqu'aux essais techniques. Au-delà de la théorie et des schémas inclus dans ce document, nous avons dû surmonter de nombreux défis techniques, pratiques et logistiques pour concevoir ce moteur hybride.

En choisissant d'effectuer ce travail à deux, nous tenions à avancer ensemble sur la direction générale du projet et à prendre chacune des décisions en commun. Cependant, pour des raisons d'efficacité, de préférences, de motivation ou encore de disponibilité géographique, nous nous sommes répartis certaines tâches et sections du travail (électronique, programmation, mécanique, etc.).

La réalisation de ce moteur hybride représente une étape importante non seulement dans notre compréhension des moteurs-fusées hybrides, mais aussi dans notre capacité à traduire des idées, théories scientifiques et schémas papier gribouillés en cours de maths, en dessins 3D sur ordinateur et dessins techniques devenant ensuite des prototypes imprimés en 3D et finalement devenant peut-être un projet concret.

En terminant ce travail de maturité, nous tenons à remercier toutes les personnes qui nous ont soutenu tout au long de ces neuf mois. Ce projet restera pour nous une expérience marquante et nous espérons qu'il en inspirera d'autres.

Sacha Bumann et Samuel Gebhard

11. Table des illustrations

Figure 1 : Photo du vol N° 3 du StarShip - https://x.com/SpaceX/status/1768642869525725253/photo/2 .	4
Figure 2 : Illustration de l'image du skateur - réalisée avec Diagrams.net.	5
Figure 3 : Illustration de la fusée - https://www.numworks.com/fr/professeurs/activites-pedagogiques/terminale/rocket-equation/ .	6
Figure 4 : Différents types de moteurs-fusées à propulsion chimique - https://www.mdpi.com/energies/energies-14-06794/article_deploy/html/images/energies-14-06794-g001.png .	8
Figure 5 : Schéma du moteur RS-25 - https://en.wikipedia.org/wiki/RS-25 .	10
Figure 6 : Schéma d'un moteur nucléaire thermique - https://fr.wikipedia.org/wiki/Propulsion_nucl%C3%A9aire_thermique#:~:text=La%20propulsion%20nucl%C3%A9aire%20thermique%20ou,pouss%C3%A9e%20qui%20propulse%20la%20fus%C3%A9e .	12
Figure 7 : Coupe de la fusée Bella Lui II de l'EPFL rocket team - https://epflrocketteam.ch/fr/projets/bella-lui-2/ .	14
Figure 8 : Atelier de serrurerie à Ballens - photo personnelle.	17
Figure 9 : Schéma de l'impression 3D FDM - https://www.linkedin.com/pulse/limpression-3d-dans-lindustrie-micro-erosion/ .	18
Figure 10 : Test statique d'un moteur Raptor de SpaceX, 2019 - https://www.teslarati.com/spacex-elon-musk-starship-raptor-test-stand-upgrades/ .	18
Figure 11 : Schéma explicatif du fonctionnement du banc - réalisé avec Diagrams.net.	20
Figure 12 : Rendu 3D du banc de test modélisé - rendu réalisé avec Fusion 360.	20
Figure 13 : Le banc de test une fois assemblé - photo personnelle.	20
Figure 14 : Rendu 3D du banc de test V2 modélisé - photo personnelle.	21
Figure 15 : Capteur de poussée utilisé - https://www.tinytronics.nl/en/sensors/ .	22
Figure 16 : Photographie de l'ordinateur d'acquisition de données lors des derniers tests dans une boîte imprimée en 3D - photo personnelle.	24
Figure 17 : Schéma explicatif du programme utilisé par le microcontrôleur principal - réalisé avec Diagrams.net.	25
Figure 18 : Schéma de fonctionnement d'une vanne à bille - https://www.cgr-robinetterie.fr/fr/robinets-boisseau-spherique/ .	26
Figure 19 : Schéma d'un moteur pas à pas - https://rotero.com/be-fr/moteurs-pas-a-pas-lineaires .	26
Figure 20 : Vue de coupe de la conception du support du moteur - rendu réalisé avec Fusion 360.	27
Figure 21: Pictogrammes de dangers rencontrés dans ce travail - https://www.anmeldestelle.admin.ch/chem/fr/home/themen/pflicht-hersteller/selbstkontrolle/kennzeichnung/gefahrenpiktogramm.html .	28
Figure 22 : Rendu 3D d'une vue de coupe du moteur v1 - réalisé avec Blender.	34
Figure 23 : Illustration de la structure d'un moteur à combustion solide et hybride - https://www.tobynorris.com/work/prog/cpp/mfc/concyl_hlp/solidrocketgrainanalysis.htm .	37
Figure 24 : Schéma de la fixation des pièces du moteur avec les forces appliquées - photo personnelle.	38
Figure 25 : Différentes courbes de poussées induites par différents motifs de perçage - https://www.nakka-rocketry.net/th_grain.html	40

Figure 26 : Plan de coupe et rendu 3D du grain à 7 branches - réalisé avec Fusion 360. _____	41
Figure 27 : Photo de l'idée de départ de l'injecteur - photo personnelle. _____	41
Figure 28 : Tuyère du moteur RL-10 utilisant le processus de « Regenerative cooling » lors d'un test sur banc d'essai - https://fr.wikipedia.org/wiki/Tuyère . _____	42
Figure 29 : Illustration de la géométrie d'une tuyère de Laval - https://fr.wikipedia.org/wiki/Tuyère_de_Laval . _____	43
Figure 30 : Dessin du modèle 3D de la première tuyère – réalisé avec Fusion 360. _____	47
Figure 31 : Photo prise lors de la brasure de la tuyère - photo personnelle. _____	47
Figure 32 : Photo prise lors du deuxième test - photo personnelle. _____	48
Figure 33 : Photo prise lors du deuxième test lorsque l'acier a commencé à fondre et brûler - photo personnelle. _____	49
Figure 34 : Rendu du prototype de moule pour une tuyère - photo personnelle. _____	51
Figure 35 : Schéma de la nouvelle conception - photo réalisée avec Fusion 360. _____	51
Figure 36 : Rendu en coupe du grain stars-12 – réalisé avec Fusion360. _____	52
Figure 37 : Photo prise lors du deuxième test du 16 aout - photo personnelle. _____	52
Figure 38 : Photo prise lors du test V3-2-1 - photo personnelle. _____	53
Figure 39 : Photo prise lors de l'un des tests où l'on remarque des disques de Mach - photo personnelle. _____	56
Figure 40 : Schéma du prochain prototype - https://www.macmillen.com/rockets/hybrid_tutorial.html . _____	66
Figure 41 : Photo d'un raccord de compression avec un tube PTFE - photo personnelle. _____	67
Figure 42 : Schéma du prototype avec le réservoir rempli - https://www.macmillen.com/rockets/hybrid_tutorial.html . _____	67

12. Annexes

Annexe A : Code Arduino - Système d'acquisition principal de données	72
Annexe B : Code Arduino - Contrôle de la vanne motorisée	75
Annexe C : Code python - Analyse des données	76
Annexe D : Tableau récapitulatif des tests.....	80
Annexe E : Résultats des tests – V1-1-1	81
Annexe F : Résultats des tests - V1-2-1	82
Annexe G : Résultats des tests - V2.....	83
Annexe H : Résultats des tests - V3.....	84
Annexe I : Dessin technique - Moteur V1	85
Annexe J : Dessin technique - Moteur V2/V3.....	86
Annexe K : Récapitulatif des coûts du projet	87
Annexe L : Récapitulatif des heures nécessaires à la construction et au test de la V1	88
Annexe M : Procédures de sécurité.....	89

Annexe A : Code Arduino - Système d'acquisition principal de données

```
// Library
#include <SPI.h>
#include <SD.h>
#include <NTC_Thermistor.h>
#include "Wire.h"
// #include <MPU6050_light.h>
#include <Arduino.h>
#include "HX711.h"
#include <Arduino.h>
// THERMISTORS
#define THERMISTOR1_SENSOR_PIN A0 // Thermistor1 analog pin
#define THERMISTOR2_SENSOR_PIN A1 // Thermistor2 analog pin
#define THERMISTOR3_SENSOR_PIN A2 // Thermistor3 analog pin
#define THERMISTOR_REFERENCE_RESISTANCE 10500
#define THERMISTOR_NOMINAL_RESISTANCE 100000
#define THERMISTOR_NOMINAL_TEMPERATURE 25
#define THERMISTOR_B_VALUE 3950
// LOADCELL
const int LOADCELL_DOUT_PIN = 6; // Load cell DOUT pin
const int LOADCELL_SCK_PIN = 7; // Load cell SCK pin
// PRESSURE TRANSDUCER
#define PRESSURE_PIN A3
// VALVE STATE INPUT PIN
#define VALVE_STATE_PIN 8 // Define valve state input pin
// INITIALIZING VARIABLES
long time;
float time_sec;
unsigned int start_time;
int counter = 0;
float load = 0;
int valveState = 0;
int valveStatePin = 0;
int lastValveStatePin = 0;
String filename;
//File file;
// SENSORS SETUP
HX711 loadcell; // Load cell setup
Thermistor *thermistor1; // Thermistors setup
Thermistor *thermistor2;
Thermistor *thermistor3;
void setup()
{
    Serial.begin(9600); // Initializing serial
    pinMode(VALVE_STATE_PIN, INPUT); // Defining valve state input pin
    // Defining thermistors
    thermistor1 = new NTC_Thermistor(
        THERMISTOR1_SENSOR_PIN,
        THERMISTOR_REFERENCE_RESISTANCE,
        THERMISTOR_NOMINAL_RESISTANCE,
        THERMISTOR_NOMINAL_TEMPERATURE,
        THERMISTOR_B_VALUE);
    thermistor2 = new NTC_Thermistor(
        THERMISTOR2_SENSOR_PIN,
        THERMISTOR_REFERENCE_RESISTANCE,
        THERMISTOR_NOMINAL_RESISTANCE,
        THERMISTOR_NOMINAL_TEMPERATURE,
        THERMISTOR_B_VALUE);
    thermistor3 = new NTC_Thermistor(
        THERMISTOR3_SENSOR_PIN,
        THERMISTOR_REFERENCE_RESISTANCE,
        THERMISTOR_NOMINAL_RESISTANCE,
        THERMISTOR_NOMINAL_TEMPERATURE,
        THERMISTOR_B_VALUE);
}
```

Moteur-fusée hybride

```
while (!Serial)
{
    ; // wait for serial port to connect
}
//MPU6050 initialization
/*Serial.print("Initializing MPU6050...");
byte status = mpu.begin();
Serial.print(F("MPU6050 status: "));
Serial.println(status);
while(status!=0){ } // stop everything if could not connect to MPU6050
Serial.println(F("Calculating offsets, do not move MPU6050"));
delay(1000);
mpu.calcOffsets(true,true); // gyro and accelero
Serial.println("initialization done.");*/
// Load Cell initialization
Serial.print("Initializing Load Cell...");
loadcell.begin(LOADCELL_DOUT_PIN, LOADCELL_SCK_PIN);
loadcell.set_scale(109.211524); // Load cell calibration value
loadcell.tare();
Serial.println("initialization done.");
// SD initialization
Serial.print("Initializing SD card...");
if (!SD.begin(4))
{
    Serial.println("initialization failed!");
    while (1);
}
Serial.println("initialization done.");
// Data file's name input
Serial.println("Enter data filename : ");
while (Serial.available() == 0)
{
}
filename = String(Serial.readString());
filename.trim();
Serial.println("Creating file : " + filename + ".txt");
File file = SD.open(filename + ".txt", FILE_WRITE); // Oppening file
if (file)
{
    file.println("T,TEMP1,TEMP2,TEMP3,LOAD,PRESSURE,VALVE");
    Serial.println("File successfully opened");
}
else
{
    Serial.println("error opening file");
}
file.close(); // Closing file
// Waiting for serial input before starting
Serial.println("Waiting to start ...");
while (Serial.available() == 0)
{
}
Serial.println("Starting ...");
start_time = millis(); // Get based time
}
```

Moteur-fusée hybride

```
void loop()
{
  int valveStatePin = digitalRead(VALVE_STATE_PIN); // Get valve state input pin state
  if (valveStatePin != lastValveStatePin) // Checking new valve state input state
  {
    if (valveStatePin == HIGH)
    {
      valveState = 1; // If switch HIGH
    }
    else
    {
      valveState = 0; // If switch LOW
    }
    lastValveStatePin = valveStatePin; // Update last switch state
  }
  // Getting MPU6050 data
  // mpu.update();
  // Getting TEMPS
  const double temp1 = thermistor1->readCelsius();
  const double temp2 = thermistor2->readCelsius();
  const double temp3 = thermistor3->readCelsius();
  // Getting TIME
  time = millis() - start_time;
  time_sec = time / 1000.0;
  // Getting LOADS
  load = loadcell.get_units() * 0.00981;
  // Getting PRESSURE
  float pressureReading = analogRead(PRESSURE_PIN);
  float pressureReadingVoltage = pressureReading * (5.0 / 1023.0); // Convert readings to Volts
  float pressureBaselineVoltage = 0.49; // 1 atm pressure Voltage readings
  float pressurePsi = (pressureReadingVoltage - pressureBaselineVoltage)*(500.0 / (4.5 - pressureBaselineVoltage)); // Convert readings to PSI
  float pressure = ((pressurePsi*6894.76)+101325)/100000;
  // Serial print
  if (counter == 1)
  {
    Serial.println((String)valveState + " : Temp1:" + temp1 + " , Temp2:" + temp2 + " , Temp3:" + temp3
+ " , Load:" + load + " , Pressure:" + pressure);
    counter = 0;
  };
  // SD writing
  File file = SD.open(filename + ".txt", FILE_WRITE); // Oppening file
  if (file)
  {
    file.print(time_sec, 1);
    file.println((String) "," + temp1 + "," + temp2 + "," + temp3 + "," + load + "," + pressure + "," +
valveState);
  }
  else
  {
    Serial.println("error opening file");
  }
  file.close(); // Closing file
  counter++; // Increment counter
  delay(50); // Wait 100ms before next data write
}
```

Annexe B : Code Arduino - Contrôle de la vanne motorisée

```
#include <Stepper.h>

// SWITCH
#define SWITCH_PIN A0 // Motor switch pin

// OUTPUT VALVE STATE
#define VALVE_STATE_PIN 2 // Output valve state pin

// STEPPER MOTOR
const int stepPin = 3;
const int dirPin = 4;
const int stepsPerRevolution = 200;

const int rotations = 4;
const int burnTime = 5;

int lastSwitchState = 0;

Stepper stepper(stepsPerRevolution, stepPin, dirPin);

void setup() {

  Serial.begin(9600); // Initializing serial

  pinMode(SWITCH_PIN, INPUT_PULLUP); // Defining switch

  // Defining Stepper Motor
  stepper.setSpeed(100); // Rotation speed (RPM)
}

void loop() {

  int switchState = digitalRead(SWITCH_PIN); // Get switch state
  Serial.println(switchState);

  if (switchState != lastSwitchState) // Checking new switch state
  {
    if (switchState == HIGH)
    {
      digitalWrite(VALVE_STATE_PIN, HIGH);
      Serial.println("Valve Opened");
      stepper.step(rotations * stepsPerRevolution);

      Serial.println("Waiting");

      delay(5-(2*((4/200)*60)));

      Serial.println("Closing Valve");
      stepper.step(-(rotations * stepsPerRevolution)+100);
      digitalWrite(VALVE_STATE_PIN, LOW);
      Serial.println("Valve Closed");
    }
    lastSwitchState = switchState; // Update last switch state
  }
}
```

Annexe C : Code python - Analyse des données

```
import pandas as pd
import matplotlib.pyplot as plt
import math
from rocketcea.cea_obj import CEA_Obj, add_new_fuel, add_new_oxidizer, add_new_propellant
# ----- PARAMETERS -----
index = 'v3/v3-1/v3-1-2/v3-1-2'
burn_time = 5
margin = 3
burn_offset = 0
# Temperatures
temp1 = 'Moteur-avant'
temp2 = 'Moteur-arrière'
temp3 = None
# Oxydizer
ox_pressure = 15 # bar
# Fuel
grain_design = "stars-12"
grain_material = "ASAW"
grain_number = 1
grain_mass_initial = 44 # g
grain_mass_final = 9 # g
# Nozzle
nozzle_enter_diameter = 20 # mm
nozzle_throat_diameter = 5 # mm
nozzle_exit_diameter = 24 # mm
# ----- SETTINGS -----
pressure_in_volts = False
pressure_baseline_voltage = 0.51
# ----- ROCKETCEA -----
card_str = """
fuel C18H23NO2(S) C 18.0 H 23.0 N 1.0 O 2.0 wt%=100.00
h,cal= 1200.0 t(k)=298.15 rho=0.9220
"""
add_new_fuel( 'MMH_AL', card_str )
C = CEA_Obj(oxName="GOX", fuelName="MMH_AL")
# ----- CALCULATION -----
burn_time -= burn_offset
am_pressure = 1.01 # bar
ox_diameter = 3.5 # mm
ox_temp = 20 # degC
ox_molar_mass = 31.9988 # g/mol
ox_gamma = 1.4 # ratio
ox_density = 1.314 # kd/m3
r = 8.314462 # J/mol/K
# Converting
am_pressure *= 100000
ox_pressure *= 100000
ox_diameter /= 1000
ox_temp += 273.15
ox_molar_mass /= 1000
ox_gamma = 1.4
grain_mass_initial /= 1000
grain_mass_final /= 1000
nozzle_throat_diameter = 5/1000
nozzle_exit_diameter = 24/1000
nozzle_enter_diameter = 24/1000
def get_average(df, column):
    df_burn = df[(df['T+'] > 0) & (df['T+'] < burn_time)]
    return round(df_burn[column].mean(),8)
# Load the .txt file
file_path = index + '.txt'
df = pd.read_csv(file_path)
df['T+'] = 0.0
df['PRESSURE2'] = 0.0
i = 0
while df.loc[i, 'VALVE'] != 1:
    i += 1
start_index = i
```

Moteur-fusée hybride

```
for j in range(len(df)):
    if pressure_in_volts:
        pressure_volts = df.loc[j, 'PRESSURE']
        df.loc[j, 'PRESSURE2'] = round((((pressure_volts - pressure_baseline_voltage)*(500/(4.5-
pressure_volts))*6894.76)+101325)/100000,2)
        if j < i:
            df.loc[j, 'T+'] = round(-(df.loc[start_index, 'T'] - df.loc[j, 'T'])-burn_offset, 1)
        else:
            df.loc[j, 'T+'] = round(df.loc[j, 'T'] - df.loc[start_index, 'T']-burn_offset, 1)
df = df.drop(columns=['T'])
if pressure_in_volts:
    df['PRESSURE'] = df['PRESSURE2']
df = df[['T+', 'TEMP1', 'TEMP2', 'TEMP3', 'LOAD', 'PRESSURE', 'VALVE']]
df_filtered = df[(df['T+'] >= -margin) & (df['T+'] <= (burn_time + margin))]
output_file = index + '-updated.txt'
df.to_csv(output_file, sep=',', index=False)
output_file_filtered = index + '-filtered.txt'
df_filtered.to_csv(output_file_filtered, sep=',', index=False)
print(f"Updated files saved")
# Plotting
fig1, (ax1, ax2) = plt.subplots(2, 1, figsize=(14, 18), sharex=True)
# Plot LOAD
ax1.plot(df_filtered['T+'], df_filtered['LOAD'], label='F', color='blue', linestyle='-')
ax1.set_xlabel('T+[s]')
ax1.set_ylabel('F[N]')
ax1.set_title('Pousée')
ax1.grid(True)
ax1.legend()
# Plot PRESSURE
ax2.plot(df_filtered['T+'], df_filtered['PRESSURE'], label='Pc', color='red', linestyle='-')
ax2.set_xlabel('T+[s]')
ax2.set_ylabel('Pc[bar]')
ax2.set_title('Pression')
ax2.grid(True)
ax2.legend()
# Adjust layout
plt.tight_layout()
image_file = index + '.png'
plt.savefig(image_file)
print(f"Graphs saved")
# Plotting
fig2, (ax3) = plt.subplots(1, 1, figsize=(14, 8), sharex=True)
# Plot TEMP1 and TEMP2
if temp1:
    ax3.plot(df['T+'], df['TEMP1'], label=temp1, color='green', linestyle='-')
if temp2:
    ax3.plot(df['T+'], df['TEMP2'], label=temp2, color='purple', linestyle='-')
if temp3:
    ax3.plot(df['T+'], df['TEMP3'], label=temp3, color='purple', linestyle='-')
ax3.set_xlabel('T+[s]')
ax3.set_ylabel('T[°C]')
ax3.set_title('Températures')
ax3.grid(True)
ax3.legend()
# Adjust layout
plt.tight_layout()
image_file = index + '-temp.png'
plt.savefig(image_file)
```

Moteur-fusée hybride

```
# ----- CALCULATING -----
f_avg = get_average(df, 'LOAD')
f_max = max(df['LOAD'])
p_avg = get_average(df, 'PRESSURE')*100000
p_max = max(df['PRESSURE'])*100000
t1_max = max(df['TEMP1'])+273.15
t2_max = max(df['TEMP2'])+273.15
t3_max = max(df['TEMP3'])+273.15
i_total = get_average(df, 'LOAD')*burn_time
grain_mass_consumed = grain_mass_initial - grain_mass_final
grain_mass_consumed_purcentage = 100*grain_mass_consumed/grain_mass_initial
grain_mass_flow = grain_mass_consumed/burn_time
ox_rs = r/ox_molar_mass
ox_sound_speed = (ox_gamma*ox_rs*ox_temp)**(0.5)
ox_area = (ox_diameter/2)**2*math.pi
ox_mass_flow = ox_sound_speed*ox_area*ox_density*(ox_pressure/am_pressure)
ox_mass_consumed = ox_mass_flow*burn_time
mass_flow = ox_mass_flow + grain_mass_flow
of_ratio = ox_mass_flow/grain_mass_flow
i_specific = f_avg/(mass_flow*9.81)
# Motor class
if i_total > 640:
    motor_class = 'J or higher'
elif i_total > 320:
    motor_class = 'I'
elif i_total > 160:
    motor_class = 'H'
elif i_total > 80:
    motor_class = 'G'
elif i_total > 40:
    motor_class = 'F'
elif i_total > 20:
    motor_class = 'E'
elif i_total > 10:
    motor_class = 'D'
elif i_total > 5:
    motor_class = 'C'
else:
    motor_class = 'B or lower'
# Nozzle
nozzle_enter_area = (nozzle_enter_diameter/2)**2*math.pi
nozzle_throat_area = (nozzle_throat_diameter/2)**2*math.pi
nozzle_exit_area = (nozzle_exit_diameter/2)**2*math.pi
# RocketCEA
rocket_cea_output = C.get_full_cea_output( Pc=[(p_avg/100000)], # number or list of chamber pressures
                                           MR=[of_ratio], # number or list of mixture ratios
                                           PcOvPe=[p_avg/am_pressure], # number or list of Pc/Pexit
                                           eps=[nozzle_exit_area/nozzle_throat_area], # number or list of
supersonic area ratios
                                           subar=[nozzle_enter_area/nozzle_throat_area], # number or list of
subsonic area ratios
                                           short_output=1, # 0 or 1 to control output length
                                           pc_units='bar', # pc_units = 'psia', 'bar', 'atm', 'mmh'
                                           output='siunits', # output = 'calories' or 'siunits'
                                           fac_CR=None)
print("Rocket CEA processed")
```

Moteur-fusée hybride

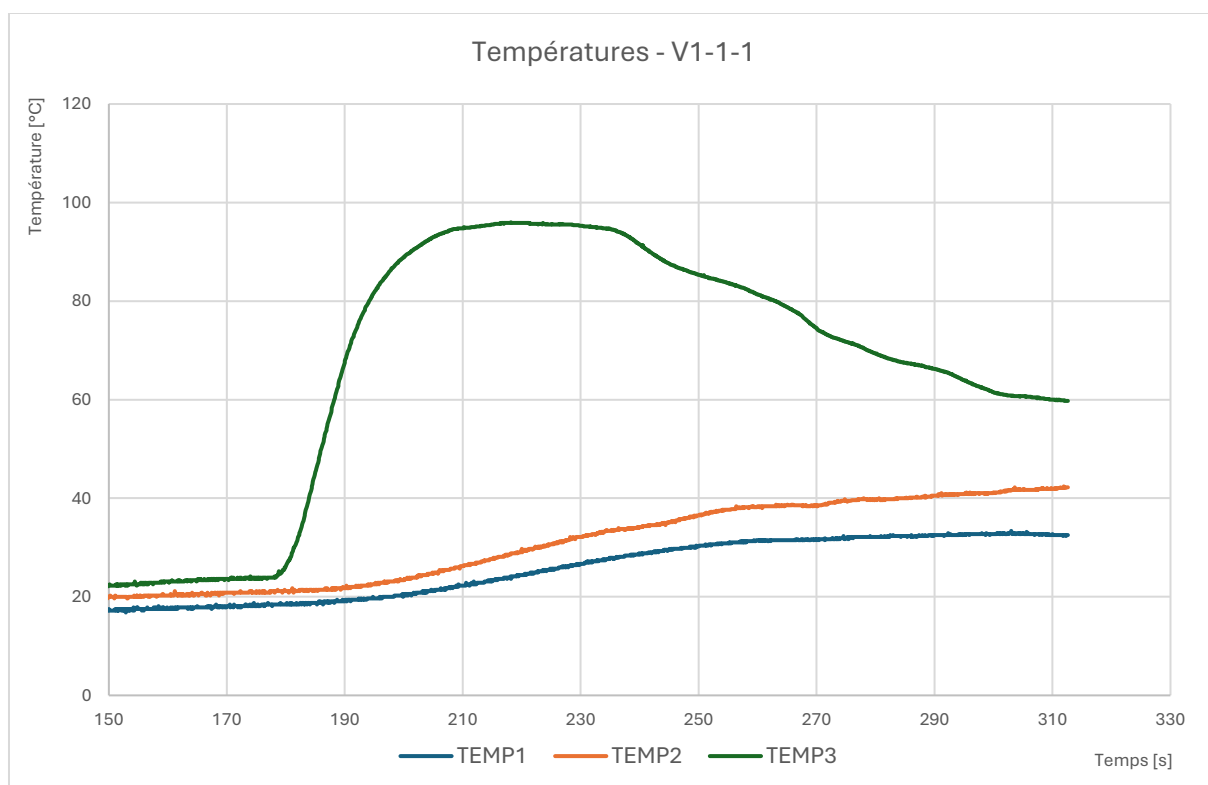
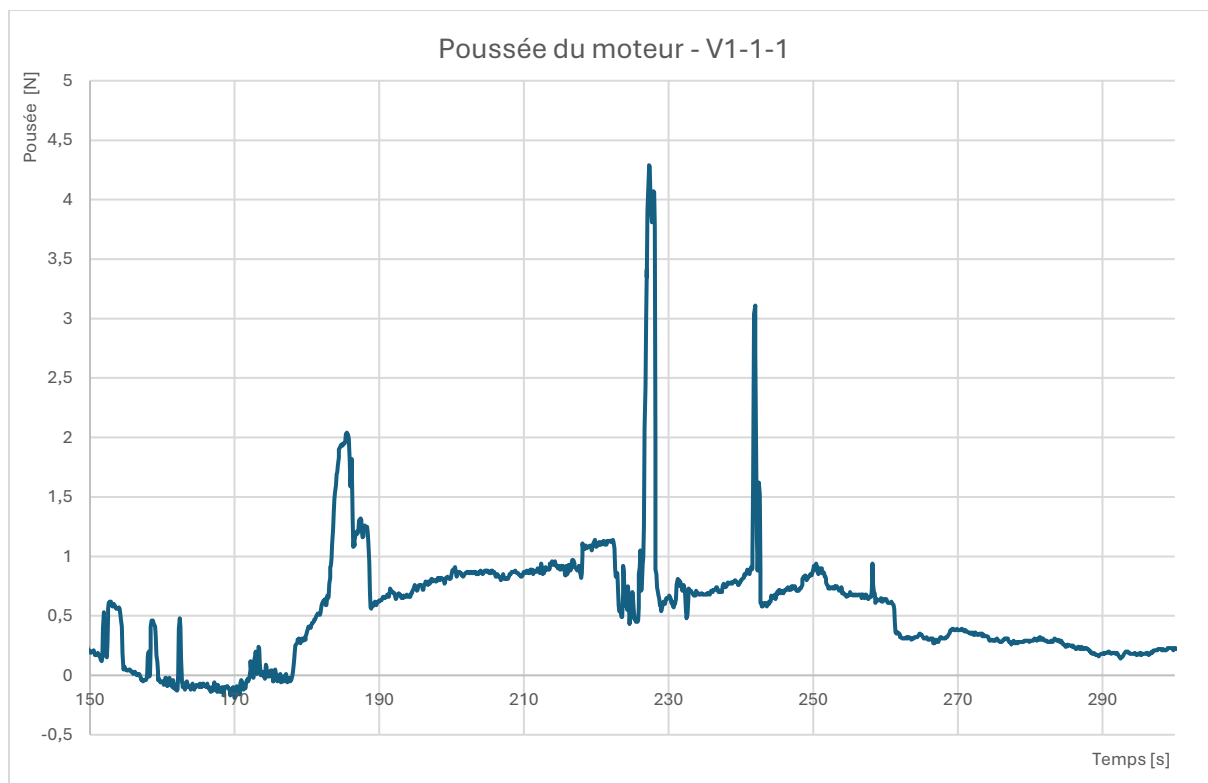
```
with open((index + "-output.txt"), "w") as file:
    file.write(f"----- TEST: {index} -----\n")
    file.write(f"Burn time: {burn_time:.2f} [s]\n")
    file.write(f"\nThrust\n")
    file.write(f"F_avg: {f_avg:.2f} [N] / {f_avg/9.81:.2f} [kg]\n")
    file.write(f"F_max: {f_max:.2f} [N] / {f_max/9.81:.2f} [kg]\n")
    file.write(f"\nPressure\n")
    file.write(f"P_avg: {p_avg/100000:.2f} [bar] / {p_avg:.2f} [Pa]\n")
    file.write(f"P_max: {p_max/100000:.2f} [bar] / {p_max:.2f} [Pa]\n")
    file.write(f"\nTemps\n")
    if temp1:
        file.write(f"Temp1_max: {(t1_max-273.15):.2f} [degC] - ({temp1})\n")
    if temp2:
        file.write(f"Temp2_max: {(t2_max-273.15):.2f} [degC] - ({temp2})\n")
    if temp3:
        file.write(f"Temp3_max: {(t3_max-273.15):.2f} [degC] - ({temp3})\n")
    file.write(f"\nImpulse\n")
    file.write(f"I_total: {i_total:.2f} [Ns]\n")
    file.write(f"I_specific: {i_specific:.2f} [s]\n")
    file.write(f"Motor class: {motor_class}\n")
    file.write(f"\nGrain\n")
    file.write(f"Grain design: {grain_design}\n")
    file.write(f"Grain material: {grain_material}\n")
    file.write(f"Grain initial mass: {grain_mass_initial*1000:.2f} [g] / {grain_mass_initial:.4f}
[kg]\n")
    file.write(f"Grain final mass: {grain_mass_final*1000:.2f} [g] / {grain_mass_final:.4f} [kg]\n")
    file.write(f"Grain consumed: {grain_mass_consumed*1000:.2f} [g] / {grain_mass_consumed:.4f}
[kg]\n")
    file.write(f"Grain consumed % : {grain_mass_consumed_percentage:.2f} [%]\n")
    file.write(f"Grain flow: {grain_mass_flow*1000:.2f} [g/s] / {grain_mass_flow:.4f} [kg/s]\n")
    file.write(f"\nOxydizer\n")
    file.write(f"Oxygen pressure: {ox_pressure/100000:.2f} [bar] / {ox_pressure:.2f} [Pa]\n")
    file.write(f"Oxygen diameter: {ox_diameter*1000:.2f} [mm] / {ox_diameter:.4f} [m]\n")
    file.write(f"Oxygen area: {ox_area*1000000:.2f} [mm^2] / {ox_area:.8f} [m^2]\n")
    file.write(f"Oxygen temperature: {ox_temp-273.15:.2f} [degC] / {ox_temp:.2f} [K]\n")
    file.write(f"Oxygen gamma: {ox_gamma:.2f} [ratio]\n")
    file.write(f"Oxygen molar mass: {ox_molar_mass*1000:.2f} [g/mol] / {ox_molar_mass:.4f} [kg/mol]\n")
    file.write(f"Oxygen sound speed: {ox_sound_speed:.2f} [m/s]\n")
    file.write(f"Oxygen flow: {ox_mass_flow*1000:.2f} [g/s] / {ox_mass_flow:.4f} [kg/s]\n")

    file.write(f"\nFlow: {mass_flow*1000:.2f} [g/s] / {mass_flow:.4f} [kg/s]\n")
    file.write(f"\nO/F ratio: {of_ratio:.2f}\n")
    file.write(f"\nNozzle\n")
    file.write(f"Nozzle enter diameter: {nozzle_enter_diameter*1000:.2f} [mm] /
{nozzle_enter_diameter:.4f} [m]\n")
    file.write(f"Nozzle throat diameter: {nozzle_throat_diameter*1000:.2f} [mm] /
{nozzle_throat_diameter:.4f} [m]\n")
    file.write(f"Nozzle exit diameter: {nozzle_exit_diameter*1000:.2f} [mm] /
{nozzle_exit_diameter:.4f} [m]\n")
    file.write(f"Nozzle enter area: {nozzle_enter_area*1000000:.2f} [mm^2] / {nozzle_enter_area:.8f}
[m^2]\n")
    file.write(f"Nozzle throat area: {nozzle_throat_area*1000000:.2f} [mm^2] / {nozzle_throat_area:.8f}
[m^2]\n")
    file.write(f"Nozzle exit area: {nozzle_exit_area*1000000:.2f} [mm^2] / {nozzle_exit_area:.8f}
[m^2]\n")
    file.write(f"\n----- END TEST: {index} -----\n")
    file.write(f"\n----- ROCKETCEA: {index} -----\n")
    file.write(f"RocketCEA output:\n")
    file.write(f"{rocket_cea_output}\n")
print("Output file saved")
```


Annexe D : Tableau récapitulatif des tests

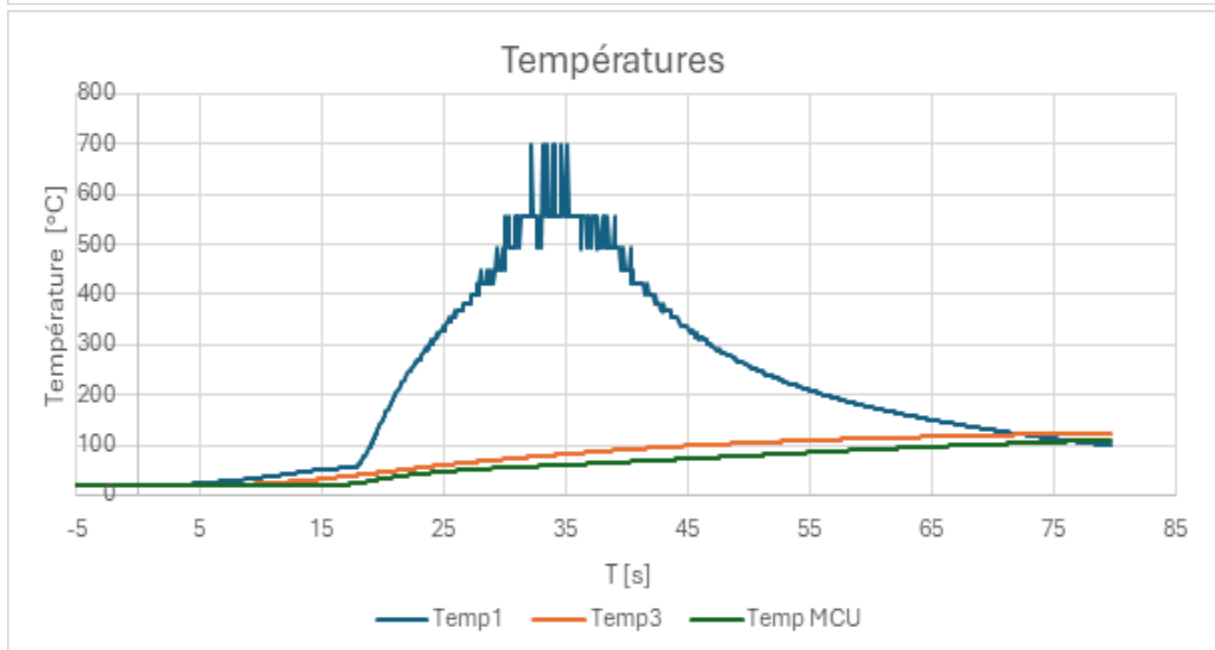
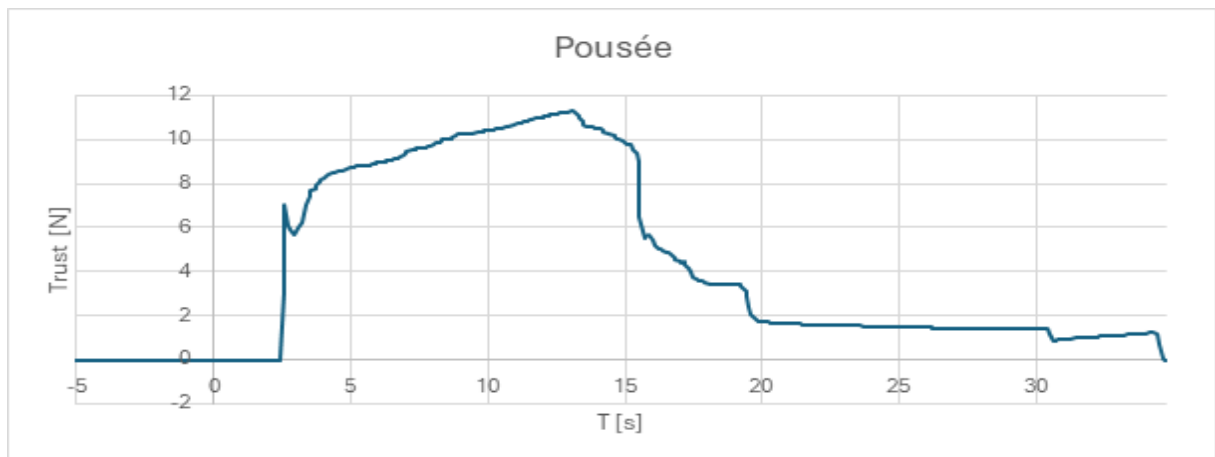
Informations				Grain		Oxydant	Burn	Trust		Pression		Températures			Impulsion		O/F Ratio
Indicatif	Date	Changement apporté	Design	Matériau	Pression [bars]	time [s]	Max [N]	Max [kg]	Max [bars]	Plomberie	Moteur-arrière	Moteur-avant	Tuyère	Total [Ns]	Class	Fule consumed [%]	
v1-1-1	24.04.2024	Version initiale	stars-5	ASAW	6	10,45	4,29	0,44			33,36	42,38	95,97	101,76	G	70,00	
v1-1-2	04.09.2024	Ox Pression 6 → 9															
v2-1-1	16.08.2024	Tuyère v2, satsr-5 → stars-7	stars-7	ASAW	3	3,2	3,12	0,32	2,56	26,20		31,48		14,91	D	7,89	
v2-1-2	16.08.2024	Ox Pression 3 → 6	stars-7	ASAW	6	5,7	1,24	0,13	4,37	47,66		97,50		-8,72	-	50,00	
v2-1-3	16.08.2024	Ox Pression 6 → 9	stars-7	ASAW	9	5	8,84	0,90	6,34	31,70		65,83		31,96	E	50,00	
v2-2-1	16.08.2024	stars-7 → stars-12	stars-12	ASAW	9	4,1	10,29	1,05	6,43	32,54	82,89	88,24		33,25	E	56,25	
v3-1-1	16.09.2024	Ox Injecteur 2.5mm → 3.5mm	stars-12	ASAW	9	5	10,65	1,09	6,76		49,32	83,90		46,09	F	61,36	
v3-1-2	16.09.2024	Ox Pression 9 → 15	stars-12	ASAW	15	5	41,50	4,23	8,64		97,64	125,74		185,29	H	79,55	
v3-2-1	16.09.2024	→ ASAB	stars-12	ASAB	15	5	39,75	4,05	8,60		114,86	133,59		108,99	G	79,49	
v3-3-1	16.09.2024	→ABSB	stars-12	ABSB	15	5	40,42	4,12	8,35		77,03	81,01		130,09	G	73,91	
v3-1-3	23.10.2024		stars-12	ASAW	15	5											
v3-4-1	23.10.2024	→ stars-7	stars-7	ASAW	15	5											

Annexe E : Résultats des tests – V1-1-1

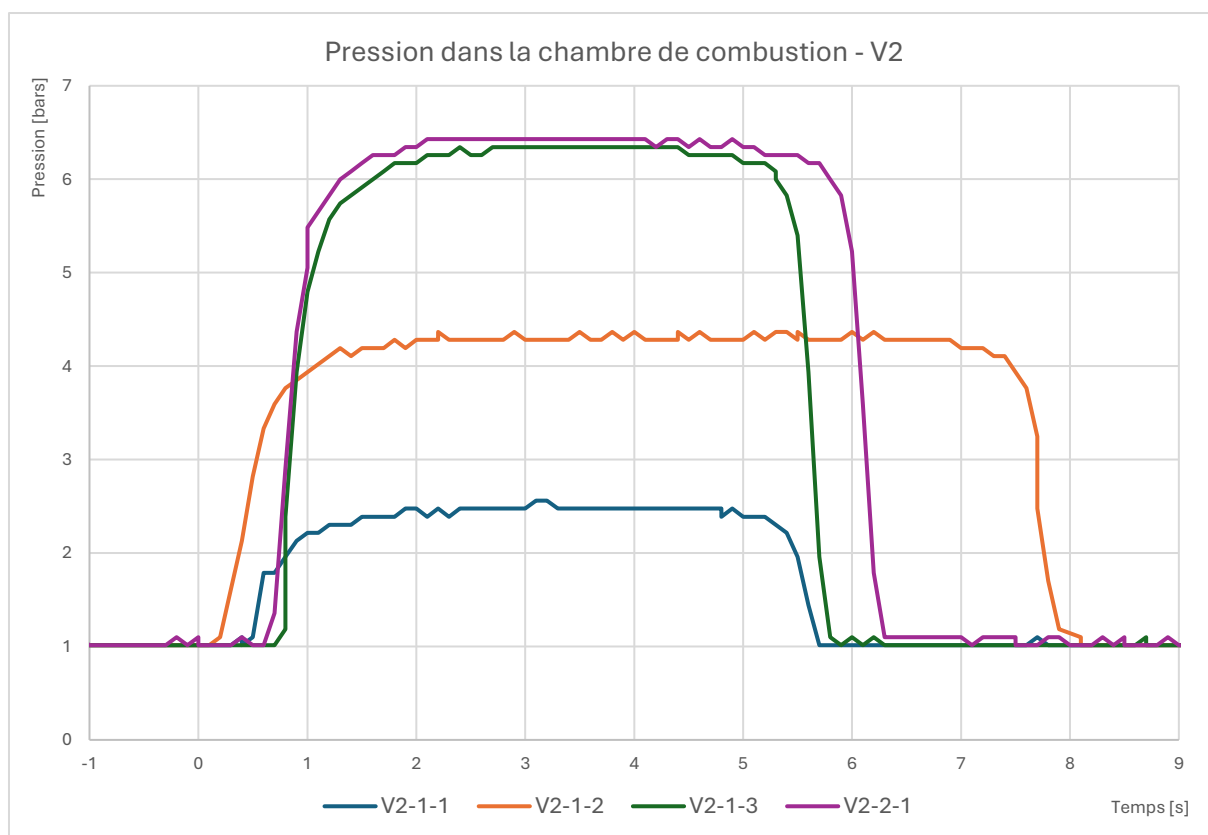
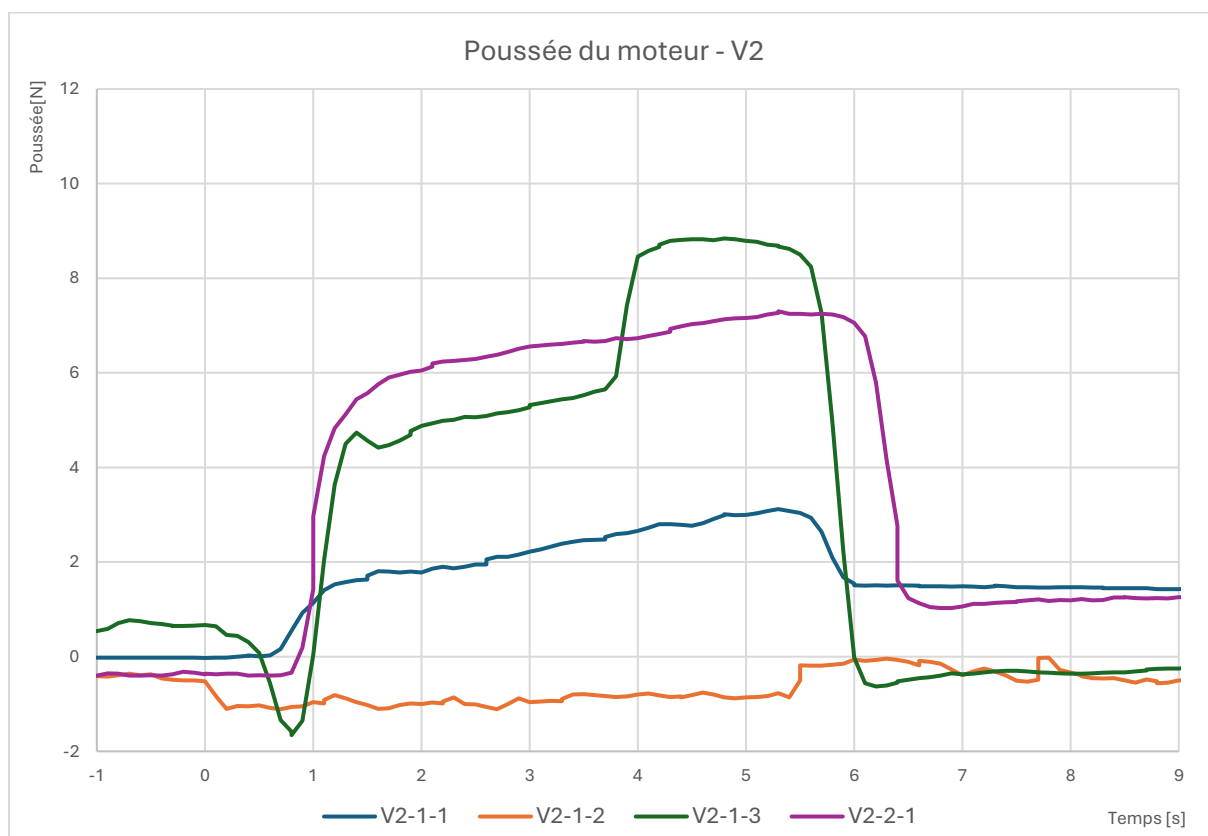


Annexe F : Résultats des tests - V1-2-1

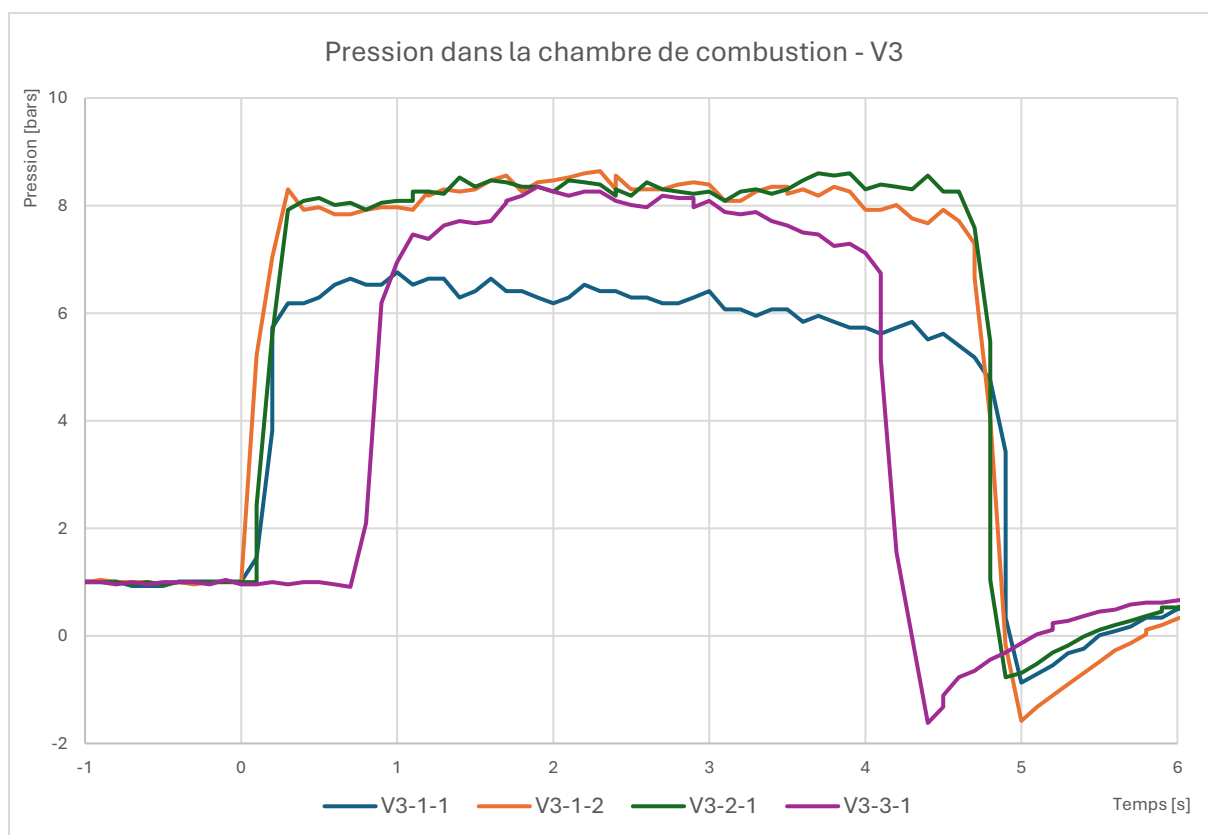
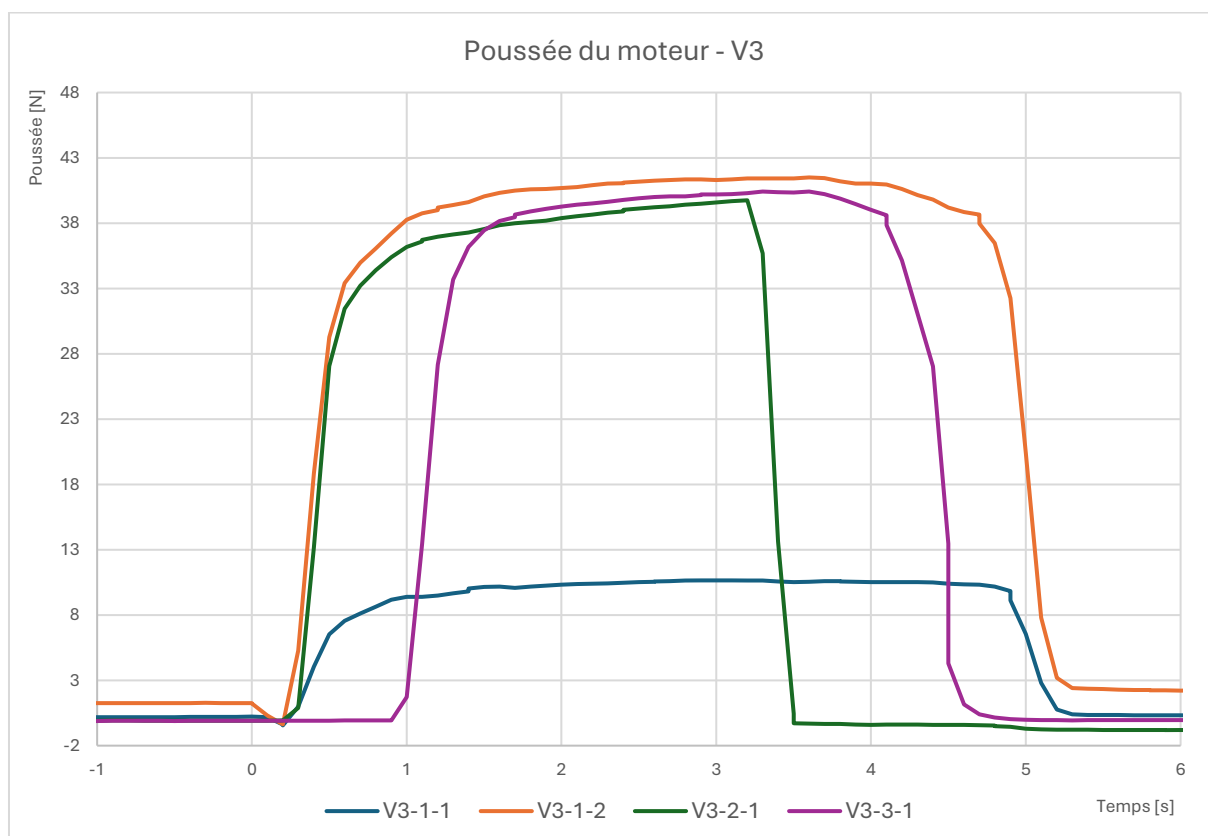
Pression OX [bar]	9		
TRUST			
max [N]	11,29	max[kg]	1,15
avrg [N]	4,68	avrg[kg]	0,48
Total Impulse [Ns]	162,301	Class	H
Burn start	87,3		
Burn end	122		
Burn time [s]	34,7		
TEMP			
Temp1	max [°C]	698,55	Plomberie arrière
Temp2	max [°C]	698,55	-
Temp3	max [°C]	124,5	Tuyère
Temp MCU	max [°C]	110,11	

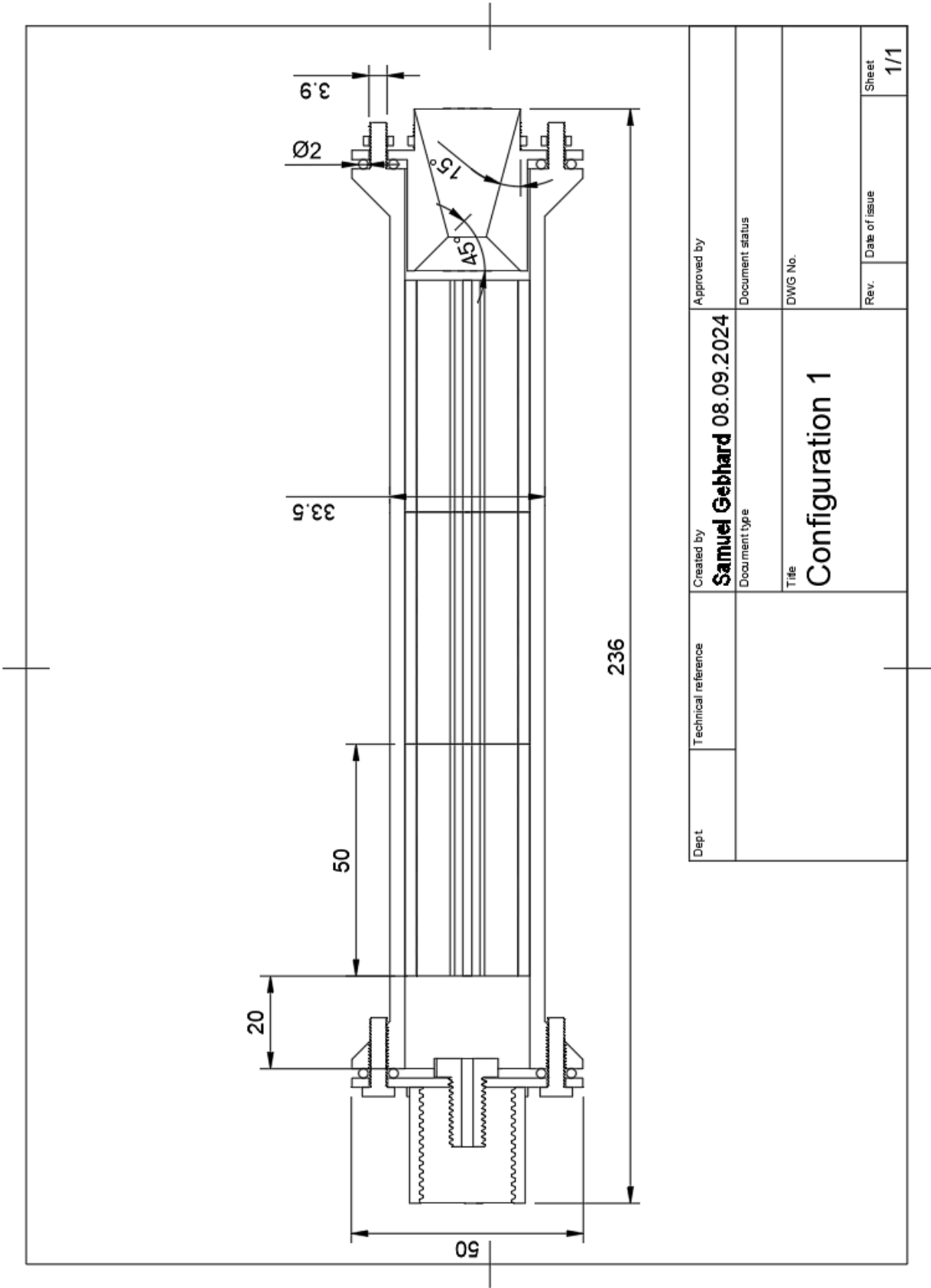


Annexe G : Résultats des tests - V2



Annexe H : Résultats des tests - V3





Annexe K : Récapitulatif des coûts du projet

Quantité	Nom de la pièce	Prix par lot CHF
2	Arduino nano	7,27
1	Capteur de pression	9,39
5	Carte PCB pour prototype	1,57
2	Gaine thermo-rétractable	1,91
1	Graphite	42,62
20	Joints toriques	1,44
4	LM8UU	1,8
1	Load Cell	2,51
3	Profilés en aluminium 2x350mm et 1x200mm	14,37
1	Raccord pour le capteur de pression	1,55
1	Rail linéaire MGN12H	13,89
5	Thermistances NTC 100k	3,03
1	Tige en acier 350x8mm	3,91
100	T-nuts M3	3,17
200	Vis M3x8mm et M3x12mm	3,89
Total		112,32

Annexe L : Récapitulatif des heures nécessaires à la construction et au test de la V1

Date	Entrée	Nb heures
02.02.2024	Fin modélisation banc v1	30
22.02.2024	Soudure ordinateur	1
24.02.2024	Tuyère v1	3
27.02.2024	Début impression Bambulab	
03.03.2024	Test thermistance	0,5
06.03.2024	Taraudage profilés	0,5
13.03.2024	Construction banc	5
17.03.2024	Discussion sur la faisabilité	1
18.03.2024	Finition du banc	0,5
20.03.2024	Construction du corps principal du moteur	3
20.03.2024	Stand computer	4
24.03.2024	Réparation banc de test	0,3
26.03.2024	Discussion sur la modularité de la v1	0,3
27.03.2024	Discussion moteurs-fusées hybride avec EPFL	2,5
29.03.2024	Prog test stand computer	4
03.04.2024	Fin soudure stand computer	2
05.04.2024	Recherches vannes et raccords Italie pour injection	0,2
08.04.2024	Visite chez Carbagas	1
11.04.2024	Support moteur	1
12.04.2024	Soudure tuyère et soudure injecteur	4
12.04.2024	Injecteur	2
21.04.2024	Tuyauterie	1,75
24.04.2024	Test v1	2
28.04.2024	Nettoyage moteur	1
Total v1		70,55

Annexe M : Procédures de sécurité

Préparation Moteur

- ☐ Insérer et aligner les grains d'ABS/ASA avec le gabarit
- ☐ Visser la vis d'injection
- ☐ Mettre en place le joint côté injecteur
- ☐ Visser l'injecteur avec les 4 vis M5
- ☐ Mettre en place la tuyère
- ☐ Fixer la tuyère avec 6 vis M4

Préparation Banc

- ☐ Fixer le banc
- ☐ Fixer le moteur avec les colliers de serrages et le liège
- ☐ Installer Thermistances
- ☐ Vérifier la liberté de mouvement du banc
- ☐ Vérifier la distance **5m** min devant le moteur
- ☐ Vérifier la distance **3m** min autour du moteur

Préparation GOX

- ☐ Vérifier la vanne détenteur **CLOSE**
- ☐ Brancher GOX et vérifier les branchements

Préparation électronique

- ☐ Connecter le microcontrôleur à l'ordinateur
- ☐ Test sur test.txt
 - TEMPS, PRESSURE, LOAD, BURN START/END, MOTEUR
 - Vérifier la sortie .txt
- ☐ Vérifier vanne moteur **CLOSE** et reset
- ☐ Indiquer l'indicatif du test à venir

Dernières préparations

- ☐ Lunettes de protection
- ☐ Vanne détenteur **CLOSE**
- ☐ Vanne bouteille **OPEN**
- ☐ Vanne détenteur **OPEN**, mettre la pression dans le tuyau

Procédures d'allumages

- ☐ **T-30** Reset microcontrôleur et run programme python
- ☐ Appliquer et vérifier distance de sécurité + périmètre min
- ☐ **T-5** Allumer igniter
- ☐ **T-3** Insérer ligniter

T-0 DEBUT BURN

- ☐ Start burn **ON**, vanne moteur **OPEN**,

T+5 FIN BURN AUTO

Procédures de fin de TEST

- ☐ **T+10** Vanne bouteille **CLOSE**
- ☐ Vanne détenteur **CLOSE**
- ☐ Enlever la pression dans le tuyau d'ox.
- ☐ **T+60env** Reset microcontrôleur
- ☐ **T+60min** Détacher moteur

Fin des procédures

13. Bibliographie

Actes juridiques :

RÈGLEMENT D'EXÉCUTION (UE) 2019/ 947 DE LA COMMISSION - du 24 mai 2019 - concernant les règles et procédures applicables à l'exploitation d'aéronefs sans équipage à bord. [s. d.]

RS 748.0 - Loi fédérale du 21 décembre 1948 sur ... | Fedlex [en ligne]. [s. d.].

[Consulté le 3 juillet 2024]. Disponible à l'adresse :

https://www.fedlex.admin.ch/eli/cc/1950/471_491_479/fr

RS 748.941 - Ordonnance du DETEC du 24 novembre 2022 sur ... [en ligne]. [s. d.].

[Consulté le 14 août 2024]. Disponible à l'adresse :

<https://www.fedlex.admin.ch/eli/cc/2022/802/fr>

Articles d'encyclopédie :

Acétone [en ligne]. [S. l.] : [s. n.], 7 février 2024. [Consulté le 19 juillet 2024]. Disponible à l'adresse : <https://fr.wikipedia.org/w/index.php?title=Ac%C3%A9tone&oldid=212242506>. Page Version ID: 212242506

Budget of NASA [en ligne]. [S. l.] : [s. n.], 4 juillet 2024. [Consulté le 4 juillet 2024]. Disponible à l'adresse : https://en.wikipedia.org/w/index.php?title=Budget_of_NASA&oldid=1232557630. Page Version ID: 1232557630

Challenger (navette spatiale) [en ligne]. [S. l.] : [s. n.], 17 juillet 2024. [Consulté le 19 août 2024]. Disponible à l'adresse : [https://fr.wikipedia.org/w/index.php?title=Challenger_\(navette_spatiale\)&oldid=216890190](https://fr.wikipedia.org/w/index.php?title=Challenger_(navette_spatiale)&oldid=216890190). Page Version ID: 216890190

Classification des propulseurs de fusées amateurs [en ligne]. [S. l.] : [s. n.], 29 mai 2023. [Consulté le 26 août 2024]. Disponible à l'adresse : https://fr.wikipedia.org/w/index.php?title=Classification_des_propulseurs_de_fus%C3%A9es_a_mateurs&oldid=204710113. Page Version ID: 204710113

Constantin Tsiolkovski [en ligne]. [S. l.] : [s. n.], 9 juillet 2024. [Consulté le 24 août 2024]. Disponible à l'adresse : https://fr.wikipedia.org/w/index.php?title=Constantin_Tsiolkovski&oldid=216658015. Page Version ID: 216658015

Disque de Mach [en ligne]. [S. l.] : [s. n.], 28 décembre 2021. [Consulté le 14 août 2024]. Disponible à l'adresse : https://fr.wikipedia.org/w/index.php?title=Disque_de_Mach&oldid=189301994. Page Version ID: 189301994

Disque de Mach [en ligne]. [S. l.] : [s. n.], 19 septembre 2024. [Consulté le 26 octobre 2024]. Disponible à l'adresse : https://fr.wikipedia.org/w/index.php?title=Disque_de_Mach&oldid=218760244. Page Version ID: 218760244

Effet Venturi [en ligne]. [S. l.] : [s. n.], 1 mai 2024. [Consulté le 11 juin 2024]. Disponible à l'adresse : https://fr.wikipedia.org/w/index.php?title=Effet_Venturi&oldid=214739879. Page Version ID: 214739879

Équation d'Hugoniot [en ligne]. [S. l.] : [s. n.], 20 septembre 2022. [Consulté le 11 juin 2024]. Disponible à l'adresse : https://fr.wikipedia.org/w/index.php?title=%C3%89quation_d%27Hugoniot&oldid=197101016. Page Version ID: 197101016

Flux de brasage [en ligne]. [S. l.] : [s. n.], 6 avril 2024. [Consulté le 7 septembre 2024]. Disponible à l'adresse : https://fr.wikipedia.org/w/index.php?title=Flux_de_brasage&oldid=214009132. Page Version ID: 214009132

Gustaf de Laval [en ligne]. [S. l.] : [s. n.], 4 septembre 2024. [Consulté le 5 septembre 2024]. Disponible à l'adresse : https://fr.wikipedia.org/w/index.php?title=Gustaf_de_Laval&oldid=218344420. Page Version ID: 218344420

Hybrid rocket fuel regression [en ligne]. [S. l.] : [s. n.], 5 août 2024. [Consulté le 2 septembre 2024]. Disponible à l'adresse : https://en.wikipedia.org/w/index.php?title=Hybrid_rocket_fuel_regression&oldid=1238750088. Page Version ID: 1238750088

NERVA [en ligne]. [S. l.] : [s. n.], 8 août 2024. [Consulté le 27 août 2024]. Disponible à l'adresse : <https://fr.wikipedia.org/w/index.php?title=NERVA&oldid=217506082>. Page Version ID: 217506082

Particule ultrafine [en ligne]. [S. l.] : [s. n.], 19 janvier 2024. [Consulté le 19 juillet 2024]. Disponible à l'adresse : https://fr.wikipedia.org/w/index.php?title=Particule_ultrafine&oldid=211645411. Page Version ID: 211645411

Propulsion à propergol solide [en ligne]. [S. l.] : [s. n.], 8 octobre 2023. [Consulté le 5 juillet 2024]. Disponible à l'adresse : https://fr.wikipedia.org/w/index.php?title=Propulsion_%C3%A0_propergol_solide&oldid=208540382. Page Version ID: 208540382

Protoxyde d'azote [en ligne]. [S. l.] : [s. n.], 23 août 2024. [Consulté le 30 août 2024]. Disponible à l'adresse : https://fr.wikipedia.org/w/index.php?title=Protoxyde_d%27azote&oldid=217920744. Page Version ID: 217920744

RS-25 [en ligne]. [S. l.] : [s. n.], 14 août 2024. [Consulté le 25 août 2024]. Disponible à l'adresse : <https://en.wikipedia.org/w/index.php?title=RS-25&oldid=1240226630>. Page Version ID: 1240226630

Space Launch System [en ligne]. [S. l.] : [s. n.], 20 août 2024. [Consulté le 21 août 2024]. Disponible à l'adresse : https://en.wikipedia.org/w/index.php?title=Space_Launch_System&oldid=1241342181. Page Version ID: 1241342181

Space Launch System [en ligne]. [S. l.] : [s. n.], 20 août 2024. [Consulté le 25 août 2024]. Disponible à l'adresse :

https://en.wikipedia.org/w/index.php?title=Space_Launch_System&oldid=1241342181. Page Version ID: 1241342181

Space Shuttle Solid Rocket Booster [en ligne]. [S. l.] : [s. n.], 13 juin 2024.

[Consulté le 5 juillet 2024]. Disponible à l'adresse :

https://en.wikipedia.org/w/index.php?title=Space_Shuttle_Solid_Rocket_Booster&oldid=1228915489. Page Version ID: 1228915489

SpaceX Raptor [en ligne]. [S. l.] : [s. n.], 30 juin 2024. [Consulté le 4 juillet 2024]. Disponible à l'adresse : https://en.wikipedia.org/w/index.php?title=SpaceX_Raptor&oldid=1231786692. Page Version ID: 1231786692

Styrène [en ligne]. [S. l.] : [s. n.], 26 avril 2024. [Consulté le 19 juillet 2024]. Disponible à l'adresse : <https://fr.wikipedia.org/w/index.php?title=Styr%C3%A8ne&oldid=214590551>. Page Version ID: 214590551

Théorème de Bernoulli [en ligne]. [S. l.] : [s. n.], 3 juin 2024. [Consulté le 11 juin 2024].

Disponible à l'adresse :

https://fr.wikipedia.org/w/index.php?title=Th%C3%A9or%C3%A8me_de_Bernoulli&oldid=215644453. Page Version ID: 215644453

Tuyère [en ligne]. [S. l.] : [s. n.], 25 avril 2024. [Consulté le 5 septembre 2024]. Disponible à l'adresse : <https://fr.wikipedia.org/w/index.php?title=Tuy%C3%A8re&oldid=214562658>. Page Version ID: 214562658

Articles de revue :

AHMAD, Mohamed Tarmizi, JAGANNATHAN, Anudiipnath, ZHAHIR, Amzari, AZAMI, Muhammad Hanafi, ABIDIN, Razali, NOORDIN, Mohd Nor Hafizi et NORDIN, Norzaima. CFD Analysis of De Laval Nozzle of a Hybrid Rocket Engine. SLIMANI, K., GERASYMOV, O. et KERKEB, M.L. (dir.), E3S Web of Conferences [en ligne]. 2024, Vol. 477, p. 00027. [Consulté le 12 juin 2024]. DOI [10.1051/e3sconf/202447700027](https://doi.org/10.1051/e3sconf/202447700027)

GERMER, Eduardo Matos et MARCHI, Carlos H. Effect of Convergent Section Contour on the Sonic Line in Rocket Engine Nozzles. Journal of Aerospace Technology and Management [en ligne]. Departamento de Ciência e Tecnologia Aeroespacial, Juillet 2018, Vol. 10, p. e3218. [Consulté le 1 juillet 2024]. DOI [10.5028/jatm.v10.924](https://doi.org/10.5028/jatm.v10.924)

PAL, Yash, MAHOTTAMANANDA, Sri Nithya, PALATEERDHAM, Sasi Kiran, SUBHA, Sivakumar et INGENITO, Antonella. Review on the regression rate-improvement techniques and mechanical performance of hybrid rocket fuels. FirePhysChem [en ligne]. Décembre 2021, Vol. 1, n° 4, p. 272-282. [Consulté le 29 août 2024]. Progress in Hybrid Rocket Propulsion. DOI [10.1016/j.fpc.2021.11.016](https://doi.org/10.1016/j.fpc.2021.11.016)

Billet de blog :

DOAN, Minh Cuong. Plastique ABS toxicité. Dans : Alveo3D [en ligne]. 5 mars 2024.

[Consulté le 19 juillet 2024]. Disponible à l'adresse : <https://www.alveo3d.com/plastique-abs-toxicite/>

JULIETTE. Comment préparer un jus d'ABS pour vos impressions 3D ? Dans : Polyfab3D [en ligne]. 12 juillet 2021. [Consulté le 19 juillet 2024]. Disponible à l'adresse : <https://www.polyfab3d.fr/ressources/jus-d-abs-comment-preparer-impression-3d/>

Documents :

J. MCBRIDE, Bonnie et GORDON, Sanford. Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications, II. Users Manual and Program Description [en ligne]. [s. d.]. [Consulté le 15 juin 2024]. Disponible à l'adresse : <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/19960044559/downloads/19960044559.pdf>

Enregistrements vidéo :

Rocket Science - Using RPA Lite for Rocket Engine Design [en ligne]. 30 janvier 2019. [Consulté le 12 juin 2024]. Disponible à l'adresse : <https://www.youtube.com/watch?v=F3W3zZj4zX4>

The Fluid Dynamics Behind the De Laval Nozzle [en ligne]. 11 décembre 2020. [Consulté le 12 juin 2024]. Disponible à l'adresse : <https://www.youtube.com/watch?v=2uxsWNMD0TI>

Livres :

CARMICINO, Carmine. Advances in Hybrid Rocket Technology and Related Analysis Methodologies. [S. l.] : MDPI, 7 décembre 2020. [Consulté le 2 juillet 2024]. ISBN 978-3-03943-391-9. DOI [10.3390/books978-3-03943-391-9](https://doi.org/10.3390/books978-3-03943-391-9)

NEWLANDS, Richard M. The science and design of the hybrid rocket engine. [S. l.] : Lulu.com, 21 avril 2017. ISBN 978-0-244-60052-5

SUTTON, George P et BIBLARZ, Oscar. Rocket Propulsion Elements. [S. l.] : [s. n.], [s. d.]. Disponible à l'adresse : <https://ftp.idu.ac.id/wp-content/uploads/ebook/tdg/DESIGN%20SISTEM%20DAYA%20GERAK/Rocket%20Propulsion%20Elements.pdf>

Logiciels :

ALEX, mr. NTC_Thermistor [en ligne]. 18 mars 2024. [Consulté le 18 mars 2024]. Disponible à l'adresse : https://github.com/suoapvs/NTC_Thermistor

ARDUINO LIBRARIES. SD Library for Arduino [en ligne]. [s. d.]. [Consulté le 18 mars 2024]. Disponible à l'adresse : <https://github.com/arduino-libraries/SD>

BADEA, Laurentiu. StepperDriver [en ligne]. [s. d.]. [Consulté le 30 juillet 2024]. Disponible à l'adresse : <https://github.com/laurb9/StepperDriver/tree/master>

FETICK, Romain JL. MPU6050_light [en ligne]. 22 mars 2024. [Consulté le 29 mars 2024]. Disponible à l'adresse : https://github.com/rfetick/MPU6050_light

LONGHORN ROCKETRY ASSOCIATION. Propulsion Calculators [en ligne]. [s. d.]. [Consulté le 8 avril 2024]. Disponible à l'adresse : <https://github.com/longhorn-rocketry/propulsion-calculators/blob/master/README.md>

MICROSOFT. Visual Studio Code [en ligne]. [s. d.]. [Consulté le 5 juillet 2024]. Disponible à l'adresse : <https://code.visualstudio.com/>

OLKAL. HX711_ADC [en ligne]. 29 mars 2024. [Consulté le 29 mars 2024]. Disponible à l'adresse : https://github.com/olka/HX711_ADC

RNICKEL1. HRAP_Source [en ligne]. [s. d.]. [Consulté le 11 avril 2024]. Disponible à l'adresse : https://github.com/rnickel1/HRAP_Source

SOFTFEVER. OrcaSlicer [en ligne]. [s. d.]. [Consulté le 4 juillet 2024]. Disponible à l'adresse : <https://github.com/SoftFever/OrcaSlicer>

WASPINATOR. AccelStepper [en ligne]. 19 août 2024. [Consulté le 26 août 2024]. Disponible à l'adresse : <https://github.com/waspinator/AccelStepper>

Page web :

ACCELERATOR, Academic. Hybrid Propellant Rocket: Most Up-to-Date Encyclopedia, News & Reviews. Dans : Academic Accelerator [en ligne]. [s. d.]. [Consulté le 29 janvier 2024]. Disponible à l'adresse : <https://academic-accelerator.com/encyclopedia/hybrid-propellant-rocket>

FOUNDATION, Blender. blender.org - Home of the Blender project - Free and Open 3D Creation Software. Dans : blender [en ligne]. [s. d.]. [Consulté le 4 juillet 2024]. Disponible à l'adresse : <https://www.blender.org/>

JURION, Mathieu. Les classes qualité pour la visserie. Dans : H7g6 [en ligne]. [s. d.]. [Consulté le 30 août 2024]. Disponible à l'adresse : <https://www.h7g6.fr/data/article/27/les-classes-qualite-pour-visserie>

NAKKA, Richard. Richard Nakka's Experimental Rocketry Site [en ligne]. [s. d.]. [Consulté le 15 juin 2024]. Disponible à l'adresse : https://www.nakka-rocketry.net/th_thrst.html

PERCIVAL, Claire. Engine Cooling - Why Rocket Engines Don't Melt. Dans : Everyday Astronaut [en ligne]. 13 janvier 2022. [Consulté le 5 septembre 2024]. Disponible à l'adresse : <https://everydayastronaut.com/engine-cooling-methodes/>

PRINPARTS. ABS – Material Safety Data Sheet [en ligne]. [s. d.]. [Consulté le 19 juillet 2024]. Disponible à l'adresse : <https://printparts.com/datasheets/ABS-MSDS.pdf>

ABS Basic. Dans : Flashforge [en ligne]. [s. d.]. [Consulté le 29 août 2024]. Disponible à l'adresse : <https://flashforge.com/products/abs>

Accueil - Association de fusées de Tripoli. Dans : Tripoli Rocketry Association INC. [en ligne]. [s. d.]. [Consulté le 8 juillet 2024]. Disponible à l'adresse : https://www.tripoli.org/content.aspx?page_id=0&club_id=795696

Aerocon Systems Urbanski-Colburn Valve for Hybrid Motors [en ligne]. [s. d.]. [Consulté le 27 octobre 2024]. Disponible à l'adresse : <https://aeroconsystems.com/tips/UCValve.htm>

AliExpress - Magasinage en ligne pour les appareils électroniques populaires, la mode, la maison et le jardin, les jouets et les sports, les automobiles et plus. [en ligne]. [s. d.]. [Consulté le 29 octobre 2024]. Disponible à l'adresse :

https://best.aliexpress.com/?dp=645df020e5ddf8f410775096e7e30af9&af=630324&cv=47843&afref=&utm_source=admitad&utm_medium=cpa&utm_campaign=630324&utm_content=47843&aff_fcid=89c0898d032f433695afa219b070c191-1730223097797-02133-_ePNSNV&aff_fsk=_ePNSNV&aff_platform=portals-tool&sk=_ePNSNV&aff_trace_key=89c0898d032f433695afa219b070c191-1730223097797-02133-_ePNSNV&terminal_id=15cfa5dfb7a84a0c99245c0bc548f63c

Arduino - Home. Dans : Arduino Official Store [en ligne]. [s. d.]. [Consulté le 4 juillet 2024]. Disponible à l'adresse : <https://www.arduino.cc/>

Arduino Nano. Dans : Arduino Official Store [en ligne]. [s. d.]. [Consulté le 14 août 2024]. Disponible à l'adresse : <https://store.arduino.cc/products/arduino-nano>

Autodesk Fusion | 3D CAD, CAM, CAE, & PCB Cloud-Based Software | Autodesk. Dans : Autodesk [en ligne]. [s. d.]. [Consulté le 4 juillet 2024]. Disponible à l'adresse : <https://www.autodesk.com/ca-fr/products/fusion-360/overview>

Bella Lui II. Dans : EPFL Rocket Team [en ligne]. [s. d.]. [Consulté le 15 juillet 2024]. Disponible à l'adresse : <https://epflrocketteam.ch/our-projects/bella-lui-2/>

CEARUN rev4. Dans : NASA [en ligne]. [s. d.]. [Consulté le 15 juin 2024]. Disponible à l'adresse : <https://cearun.grc.nasa.gov/>

draw.io. Dans : draw.io [en ligne]. [s. d.]. [Consulté le 14 août 2024]. Disponible à l'adresse : <https://app.diagrams.net/>

Graphit Shop - Graphitpulver und andere Graphite | graphite-shop.com [en ligne]. [s. d.]. [Consulté le 29 octobre 2024]. Disponible à l'adresse : <https://www.graphite-shop.com/en/graphite-plates-rods/rods/?page=2>

Highlights by SpaceX (@SpaceX) / X. Dans: X (formerly Twitter) [en ligne]. 15 mars 2024. [Consulté le 1 août 2024]. Disponible à l'adresse : <https://x.com/spacex>

Home - Tripoli Rocketry Association [en ligne]. [s. d.]. [Consulté le 30 août 2024]. Disponible à l'adresse : <https://www.tripoli.org/>

Hybrid Rocket Motor Tutorial [en ligne]. [s. d.]. [Consulté le 26 octobre 2024]. Disponible à l'adresse : https://www.macmillen.com/rockets/hybrid_tutorial.html

Introduction to Propulsion Systems. Dans : MIT OpenCourseWare [en ligne]. [s. d.]. [Consulté le 2 février 2024]. Disponible à l'adresse : <https://ocw.mit.edu/courses/16-50-introduction-to-propulsion-systems-spring-2012/pages/lecture-notes/>

Mjollnir [en ligne]. [s. d.]. [Consulté le 2 juillet 2024]. Disponible à l'adresse : <https://www.macmillen.com/rockets/k240/index.html>

Nozzle Design - Converging/Diverging (CD) Nozzle. Dans : NASA [en ligne]. [s. d.]. [Consulté le 6 septembre 2024]. Disponible à l'adresse : <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/nozzled.html>

PRECISION MACHINED MOTORS. Dans : MICRO NITRO ROCKETRY [en ligne]. [s. d.]. [Consulté le 2 juillet 2024]. Disponible à l'adresse : <http://www.micronitrorocketry.com/motors.html>

Pression interieur maximale admissible pour les tubes de canalisation. Dans : BénéInox [en ligne]. [s. d.]. [Consulté le 30 août 2024]. Disponible à l'adresse : https://www.bene-inox.com/custom/docs/modele/8071_p/pression-interieur-maximale-admissible-pma-tube-bene_pma-tubes.pdf

Prusament ASA Signal White 850g. Dans : Prusa3D by Josef Prusa [en ligne]. [s. d.]. [Consulté le 29 août 2024]. Disponible à l'adresse : <https://www.prusa3d.com/fr/produit/prusament-asa-signal-white-850g/>

QuickStart — RocketCEA v1.2.0 documentation. Dans : RocketCEA [en ligne]. [s. d.]. [Consulté le 8 avril 2024]. Disponible à l'adresse : <https://rocketcea.readthedocs.io/en/latest/quickstart.html>

Rocket Thrust Equation. Dans : NASA [en ligne]. [s. d.]. [Consulté le 12 juin 2024]. Disponible à l'adresse : <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/rockth.html>

RocketCEA Wraps The NASA FORTRAN CEA Code And Provides Some Useful Tools — RocketCEA v1.2.0 documentation [en ligne]. [s. d.]. [Consulté le 5 juillet 2024]. Disponible à l'adresse : <https://rocketcea.readthedocs.io/en/latest/>

Single-Throat Nozzles. Dans : the RCS Store [en ligne]. [s. d.]. [Consulté le 22 octobre 2024]. Disponible à l'adresse : <https://www.rocketmotorparts.com>

Standard Examples — RocketCEA v1.2.0 documentation [en ligne]. [s. d.]. [Consulté le 8 avril 2024]. Disponible à l'adresse : https://rocketcea.readthedocs.io/en/latest/std_examples.html

Tripoli Rocketry Association Safety Code. Dans : Tripoli Rocketry Association INC. [en ligne]. [s. d.]. [Consulté le 30 août 2024]. Disponible à l'adresse : https://www.tripoli.org/content.aspx?page_id=22&club_id=795696&module_id=520420

Présentations :

NICKEL, R. et AUSTIN, J. An Introduction to Hybrid Rocketry [en ligne]. [s. d.]. [Consulté le 29 janvier 2024]. Disponible à l'adresse : https://docs.google.com/presentation/d/1Hm0c9Zefjk4oxZQut_BB-7ITK0_kYhjOQFZKCME2jw8

Thèses :

LESTRADE, Jean-Yves. Modélisation de la régression des combustibles liquéfiables dans un moteur hybride [en ligne]. [S. l.] : [s. n.], [s. d.]. Disponible à l'adresse : https://depozit.isae.fr/theses/2012/2012_Lestrade_Jean-Yves.pdf

Utilisation de l'IA :

Pour la rédaction de ce travail de maturité ainsi que pour la correction de certains codes informatiques, nous avons utilisé l'intelligence artificielle ChatGPT sous sa version GPT-4o (Disponible à l'adresse : <https://chatgpt.com>). Nous l'avons sollicitée dans les occasions suivantes :

- Assistance à la re-rédaction et à la reformulation de certains passages afin de les rendre plus concis.
- Vérification de la clarté et de la cohérence des explications techniques.
- Correction et optimisation de certains codes informatiques.
- Recherche d'idées complémentaires afin d'approfondir certains concepts et idées volatiles.

L'IA a été utilisée comme un outil d'appui et non comme une source d'information ou de production de contenu. Toutes les vérifications et validations ont été effectuées par nos soins afin de garantir la rigueur et la précision du travail.



Travail de maturité Attestation d'authenticité

Ce document est conforme aux exigences de la Commission suisse de maturité et il est destiné au jury.

Je soussigné (e) (Prénom Nom, Classe)

Sacha Bumann 3M05

- atteste avoir fait et rédigé personnellement le travail de maturité ;
- atteste ne pas avoir recouru au plagiat ;
- atteste avoir consciencieusement et clairement mentionné tous les emprunts faits à autrui.

Lieu, date

Morges, le 30.10.2024

Signature 



Travail de maturité Attestation d'authenticité

Ce document est conforme aux exigences de la Commission suisse de maturité et il est destiné au jury.

Je soussigné (e) (Prénom Nom, Classe)

Samuel Gebhard 3MO5

- atteste avoir fait et rédigé personnellement le travail de maturité ;
- atteste ne pas avoir recouru au plagiat ;
- atteste avoir consciencieusement et clairement mentionné tous les emprunts faits à autrui.

Lieu, date

Ballens, le 30.10.2024

Signature S. Gebhard