



**HAL**  
open science

# Microsystème de propulsion a propergol solide sur silicium : application au controle d'assiette de micro-drone

Amar Chaalane

## ► To cite this version:

Amar Chaalane. Microsystème de propulsion a propergol solide sur silicium : application au controle d'assiette de micro-drone. Micro et nanotechnologies/Microélectronique. Université Paul Sabatier - Toulouse III, 2008. Français. NNT : . tel-00433508

**HAL Id: tel-00433508**

**<https://theses.hal.science/tel-00433508>**

Submitted on 19 Nov 2009

**HAL** is a multi-disciplinary open access archive for the deposit and dissemination of scientific research documents, whether they are published or not. The documents may come from teaching and research institutions in France or abroad, or from public or private research centers.

L'archive ouverte pluridisciplinaire **HAL**, est destinée au dépôt et à la diffusion de documents scientifiques de niveau recherche, publiés ou non, émanant des établissements d'enseignement et de recherche français ou étrangers, des laboratoires publics ou privés.

**UNIVERSITE TOULOUSE III – PAUL SABATIER**  
**Laboratoire d'Analyse et d'Architecture des Systèmes du CNRS**

# **THESE**

*en vue de l'obtention du*

**DOCTORAT DE L'UNIVERSITE DE TOULOUSE**  
*délivré par l'Université Toulouse III – Paul Sabatier*

**Ecole doctorale : Génie Electrique, Electronique, Télécommunications**  
Discipline : Matériaux, technologie des composants pour l'électronique

*présentée et soutenue*

*par*

**Amar CHAALANE**

*le 21 novembre 2008*

**Titre :**

MICROSYSTEME DE PROPULSION A PROPERGOL SOLIDE SUR  
SILICIUM : APPLICATION AU CONTROLE D'ASSIETE DE  
MICRODRONE

**Directeurs de thèse :**

Carole ROSSI et Daniel ESTEVE

**JURY**

<b>Alain CAZARRE</b>	Professeur de l'université Paul Sabatier – Toulouse III	<b>Président</b>
<b>Jérôme DELAMARE</b>	Professeur des universités, INP Grenoble	<b>Rapporteur</b>
<b>Manel PUIG-VIDAL</b>	Professeur de l'université de Barcelone (Espagne)	<b>Rapporteur</b>
<b>Alain GRELIER</b>	PROTAC.sa, la ferté st-Aubin	<b>Examineur</b>
<b>Pascal TROUILLOT</b>	PROTAC.sa, la ferté st-Aubin	<b>Examineur</b>





# REMERCIEMENT

Ces travaux de thèse ont été effectués dans le cadre d'un projet financé par la DGA (Délégation Générale pour l'Armement) en partenariat avec la société PROTAC du groupe THALES, au sein du LAAS (Laboratoire d'Analyse et d'architecture des Systèmes du CNRS), dans du groupe MIS (Microsystèmes et Intégration des Systèmes), devenu par la suite groupe N2IS (Nano-Ingénierie et Intégration des Systèmes).

Je tiens tout d'abord à remercier Messieurs Jean-Claude LAPRIE, Malik GHALLAB et Raja CHATILA, directeurs successifs du LAAS-CNRS qui, depuis mon arrivée en 2002, m'ont accueilli pour un stage de D.E.A puis pour ces travaux de recherche sur les micro-actionneurs pyrotechniques 'Pyro MEMS' au sein de ce laboratoire d'excellence. Je remercie aussi les responsables successifs de l'école doctorale GEET, Messieurs Augustin MARTINEZ et Jacques GRAFFEUIL, pour leur engagement dans notre formation doctorale.

Je souhaite exprimer ma profonde gratitude aux membres du jury pour l'intérêt qu'ils ont porté à mes travaux de recherche et pour avoir accepté à les évaluer. Je remercie Alain CAZARRE, professeurs à l'université Paul Sabatier -Toulouse III, qui ma convaincue de venir faire un stage de D.E.A au LAAS, d'avoir accepté de présider ce jury. Je remercie sincèrement Monsieur Jérôme DELAMARE, professeur des universités à INP Grenoble ainsi que Manel PUIG-VIDAL, professeur à l'université de Barcelone et partenaire au projet européen *Micropyros*, pour avoir accepté de se plonger dans la lecture minutieuse de l'ensemble de mes travaux et d'en être les rapporteurs.

Mes plus profonds remerciements vont naturellement à la gentillesse de Carole ROSSI, chargé de recherche au CNRS, personnage principale et spéciale, qui ma accompagné et guider pour ainsi dire tout le long de cette aventure, émaillée de joies mais aussi de moment plus difficiles, au cours desquels sont expérience, notamment en encadrement, et ses encouragements m'ont été plus que précieux. Je suis reconnaissant et admiratif de la combativité dont elle a fait preuve pour qu'ont puisse sortir la première belle courbe de poussé. Sa disponibilité et sa créativité ont été déterminantes dans la conduite de projets nationaux et internationaux. Je suis heureux de lui dire ici tout ce que le lui dois.

J'exprime ma profonde reconnaissance à Daniel ESTEVE, directeur de recherche au CNRS, un Homme de qualités scientifiques et humaines exceptionnels, pour la confiance qu'il ma témoigné en acceptant la direction de ma thèse. Travailler à ces côtés a constitué pour moi une source inépuisable de motivation et d'inspiration. Daniel, je vous aime ! Merci pour tout... Les pages qui suivent doivent beaucoup à de nombreux échanges, collaborations et discussions avec nos partenaires de projet 'DRONES'. Je tiens à remercier donc W. FULLER de la DGA, Alain GRELIER, Pascal TROUILLOT, Julia SARAMAGO et Didier ZANELLI de PROTAC.

J'adresse également tous mes remerciements à tous les membres du projet européen *Micropyros* dans le cadre duquel s'inscrivait une partie de mes travaux de thèse, non reportée dans ce manuscrit. Je remercie en particulier D. BRIAND et P.Q. PHAM de l'IMT Neuchâtel (Suisse), N.F. DE ROOIJ, J. KOHLER, K. JONSSON, H. KRATZ de l'Université d'Uppsala

(Suède), P. MIRIBEL, E. MONTANE et J.SAMITIER du laboratoire SIC, Université de Barcelone (Espagne).

Le travail présenté ici comporte de nombreux aspects technologiques impliquant des acteurs ne bénéficiant pas toujours de l'éclairage qu'ils méritent. Merci donc à tout les membres du service Techniques et Equipements Appliqués à la Micro-électronique (TEAM) pour leur soutien technique quotidien dans la plate-forme technologique du LAAS. Je souhaite plus particulièrement remercier Norbert FABRE, responsable TEAM, pour la formation en salle blanche, Pierre-François CALMON pour la fabrication des masques, Laurent BOUSCAYROL pour les oxydations thermiques, les dépôts LPCVD et les recuits de redistribution des dopants, Bernard ROUSSET pour les dépôts PECVD, Françoise et Monique BENOIT en zone photolithographie pour les bons conseils. Je remercie également Pascal DUBREUIL et Laurent JALABERT pour les gravures RIE et DRIE, Ludovic SALVAGNAC et Sébastien PINAUD pour les métallisations, Jean-Baptiste DOUCET pour ces compétences en chimie, Davide BOURELLE pour le process de la résine épaisse de 15 $\mu$ m (recette magique !).

Un grand merci à Hugues GRANIER pour les implantations ioniques ainsi que pour les jours passé ensemble pour la mise au point d'un processus d'assemblage Flip-Chip automatisé, Thierry DO CONTO et David COLIN pour les découpes et les montages, Franck CARCENAC pour la formation au MEB et l'observation des premières échantillons et Xavier DOLLAT pour l'usinage des céramiques.

Je ne saurais oublier dans ces remerciements mes collègues de bureau, Léonard JELOAICA, R2my MAURICE, Marie .... Je remercie aussi Benoit LARANGOT, Pierre PENNARUM, Gustavo ARDILA RODRIGEZ, Hélène PEZOUS, Christophe ESCARBIA, Daisuke SAYA, Thierry CAMPS, Bruno JAMMES, Georges LANDA, Ali BOUKABACHE,...etc (la liste est longue !)

Je remercie chaleureusement khouya Ahmed DKHISSI, Mohamed SAADAOUI, Younes LAMRANI, Mohammed LAMHAMDI, Rachid BOUAZIZ, Ahmed MAHI, Imad MOKHTARI, Adel WARDANI.

Je tiens également à exprimer ma reconnaissance envers les Professeurs Abd-El-Kader SAHRAOUI, Gay ABLART, Djillali MAHI, Mehdi DJAFARI ROUHANI, Antoine MARTY, Abdelaziz DOGHMANE, Zahia HADJOUR pour leurs formations, leurs conseils et leurs soutiens scientifique et moral.

Je présente par avance mes excuses aux personnes oubliées dans la liste ci-dessus ; je voudrais inclure dans ces remerciements les membres des services administratifs et techniques du LAAS pour le temps gagné grâce à leur aide précieuse et pour leur contribution conviviale du laboratoire.

En fin, je terminerai par une pensée affectueuse pour mes proches, notamment ma mère, femme exemplaire à mes yeux, qui ma épaulée tout le long de ma scolarité, et durant une bonne partie de ma thèse, et, mon père qui ma encourager et supporter jusqu'au bout, pour tous les projets dans lesquels je me suis impliqué d'une manière ou d'une autre. Leurs dois bien plus que je ne saurai jamais exprimer.

\* \*  
\*

*A MES PARENTS, HAFIZA ET LABIDI  
A MES SOEURS ET FRERES ...*

*AUX ENFANTS DE LA PRISON A CIEL OUVERT*





## LISTE DES PUBLICATIONS

### *Revues Scientifiques*

1. C.ROSSI, B.LARANGOT, D.LAGRANGE, **A.CHAALANE**, D.ESTEVE, Final characterizations of millimeter scale pyrotechnical microthrusters. Rapport LAAS N°04448, Sensors and Actuators A, Vol.121, N°2, pp.508-514, Juin 2005.
2. C.ROSSI, B.LARANGOT, P.Q.PHAM, D.BRIAND, N.F.DE ROOIJ, M.PUIG VIDAL, J.SAMITIER, **A.CHAALANE**, Solid propellant microthrusters on silicon: design, modelling, fabrication and testing. Rapport LAAS N°04645, Journal of Microelectromechanical Systems, Vol.15, N°6, pp.1805-1815, Décembre 2006.
3. **A.CHAALANE**, C.ROSSI, D.ESTEVE, The formulation and testing of new solid propellant mixture (DB+x%BP) for a new MEMS-based microthruster. Rapport LAAS N°07341, Sensors and Actuators A, Vol.138, N°1, pp.161-166, Juillet 2007.

### *Manifestations avec actes*

1. B.LARANGOT, **A.CHAALANE**, V.CONEDERA , P.DUBREUIL , P.F.CALMON , C.ROSSI, Ignition and combustion investigation on pyrotechnical microthruster. Rapport LAAS N°03259, 17th European Conference on Solid-State Transducers (EUROSENSORS XVII), Guimaraes (Portugal), 21-24 Septembre 2003, pp.744-747.
2. **A.CHAALANE**, B.LARANGOT , C.ROSSI , H.GRANIER, D.ESTEVE, Main directions of solid propellant micro-propulsion activity at LAAS. Rapport LAAS N°04248, CANEUS'04. Conference on Micro-Nano-Technologies for Aerospace Applications, Monterey (USA), 1-5 Novembre 2004, 8p.

### *Manifestations avec actes à diffusion limitée*

1. **A.CHAALANE**, B.LARANGOT, C.ROSSI, D.LAGRANGE, H.GRANIER, Etude de l'initiation de micropropulseurs à propergol solide pour nanosatellites. Rapport LAAS N°03385, Journées Nationales du Réseau de Recherche en Micro et Nano Technologies, Lille (France), 3-4 Novembre 2003, (Résumé).
2. C.ROSSI, **A.CHAALANE**, B.LARANGOT, V.CONEDERA, D.BRIAND, P.Q.PHAM, N.F.DE ROOIJ, J.KOHLER, K.JONSSON, H.KRATZ, M.PUIG VIDAL, P.MIRIBEL, E.MONTANE, J.SAMITIER, Pyrotechnical microthrusters for space application. Rapport LAAS N°03384, International Workshop on Micro and Nanotechnology for Power Generation and Energy Conversion Applications (PowerMEMS'2003), Makuhari (Japon), 4-5 Décembre 2003, 4p.
3. **A.CHAALANE**, C.ROSSI , B.LARANGOT, P.DUBREUIL, D.ESTEVE, Microsystème de propulsion basé sur la micro-combustion de propergol solide : une alternative pour la propulsion des futurs micro-engins spatiaux. Rapport LAAS

N°04269, 7èmes Journées Nationales du Réseau Doctoral de Microélectronique (JNRDM'2004), Marseille (France), 4-6 Mai 2004, pp.116-118.

4. **A.CHAALANE**, Fabrication de MEMS énergétiques pour des applications aéronautiques et spatiales. Rapport LAAS N°05305, 6ème Congrès de l'Ecole Doctorale Genie Electrique, Electronique, Telecommunications (GEET), Toulouse (France), 17-18 Mai 2005, 3p.

#### *Rapports de Contrat*

1. C.ROSSI, B.LARANGOT, **A.CHAALANE**, D.LAGRANGE, E.DROUET, R.FERAUD, D.DILHAN, Développement de matrices de micropropulseurs intégrées sur silicium pour des applications spatiales. Rapport LAAS N°03268, Contrat Région RECH/99001197, Juin 2003, 15p.
2. C.ROSSI, **A.CHAALANE**, Démonstration d'applicabilité des micropropulseurs silicium, dans la commande de drones miniatures. Rapport LAAS N°04596, Contrat PROTAC, Novembre 2004, 14p.

#### *Rapports LAAS*

1. M.PUIG VIDAL, P.MIRIBEL, E.MONTANE, S.MARCO, M.SALLERAS, J.SAMITIER, C.ROSSI, B.LARANGOT, **A.CHAALANE**, Design and implementation of a dedicated electronic circuitry to control the ignition of pyrotechnical systems. Rapport LAAS N°03204, Avril 2003, 5p.

Source : <http://www2.laas.fr/laas/1-4266-Publications.php>

# TABLE DES MATIERES

<b>INTRODUCTION GENERALE.....</b>	<b>1</b>
<b>CHAPITRE I : ETAT DE L'ART ET PROBLEMATIQUES.....</b>	<b>5</b>
1 INTRODUCTION.....	5
2 LE CONTEXTE : DES MICROTECHNOLOGIES AUX MICROSYSTEMES .....	6
3 L'EMERGENCE DE LA MICROPYROTECHNIE DANS LA REALISATION DE MICROSYSTEMES ENERGETIQUES [].....	7
4 LA MICROPROPULSION EN AERONAUTIQUE À BORD DES DRONES MINIATURISES .....	9
5 LA MICROPROPULSION SOLIDE DANS LE SPACIALE À BORD DES MICROSATELLITES .....	11
6 PROGRAMMES DE RECHERCHE SUR LA TECHNOLOGIE DE MICROPROPULSION SOLIDE DANS LE MONDE .....	12
7 MICROPROPULSION SOLIDE APPLIQUEE AU DRONES MINIATURISES.....	17
7.1 <i>Les micro-drones</i> .....	17
7.2 <i>Définition du cahier des charges</i> .....	19
7.3 <i>Calcul des forces à compenser</i> .....	21
7.4 <i>Présentation des résultats</i> .....	23
8 CONCLUSION.....	26
<b>CHAPITRE II : CONCEPTION D'UNE NOUVELLE GENERATION DE MICROPROPULSEURS A BASE DE SILICIUM .....</b>	<b>27</b>
1 INTRODUCTION .....	27
2 CONCEPTION DES MICROPROPULSEURS.....	28
2.1 <i>Présentation du nouveau concept</i> .....	28
3 CHOIX DES MATERIAUX ET DES PROPERGOLS.....	29
3.1 <i>choix du matériaux des réservoirs du propergol</i> .....	29
3.2 <i>Choix du matériau pyrotechnique</i> .....	30
4 DIMENSIONNEMENT DES MICROPROPULSEURS POUR REpondre AUX EXIGENCES DU CAHIER DES CHARGES.....	32
4.1 <i>Calcul des structures</i> .....	33
4.2 <i>Modélisation thermique et mécanique</i> .....	35
4.2.1 Modélisation des interactions thermiques entre propulseurs .....	36
4.2.2 La modélisation mécanique.....	41
4.2.2.1 Cas d'une seule chambre en fonctionnement .....	43
4.2.2.2 Cas de 3 chambres en fonctionnement .....	46
5 PRESENTATION SYNTHETIQUE DES PROTOTYPES DE MICROPROPULSEUR A PLAT .....	49
6 CONCLUSION.....	50
<b>CHAPITRE III : TECHNOLOGIE DE REALISATION DES MATRICES DE MICROPROPULSEURS.....</b>	<b>53</b>
1 INTRODUCTION.....	53
2 RETOUR SUR LE CHOIX D'INITIATEURS SUR MEMBRANE $\text{SiO}_2/\text{SiN}_x$ AVEC RENFORT POLYMERE .....	54
2.1 <i>Rappel des dimensions des structures choisies au chapitre II</i> .....	55
3 PRESENTATION DU PROCEDE DE FABRICATION .....	58
4 REALISATION DES RESERVOIRS DU PROPERGOL .....	66
4.1 <i>la partie en silicium</i> .....	66
4.2 <i>la partie en macor</i> .....	66
5 LES PROPERGOLS SOLIDE ENVISAGES POUR LES TESTS DES MICROPROPULSEURS .....	67

5.1	La Poudre-Noire 'PN' .....	67
5.2	Propergol Double-Base type GBTu .....	68
5.3	Le propergol double base « DBE 40-320 » de PROTAC.....	68
5.4	Propergol composite PolyAzoture de Glycidyle 'PAG' .....	70
6	PROCEDE D'ASSEMBLAGE DU DEMONSTRATEUR .....	70
7	CONCLUSION .....	74
<b>CHAPITRE IV : CARACTERISATION ET VALIDATION EXPERIMENTALE DES MEMS MICROPROPULSEURS</b>		<b>75</b>
.....		
1	INTRODUCTION .....	75
2	CARACTERISATION DE L'INITIATION DU MATERIAU PYROTECHNIQUE .....	76
2.1	Test d'initiation det de combustion .....	77
2.1.1	Description de l'expérimentation.....	77
2.2	Propergols testes .....	80
2.3	Résultats des tests d'initiation et de combustion .....	80
2.3.1	La Poudre-Noire 'PN' .....	80
2.3.2	Propergol Double-Base type GBTu .....	81
2.3.2.1	Structure de test .....	81
2.3.2.2	Caractérisation.....	83
2.3.2.3	Conclusion.....	84
2.3.3	Propergol PAG .....	85
2.3.3.1	Premières structures de test.....	85
2.3.3.2	Caractérisation et validation .....	87
2.3.3.3	Premières séries de conclusions .....	90
2.3.3.4	Deuxièmes structures de test .....	91
2.3.3.5	Caractérisation et validation .....	93
2.3.3.6	Deuxième série de conclusions.....	96
3	DEVELOPPEMENT D'UN PROPERGOL ADAPTE AU PROPULSEURS MEMS .....	96
3.1	Idée et motivation .....	96
3.2	Fabrication et mise en œuvre d'un propergol DB+x%PN en brins .....	97
3.2.1	Procédé de fabrication .....	97
3.2.2	Mise en forme de brins .....	98
3.2.3	avantages et inconvénients du nouveau matériau énergétique .....	99
3.3	Etude de l'influence du taux 'x' du SD dans la composition SD+x%PN sur l'initiation et la combustion .....	100
3.3.1	Structure de test.....	100
3.3.2	Caractérisation et validation de l'initiation par séquence vidéo .....	102
3.3.3	Conclusions sur les structures .....	108
3.4	Caractérisation de poussée .....	108
3.4.1	Balance de poussée développée au LAAS-CNRS.....	108
3.4.1.1	Principe de fonctionnement et caractéristiques techniques .....	109
3.4.1.2	Etalonnage et performances.....	110
3.4.2	Système d'acquisition et câblage de la matrice de propulseurs.....	111
3.4.3	Caractérisation expérimentale de la poussée .....	111
3.4.3.1	Structures de tests .....	111
3.4.3.2	Caractérisation par séquence vidéo.....	113
3.4.3.3	Les courbes de POUSSEE en fonction du TEMPS : Analyse des résultats et discussion .....	117
4	CONCLUSION .....	122
<b>CONCLUSION GENERALE.....</b>		<b>125</b>
<b>BIBLIOGRAPHIE .....</b>		<b>129</b>

## INTRODUCTION GENERALE

La micropropulsion sur silicium a été proposée en 1997 et brevetée par le LAAS-CNRS et le CNES [1]. L'idée était d'utiliser le micro-usinage du silicium et la réalisation d'une membrane pour intégrer à la fois un réservoir de matériau énergétique et le support de l'initiateur électrique de mise à feu. L'originalité de cette conception de propulseur était que la membrane, en se rompant sous l'effet de la pression des gaz, permettait à ces derniers de s'écouler par la face avant du propulseur, du côté même de la mise à feu.

Ce propulseur a été à l'origine d'un grand mouvement d'intérêts pour ces dispositifs considérant qu'ils amènent aux microsystèmes une possibilité d'actionnement mécanique ou thermique de grande énergie. Ce mouvement d'intérêt a été décrit par C. Rossi et son équipe dans la revue *Sensors and Actuators* en 2005 [2].

Le grand projet européen : *MICROPYROS* [3] [4], auquel nous avons participé, a été l'occasion du développement technologique d'une **structure dite verticale**, qui a fait l'objet du sujet de thèse de notre collègue B. Larangot [5].

Ce projet a proposé la réalisation de matrices de micropropulseurs en appliquant une technologie d'empilement 3D des couches : des forces de 12mN ont pu aussi être atteintes [6].

Notre travail s'inscrit dans cette lignée de travaux consacrés à la micropropulsion, non pas avec l'objectif de montrer la faisabilité des approches, mais de concevoir des approches plus optimales en fonction des applications. Nous considérons ici, comme application, la

correction rapide de l'assiette des micro-drones soumis à une forte perturbation (désorientation due à un coup de vent).

Des considérations générales décrites au chapitre I montrent qu'il faut concevoir des structures plus puissantes 100mN et même 1N, accélérer le processus de mise à feu et dans certains cas et trouver des solutions pour des commandes fines continues (non pas seulement discrètes).

Notre apport, original, dans cette série de travaux consiste en la conception, la réalisation et le test d'**une structure nouvelle horizontale**. Les idées de matrices d'allumages sur membrane et d'empilement 3D de couches seront maintenues mais, nous proposons d'intégrer dans la structure microusinée, le col de tuyère... De plus, ce dispositif permet d'envisager des réservoirs plus volumineux et donc de délivrer des énergies par micropropulseur plus importantes.

Notre travail s'est déroulé dans le groupe N2IS (Nano Ingénierie et Intégration des Systèmes) où des efforts importants sont consacrés non seulement au développement de technologies nouvelles, mais aussi à des développements théoriques pour les associer à des démarches de conception. Nous réservons une partie importante dans le premier chapitre à l'analyse des besoins en aéronautiques pour mettre en œuvre une démarche de conception adaptée aux micro-drones. On a passé en revue les différents modes et technologies de propulsion. Nous positionnerons l'introduction des "micropropulseurs intégrés sur silicium" proposé par le LAAS en 1995 [7] parmi tous les autres modes de propulsion de manière à mieux orienter les travaux que nous menerons pour améliorer les procédés de fabrication et les performances, notamment dans les applications aéronautiques et spatiales. Dans ce chapitre, nous introduirons nos concepts de **micropropulseurs intégrés en matrices réalisés sur silicium micro usiné**. Nous tenterons de positionner ce type de propulsion par rapport aux autres technologies, avec ses atouts et les problèmes que soulèvent son développement.

Dans le chapitre II, nous allons faire une étude du besoin en force de propulsion et démontrer que la micropropulsion solide est une option avantageuse pour corriger des

fortes perturbations sur l'assiette des micro-drones. A l'issue de cette étude, nous allons faire la conception d'une nouvelle génération de propulseurs à base de silicium conformément aux spécifications. Un micropropulseur unitaire sera défini, ainsi que l'architecture des matrices de micropropulseurs permettant d'assurer un contrôle du drone le plus longtemps possible pendant son fonctionnement. Enfin, une méthodologie de mise en place sera présentée pour valider et affiner la conception de ces matrices de micropropulseurs pour démontrer finalement l'applicabilité de ces matrices pour la commande des micro-drones.

Le chapitre III sera consacré à l'optimisation du procédé de réalisation des matrices de micropropulseurs sur silicium. L'idée d'origine, dans l'usage du silicium, était de profiter de la possibilité de fabrication collective et de la possibilité d'intégrer sur le même substrat d'autres fonctions électroniques, par exemple : des résistances ou des diodes d'adressage. Une idée importante dans la conception de cette nouvelle structure sera, au-delà de l'allumage par un initiateur sur membrane, d'intégrer la forme optimale d'une tuyère par microusinage du silicium. Nous définirons aussi la technologie de réalisation et nous tenterons de présenter et de résoudre les difficultés technologiques rencontrées dans les microfabrications, en salle blanche. Enfin, un procédé de chargement du propergol et d'assemblage du démonstrateur par la technique flip-chip sera présenté.

Dans le chapitre IV, sera réservé à la caractérisation les processus d'initiation et de combustion. Nous utiliserons différents matériaux énergétiques pour trouver un matériau fonctionnel, adapté à nos structures. Nous validerons aussi le bon fonctionnement de l'assemblage complet. Ensuite, nous étudierons le mode de combustion du propergol, choisi, contenu dans des réservoirs silicium et la tenue mécanique de l'assemblage. Nous terminerons par la présentation des profils de poussée obtenus en utilisant la balance de milli-poussée développée au LAAS et déterminerons les valeurs maximales et les dynamiques des poussées obtenues.

Nous verrons, en conclusion, que cette approche d'intégration originale est un succès : nous avons pu, sans difficulté technologique majeure, appliquer nos idées et démontrer leur validité.

Ce travail n'aurait pas pu avoir le caractère achevé que je viens de décrire sans la collaboration qui s'est installée entre l'équipe Micropropulseurs du groupe N2IS du LAAS-CNRS et l'équipe de PROTAC, filiale du groupe THALES, qui a proposé l'étude à la D.G.A (la Délégation Générale pour l'Armement). Certains résultats présents sont en effet de résultats d'un travail coopératif intense et régulier.

x x x



# CHAPITRE I



---

## CHAPITRE I : ETAT DE L'ART ET PROBLEMATIQUES

### 1 INTRODUCTION

L'objectif général de ce premier chapitre est de préciser la place des micropropulseurs intégrés sur silicium parmi tous les autres modes de propulsion de manière à mieux orienter les travaux que nous aurons à conduire pour améliorer les procédés de fabrication et les performances, notamment dans les applications aéronautiques et spatiales.

Nous indiquerons les besoins en micropropulsion qui se sont exprimés dans l'espace (microsatellites) et dans l'aéronautique (micro-drones). Nous proposons un état de l'art pour lequel nous nous bornerons à une explication brève du principe de fonctionnement de chacun des modes de propulsion en donnant leur potentiel d'application. En conclusion de cet état de l'art, on dressera une analyse synthétique de la micropropulsion comparative

entre les différents modes de propulsion en terme de performances et de type de manœuvres exécutables. Nous terminerons par la présentation de notre propre approche des micropropulseurs intégrés en matrices réalisés sur silicium micro usiné. Nous tenterons de positionner ce type de propulsion par rapport aux autres technologies, avec ses atouts et les problèmes que soulèvent son développement.

## **2 LE CONTEXTE : DES MICROTECHNOLOGIES AUX MICROSYSTEMES**

Le MEMS (*MicroElectroMechanicalSystem*) est l'intégration d'éléments mécaniques : capteurs et actionneurs, avec une électronique de gestion réalisée sur un substrat de silicium par les micro et nanotechnologies. Les composants microélectroniques sont fabriqués en utilisant les procédés des circuits intégrés (IC) : CMOS, bipolaires, ou BICMOS, alors que les composants micromécaniques sont fabriqués en utilisant les procédés de "microusinage" compatibles qui gravent sélectivement les parties de la plaquette de silicium ou ajoutent de nouvelles couches structurales pour former des composants mécaniques ou électromécaniques.

Si l'on considère ces vingt dernières années, les microtechnologies sont au cœur des développements technologiques de la Société de l'Information, en permettant une augmentation considérable des performances des équipements en termes de puissance, de rapidité, de faible consommation et d'intégration. Le secteur des microsystèmes fait partie intégrante, avec la microélectronique, de ces technologies et il en prend, depuis quelques années, une part grandissante. Si on ajoute aux fonctionnalités de capteur ou d'actionneur une contrainte de miniaturisation, de traitement de données et de communication on perçoit bien l'intérêt que revêtent les microsystèmes et leur apport, en terme d'intelligence, pour les équipements.

Le marché ne s'y est pas trompé : si les microsystèmes représentaient il y a plus de quinze ans un objet de laboratoire où visaient des marchés de très haute technologie, on note depuis quelques années une croissance de ce secteur avec un taux de croissance annuel de l'ordre de 20% depuis 2000. Plus de 70% du marché des MEMS est actuellement réalisé

dans quelques applications : les têtes d'impression jet d'encre, les têtes de lecture/écriture pour disque dur, les capteurs de pression et accéléromètres pour applications automobiles ou médicales ainsi que les micro-miroirs pour vidéo projecteurs. Ces applications correspondent à de très grands volumes. Le reste du marché des MEMS (30%) correspond à des marchés émergents ou des marchés de niche qui contribuent ou vont contribuer de plus en plus fortement à cette croissance. A ce titre, l'automobile est un domaine particulièrement porteur car il offre à la fois des débouchés importants (forts volumes) et exige une forte innovation. Les autres domaines applicatifs qui contribueront vraisemblablement à la croissance du secteur dans les prochaines années sont les technologies de l'information (sécurité, domotique, télécommunications), le médical (imagerie, dispositifs médicaux, monitoring, diagnostic, pharmacie) et le spatial.

Les évolutions technologiques récentes ont permis la réalisation de nouvelles fonctions et, par conséquent, de répondre à de nouveaux besoins. Il n'est toutefois pas si simple de maîtriser les nouvelles technologies des microsystèmes car elles sont, par essence, multidisciplinaires. La fabrication de microsystèmes nécessite non seulement l'utilisation des technologies de la microélectronique, mais aussi celle de technologies complémentaires comme la micro-mécanique, le micro-moulage, l'optique... Elle nécessite également de nombreuses compétences dans d'autres domaines comme la chimie, les matériaux,...

Notre domaine d'intérêt est celui des microsystèmes de puissance dont une part importante est celle de la production d'énergie.

### **3 L'EMERGENCE DE LA MICROPYROTECHNIE DANS LA REALISATION DE MICROSYSTEMES ENERGETIQUES [8]**

En 1998, Gary Stix un journaliste à Scientific American, a écrit : "getting enough force out of silicon micromachines in order to realize a useful amount of work has always proved a nettlesome challenge". Cette phrase illustre bien la problématique énergétique qui se pose dans le développement des microsystèmes : la miniaturisation des systèmes aboutit à une réduction considérable des niveaux d'énergie disponibles dans les systèmes...

L'idée proposée par le LAAS en 1994 [9] a été d'intégrer de matériaux énergétiques dans les microsystèmes et plus particulièrement les propergols qui sont une source très attractive d'énergie embarquée. En effet, typiquement, la combustion du propergol produit 5MJ/kg alors qu'une batterie Lithium moderne utilisée dans les nouveaux PC portable ne stocke à peine que 0.4MJ/kg. Même avec des rendements de conversion électrique de 10%, les matériaux pyrotechniques restent intéressants en terme de niveau d'énergie disponible.

Si ces matériaux peuvent être facilement intégrés dans des microsystèmes fonctionnels, la micropyrotechnie représente une avancée et une réponse très prometteuse dans le domaine des actionnements de puissance. C'est dans cet esprit que des travaux sur la micropropulsion solide ont été engagés au LAAS-CNRS des les années 90 et poursuivies depuis [7] [10] [11].

Dans ce contexte, notre ambition a été de contribuer à deux points, en travaillant sur l'intégration de matériaux pyrotechniques, dans des microsystèmes silicium et sur la compréhension des mécanismes d'initiation et de combustion de ces matériaux aux faibles dimensions.

L'objectif pratique est clair : la conversion d'une énergie chimique embarquée en énergie mécanique, plus précisément en énergie pneumatique, sans partie en mouvement. Cependant, ces systèmes sont mono coups et peuvent être associés en matrice si besoin.

Cette énergie pneumatique de combustion des propergols peut être soit utilisée:

- pour mettre en mouvement une pièce mécanique ou un fluide,
- pour propulser : dans ce cas, les gaz chauds issus de la combustion sont accélérés au travers d'une tuyère convergente-divergente et créent ainsi une poussée.
- Pour chauffer : dans ce cas, nous utilisons la chaleur produite par la combustion pour chauffer localement une partie du système, éventuellement pour initier une deuxième réaction pyrotechnique.

## 4 LA MICROPROPULSION EN AERONAUTIQUE À BORD DES DRONES MINIATURISES

Les micro-drones sont des véhicules volants qui ont des missions de surveillance civiles ou militaires. L'information qu'il recueille est acquise en temps réel et la mise en œuvre de tel enjeu, telle qu'on l'imagine aujourd'hui, doit être simple et rapide. Les champs d'applications sont considérables et les enjeux peuvent être différents selon que l'on couvre un grand espace ou des secteurs géographiques limités. Il existe déjà de nombreux produits commerciaux de grande taille. Nous nous intéressons ici aux engins miniatures portables (quelques kilogrammes) appelés micro-drones dont un exemple réalisé dans le cadre d'un projet de collaboration entre l'ONERA<sup>1</sup> et l'ERM<sup>2</sup> est montré sur la Figure 1. De nombreuses applications civiles existent, comme l'inspection d'ouvrages (ponts, immeubles), la surveillance de catastrophes naturelles, la retransmission d'évènements médiatiques, le repérage de mines anti-personnelles...etc. Parmi les applications militaires qui nous intéressent, les micro-drones de génération future : MAV2G, MAV3G ont pour objectif la reconnaissance en milieu urbain (inspection en milieu urbain ou à l'intérieur de bâtiments).

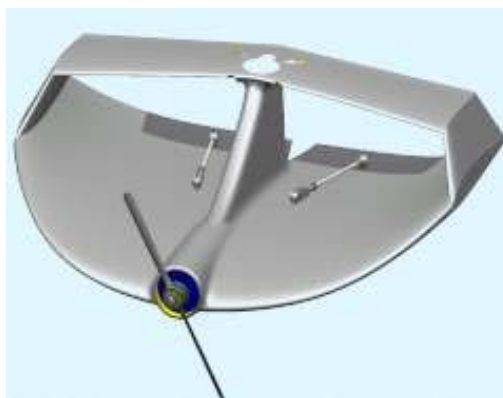


Figure 1: Projet ONERA/ERM : le MIRADOR

---

<sup>1</sup> Office National d'Etudes et de Recherches Aérospatiales.

<sup>2</sup> Ecole Royale Militaire, Bruxelles.

Pour ces applications, outre une bonne autonomie, un bon rendement énergétique et une bonne puissance spécifique (la charge embarquée en dépend), il faut également maîtriser des performances précises comme : la stabilisation d'attitude, le vol stationnaire, pour des tailles d'engin qui ne devraient pas excéder quelques dizaines de centimètres dans toutes les directions. Les Américains, par des efforts importants en miniaturisation (DARPA, ARO, NASA...), possèdent une avance certaine [12] [13]. Actuellement, en France, les minidrones à ailes fixes, d'une taille de l'ordre du mètre sont disponibles. En 2005, le vol stationnaire pour une taille de 40 cm (Figure 3) a été testé avec succès [14].



**Figure 2: Voilure fixe Black widow, Aerovironment, USA**



**Figure 3: Voilure tournante. Etude DARPA**

## 5 LA MICROPROPULSION SOLIDE DANS LE SPACIALE À BORD DES MICROSATELLITES

Le développement de systèmes de micropropulsion à partir des technologies MEMS est un sujet de compétition internationale (Europe et USA principalement) depuis les années 90 [15-46]. ([15][16][17] [18] [19] [20] [21] [22] [23] [24][25][26] [27] [28] [29][30] [31] [32] [33] [34] [35] [36][37] [38] [39] [40] [41] [42] [43] [44] [45] [46])

Etant donné la quantité d'options développée, nous nous limiterons dans cette thèse à rappeler un état de l'art de la micropropulsion « solide » afin de positionner nos objectifs parmi ceux de la communauté internationale.

On peut caractériser le potentiel d'un système de micropropulsion à partir de quelques critères de base qui sont valables quelque soit la mission :

- Les performances en terme de poussée, impulsion totale et impulsion minimale qui permettent de cibler l'application : propulsion primaire, secondaire ou ACS,
- L'impulsion spécifique qui donne l'image de l'efficacité du propulseur,
- La robustesse et la fiabilité du système,
- Le poids et le volume : cela dépend des contraintes spatiales mais de façon générale, la miniaturisation est souhaitée,
- Le coût et l'énergie consommée,
- La puissance.

Par rapport aux développements technologiques, on peut dire que :

- Au niveau des systèmes chimiques, *les micropropulseurs à gaz froid* et à *sublimation solide* sont relativement simples à réaliser mais ont des performances limitées [47].
- Les *systèmes à propegol solide* sont une option particulièrement intéressante notamment en matrices : ils sont simples technologiquement et ont des impulsions spécifiques relativement intéressantes (~100s). Ce sont des systèmes qui génèrent des poussées de l'ordre du milli-Newton sur des temps de quelques 100ms, ce qui les place au niveau des modules de propulsion secondaire (maintien à poste).

Les moteurs à propulsion solide sont des systèmes de propulsion très performants. Ils présentent une fiabilité supérieure à la propulsion liquide et sont utilisés dans les phases de lancement qui nécessitent des niveaux de poussée élevés.

En 1997, le LAAS a été à l'origine d'une étude sur la micropropulsion à propergol solide étendue vers les technologies microsystèmes. Notre propre travail s'inscrit dans cette logique de proposition. A la suite de ces précédents travaux, un consortium Américain (TRW, Space & Technology Group, l'Aerospace Corporation, Mechanics & Propulsion Department, et le California Institute of Technology (Engineering Design Research Laboratory)) a lancé un projet DARPA visant aussi à développer ce type de système de micropropulsion solide [29]. Depuis plusieurs projets d'étude ont été lancés à travers le monde sur le sujet [32] [37] [48-57]. [48] [49] [50] [51][52] [53] [54] [55] [56] [57].

L'idée nouvelle des travaux du LAAS était de proposer la réalisation de micropropulseurs intégrés sur silicium, le concept fonctionnel restant basé sur la combustion d'un matériau pyrotechnique introduit dans une chambre. Le gaz émis par la combustion est accéléré au travers d'une tuyère convergente/divergente et génère la poussée. L'intensité et la durée de cette poussée sont modifiables selon la géométrie du micropropulseur. Dans la proposition initiale du laboratoire, la mise en feu est réalisée sur membrane  $\text{SiO}_2/\text{SiN}_x$ . Cette membrane se brise à la mise en feu pour permettre l'évacuation des gaz. Le principe a donné lieu à un brevet commun CNES-CNRS [58] et a fait l'objet d'un développement important dans la thèse de B. Larangot [5] et dans le projet européen « MICROPYROS [3] » dirigé par le LAAS.

## **6 PROGRAMMES DE RECHERCHE SUR LA TECHNOLOGIE DE MICROPROPULSION SOLIDE DANS LE MONDE**

Le système de micro-propulsion solide proposé par le LAAS [5] est présenté sur la Figure 4. Celui-ci a la particularité du fait que l'élément chauffant se trouve sur une membrane diélectrique très fine. Il est constitué de cinq parties :

- Initiateur en silicium micro-usinée avec membrane fine en  $\text{SiO}_2/\text{SiN}_x$  sur lequel déposé l'élément chauffant,



- Chambre intermédiaire en silicium micro-usinée,
- Réservoir en Foturan,
- Fond en pyrex,
- Tuyère en silicium micro-usinée.

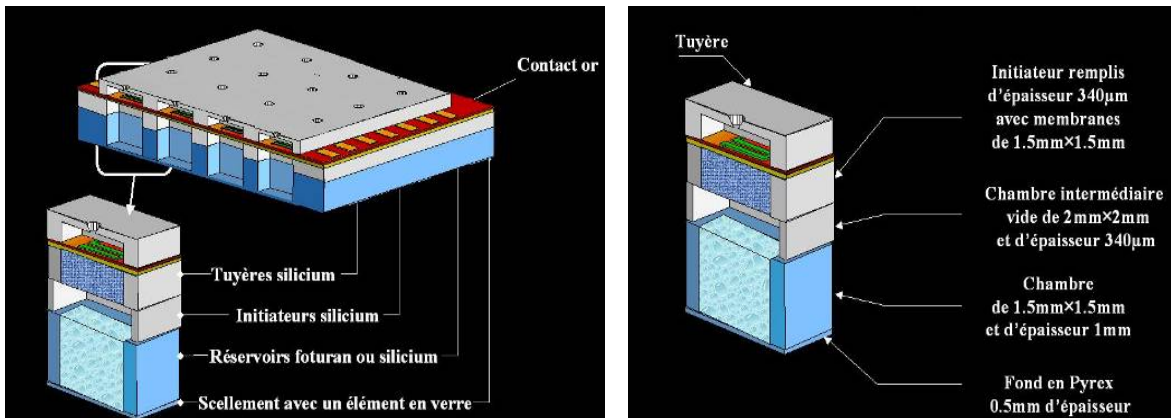


Figure 4. Dimensions et caractéristiques d'un micropropulseur du LAAS-CNRS

Ce système donne un bon rendement  $E_{\text{délivrée}}/E_{\text{d'allumage}}$ . C'est un système simple minimisant les risques de défaillance et flexible : les caractéristiques de poussée sont modifiables selon géométrie du système.

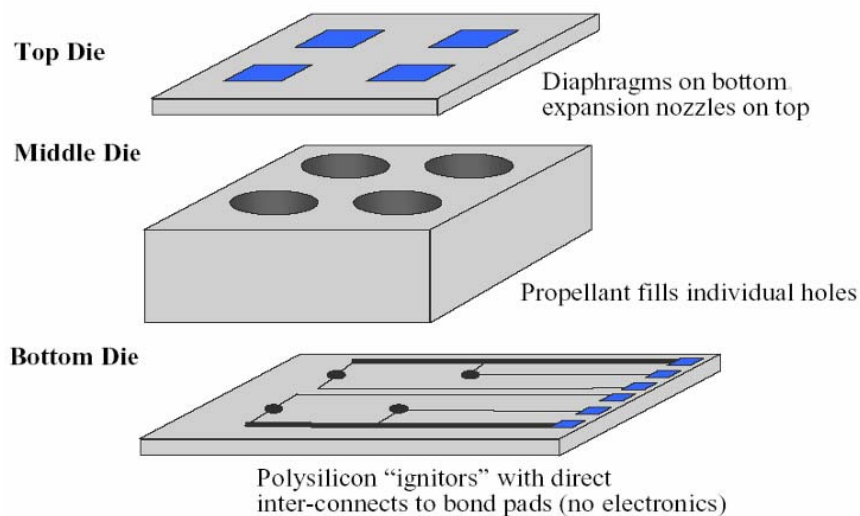
Il représente aussi un grand avantage en terme de puissance nécessaire à l'initiation qui est très faible (150mW) par rapport au système de propulsion digital (50W). Ceci est dû au rôle de la membrane fine qui est en contact avec l'air : Elle confine la chaleur dans le propergol et empêche sa dissipation vers l'extérieur du micropropulseur à cause de la très faible conductivité thermique de l'air par rapport à celle du silicium.

Les tests de caractérisation de poussée, avec le combustible ZPP dans l'initiateur et la composition 40 dans le réservoir, ont donné des poussées entre 2.5 et 0.28mN avec des structures respectivement avec et sans tuyère de 500µm de diamètre de col, pendant une durée d'environ 450ms.

Les résultats ont montré que ce type de concept micropropulseurs à propergol solide répond au besoin en propulsion des nanosatellites pour le maintien à poste.

Un système de propulsion digitale caractérisé par une impulsion faible et très courte dans le temps (quelques ms) a été proposé par les américains [29]. La configuration schématique d'un système de propulsion digitale est représentée sur le schéma de la Figure 5. Il est constitué de trois couches superposées:

- Une plaque de silicium qui contient les diaphragmes,
- une plaque de verre contenant des chambres de propulseur,
- et une plaque de silicium inférieure contenant des initiateurs.



**Figure 5. Configuration d'une matrice de 4 propulseurs digitaux [29]**

La résistance de chauffage en silicium poly-cristallin a la forme d'un serpent. Sa valeur est de  $210\Omega$ . Pour allumer le combustible, il faut être alimenté à 100V en tension et à 0.5A en courant pendant  $50\mu\text{s}$ , l'équivalence de 50W de puissance et de 2.5mJ d'énergie. En utilisant un propulseur rempli de propergol solide, les essais initiaux ont développé  $10^{-4}\text{N.s}$  d'impulsion et environ 100W de puissance.

Un microsystème de propulsion solide basé sur la technologie MEMS a été réalisé et testé par *You Zheng et al.* de l'université de *Tsinghua* en Chine [59]. Il propose un concept proche de celui des américains avec initiation sur matériau massif. L'initiateur est une plaque de Prex7740 sur laquelle est déposée une résistance Pt. Une plaquette en silicium (100) type-P avec des trous cylindriques réalisés en gravure ICP constitue les réservoirs.

Une troisième plaque de silicium (100) gravée au KOH constitue les tuyères (Figure 6). Les deux dernières parties sont assemblées par la méthode 'Silicon Bonding'.

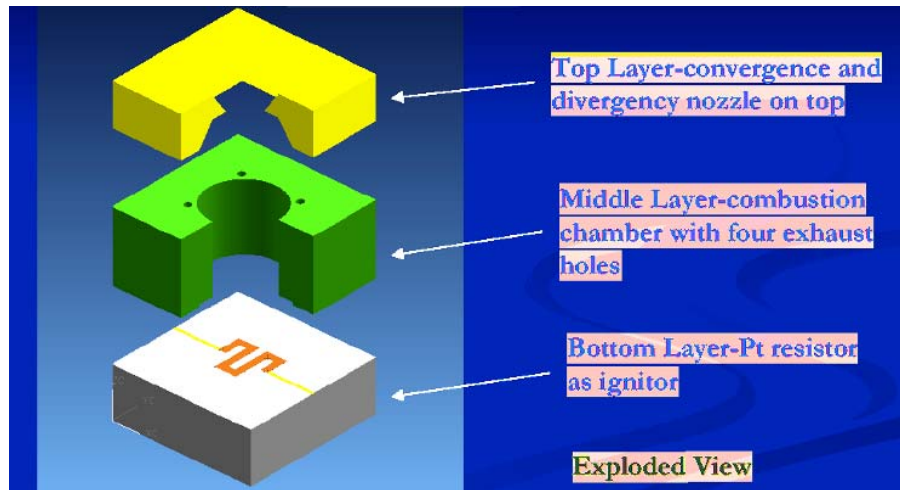


Figure 6. Micropropulseur chinois [59]

Les caractéristiques de l'initiation et de la poussée n'ont pas été détaillées par l'auteur mais une analyse comparative nous permet de dire que ce microsysteme présente un avantage par rapport aux propositions des Américains en terme de consommation d'énergie, car ils sont remplacer le silicium par le Pyrex7740.

Les Japonais S. TANAKA et al. de l'université de *Tohoku* ont proposé un prototype d'un système de propulsion solide dédié au contrôle d'attitude d'un microsatellite de classe 10kg [60]. Le système comporte une matrice 10×10 micropropulseurs de diamètre de chambre 0.8mm. L'élément chauffant se trouve sur membrane. La particularité de ce système est qu'il est alimenté en face arrière à l'aide d'une métallisation des parois de la chambre de combustion cylindrique.

Deux types de combustibles ont été testés. L'initiation se fait à une puissance relativement faible entre 3 et 4W pour le premier combustible testé, et entre 4 et 6W pour le deuxième. L'impulsion de la poussée et de  $2 \times 10^{-5}$ Ns à  $3 \times 10^{-4}$ Ns.

En résumé, pour initier un matériau pyrotechnique, il existe deux approches différentes:

- la première, proposée par les groupes Californiens [29], propose d'effectuer l'initiation par un élément chauffant disposé sur le substrat silicium (Figure 5), à l'arrière de la tuyère.

- Le second, proposé par le LAAS, permet l'initiation du propergol sur sa surface supérieure, par l'intermédiaire d'une résistance chauffante placée au centre d'une membrane diélectrique (cf. Figure 7). Cette membrane est rompue par la combustion du propergol et pendant l'éjection des gaz de propulsion.

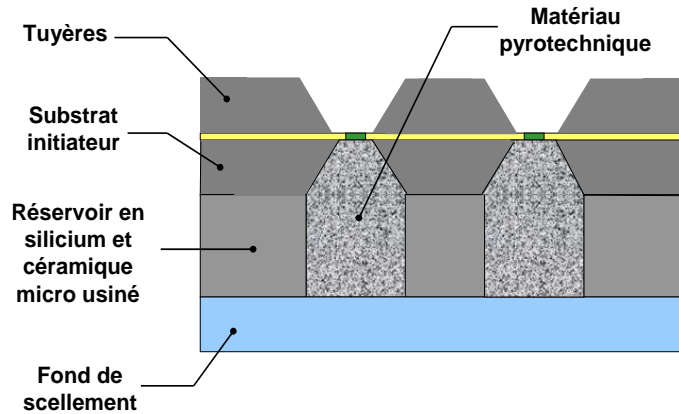


Figure 7: Initiation sur membrane

**Les deux approches sont très attractives car elles sont simples et compactes. Toutefois l'initiation sur le substrat a pour désavantage de consommer une grande puissance électrique (100W) contrairement à l'initiation sur membrane qui limite les pertes par conduction. Avec un initiateur sur membrane, une puissance entre 150mW et 6W est suffisante [61]. Notre ambition est maintenant d'analyser toutes ces approches pour mieux situer la contribution que pourraient prendre les propulseurs solides, dans les applications qui nous concernent : les micro-drones.**

Dans ce cas la caractéristique « mono-coup » des micropropulseurs à propergol solide limite le système. Cette limitation peut être contournée par la conception de matrice de propulseurs en bénéficiant des possibilités d'intégration offerte par les microsystèmes silicium. Par ailleurs, cette option reste très attractive:

- 1) le système complet est fabriqué de manière monolithique avec une forte densité d'intégration,
- 2) l'utilisation de propergol solide facilite le stockage des propulseurs et élimine les risques de fuite qui sont un problème difficile à résoudre pour les propergols liquides ou gazeux,

3) les micropropulseurs que nous concevons n'ont pas de partie mobile.

Ces avantages font que ce type de système a été déjà envisagé pour réaliser les manœuvres des petits satellites (1~100kg).

## **7 MICROPROPULSION SOLIDE APPLIQUEE AU DRONES MINIATURISES**

Depuis l'émergence du concept des microinitiateurs proposé par le LAAS en 1997, l'intérêt pour ces dispositifs ne s'est pas limité à ceux des micropropulseurs pour l'aéronautique et pour l'espace, mais d'autres applications médicales ou sécuritaires méritent d'être mentionnées dans ce chapitre introductif. Indiquons ici quelques notes sur les applications médicales pour la mise en circulation des fluides [62] ou pour la sécurité des mise a feu [63].

Une première génération de produits de très petite puissance a été validée en laboratoire : l'avenir passe maintenant par des étapes de tests, sur des applications réelles, pour parfaire les technologies et s'assurer de la conformité du produit à toutes les exigences du cahier des charges en environnement réel. L'avenir, comme nous allons le voir, passe aussi par une augmentation de la poussée disponible pour la propulsion : c'est le cas pour les applications à la correction d'assiette des drones, que nous allons détailler ci-dessous.

### **7.1 LES MICRO-DRONES**

Les micro-drones sont des engins volants d'observation utilisés, par exemple, pour la surveillance à courte distance, dans les environnements complexes comme l'environnement urbain : ils sont équipés d'une caméra dans le spectre visible ou dans l'infrarouge et renvoient le signal en temps réel à un poste d'observation fixe. Lancé à partir d'un équipement léger et portable, ils peuvent évoluer quelques dizaines de minutes piloté du sol ou en vol autonome. Idéalement, ils devraient pouvoir être autonome et doivent être capables de voler à vitesse réduite pour réaliser des prises de vue de qualité.

Sur la base des technologies de micropropulsions que nous venons de présenter, l'idée que le laboratoire proposait de développer dans cette problématique était celle d'un engin totalement propulsé et commandé par des micropropulseurs répartis et correctement rajoutés sur la structure volante : en envisageant de concevoir une structure à géométrie variable, stockée sous la forme d'une mini-rocket, propulsée en altitude pour y être déployée sous la forme d'un micro-drone de type avion u.l.m ou simplement d'un parachute...

Dans sa forme déployée, l'engin devait être propulsé par des micropropulseurs placés à l'arrière et manœuvrés par des commandes mécaniques et des micropropulseurs placés à l'arrière et sur les ailes...etc. L'étude de faisabilité conduisait, pour ½ heure de vol, aux problématiques suivantes:

- Lancement,
- Propulsion en vol,
- Correction d'assiette.

Le projet, tel que nous venons de le présenter, n'a pas été retenu, bien que soutenu par PROTAC, notre partenaire. **La D.G.A a plutôt souhaité construire un démonstrateur sur une fonction d'appoint, dans la commande des micro-drones : la correction d'assiette, dans le cas des fortes perturbations liées, par exemple, à des bourrasques de vent.**

Ce projet doit être très démonstratif des capacités des micropropulseurs en matrice que nous expérimenterons en collaboration avec la société PROTAC, très expérimentée sur la conception des missiles. L'organisation du projet se résume en un partage des tâches où PROTAC fixe le cahier des charges, assure l'interprétation et fait la démonstration de la faisabilité du projet, où le LAAS apporte la conception et la réalisation, au stade prototype, d'une matrice de micropropulseurs.

**Notre travail de thèse s'inscrit complètement dans ce projet. Nous l'avons conduit selon le planning défini contractuellement, en nous efforçant de renforcer nos méthodes générales de conception des microsystèmes : définition de cahier des**

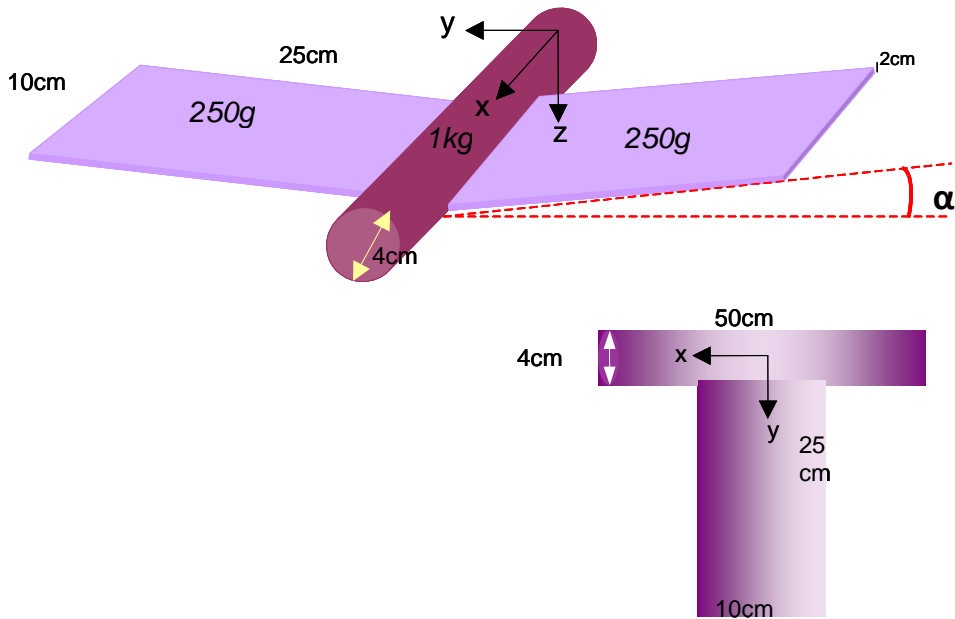
**charges, modélisation, conception, réalisation, validation, test...etc. Le lecteur trouvera toutes les étapes, dans les prochains chapitres.**

## **7.2 DEFINITION DU CAHIER DES CHARGES**

On se propose, dans un premier temps, d'explicitier les objectifs fixés par la DGA et d'écrire les spécifications, nous permettant aussi de réaliser le dimensionnement des micropropulseurs. On définira en particulier le drone ainsi que le niveau de perturbation considéré. A partir de là, nous pourrons calculer le besoin en force et dimensionner les propulseurs.

A partir des spécifications DGA, nous devons considérer un drone miniature dont les dimensions et caractéristiques sont les suivantes (Figure 8):

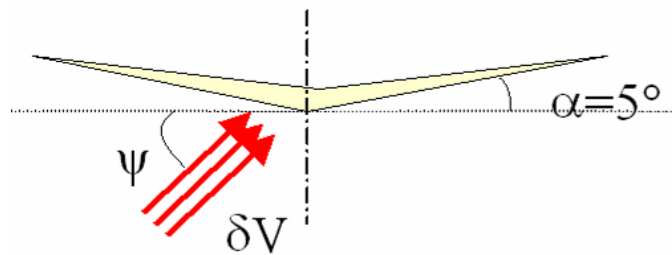
- Masse totale: 1.5kg,
- Aile : 250g,
- nacelle : 1kg,
- Dimensions d'une aile :
  - Longueur : 25cm,
  - Largeur : 10cm,
  - Epaisseur : 2cm,
- Alpha ' $\alpha$ ' (angle que fait les ailes avec le plan horizontal) :  $\sim 5^\circ$ .



**Figure 8 : Schéma du drone et dimensions pour l'étude**

Dans un souci d'efficacité, les matrices de micropropulseurs seront disposées au plus près de l'extrémité de chaque aile.

Selon les spécifications, nous supposons que le drone est en vol stationnaire propulsé par hélice et qu'il reçoit une rafale de vent de vitesse apparente jusqu'à 8 m/s. Le vent faisant un angle d'incidence  $\psi$  avec le plan horizontal (Figure 9).



**Figure 9: Schéma du drone en vol stationnaire soumis à une rafale de vent d'angle  $\psi$  par rapport à son plan horizontal**

Pour les besoins de l'étude, et conformément aux spécifications DGA, on s'intéressera aux rafales de vent s'inscrivant dans la définition suivante :

- Vitesse : 0 - 8m/s, soit 0- 28 km/h,
- Durée : quelques secondes (2 - 3s),
- Angle d'incidence  $\Psi$  : tous les angles.



Soumis à la rafale, le drone se déstabilise. L'objectif est donc de le ramener à sa position horizontale au plus vite avant qu'il ne devienne incontrôlable (Figure 10).

Pour cela, la stratégie consiste à placer au bout des ailes des matrices de micropropulseurs sur silicium déclenchées en couple dès que le drone est déstabilisé.

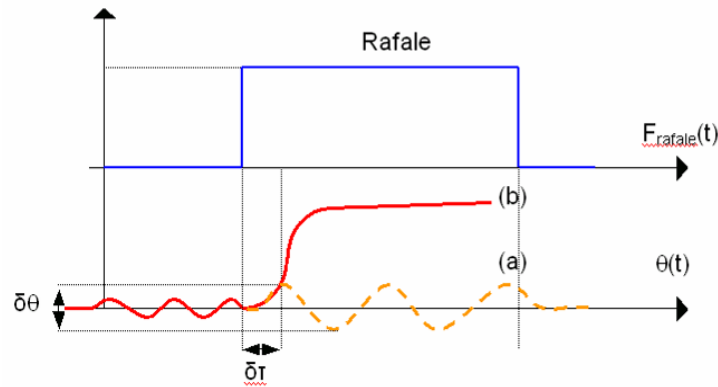


Figure 10 : Réponse du système à une rafale, (a) avec et (b) sans l'intervention des  $\mu$ -propulseurs

Des calculs, détaillés dans le paragraphe suivant, permettent de connaître la rotation du drone en fonction du temps avec ou sans l'intervention des micropropulseurs. Dans ces calculs, nous ne prenons pas en compte l'effet dièdre des ailes du drone qui tend à stabiliser le drone en roulis lorsque celui-ci est déstabilisé.

### 7.3 CALCUL DES FORCES A COMPENSER

La rotation du drone autour de son centre de gravité est gouvernée par l'équation suivante :

$$\sum \mu(F)_G = J \ddot{\theta} \quad (1)$$

avec :

- $J$  : moment d'inertie du drone
- $\mu$  : moment des forces auxquelles est soumis le drone.

En supposant que le drone a la forme simple d'un cylindre central (corps) avec deux ailes rectangulaires (Figure 8), le moment d'inertie s'exprime par la relation :

$$J_G = 2J_{ailes} + J_{corps}$$

En fonction des dimensions, on trouve :

$$J_G = 2\left(\frac{m(b+e)}{12} + m\frac{(D+b)^2}{4}\right) + M\frac{D^2}{8} = 0.018\text{USI}$$

avec :

- $m$  : masse de chacune des ailes (250g),
- $M$  : masse du corps central (1kg),
- $b$  : longueur de chacune des ailes (25cm),
- $e$  : épaisseur des ailes (2cm),
- $D$  : diamètre du corps central (4cm).

Lorsqu'une rafale de vent s'applique sur le drone alors que ce dernier est en vol stabilisé, l'équation (1) s'écrit :

$$\frac{ab_2}{4}\rho C_z \delta V^2 [\sin(\Psi + \alpha + \theta(t)) - \sin(\Psi - \alpha + \theta(t))] = J_G \frac{d_2^2 \theta}{dt^2} \quad (2)$$

avec :

- $\delta V$  : vitesse apparente du vent (entre 1 et 8 m.s<sup>-1</sup>)
- $a$  : largeur de chacune des ailes (10cm),
- $\rho$  : densité de l'air (1.2kg/m<sup>3</sup>),
- $\Psi$  : angle d'incidence de la rafale par rapport à l'horizontale du drone (variable),
- $\alpha$  : angle entre le plan des ailes et l'horizontale (5°),
- $\theta$  et  $\ddot{\theta}$  sont l'angle et l'accélération angulaire générée par la rafale de vent autour de l'axe de roulis.

L'équation (2) peut également s'écrire :

$$\frac{ab^2}{2}\rho C_z \delta V^2 \sin \alpha \cos(\Psi + \theta(t)) = J_G \ddot{\theta} \quad (3)$$

Pour les petits  $\theta$  ( $\theta < 1^\circ$ ), l'équation (3) devient :

$$\frac{ab^2}{2}\rho C_z \delta V^2 \sin \alpha \cos \psi - \frac{ab^2}{2}\rho C_z \delta V^2 \sin \alpha \times \sin \psi \times \theta = J_G \ddot{\theta} \quad (4)$$

Soit :

$$A\theta + B = \ddot{\theta}$$

Avec

$$A = -\frac{ab^2}{2J_G} \rho C_z \delta V^2 \sin \alpha \sin \psi$$

$$B = \frac{ab^2}{2J_G} \rho C_z \delta V^2 \sin \alpha \cos \psi$$

Cette équation restreinte aux petits angles de roulis ( $\theta < 1^\circ$ ), a pour solution :

$$\theta = \frac{B}{A} (\cosh \sqrt{At} - 1) = \frac{\cos \alpha \sin \Psi}{\sin \alpha \cos \Psi} (\cosh \sqrt{At} - 1) \quad (\text{pour } \theta < 1^\circ) \quad (5)$$

$$\theta=0 \quad \text{pour } t=0 \quad \text{et} \quad \dot{\theta}=0 \quad \text{pour } t=0.$$

A partir de cette équation, on peut tracer l'évolution de l'angle de rotation du drone en fonction du temps.

#### **7.4 PRESENTATION DES RESULTATS**

Pour la structure de drone décrite précédemment, la Figure 11 présente l'évolution de l'angle de rotation du drone par rapport à l'horizontale en fonction du temps, et ce, pour différentes inclinaisons et intensités du vent. Nous pouvons en dégager le temps de réponse attendu pour les micropropulseurs.

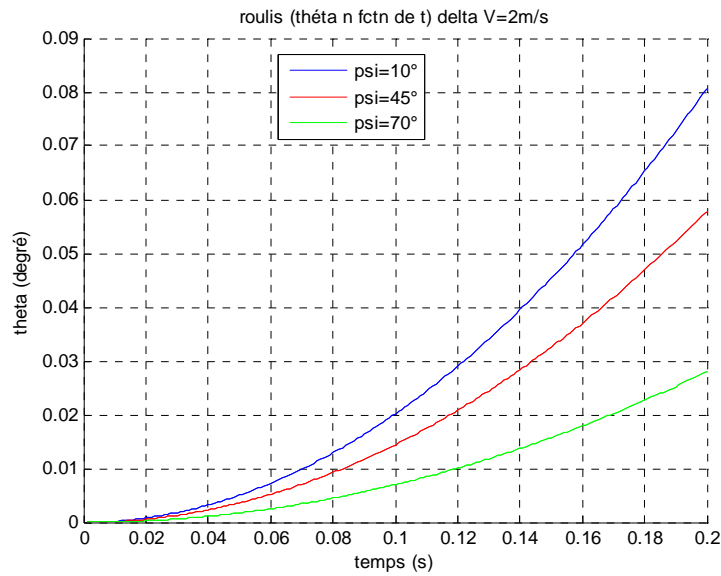


Figure 11 : Angle de rotation en fonction du temps pour  $V=2m/s$  et  $V=8m/s$

En effet, ce graphe montre que le drone, compte tenu de sa matrice d'inertie, met entre **60ms et 250ms** pour tourner de  $0.1^\circ$ .

Les propulseurs sont déclenchés dès que le drone est déstabilisé, comme le montre le schéma de la Figure 12.

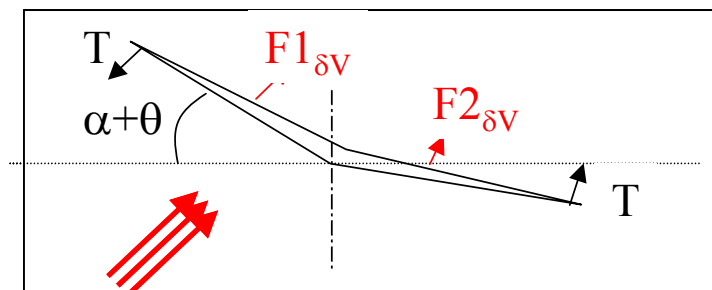


Figure 12 : Déstabilisation du drone soumis à une rafale de vent

On suppose que le temps de la commande est négligeable par rapport au temps de rotation, et quoi qu'il en soit, inférieur à 1ms.

La Figure 13 représente l'évolution de l'angle de rotation (roulis) du drone soumis à une rafale de vitesse apparente de  $8m/s$  à  $45^\circ$  de l'horizontale, et avec les propulseurs de stabilisation pour deux forces :  $20mN$  et  $35mN$ .

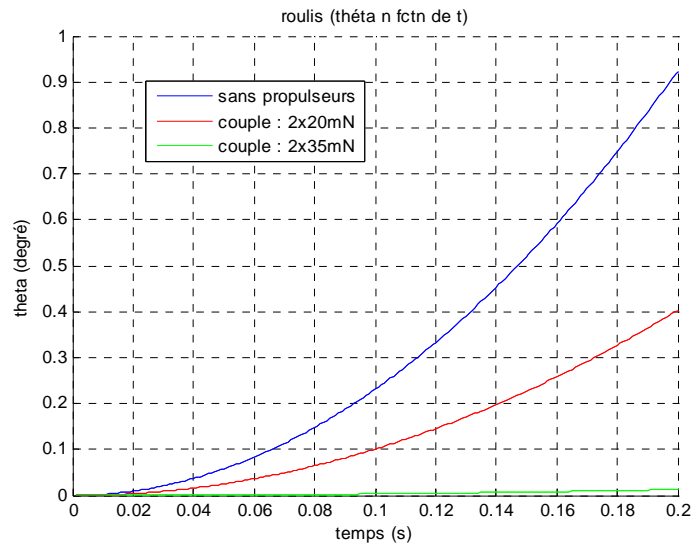


Figure 13 : Angle de rotation du drone pour  $\delta V=8$  m/s et  $\psi=45^\circ$ , avec ou sans micropropulseurs.

Ainsi, il faut **35mN sur chaque aile** pour compenser une rafale de vent de 8m/s à  $45^\circ$ .

Enfin, le graphe de la Figure 14 permet d'apprécier le niveau de force à appliquer sur chaque aile en fonction de la vitesse du vent, pour des inclinaisons  $\psi=45^\circ, 10^\circ, 70^\circ$ .

Dans la gamme de vitesse étudiée (entre 1m/s et 8m/s), **la force à appliquer varie de 0.5mN à 50mN**.

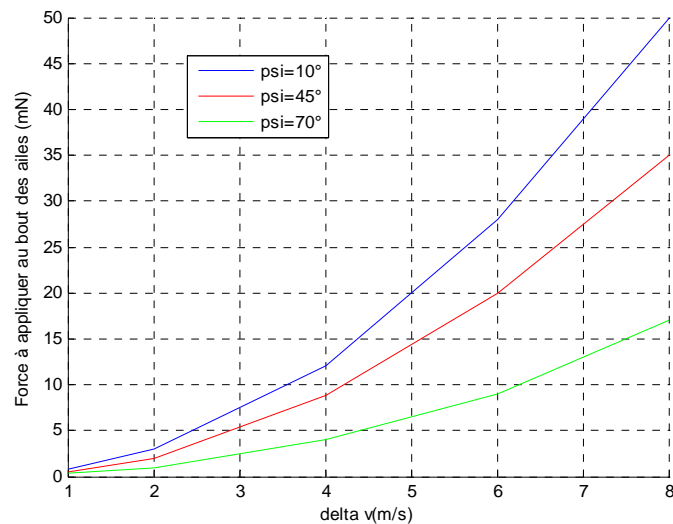


Figure 14 : Force à appliquer au bout de chaque aile, pour stabiliser le drone soumis à une rafale d'intensité  $\delta V$  et d'orientation :  $10^\circ, 45^\circ$  ou  $70^\circ$ .

## 8 CONCLUSION

Ce chapitre a permis de situer notre activité et notre projet dans le cadre des microsystèmes de puissance. Nous avons rappelé l'histoire récente du concept des micropropulseurs et situé l'idée originale proposée par le LAAS en 1995, parmi l'ensemble des travaux sur le sujet : En effet, l'idée d'utiliser un matériau énergétique et son initiation à des dimensions micrométriques, définit un champ d'activité qui ne cesse de se diversifier car cette option apporte des solutions compactes dans l'actionneur de puissance. Nous avons rappelé les principaux travaux dans le monde et avons détaillé plus particulièrement les résultats obtenus au sein du projet européen *MICROPYROS* [3], auquel nous avons participé.

Notre thèse s'inscrit dans le cadre de développement des micropropulseurs sur silicium pour la stabilisation de petits drones et qui pourrait aussi intervenir sur les nanosatellites.

En relation avec l'entreprise PROTAC, notre travail vise la stabilisation des drones dans les cas de fortes perturbations en milieu urbain. Nous avons présenté le problème, dégagé un cahier des charges et commandé plus spécifiquement cette application qui conduit à une nouvelle génération de micropropulseurs plus puissants.

# CHAPITRE II



---

## CHAPITRE II : CONCEPTION D'UNE NOUVELLE GÉNÉRATION DE MICROPROPULSEURS À BASE DE SILICIUM

### 1 INTRODUCTION

Pendant qu'ils évoluent en zone urbaine, les drones sont soumis à de brèves, mais fréquentes rafales de vent lors des passages près des bâtiments par exemple. Ces courtes perturbations ont principalement pour effet de modifier l'assiette du drone, et de déplacer son centre de gravité.

Ainsi, comme nous l'avons présenté dans le chapitre I, l'étude actuelle a pour objectif de démontrer que la micropropulsion solide est une option avantageuse pour corriger des effets de fortes perturbations comme ces effets de fortes accélérations/décélérations en milieu urbain.

Dans le cadre de cette présentation, ce chapitre a pour objet, à partir de l'analyse des besoins présentés au chapitre I, de proposer une conception de l'actionneur micro-pyrotechnique conformément aux spécifications suivantes :

- définir le micropropulseur unitaire, ainsi que l'architecture des matrices de micropropulseurs permettant d'assurer un contrôle du drone le plus longtemps possible pendant son fonctionnement,
- présenter une méthodologie de mise en place pour valider et affiner la conception de ces matrices de micropropulseurs pour démontrer finalement l'applicabilité de ces matrices pour la commande des micro-drones.

## 2 CONCEPTION DES MICROPROPULSEURS

### 2.1 PRESENTATION DU NOUVEAU CONCEPT

Nous proposons ici, une architecture de propulseur "à plat" (Figure 15). Elle se différencie de l'architecture verticale développée dans le cadre du projet *MICROPYROS* [3] par le fait que le réservoir, le convergent, le col, la tuyère et l'initiateur sont usinés dans le même substrat de silicium. **Cette structure présente donc l'avantage de réaliser tout le corps du propulseur en une seule étape d'usinage silicium.** De plus elle permet de dissocier l'initiation du réservoir, même s'ils sont sur le même substrat. Ceci permet de réaliser de gros réservoirs, en usinant la pièce rapportée, sans gêner l'initiation.

La structure globale des micropropulseurs à plat est simple ; elle consiste en un empilement de 2 ou 3 couches :

- Un substrat de silicium micro usiné qui dessine la tuyère, le réservoir et l'initiateur sur membrane diélectrique fine. Ce substrat de silicium central permet aussi la réalisation des chemins d'alimentation électriques de chacun des initiateurs,
- Une couche supérieure assurant l'étanchéité et définissant le volume du réservoir,
- Une couche supplémentaire qui peut être insérée sur la face inférieure du substrat, si l'on a besoin de réservoirs plus importants pour des dispositifs plus énergétiques.



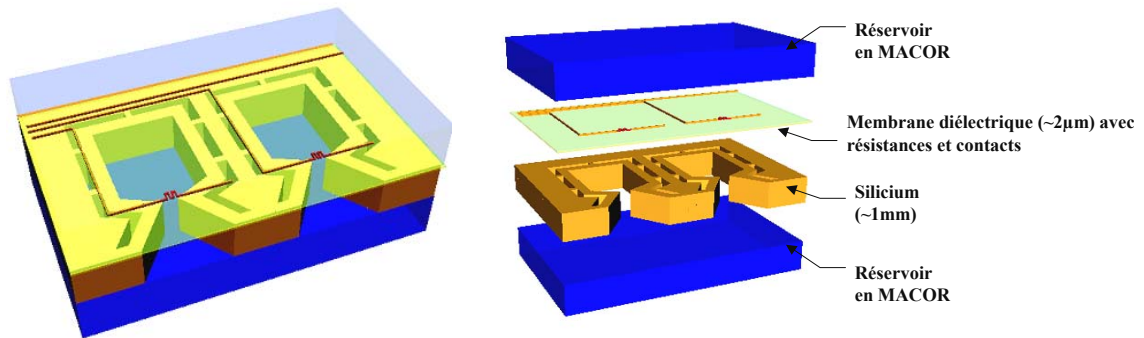


Figure 15 : Architecture de la structure des micropropulseurs sur silicium à plat

### 3 CHOIX DES MATERIAUX ET DES PROPERGOLS

#### 3.1 CHOIX DU MATERIAUX DES RESERVOIRS DU PROPERGOL

Les technologies de fabrication choisies sont celles des microsystèmes pour des raisons évidentes de capacité à la miniaturisation, de coûts et de précision d'usinage.

Le silicium est le matériau le plus utilisé et reste encore aujourd'hui le matériau privilégié en microsystèmes. Il sera utilisé pour la réalisation des initiateurs et des chambres. Cependant l'utilisation du silicium en micropyrotechnie présente des limites. Sa forte conductivité thermique (140W/mK) qui est un avantage en microélectronique pour évacuer la chaleur est un inconvénient majeur pour la réalisation de *micropyro*-systemes performant nécessitant un confinement de la chaleur.

Un autre matériau doit être alors envisagé pour réaliser les réservoirs de propergol. Au LAAS, nous maîtrisons l'usinage les matériaux suivants :

- **le verre photosensible** : ce type de verre présente l'avantage d'avoir une faible conductivité thermique (1.4W/mK) et s'usine chimiquement par des procédés compatibles avec les microsystèmes. Nous l'avons déjà utilisé dans les micropropulseurs verticaux de *MICROPYROS* [3].

- **le MACOR** : cette céramique présente l'avantage par rapport au verre d'avoir un coefficient de dilatation très proche du silicium et donc réduit les risques de rupture mécanique de l'assemblage soumis aux forts gradients thermiques et à la pression. Le MACOR s'usine par voie classique.

Notre choix s'est porté sur le MACOR afin de tester son utilisation notamment dans les micropropulseurs, étant donné que nous avons déjà utilisé le verre photosensible dans les micropropulseurs à architecture verticales (projet MICROPYROS [3])

Nous avons développé des nouvelles méthodes d'usinage pour le MACOR, toujours par voie classique, pour étendre son intégration dans les microsystèmes à base de silicium. Les caractéristiques thermiques et mécaniques du MACOIR et du Silicium sont présentées dans le Tableau 1.

	<b>Silicium</b>	<b>Macor</b>
Conductivité thermique (W/cm.K)	1.412	0.0146
Chaleur spécifique (J/g.K)	0.70	0.79
Diffusivité thermique (cm <sup>2</sup> /s)	0.9	7.3 10 <sup>-3</sup>
Masse volumique (g/cm <sup>3</sup> )	2.33	2.52
Coefficient de dilatation thermique (K <sup>-1</sup> )	2.6 10 <sup>-6</sup>	9.3 10 <sup>-6</sup>
Module d'Young (Gpa)	155.8	66
Coefficient de Poisson	0.2152	0.29
Contrainte à la rupture (MPa)	> 600	94

**Tableau 1 : Principales caractéristiques des matériaux**

### **3.2 CHOIX DU MATERIAU PYROTECHNIQUE**

Le choix des matériaux est un élément clef des performances des propulseurs. En général, un matériau pyrotechnique utilisé dans la chambre de combustion doit répondre aux exigences suivantes :

- Pour des questions de sécurité, le matériau doit présenter une réaction de type déflagration sans risque de passer en régime de détonation.
- Pour des raisons de protection de l'environnement, la combustion doit être complète, ne laissant aucun résidu en fin de combustion.

De plus :

- Le matériau doit être stable dans le temps,
- Les gaz de combustion ne doivent pas être toxiques,
- La combustion doit avoir un rendement gazeux maximum et présenter des vitesses de combustion suffisantes aux très petites dimensions,

Lors de l'exécution de nos travaux, nous avons rencontré deux difficultés qu'il faut surmonter :

- La réactivité du matériau qui, si elle est trop faible, ne permet pas la combustion totale
- La nature du matériau doit être adaptée au remplissage par l'équipement Flip-Chip et à la mise en contact avec l'initiateur.

L'expérience de *MICROPYROS* [3] a déjà montré ces deux limites et a indiqué que le remplissage même soigné et mécanisé ne permet pas toujours le contact direct matériau/initiateurs, ce qui augmente l'énergie électrique nécessaire à l'initialisation et même peut entraîner le non fonctionnement.

**C'est un intérêt de notre nouveau concept que de permettre de nouveaux types de remplissage** ; l'idéal serait, une structure moulée de matériau que l'on collerait sur l'initiateur. Pour des raisons essentiellement de coût, de simplicité de mise en œuvre et modularité des performances, nous avons choisi l'utilisation des chargements libres de forme cylindrique en propergol double base extrudé.

Parmi les propergols de type DBE actuellement en production, notre choix préliminaire, dans cette étape de conception, s'est porté sur le propergol DBE-40-320 de chez

BAYERN-CHEMIE<sup>3</sup>. Il fonctionne à basse pression et sa vitesse de combustion 'r' varie entre  $r=5.6$  mm/s à 20bars et  $r=0.9$ mm/s à 1bar. Dans le Tableau 2, on en retrouve les principales caractéristiques du propergol type DBE-40-320, qui nous serviront dans les modélisations qui suivent.

<b>Masse volumique</b>	1.57 g/cm <sup>3</sup>
<b>Module d'Young</b>	60 MPa
<b>Allongement</b>	20%
<b>Vitesse de combustion à 50 bars</b>	9.6 mm/s
<b>Impulsion spécifique</b>	221 s
<b>Vitesse caractéristique</b>	1390 m/s
<b>Gamma des gaz brûlés</b>	1.237
<b>Masse molaire</b>	23.3 g/mol

**Tableau 2 : Quelques caractéristiques du DBE-40-320**

Pour s'affranchir des éventuels problèmes de tolérance dans la fabrication des réservoirs, et dans la mise en forme du chargement, on a utilisé des brins de propergol de 1.4mm de diamètre.

#### **4 DIMENSIONNEMENT DES MICROPROPULSEURS POUR REpondre AUX EXIGENCES DU CAHIER DES CHARGES**

Les outils méthodologiques développés au LAAS permettent le dimensionnement des micropropulseurs pour atteindre les niveaux de poussée requis dans le cahier des charges : Il s'agit d'un programme informatique de modélisation développé sous l'outil SIMULINK de MATLAB, par C. ROSSI et S. ORIEUX [64].

---

<sup>3</sup> BAYERN-CHEMIE : société Allemande du Groupe THALES et partenaire à PROTAC

## 4.1 CALCUL DES STRUCTURES

Les spécifications indiquées dans le chapitre I indiquent un objectif de poussée entre 0,5 et, 50mN ce qui impose des choix relatifs de la surface de combustion (section du réservoir en générale) et de la dimension de la tuyère (section du col de la tuyère). La contrainte est plutôt celle de dimensionner le réservoir. Compte tenu des possibilités technologiques, nous avons prévu deux sections de réservoir (2.25mm<sup>2</sup> et 4.5mm<sup>2</sup>), choisies en fonction des objectifs de poussées et de notre expérience. Ensuite, pour chacune de ces sections de réservoir, la section du col est calculée pour balayer le niveau de poussée spécifié entre : 0.5mN-50mN.

Les résultats des calculs de dimensionnements sont donnés dans les Tableau 3, Tableau 4, Tableau 5 et Tableau 6. Ils donnent, les dimensions des propulseurs (section réservoir, section col) ainsi que les niveaux de pression et de poussée attendus pour chacune des structures suivant deux modèles de combustion :

- la combustion en "cigarette" : le Tableau 3 et Tableau 5 fixent la valeur des poussées minimales qui peuvent être délivrées par chaque micropropulseur : ils montrent d'ores et déjà que les niveaux de poussée spécifiés pourront être atteints avec la technologie retenue.
- la combustion du brin simultanément sur toutes ses faces, c'est à dire en « bloc » les performances sont comme sur le Tableau 4 et Tableau 6. On voit que l'on peut atteindre 0,2N.

Section de la chambre de combustion	2.25mm <sup>2</sup>		
Distance entre deux chambres	500μm		
Section de col (mm <sup>2</sup> )	0.054	0.081	0.108
$A_{ch}/A_{col}$	41	27	21
Pression de fonctionnement calculée	5	3	1.85
Poussée calculée	<3.8mN		

**Tableau 3 : Performances d'un micropropulseur avec combustion en cigarette pour un réservoir de 2.25mm<sup>2</sup>**

Le concepteur, dans la mesure où il peut le maîtriser, aura le choix du type de conception : en "cigarette" pour les impulsions longues et faibles, en "bloc" pour les impulsions rapides et intenses. A titre indicatif, le Tableau 4 ci-après présente les performances limites qui seraient obtenues avec une combustion du brin sur toutes ses faces, qui caractérise le cas le plus favorable pour la poussée.

Longueur du réservoir & brin de propergol	3.5 mm			5 mm		
Section de la chambre de combustion	2.25mm <sup>2</sup>			2.25mm <sup>2</sup>		
Distance entre deux chambres	500µm			500µm		
Section de col (mm <sup>2</sup> )	0.054	0.081	0.108	0.054	0.081	0.108
A <sub>ch</sub> /A <sub>col</sub>	41	27	21	83	55	21
Pression de fonctionnement initiale (bars)	19	5	3	47	13	5
Poussée initiale (mN)	100	40	30	200	100	60

**Tableau 4: Performances d'un micropropulseur avec combustion par toutes les faces pour un réservoir de 2.25mm<sup>2</sup>**

Section de la chambre de combustion	4.5mm <sup>2</sup>			
Distance entre deux chambres	500µm			
Section de col (mm <sup>2</sup> )	0.015	0.054	0.081	0.108
A <sub>ch</sub> /A <sub>col</sub>	300	83	55	21
Pression de fonctionnement (bars)	55	11	5.3	4
Poussée calculée (mN)	65	18	10	8

**Tableau 5 : Performances d'un micropropulseur à réservoir double avec combustion « en cigarette » pour un réservoir de 4.5mm<sup>2</sup>**

Section de la chambre de combustion	4.5mm <sup>2</sup>		
Distance entre deux chambres	500µm		
Section de col (mm <sup>2</sup> )	0.054	0.081	0.108
$A_{ch}/A_{col}$	83	55	21
Pression de fonctionnement (bars)	108	66	13.7
Poussée calculée (mN)	590	543	149

**Tableau 6 : Performances d'un micropropulseur à réservoir double avec combustion « en cigarette » pour un réservoir de 4.5mm<sup>2</sup>**

Remarque : La section de 0.015 mm<sup>2</sup> correspond à l'utilisation de plaque de silicium de 0.15 mm d'épaisseur. Cette structure entraîne des difficultés technologiques dues à la très faible épaisseur de silicium : il ne sera utilisé en dernier recours que si les performances obtenues jusque là ne convenaient pas.

## 4.2 MODELISATION THERMIQUE ET MECANIQUE

Cette modélisation a été effectuée sous le logiciel ABAQUS [65] par notre partenaire, la société PROTAC. La structure que nous avons simulée est celle de la Figure 16.

La matrice de micropropulseurs est constituée de plusieurs chambres de combustions disposées côte à côte. Dans notre approche technologique, les chambres sont latéralement séparées par du silicium. Les réservoirs sont fermés par du MACOR<sup>®4</sup> usiné sur une face, du verre ou du silicium sur l'autre.

Le MACOR est un matériau céramique technique usinable avec un outillage conventionnel, sciage, fraisage, perçage, tournage. Notre choix du MACOR est justifié par ces coefficients de dilatations thermiques qui sont proches de celui du silicium pour éviter tout délaminage des deux couches.

<sup>4</sup> MACOR<sup>®</sup> céramique usinable de chez CORNING ([www.corning.com](http://www.corning.com))

La modélisation doit nous dire à quelle distance les uns des autres, doit-on placer les propulseurs, sans risque d'interactions thermiques?

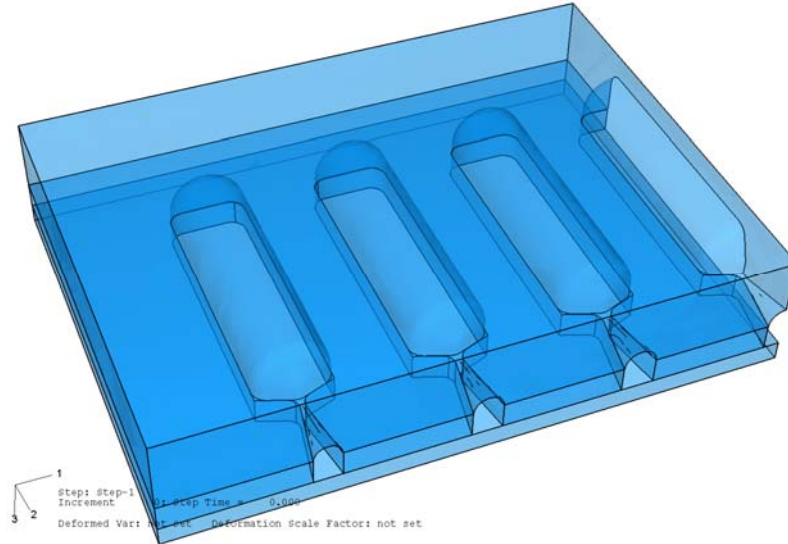


Figure 16 : Schéma 3D d'une matrice de micropropulseurs

#### 4.2.1 MODELISATION DES INTERACTIONS THERMIQUES ENTRE PROPULSEURS

Le silicium est un matériau très bon conducteur thermique, dont l'utilisation en pyrotechnie à côté de ses avantages d'être un support microélectronique requiert la prise de certaines précautions : Dans notre application, il ne faut pas que la combustion initiée dans une chambre conduise à l'initiation d'une des deux chambres adjacentes. Or, pendant le fonctionnement du micropropulseur, la chaleur se transfère au chargement pyrotechnique voisin et peut déclencher son auto-inflammation.

Il s'agit donc d'évaluer, par la modélisation, le **temps maximum de fonctionnement** d'une chambre avant qu'elle n'impacte les chargements adjacents. Pour retarder cette échéance et limiter le risque, nous proposons de **créer une barrière thermique de type "tranchées d'air"** : gravure réalisant des tranchées dans le silicium pour réduire la transmission de la chaleur.

Nous avons programmé avec la société PROTAC trois types de configurations, pour des initiateurs silicium, de différentes configurations : une configuration de référence où le silicium est plein et deux configurations où l'on a créé des tranchées discontinues et continues (Figure 17). On rappelle que les pertes thermiques par le dessus du réservoir sont



limitées par une couche d'EPDM d'environ 0.4mm (épaisseur minimale réalisable industriellement avec les outillages disponibles).

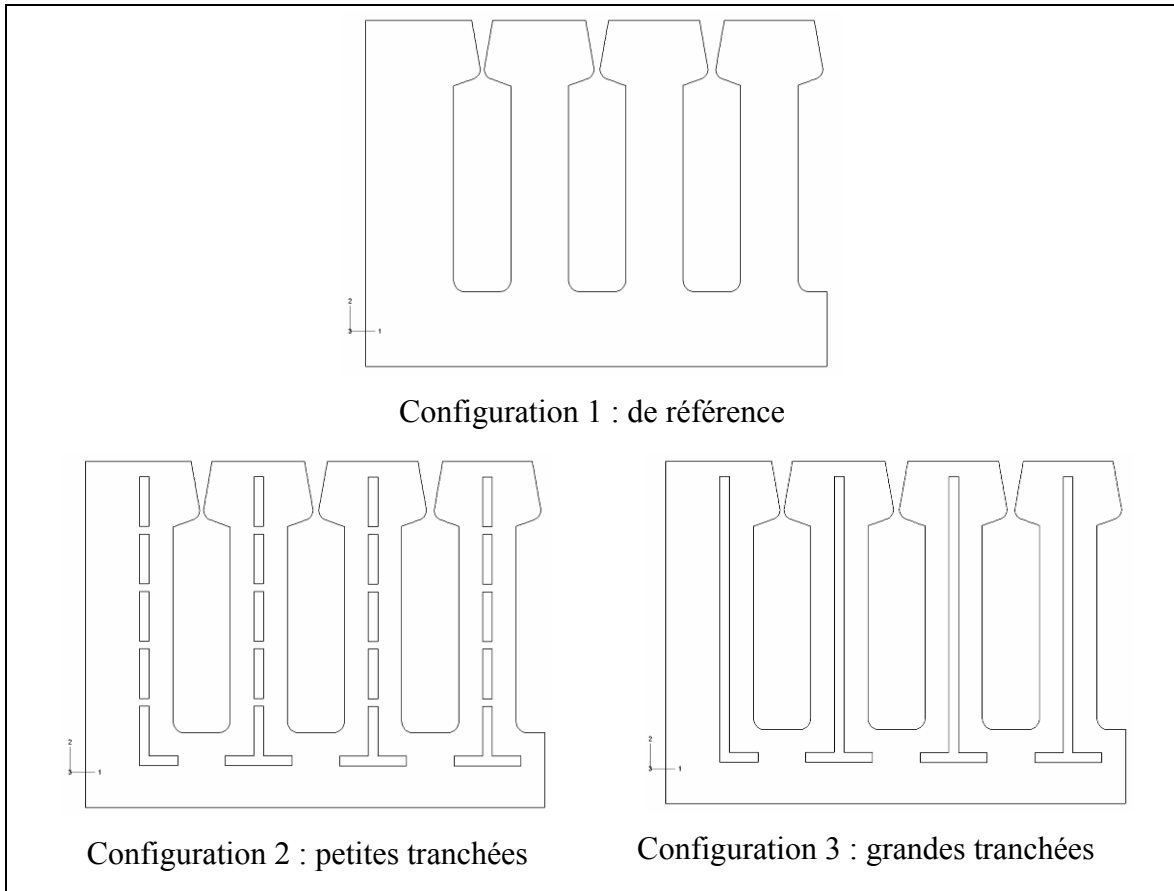
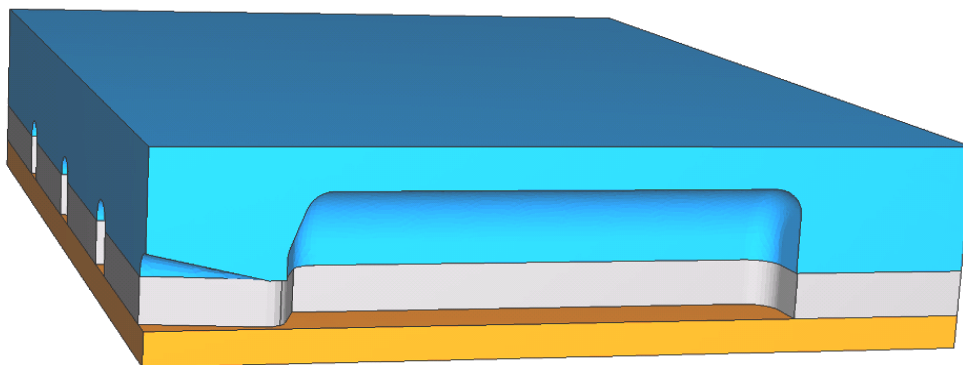


Figure 17. Les trois configurations des barrières thermiques

La Figure 18 explicite la structure la structure simulée et les matériaux utilisés.



Code de couleurs

Orange : Protection thermique (EPDM)  
Bleu : Céramique (MACOR)  
Gris : Silicium

Épaisseurs :

Macor : 1,5 mm  
Protection thermique : 0,4 mm  
Silicium : 0,545 mm

Figure 18 Schéma des couches constituant la matrice de micropropulseurs

Pour simuler la structure présentée en Figure 19, le flux thermique est supposé convectif et radiatif. Pour représenter le flux thermique transmis aux parois par la combustion du propergol, nous nous sommes basés sur des valeurs de paramètres d'échanges obtenus à l'occasion d'essais réalisés sur d'autres structures silicium dans le cadre du projet *MICROPYROS* [3].

L'essai choisi comme référence est une structure « tout silicium » dont on a vérifié qu'elle conduisait à un allumage intempestif des chambres voisines au bout d'environ 160 ms. Les paramètres du flux thermique ont donc pu être calculés pour que l'on atteigne la température d'allumage du propergol (200°C) dans la chambre voisine au bout de 160 ms. Les valeurs obtenues pour les coefficients d'échanges sont les suivantes :

Coefficient de convection :  $h = 2400 \text{ W/m}^2\text{K}$

Emissivité :  $\epsilon = 0,16$

Dans les simulations, on se limitera au fonctionnement d'une seule chambre pendant 400ms (durée supérieure à la durée réelle de fonctionnement), en considérant que la température de combustion typique pour nos propergols est de 2058°C.

### 1. Transfert thermique dans les tranchées d'air

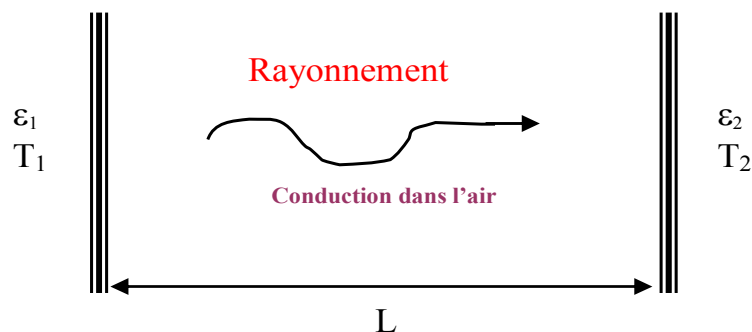


Figure 19: schéma de transfert thermique entre deux parois en silicium

Les propriétés thermiques des matériaux sont ceux dans Tableau 7 :

Matériaux	Conductivité thermique (W/m/°C)	Densité (kg/m <sup>3</sup> )	Cp (J/kg/°C)
EPDM (Protection thermique)	0,09	1030	2000
MACOR	1,46	2520	790
Silicium	141,2	2330	700

Tableau 7. Propriétés thermiques des matériaux utilisés

Les parois en silicium sont séparées par une tranchée d'air, et les équations gouvernant l'échange de la chaleur sont :

*Transfert de chaleur par conduction :*

$$q_{Cond} = \frac{\lambda}{L}(T_1 - T_2)$$

*Transfert de chaleur par rayonnement :*

$$q_{Rad} = C(T_1^4 - T_2^4)$$

$$\text{où : } C = \frac{F\sigma}{\frac{1}{\varepsilon_1} + \frac{1}{\varepsilon_2} - 1}$$

avec :

F = 1, Facteur de forme

$\sigma$ , Constante de Stephan-Boltzmann

$\varepsilon_1 = \varepsilon_2 = 0,87$ , Emissivité des surfaces

$\lambda = 0,03$ , Conductivité de l'air

Le graphique de la Figure 20 décrit l'évolution de la température de paroi de la chambre voisine à celle en fonctionnement pour chacune des configurations.

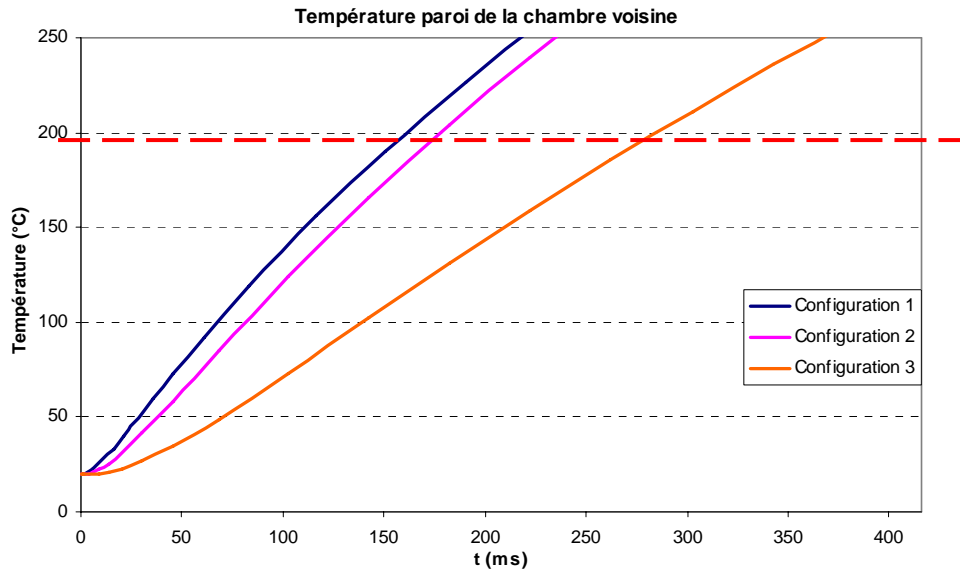


Figure 20 Evolution de la température de paroi de la chambre voisine à celle en fonctionnement

La Figure 21 permet d'observer la nature et l'intensité des transferts thermiques dans chaque configuration.

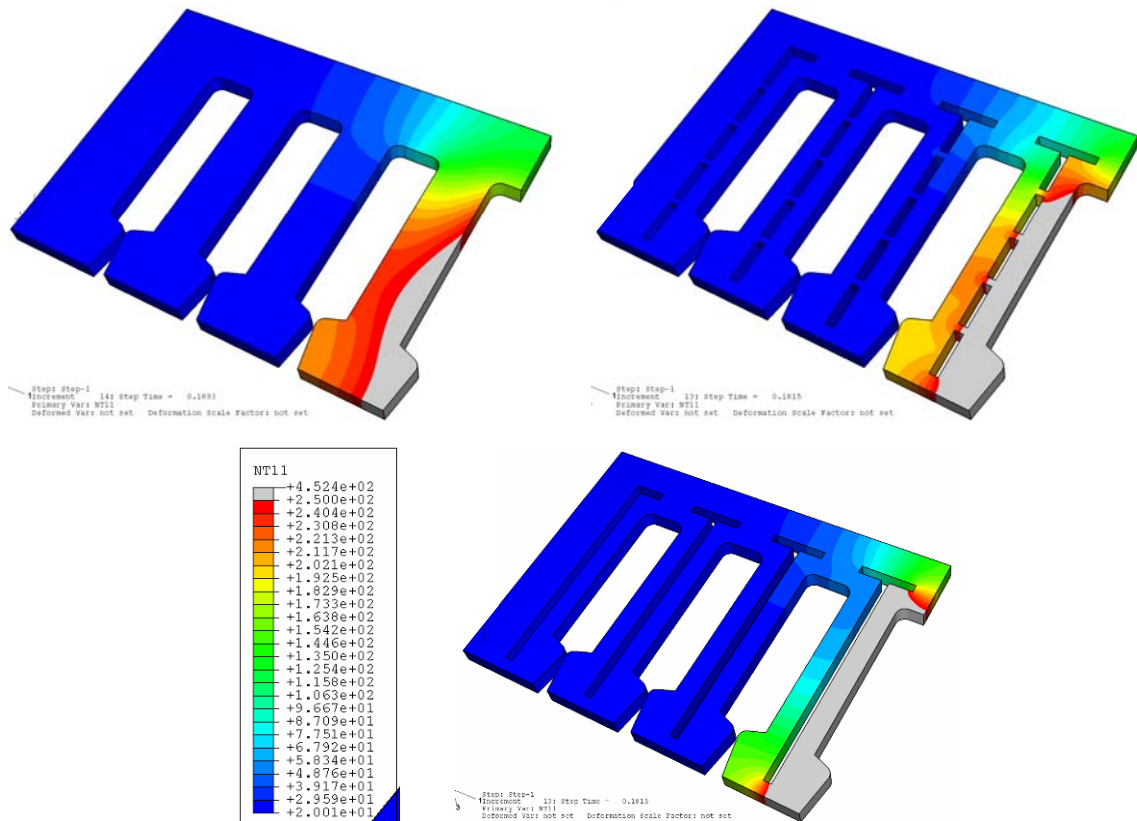


Figure 21 : Profil de température dans la matrice 180ms après allumage d'une chambre

On peut en tirer des configurations de la Figure 21, les résultats concernant les délais de passage à la température d'allumage du propergol. Ces résultats sont représentés dans le Tableau 11.

	<b>Config. 1</b> <b>(pas de tranchées)</b>	<b>Config. 2</b> <b>(petites tranchées)</b>	<b>Config. 3</b> <b>(grandes tranchées)</b>
Temps pour atteindre 200°C (ms)	160	178	285

**Tableau 8. Temps de passage du silicium de la température ambiante à 200°C**

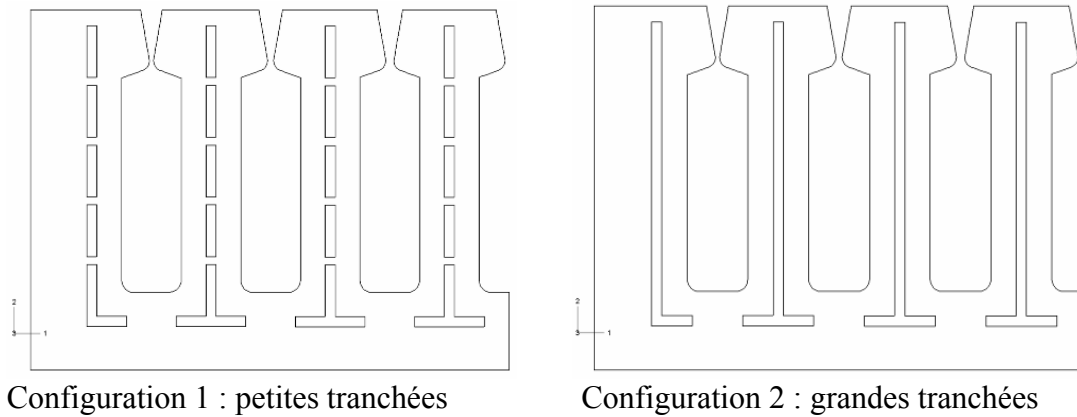
On observe que la configuration en petites tranchées a une faible efficacité, c'est-à-dire qu'on ne gagne que 10% du délai de réponse (20ms). Pour les grandes tranchées par contre, le gain est de 125 ms, ce qui représente presque un gain de 100%.

Ces calculs par éléments finis ont montré que, sans barrière thermique, la combustion dans un réservoir peut provoquer l'allumage intempestif de son voisin en **160ms environ**. Des barrières thermiques sont donc nécessaires dans le silicium entre chaque réservoir. Une façon simple de confiner la température dans le propulseur en combustion est la réalisation de tranchées d'air dans le silicium entre chaque réservoir. Des deux types de tranchées qui ont été envisagées, celle d'une barrière continue est préférable et permet une multiplication par deux du délai.

Dans le cas le plus favorable (à savoir avec un col de 0.545mm×0.2mm, et aucune perte thermique), les calculs donnent un temps de combustion maximal d'environ 150 ms. Par conséquent, on retiendra pour la conception la barrière thermique de type 1, dont l'efficacité est suffisante pour notre besoin immédiat : elle apporte une meilleure tenue mécanique.

#### **4.2.2 LA MODELISATION MECANIQUE**

Il s'agit d'une simulation des réactions de la structure à la dépressurisation de la chambre, pour évaluer les contraintes que vont devoir subir les matériaux et les collages. Les configurations suivantes ont été évaluées :

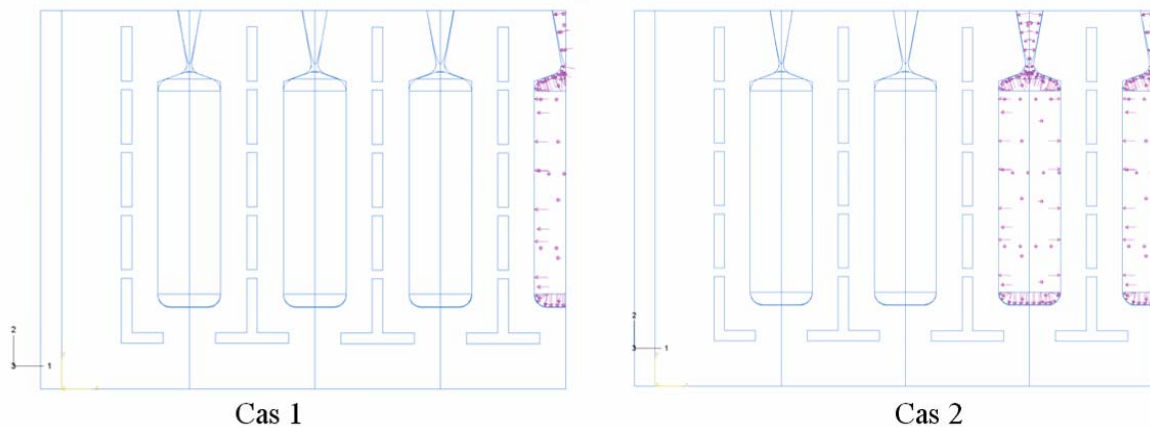


**Figure 22 : Les configurations évaluées**

La pression appliquée dans les chambres est de 100bars que l'on considère comme la pression maximale du fonctionnement réel.

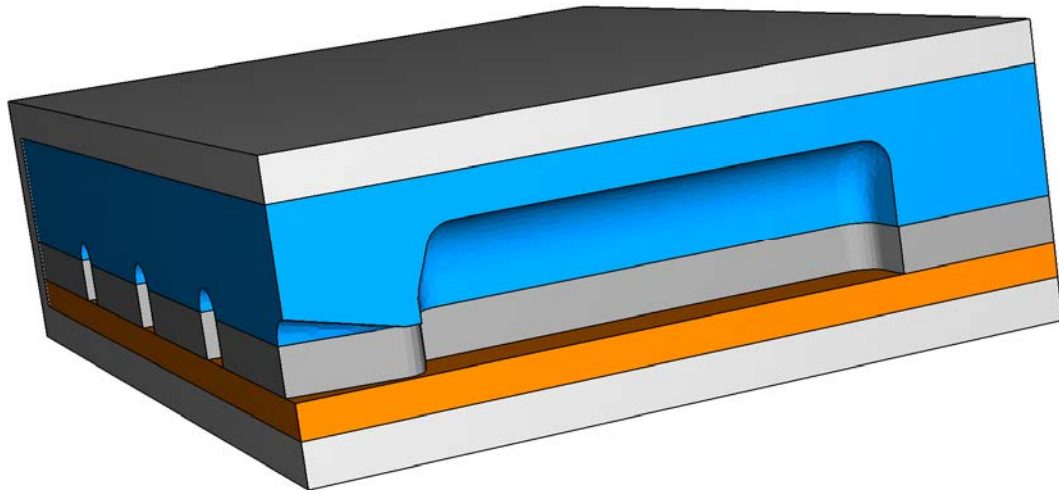
En fonction du nombre de chambres en fonctionnement simultanément, deux cas ont été étudiés:

- Cas 1 : une seule chambre en fonctionnement,
- Cas 2 : trois chambres en fonctionnement.



**Figure 23 : Résultats de simulation de la pressurisation en cas d'une seule et de trois chambre en fonctionnement**

Les calculs ont été réalisés en régime élastique (linéaire), dans l'hypothèse des petites déformations. Les colles qui assurent les liaisons entre les différentes couches de matériaux ne sont pas prises en compte. La structure d'étude retenue est celle de la Figure 24.



Code de couleurs  
 Gris clair : Aluminium  
 Orange : Protection thermique (EPDM)  
 Bleu : Céramique (MACOR)  
 Gris foncé : Silicium

Epaisseurs :  
 Aluminium : 0,5 mm  
 Macor : 1,5 mm  
 Protection thermique : 0,4 mm  
 Silicium : 0,545 mm

**Figure 24 Schéma d'une matrice de micro-propulseur renforcée avec deux couches de métal**

Les propriétés des matériaux constituant cette dernière structure sont présentées sur le Tableau 9 :

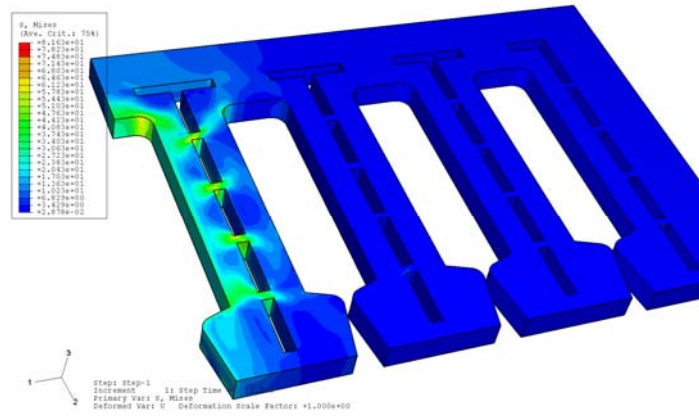
Matériaux	E (Mpa)	Emissivité $\epsilon$
Aluminium (AU4G)	74000	0,33
EPDM	100	0,4
MACOR	66000	0,29
Silicium	155800	0,2152

**Tableau 9 : Propriétés des matériaux utilisés**

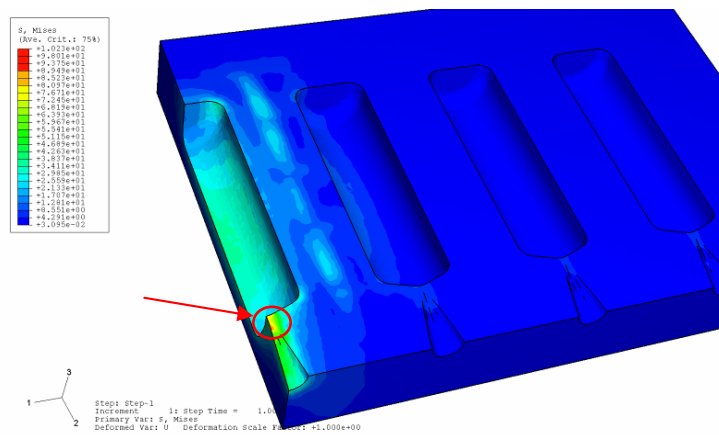
#### 4.2.2.1 Cas d'une seule chambre en fonctionnement

Dans le cas 1, où une seule chambre est en fonctionnement, les résultats de simulation sur le silicium et le MACOR, pour les deux types de tranchées proposées, sont montrés sur les figures suivantes :

**Configuration 1 (petites tranchées) :**



**Figure 25 Contraintes de Von Mises (Mpa) dans le Silicium avec petites tranchées (cas 1)**



**Figure 26 MACOR - Contraintes de Von Mises (Mpa) (cas 1)**

Le Tableau 10 résume les valeurs maximales des contraintes dans chacune des trois couches de la structure :

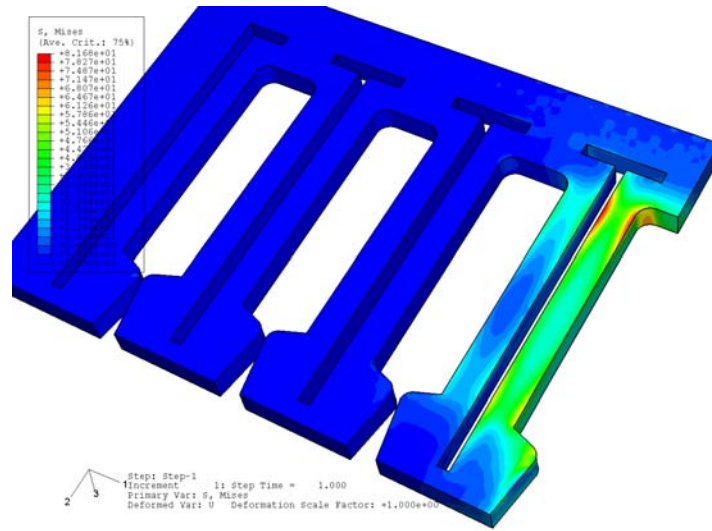
	<b>Aluminium (AU4G)</b>	<b>MACOR</b>	<b>Silicium</b>
<b><math>\sigma_{\text{Von mises max}}</math> (MPa)</b>	86,3	102,3	81,63

**Tableau 10 : Valeurs maximales des contraintes dans la configuration 1**

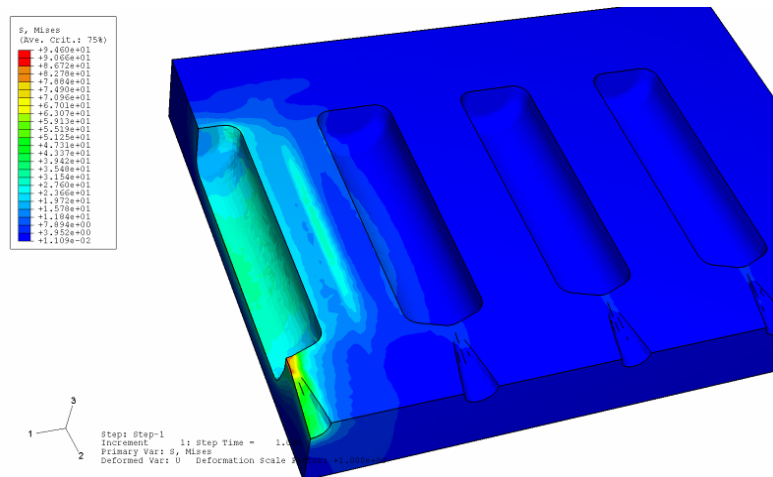
On note la présence d'une surcontrainte locale importante au niveau de la base de la tuyère côté MACOR. Cette contrainte est proche de la limite en rupture de la céramique (~100Mpa).



**Configuration 2 (grandes tranchées) :**



**Figure 27 SILCIUM - Contraintes de Von Mises (Mpa) dans la configuration des grandes tranchées**



**Figure 28 MACOR - Contraintes de Von Mises (Mpa) pour la configuration des grandes tranchées**

Le Tableau 11 résume les valeurs maximales des contraintes dans chacune des trois couches de la structure :

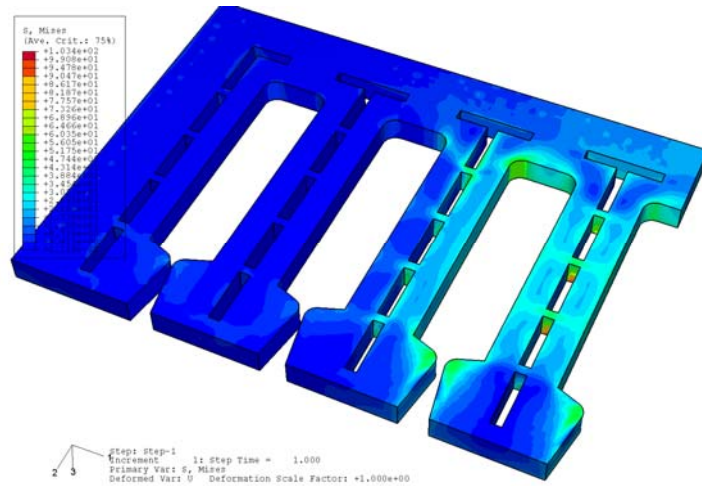
	Aluminium (AU4G)	MACOR	Silicium
$\sigma_{\text{Von mises max (MPa)}}$	86,4	94,6	81,68

**Tableau 11 : Valeurs maximales des contraintes dans la configuration 2**

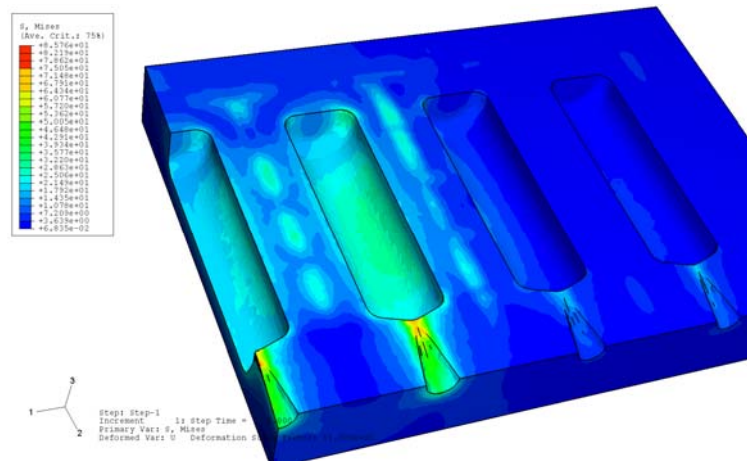
#### 4.2.2.2 Cas de 3 chambres en fonctionnement

Dans le cas 2, où les 3 chambres sont simultanément en fonctionnement, les résultats pour les deux types de tranchées proposées sont montrés sur les figures suivantes :

**Configuration 1 (petites tranchées) :**



**Figure 29 Silicium - Contraintes de Von Mises (Mpa) pour la configuration des petites tranchées**



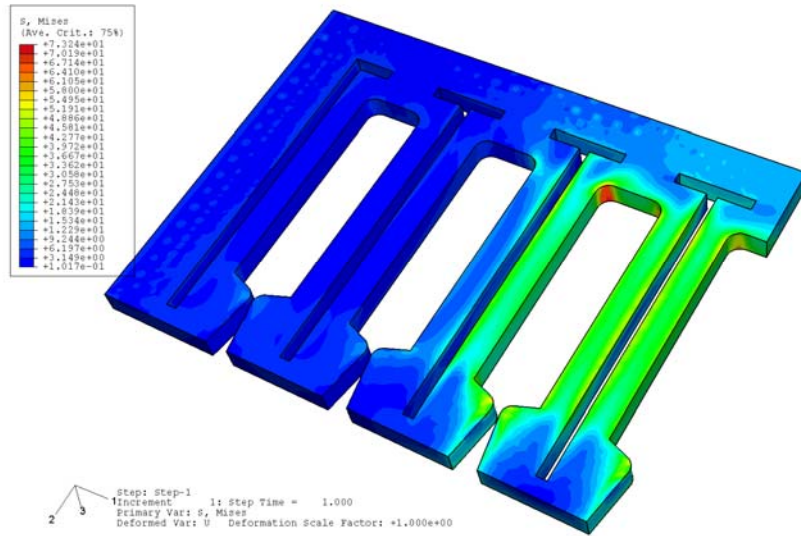
**Figure 30 MACOR - Contraintes de Von Mises (Mpa)**

Le Tableau 12 résume les valeurs maximales des contraintes dans chacune des trois couches de la structure :

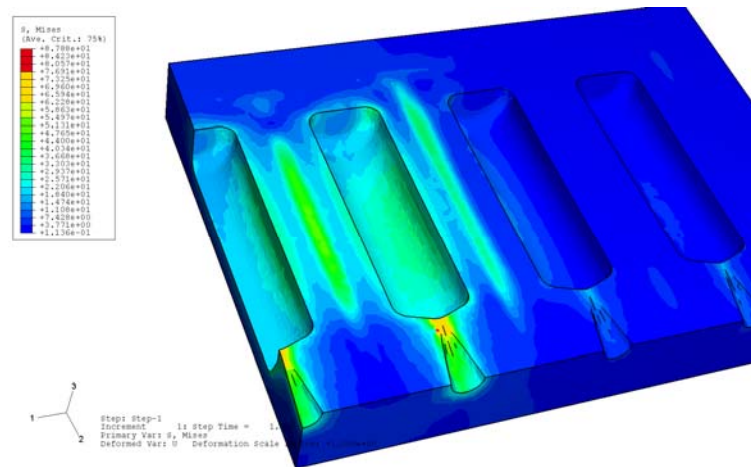
	Aluminium (AU4G)	MACOR	Silicium
$\sigma_{\text{Von mises max}}$ (MPa)	71,95	85,76	103,4

**Tableau 12: Valeurs maximales des contraintes dans la configuration 1**

**Configuration 2 (grandes tranchées) :**



**Figure 31 : Silicium - Contraintes de Von Mises (Mpa)**



**Figure 32 : MACOR - Contraintes de Von Mises (Mpa)**

Le Tableau 13 résume les valeurs maximales des contraintes dans chacune des trois couches de la structure :

	Aluminium (AU4G)	MACOR	Silicium
$\sigma_{\text{Von mises max}}$ (MPa)	72,06	87,88	73.24

**Tableau 13: Valeurs maximales des contraintes dans la configuration 2**

**En résumé**, pour vérifier la tenue mécanique de la matrice dans ces conditions, deux situations ont été modélisées par éléments finis :

- Application d'une pression de 100 bars dans une chambre de combustion
- Application d'une pression de 100 bars dans 3 chambres côte à côte simultanément

Les résultats de ces simulations montrent que :

- Le déplacement maximal de l'aluminium est de 0.015 mm dans le 1<sup>er</sup> cas et 0.024 mm dans le second. Cette valeur est très faible, et nous permet d'être optimistes quant à l'efficacité de l'EPDM pour assurer l'étanchéité de chaque réservoir (en effet, l'EPDM est comprimé par l'aluminium). L'épaisseur d'aluminium envisagée, à savoir 0.5mm, semble donc suffisante pour assurer la tenue mécanique de l'ensemble
- Les contraintes observées dans le silicium sont très inférieures aux contraintes maximales admissibles par ce matériau.
- Dans les deux cas, on observe une surcontrainte dans le Macor, au niveau du col de tuyère. Cette surcontrainte est très locale, et son intensité est proche, mais inférieure à la limite admissible par le MACOR.

On constate donc que la configuration avec de grandes tranchées d'air n'induit pas plus de contraintes que celles avec de petites tranchées, indépendamment de la tenue des collages qui ne sont pas modélisés.

Pour l'ensemble des configurations testées, les contraintes observées dans le Silicium et l'aluminium sont relativement peu importantes par rapport à leur limite en rupture. On peut cependant observer la présence d'une surcontrainte locale importante, dans le MACOR, au niveau de la base de la tuyère. Cela dit, cette contrainte s'inscrit dans les limites admissibles du MACOR, d'autant que les conditions de simulation correspondent à une pression supérieure à celle qui sera effectivement appliquée.

Pour prendre en compte les faiblesses éventuelles qui viendraient des collages et de façon à rendre l'ensemble de la matrice plus résistante aux pressions générées par les chargements, on propose, si nécessaire, de réaliser autour de celle-ci un sertissage en aluminium (Figure 33).

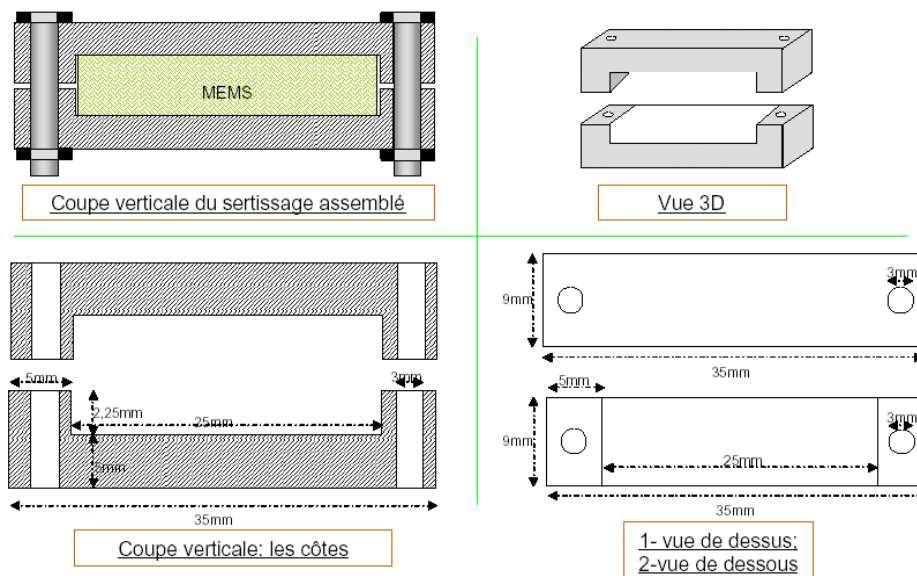


Figure 33 : Sertissage en aluminium d'une matrice

## 5 PRESENTATION SYNTHETIQUE DES PROTOTYPES DE MICROPROPULSEUR A PLAT

La modélisation que nous venons de présenter permettant de spécifier un cahier de charge pour la réalisation technologique. En voici l'essentiel :

- Les poussées individuelles de chaque propulseur doivent aller jusqu'à 50mN
- Chaque propulseur doit être séparé de son voisin de 2mm pour tenir les conditions de sécurité d'auto-inflammation
- Il faut prévoir un conditionnement de l'assemblage pour gérer les contraintes mécaniques
- Il faut pouvoir positionner ces micropropulseurs sur les ailes des Drones.

Cela donne, dans l'implantation d'une structure à plat une matrice de 7 micropropulseurs sur 10cm de large.

Nous voulons plusieurs poussées dans une même matrice par réalisation de différentes sections de col. Cela conduit à un projet d'encombrement total de 24.1mm x 10.2mm. En ajoutant le sertissage en aluminium, on atteint une longueur maximale de 34.1 mm et une masse de l'ordre de 5g.

Par extrapolation et compte tenu des dimensions obtenues, il sera possible de positionner jusqu'à une dizaine de matrices côte à côte, et de réaliser un sertissage pour l'ensemble.

Du point de vue de la commande électrique, les micropropulseurs réalisés par le LAAS s'allument par effet joule en appliquant la puissance directement sur la résistance à initier. Dans cette étude, nous souhaitons ainsi évaluer la possibilité d'une électronique de commande actionnable par un circuit logique et pouvoir retrouver en résultat un système complet et sécurisé, en exploitant les résultats de notre collègue P. Pennarum [63] pour la sécurisation des systèmes d'initialisation.

## 6 CONCLUSION

L'objectif de cette étape de travail était de préciser les spécifications, de faire les choix de conception des propulseurs, de sélectionner les technologies pour la fabrication et l'assemblage et de définir l'expérimentation à mettre en œuvre.

Notre première contribution, a été de **proposer une structure nouvelle horizontale** ou à plat différente de la structure proposée dans *MICROPYROS* [3]. Nous y voyons des avantages potentiels importants dans le fait de pouvoir intégrer la tuyère et d'atteindre des forces plus grandes, au delà de 50mN. Cela suppose toutefois de refaire les étapes de modélisation qui sont :

- Le calcul de la poussée,
- Le calcul thermique et mécanique.

Il faut noter que, en effet, des précautions sont à prendre :

- En sécurité thermique pour éviter des interactions entre propulseurs : notre proposition est d'utiliser des poches d'air micro-usinées dans le silicium, entre deux micropropulseurs,
- En sécurité mécanique, nous n'avons pas simulé la structure : « silicium, MACOR, Verre » qui elle devrait être viable.

Toutefois, la tenue des colles n'est pas incluse dans les simulations. Nous devons nous référer aux travaux antérieurs, et l'on a prévu si nécessaire d'encapsuler l'assemblage ou de le sertir.

L'analyse des résultats, de simulation, obtenus ont permis d'aiguiller notre choix, dans la conception du propulseur Silicium, à savoir : le type de barrière thermique.

Notons ici, que la nouvelle structure ouvre des nouveaux modes de chargement par morceau moulé ou extrudé et collage sur l'initiateur.

Finalement, nous proposons une structure d'étude comportant 7 micropropulseurs dont les dimensions sont 25mm×10mm×2mm.

Bien sur la structure ne suffit pas à déterminer le succès : la matrice est un élément essentiel. Nous en verrons les limites dans le chapitre 3.





# CHAPITRE III



---

## CHAPITRE III : TECHNOLOGIE DE REALISATION DES MATRICES DE MICROPROPULSEURS

### 1 INTRODUCTION

Nous avons, dans le chapitre précédent, indiqué les spécifications associées à l'application « Drones », et proposé une structure originale de micropropulseurs « à plat ». Nous en avons fait la modélisation et calculé les dimensions optimales en supposant leur réalisation sur silicium.

L'idée d'origine dans l'usage du silicium était de profiter du niveau technologique associé à ce matériau, notamment de la possibilité de fabrication collective. C'est un argument toujours essentiel en faveur des micropropulseurs silicium. L'autre argument de base est la possibilité d'intégrer sur le même substrat d'autres fonctions électroniques : c'est ce qui a été exploité dans *MICROPYROS* [3] avec l'utilisation des diodes d'adressage.

Une idée importante maintenue dans la conception de cette nouvelle structure est l'allumage par un initiateur sur membrane : c'est ce choix qui apporte la sensibilité et nous y reviendrons dans ce chapitre.

Nous décrirons dans ce chapitre la technologie de réalisation : nous tentons de rester conforme à la chronologie des opérations et indiquerons les points difficiles.

## 2 RETOUR SUR LE CHOIX D'INITIATEURS SUR MEMBRANE SiO<sub>2</sub>/SiN<sub>x</sub> AVEC RENFORT POLYMERE

Afin de limiter l'énergie d'initiation (puissance et temps d'initiation) à mettre en jeu, nous avons continué d'adopter les initiateurs sur membranes diélectriques suspendues, sur lesquelles sont déposées les résistances chauffantes. La principale difficulté liée à ce concept est de réaliser une membrane suffisamment fine pour limiter les pertes thermiques, mais en même temps suffisamment robuste pour supporter le propergol en contact.

Imaginées en 1996/1997 au LAAS [7] [62], les membranes diélectriques SiO<sub>2</sub>/SiN<sub>x</sub> répondent à ce besoin et ont constitué une avancée très importante pour la réalisation de **plates-formes chauffantes performantes**. De nombreux dispositifs, capteurs et actionneurs, utilisent ce procédé, à savoir : des capteurs de gaz d'oxygène micro-usiné pour des systèmes de mesure de consommation d'énergie microscopiques [66], des micro-valves à faible énergie de consommation pour des applications micro-fluidiques [67], des micro-capteurs de limite de transition des supraconducteur [68].

Sur le plan technologique, l'oxyde de silicium (SiO<sub>2</sub>) déposé sur silicium est en compression tandis que le nitrure de silicium (SiN<sub>x</sub>) est en tension. Ainsi, en adaptant les épaisseurs relatives des couches de SiO<sub>2</sub> ( $e_{\text{SiO}_2}$ ) et SiN<sub>x</sub> ( $e_{\text{SiN}_x}$ ), il est possible d'obtenir une membrane faiblement contrainte, lui conférant une bonne tenue mécanique. En effet, l'expérience a montré que, pour avoir une membrane mécaniquement robuste, la contrainte résultante de celle-ci doit être inférieure à 100MPa.

La relation (1) donne la contrainte résultante  $\sigma_r$  de la membrane bicouche en fonction des contraintes moyennes de chacune des couches et en fonction de leur épaisseur relative.

$$\sigma_r = \frac{\sigma_{SiO_2} \times e_{SiO_2} + \sigma_{SiN_x} \times e_{SiN_x}}{e_{SiO_2} + e_{SiN_x}} \quad (1)$$

avec :

$\sigma_{SiO_2}$  : contrainte moyenne de l'oxyde = -275MPa

$\sigma_{SiN_x}$  : contrainte moyenne de nitrure = +575MPa

A partir de la relation (1) et en fonction des contraintes technologiques, nous avons choisi de fabriquer des membranes en bicouche  $SiO_2/SiN_x$  avec  $1.1\mu m$  et  $0.6\mu m$  d'épaisseur respectivement. Une couche de  $10\mu m$  de polymère non contraint de type BCB (Benzo-Cyclo-Butene) peut être déposée sur la membrane pour la renforcer.

## 2.1 RAPPEL DES DIMENSIONS DES STRUCTURES CHOISIES AU CHAPITRE II

	Masque type 1			Masque type 2		
<b>Largeur col</b>	25 $\mu m$	50 $\mu m$	75 $\mu m$	100 $\mu m$	150 $\mu m$	200 $\mu m$
<b>Epaisseur col (épaisseur substrat Si)</b>	525 $\mu m$			525 $\mu m$		
<b>Angle convergent</b>	10°			10°		
<b>Angle divergent</b>	70°			70°		
<b>Longueur convergent</b>	1270 $\mu m$			1270 $\mu m$		
<b>Longueur divergent</b>	430 $\mu m$			430 $\mu m$		
<b>Largeur réservoir</b>	1.5mm			1.5mm		
<b>Longueur réservoir</b>	33.30mm	53.30 $\mu m$		33.30mm	53.30 $\mu m$	
<b>Section des réservoirs</b>	$(1.5 \times 0.525) +$ $(\frac{1}{2} \pi \times 1.5^2)$	$(1.5 \times 0.525) +$ $(\pi \times 1.5^2)$		$(1.5 \times 0.525) +$ $(\frac{1}{2} \pi \times 1.5^2)$	$(1.5 \times 0.525) +$ $(\pi \times 1.5^2)$	

Tableau 14. Caractéristiques géométriques des propulseurs

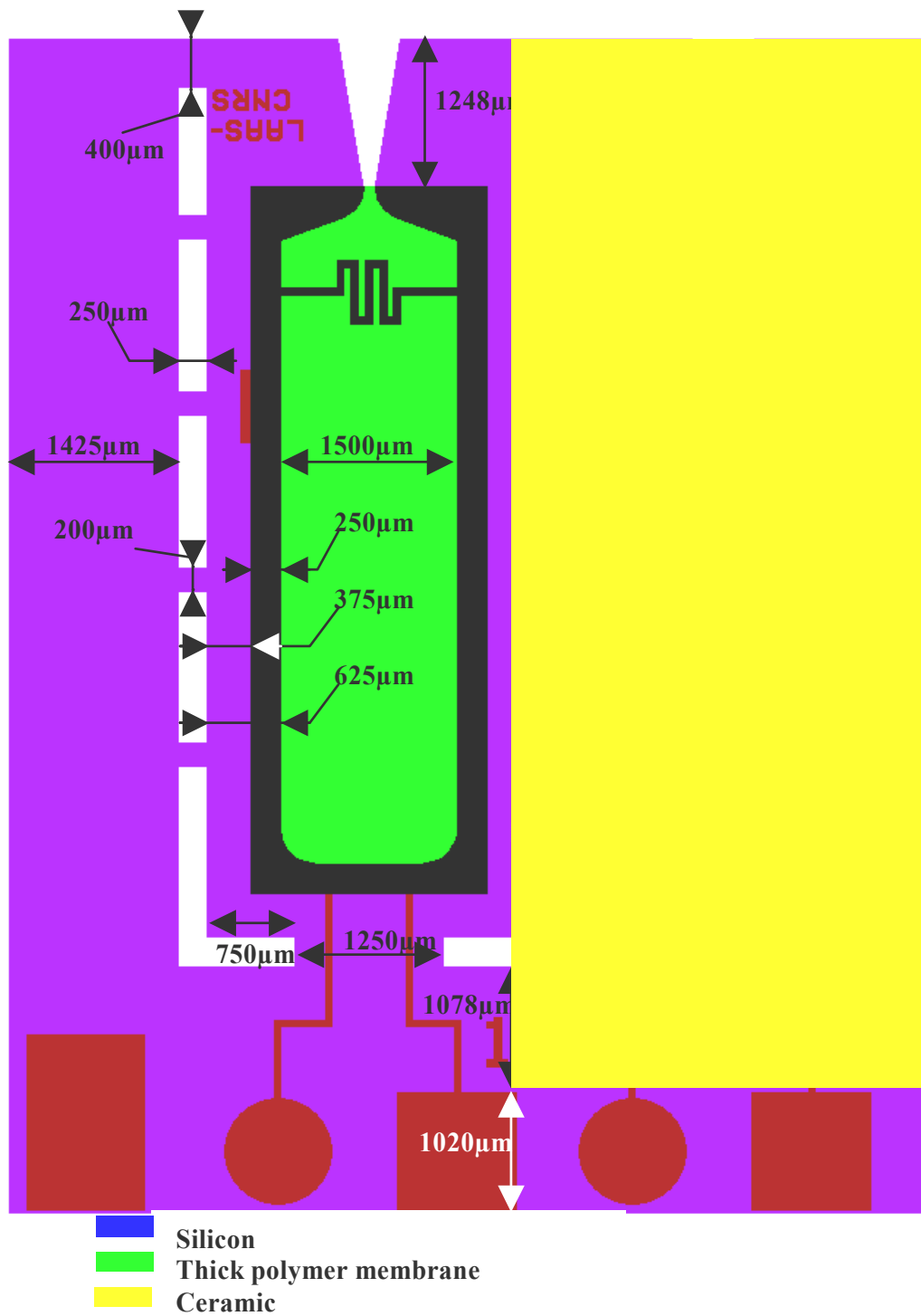


Figure 34 : Schéma et dimensions de 2 micropropulseurs



### 3 PRESENTATION DU PROCEDE DE FABRICATION

A partir d'un substrat de silicium poly cristallin dopé N<sup>+</sup>, le procédé de fabrication que nous avons mis au point au LAAS est une succession de dépôts de film mince et de gravures au travers de masques. Les principales étapes sont les suivantes :

#### *Étape 1 : Nettoyage des plaquettes de silicium*

Le procédé de nettoyage du substrat de silicium est à faire selon l'ordre suivant :

- ⇒ Bain de H<sub>2</sub>SO<sub>4</sub> (1.5ℓ) et H<sub>2</sub>O<sub>2</sub> (1.5ℓ) → 2min
- ⇒ Rinçage à l'eau dé-ionisée
- ⇒ Bain HF 10% → 30s
- ⇒ Rinçage à l'eau dé-ionisée
- ⇒ Séchage à l'azote

#### *Étape 2 : Oxydation thermique*

Elle se fait dans un four horizontal à 1150°C pendant 1h53min, sous un flux de gaz d'hydrogène (180cc/min) et d'oxygène (100cc/min). On obtient 1.1µm d'oxyde de silicium.

#### *Étape 3 : Dépôt LPCVD du nitrure SiN<sub>x</sub>*

Le dépôt LPCVD (Low Pressure Chemical Vapor Deposition) se fait dans un four à basse pression à partir de SiH<sub>4</sub> et de NH<sub>3</sub>. Le dépôt se fait à 800°C sous pression de 400mTorr pendant 100min. L'épaisseur de nitrure de silicium ainsi obtenue est de 0.6µm.

#### *Étape 4 : Dépôt LPCVD de silicium polycristallin*

Le gaz utilisé est le SiH<sub>4</sub> (100cc/min). Le dépôt se fait à 605°C et à 300mT pendant 50min. On obtient alors 0.5µm de polysilicium.

#### *Étape 5 : Dopage par diffusion de silicium polycristallin*

Le dopage du silicium par diffusion de phosphore ( $\sim 10^{20}$  atome.cm<sup>-3</sup>) nécessite du PoCl<sub>3</sub> (5mg/min) en phase gazeuse. Il se fait en 10min à 950°C et à pression atmosphérique. Le dépôt est suivi par une légère oxydation de surface en présence d'azote (800cc/min) et

d'oxygène (100cc/min) à la même température. Après le dopage du silicium, un recuit dit de « redistribution » est nécessaire pour avoir un profil de concentration du dopant homogène sur toute la profondeur de la couche dopée. Dans notre cas la durée de recuit est de 10min à 950°C sous flux d'azote (800cc/min). La résistivité du Si-Poly ainsi obtenue est de  $8.10^{-4}$  Ohms.cm.

**Étape 6 : Gravure de silicium polycristallin pour définir la résistance chauffante**

La première étape de photolithographie permet de réaliser la résistance et les contacts électriques (Figure 36). La photolithographie est suivie d'une gravure DRIE qui permet de graver, à travers le masque de résine, la couche de poly-silicium de  $0.5\mu\text{m}$  d'épaisseur suivant la géométrie de la résistance et des contacts électriques définie par le masque.

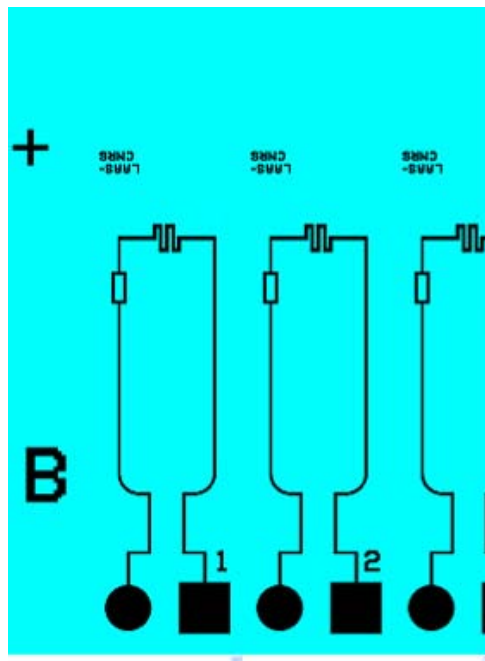


Figure 36 . Niveau 1 : délimitation du poly-silicium

**Étape 7 : Gravure de  $\text{SiO}_2/\text{SiN}_x$**

L'étape suivante est une photolithographie suivie d'une attaque RIE du  $\text{SiO}_2/\text{SiN}_x$  au niveau des tranchées d'isolation et de la partie divergente de la tuyère. Le masque est celui donné sur la Figure 37.

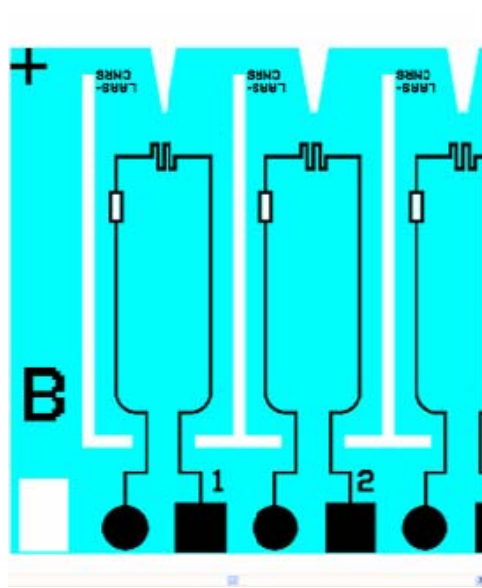


Figure 37 . Niveau 2 : délimitation du  $\text{SiO}_2/\text{SiN}_x$

### *Étape 8 : Métallisation*

Un dépôt de titane/or par évaporation sous vide permet de réaliser les contacts électriques des résistances chauffantes et les contacts des vias au travers le silicium. Le titane permet l'adhérence de l'or sur le silicium et poly-silicium. Après 2heures de dépôt, les épaisseurs sont respectivement de  $0.2\mu\text{m}$  et  $0.8\mu\text{m}$  pour le titane et l'or.

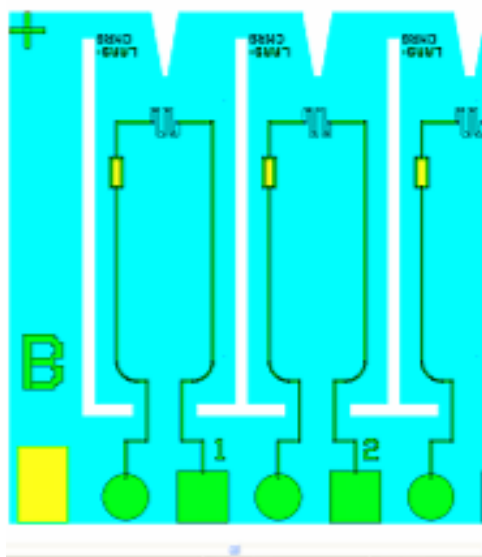


Figure 38 . Niveau 3 : métallisation et gravure du métal



**Étape 9: Gravure**

Une étape de photolithographie en utilisant le masque de la Figure 38 définit les contacts et les lignes d'amenée du courant. Nous procédons ensuite à une attaque chimique de l'or au travers du masque de résine dans un bain de KI-I<sub>2</sub> pendant environ 2min30s. Ensuite, après rinçage et séchage, nous gravons le titane dans un bain de Buffer-HF pendant 45s. Pour créer le contact ohmique, les métaux sont recuits pendant 25min à 250°C sous un flux d'azote.

**Étape 10 : gravure des trois couches sur face arrière**

Une gravure RIE de 15min permet d'éliminer les trois couches poly-silicium, SiN<sub>x</sub> et SiO<sub>2</sub> de la face arrière de la plaquette qui ne sont pas utilisées.

**Étape 11 : Dépôt de la couche de polymère sur membrane SiO<sub>2</sub>/SiN<sub>x</sub>**

Cette étape consiste à déposer sur la face avant une couche épaisse de résine BCB de 10~15µm. C'est un polymère photosensible (résine négative) de très haute pureté, planarisant, de bonne stabilité thermique et excellente résistance chimique. Après l'étalement du BCB sur la plaquette, un recuit sur plaque chauffante à 90°C pendant 2min est nécessaire pour évaporer les solvants. Ensuite vient la phase d'insolation aux UV (CI1-10mW/cm<sup>2</sup>) pendant 80s. Après nous révélons les zones non-exposées. Nous procédons ensuite à un post-recuit sur plaque chauffante à 90°C pendant 1min. Les membranes rectangulaire BCB obtenues sont représentées sur la Figure 39 en vert.

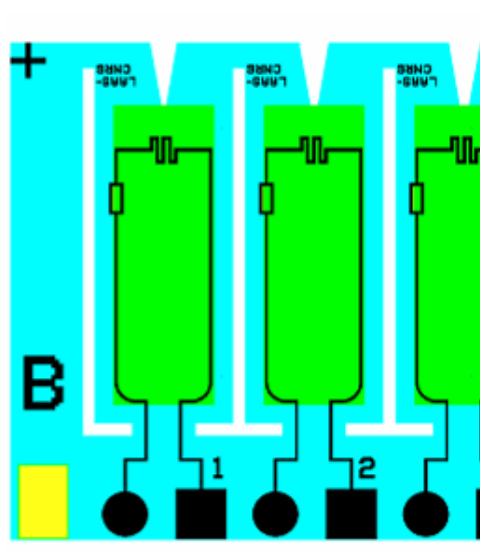


Figure 39 . Niveau 4 : dépôt d'une membrane en polymère

Enfin, un recuit thermique de durcissement se fait dans un four, sous flux d'azote, en suivant les cycles thermiques de la Figure 40.

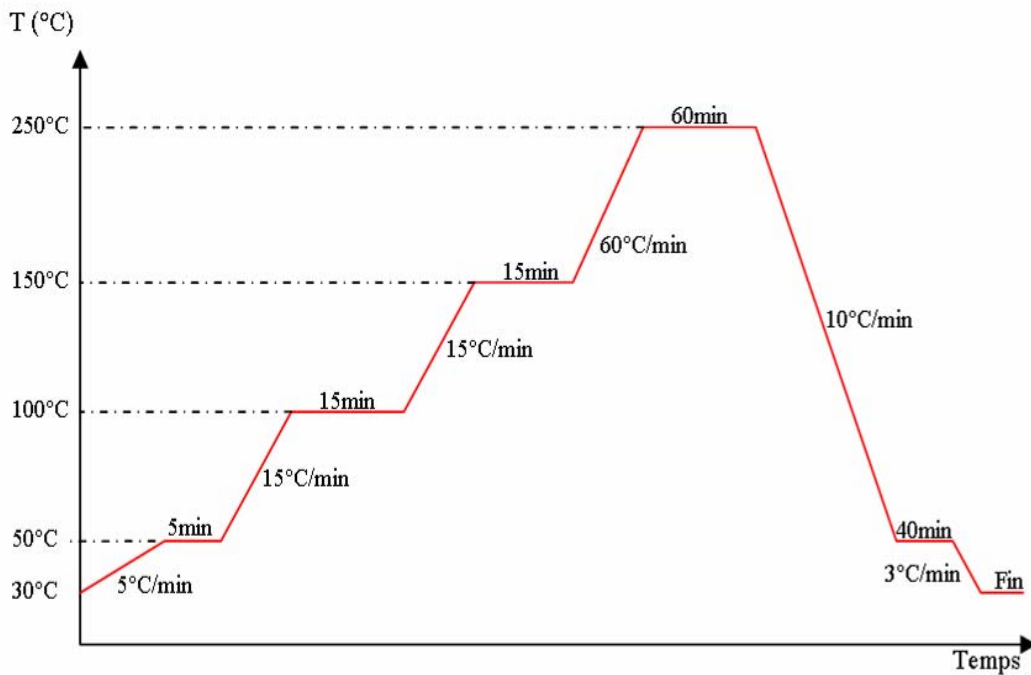
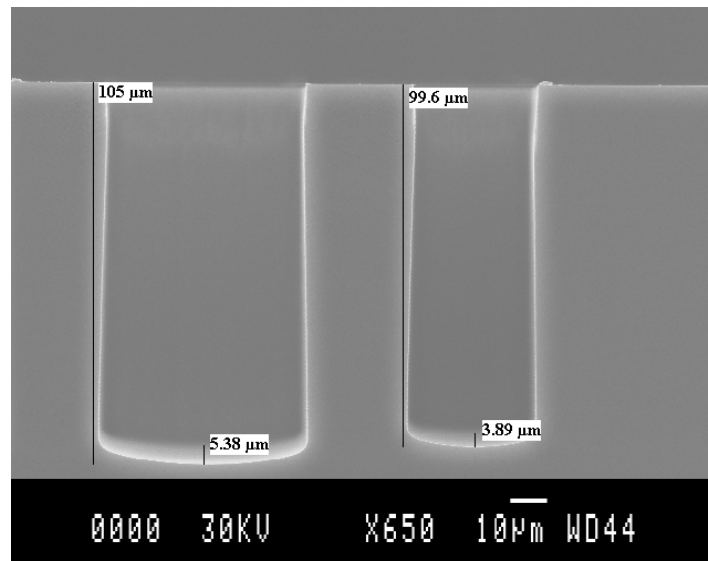


Figure 40. Cycle thermique du recuit de durcissement du BCB

### *Étape 12 : libération face arrière*

La gravure du silicium par DRIE (Deep Reactive Ion Etching) permet de libérer les membranes et de réaliser les propulseurs ainsi que les tranchées d'isolation. Elle dure environ 4heures pour 525 $\mu\text{m}$  d'épaisseur de silicium. Notons ici que la vitesse de gravure en DRIE dépend de l'ouverture à graver. Plus l'ouverture est grande, plus la gravure est rapide (voir Figure 41). Ce qui engendre des surgravures ou/et des zones non gravées sur une même plaquette.



**Figure 41. Mise en évidence de la dépendance de la vitesse de gravure en DRIE en fonction de la surface d'ouverture**

Ceci est un point important dans notre cas car nous avons des surfaces d'ouverture différentes. Par exemple entre le col de la tuyère et le réservoir, il y a un facteur compris entre 7.5 (cols de 200µm de largeur) et 60 (cols de 25µm).

La Figure 42, illustre ces problèmes de non homogénéité de la vitesse de gravure due aux non homogénéités de surfaces. Elle présente une photo prise par microscope électronique à balayage (MEB) sur une structure test de 525µm d'épaisseur. Cette photo est prise pour une cellule se trouvant au centre de la plaquette. Elle montre la sur gravure de la membrane au niveau du réservoir avec une gravure non terminée au niveau du col.

Nous avons travaillé sur le procédé de gravure DRIE et notâmes sur l'optimisation du collage de la plaquette silicium à graver sur la plaquette silicium. Cela nous a permis d'obtenir des résultats de gravures satisfaisantes, à savoir des parois de silicium droits et une gravure avec un minimum de résidu de silicium au fond des réservoirs et notamment au fond des cols de tuyères. La Figure 43 montre un zoom sur un col de tuyère de 150µm de largeur de col, gravé sur une plaquette en silicium de 525µm d'épaisseur. Une plaquette en silicium 4' et un vecteur de 7 micropropulseurs, ainsi gravés et contenant les parties : initiateur, réservoir et tuyère formant les micropropulseurs est présenté sur la Figure 44.

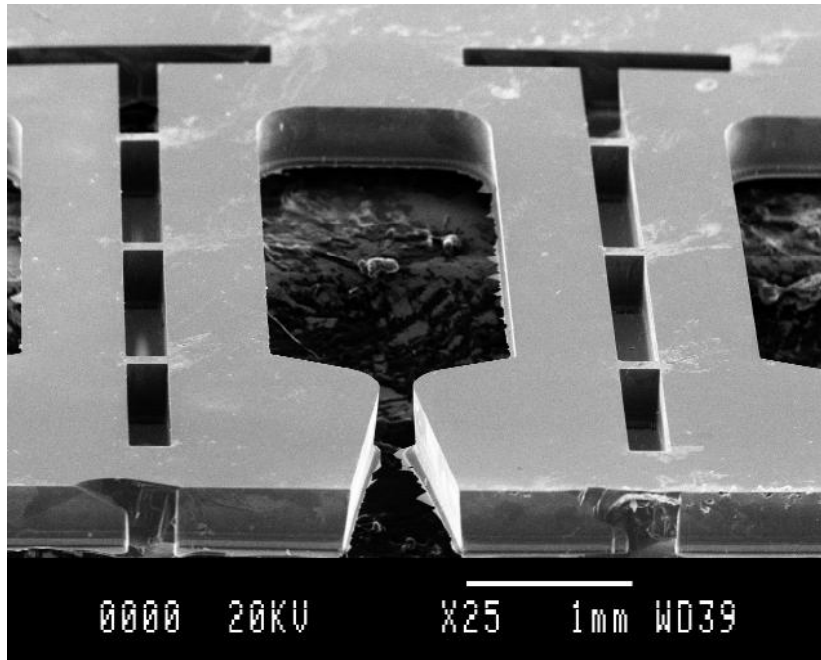


Figure 42. Photo MEB d'un micropropulseur silicium sans membrane: test de gravure DRIE

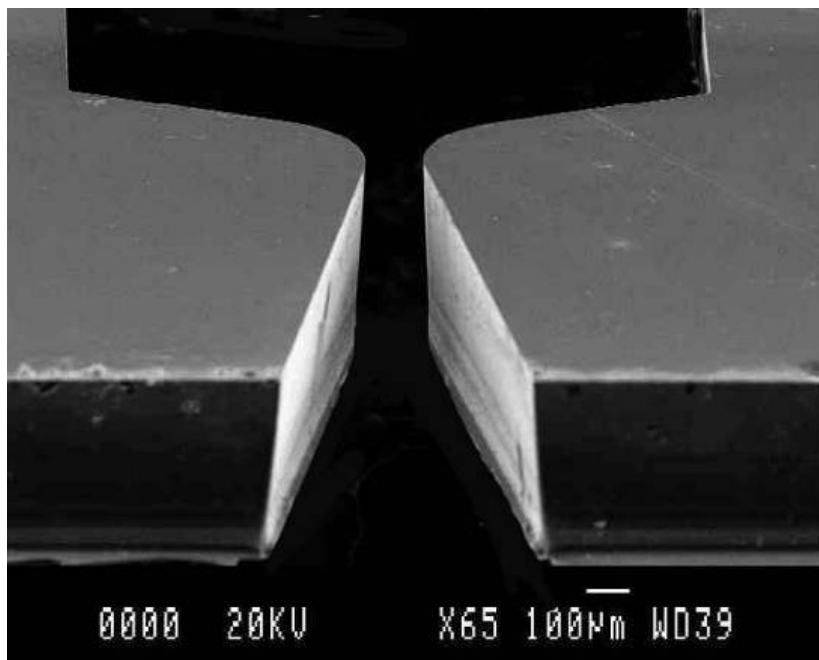


Figure 43. Photo MEB du micro propulseur au niveau de la tuyère

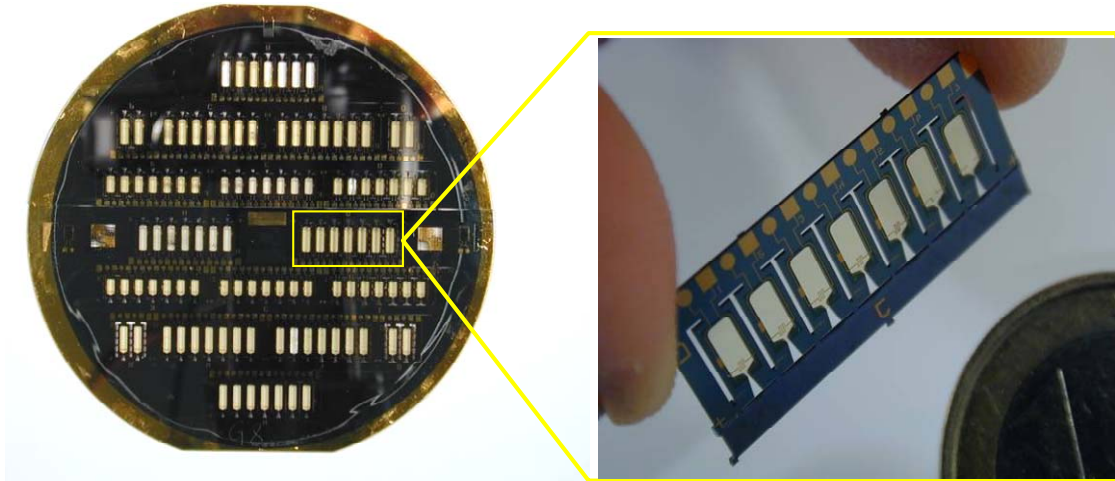


Figure 44. Plaquette 4' contenant les parties en silicium des micropropulseurs

La Figure 45 résume les principales étapes du process Flow pour la réalisation des parties : Initiateurs, réservoirs et tuyères.

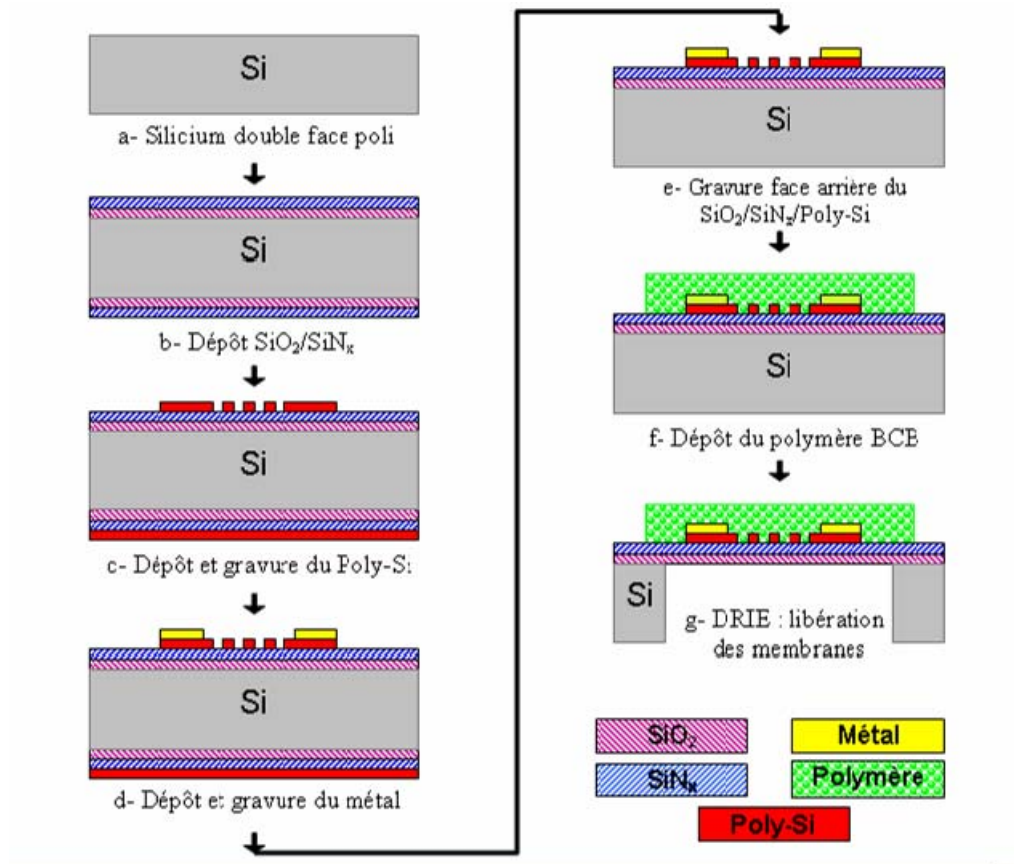


Figure 45. Résumé des étapes technologiques pour la fabrication des micropropulseurs

## 4 REALISATION DES RESERVOIRS DU PROPERGOL

Les réservoirs des micropropulseurs sont constitués d'un empilement de 2 matériaux :

### 4.1 LA PARTIE EN SILICIUM

Du fait de son procédé de fabrication, la section du réservoir côté silicium est rectangulaire, de largeur 1.5mm. Cette dimension constitue un bon compromis entre un encombrement réduit, et un réservoir suffisamment grand pour pouvoir entretenir une combustion [69].

C'est également cette partie qui comporte le col de la tuyère, dont on trouvera trois largeurs dans une même matrice : 100 $\mu$ m, 150 $\mu$ m et 200 $\mu$ m (cela permettra d'adapter la puissance suivant la perturbation rencontrée).

De plus, compte-tenu des wafers disponibles, la hauteur du silicium sera de 545 $\mu$ m ou de 150 $\mu$ m.

### 4.2 LA PARTIE EN MACOR

Une plus grande liberté dans la fabrication faite de façon classique permet de réaliser des structures adaptées à la forme du chargement.

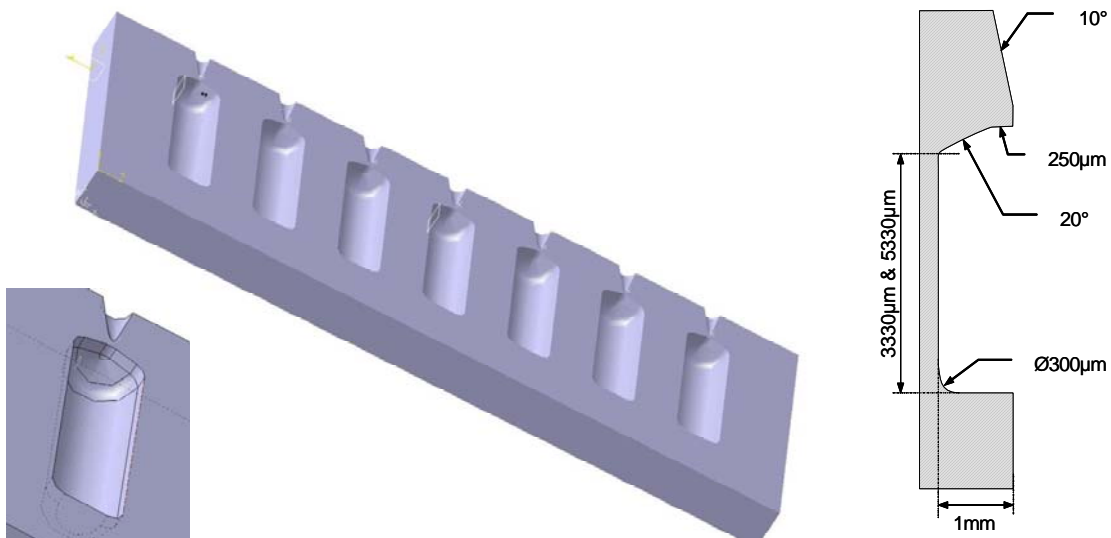


Figure 46. Schéma et plan d'usinage du MACOR

Le col de tuyère ne sera gravé que dans la partie silicium. En effet, une hauteur de 1.5mm pour la tuyère conduirait à une largeur très petite (moins de 100 $\mu$ m) difficilement réalisable.

La Figure 49 représente une photo prise de la matrice de 7 réservoirs MACOR usiné, réalisée au LAAS, par usinage classique de haute précision.

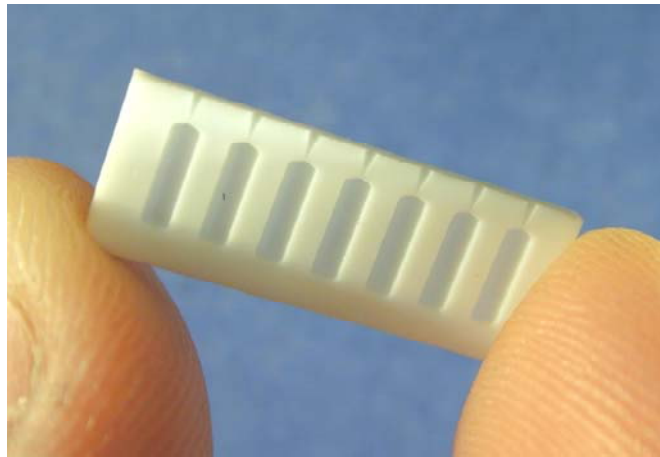


Figure 47. Photo de la matrice du MACOR réalisée

## **5 LES PROPERGOLS SOLIDE ENVISAGES POUR LES TESTS DES MICROPROPULSEURS**

Dans notre recherche d'un matériau pyrotechnique fonctionnel et adapté à nos structures miniatures, nous avons testé de la Poudre-Noire (PN), du propergol Double-Base (DB) et le propergol composite Glycidyl-Azide-Polymère (GAP). Ainsi, un mélange nouveau que nous avons expérimenté pour nos micros fusées et qui se compose du propergol Double-Base et d'un pourcentage de Poudre-Noire. Une brève description de ces matériaux sera présentée dans les paragraphes suivants et les résultats des tests seront expliqués en détails dans le chapitre 4.

### **5.1 LA POUDRE-NOIRE 'PN'**

La poudre noire est un mélange déflagrant de nitrate de potassium (salpêtre), de soufre, de charbon de bois. Parmi les avantages de la poudre noire, notons qu'elle est peu onéreuse,

stable mais très sensible. On peut l'enflammer à l'aide d'un point chaud, d'un impact, d'une friction, d'une étincelle, ou même d'un laser. Il en résulte que sa manipulation est dangereuse. Elle produit des résidus solides, surtout composés de sulfure de potassium, (calamine).

La poudre noire est un explosif qui contient à la fois le combustible et le comburant. Le comburant est le nitrate de potassium qui libère de l'oxygène au cours de la réaction, venant oxyder les combustibles (soufre et carbone). Stable à température ambiante, un petit apport d'énergie localisé suffit à amorcer la réaction. La température de la réaction est assez élevée (plus de 2000K) mais reste nettement inférieure à celle obtenue avec des explosifs modernes (TNT, dynamite, poudres pyroxylées), limitant les risques de brûlures.

## **5.2 PROPERGOL DOUBLE-BASE TYPE GBTU**

Le propergol Double-Base est un matériau énergétique homogène constitué essentiellement de deux bases énergétiques : *la nitrocellulose* et un nitrate organique liquide comme *la nitroglycérine* dont la fonction est de gélatiniser la nitrocellulose. En propulsion, l'emploi de ces propergols se limite aux petites et moyennes fusées et aux étages de décollage et d'accélération des gros missiles. On parle alors de propergols SD (sans dissolvant) obtenus par extrusion, ou de propergols épictètes obtenus par moulage. Le terme multi base s'applique en fait exclusivement aux poudres pour armes à tubes : on parle alors de poudres multi base. Aux deux bases énergétiques principales, on ajoute un ou plusieurs autres esters nitriques ou dérivés nitrés ou nitraminés (exemple : nitroguanidine dans le cas le plus fréquent des poudres triple base).

## **5.3 LE PROPERGOL DOUBLE BASE « DBE 40-320 » DE PROTAC**

Le propergol extrudé est - comme nous l'avons déjà évoqué - une originalité permise par la structure à plat du dispositif. C'est un procédé propre à PROTAC que nous avons d'abord exploité.

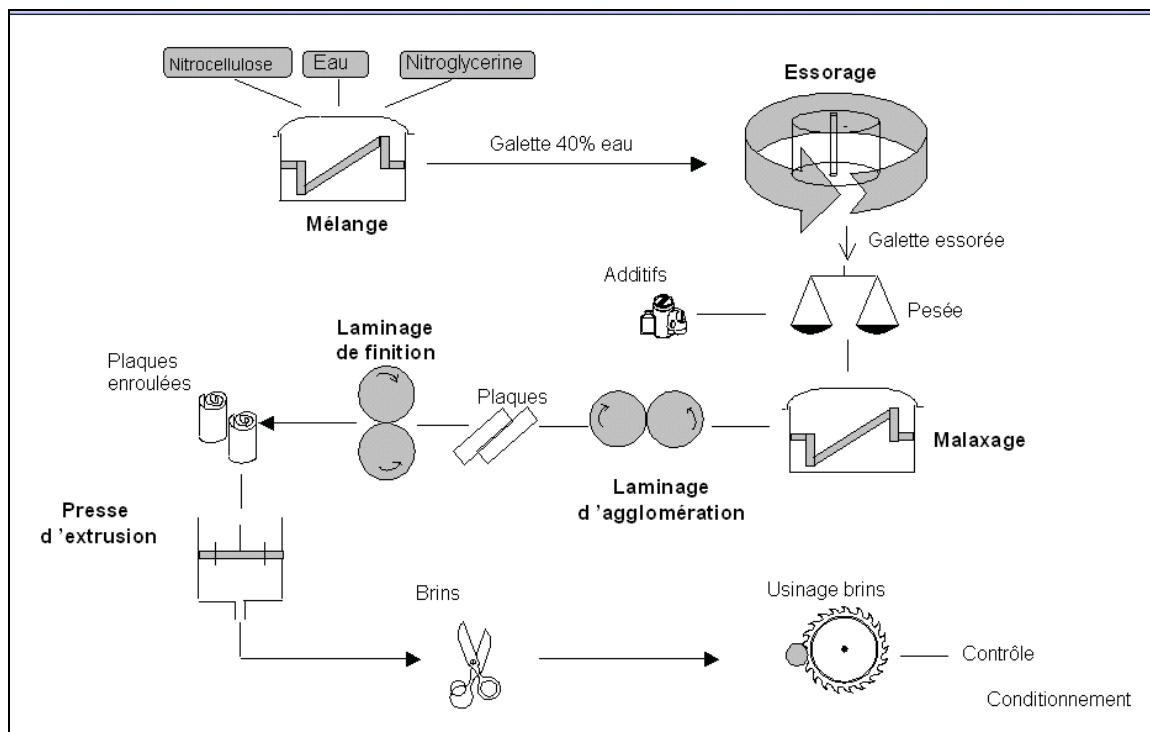
Les principales étapes de fabrication, schématisées sur la Figure 48, sont les suivantes:

- ⇒ Inspection d'entrée des matériaux de base (galette, additifs, stabilisants..),
- ⇒ Calcul de la formulation,
- ⇒ Mélange des différents matériaux par malaxage,



- ⇒ Laminages (de façon à enlever un maximum d'eau du mélange) et enroulement (avant extrusion, le matériau doit avoir un diamètre légèrement inférieur au diamètre d'extrusion pour éviter les pertes de charges,
- ⇒ Extrusion sous vide à haute température (de l'ordre de 65°C),
- ⇒ Tests qualitatifs.

En ce qui concerne nos "spaghettis", la forme extérieure du propergol est laissée brute après extrusion. Par conséquent, on obtient des diamètres compris entre 1.4 et 1.5mm.



**Figure 48 : Principales étapes de la fabrication du propergol**

Après fabrication, notre propergol se présente sous la forme d'un long filament de couleur orange (cf Figure 49).



Figure 49 : Propergol DBE 40 320 à l'état final

#### **5.4 PROPERGOL COMPOSITE POLYAZOTURE DE GLYCIDYLE 'PAG'**

Le PAG ou G A P en anglais (Glycidyl Azide Polymer) est un polyéther à terminaisons hydroxyles à base de carbone, d'hydrogène, d'azote et d'oxygène et ayant des groupements azotures  $N_3$  sur sa chaîne carbone. Le PAG est un polymère énergétique thermiquement stable, de faible sensibilité, de bonnes caractéristiques mécaniques et apport d'énergie. Ce propergol solide avancé a des applications potentielles dans des systèmes de propulsion pour des véhicules spatiaux.

### **6 PROCÉDE D'ASSEMBLAGE DU DEMONSTRATEUR**

L'assemblage de la matrice est réalisé au moyen d'une colle EPOXY thermique réticulable à basse température. Ce choix a été motivé par les raisons suivantes :

- L'assemblage doit être réalisé à des températures maximales de 80°C-100°C. Des températures supérieures risqueraient de détériorer le propergol.
- L'assemblage est hétérogène : Pyrex/silicium/MACOR.

Deux colles sont utilisées : Epoxy-H70E-2 (non conductrice thermiquement) pour le collage des matériaux structuraux et la H20E (conductrice thermiquement) pour le collage des bâtonnets de propergol sur la résistance chauffante.

Ainsi, les principales étapes de l'assemblage du micropropulseur sont présentées en détail dans le Tableau 15.


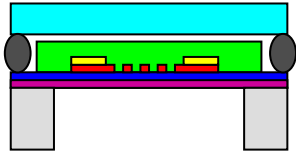
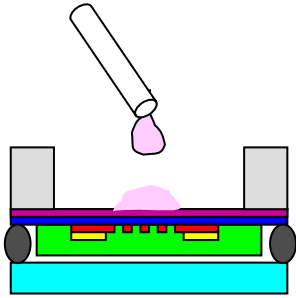
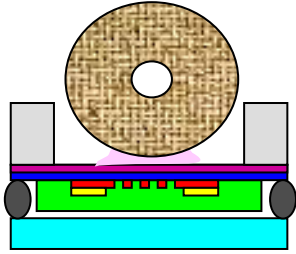
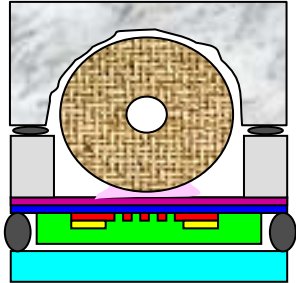
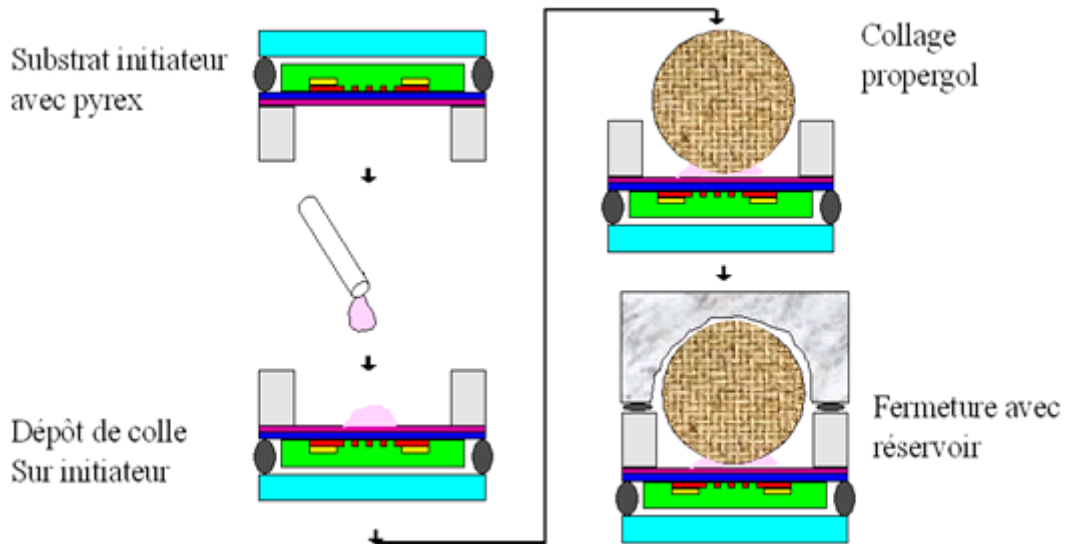
Etape	Description	Type colle	Schéma
0	Nettoyage de chacune des parties (silicium, pyrex et Macor) avec de l'acétone puis à l'eau dé-ionisée.	-	
1	Collage du verre sur silicium face avant pour fermer coté membrane. <i>La colle est déposée autour de chaque propulseur de manière continue pour avoir une bonne étanchéité pendant le fonctionnement.</i> <i>Réticulation de la colle à 60°C pendant 15h</i>	H70E-2	
2	Dépôt face arrière de deux points de colle : un sur la résistance et un en bout de propulseur.	H20E	
3	Dépôt du bâtonnet de propegol solide prédécoupé sur les deux points de colle déposés en 2. <i>Réticulation de la colle à 60°C pendant 15h.</i> <i>Epaisseur de colle mesurée entre la résistance et le propegol est de 30~50µm.</i>	-	
4	Collage du MACOR sur la partie silicium face arrière. <i>La colle est déposée autour de chaque propulseur de manière continue et sur le silicium</i> <i>Réticulation de la colle à 60°C pendant 15h.</i>	H70E-2	

Tableau 15. Etapes d'assemblage d'un micropropulseur

Les étapes de la procédure d'assemblage d'un micropropulseur démonstrateur sont illustrées sur les schémas de la Figure 50.

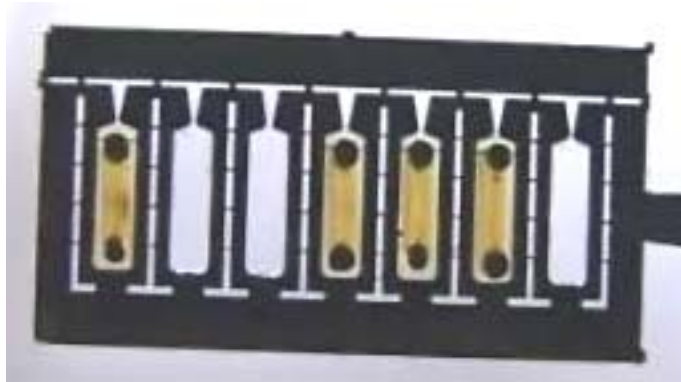


**Figure 50 : Etapes d'assemblage d'un propulseur à réservoir Silicium/MACOR  
(Section de chambre 2.25mm)**

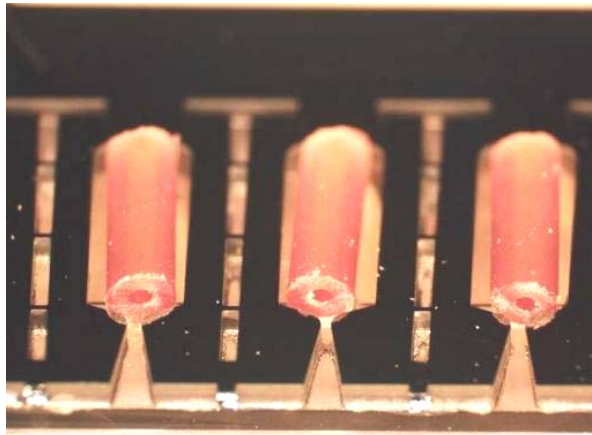
Pour illustration, la Figure 51 représente un vecteur de 7 propulseurs dont 4 sont remplis avec le propergol. On peut voir sur cette photo les deux points de colle en noir aux deux extrémités du propulseur.

La Figure 52 est une photo de la face arrière de la partie silicium remplie avec le propergol. Enfin, la Figure 53 est une photo d'une structure de propulseur totalement assemblée. On voit :

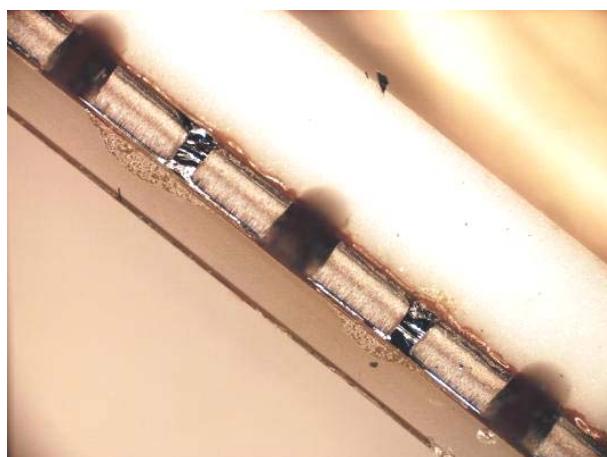
- en blanc, la partie réservoir en Macor (épaisseur, 1.5mm).
- au centre, la partie silicium (0.545mm) avec les cols de tuyère et,
- en transparence, le pyrex (0.5mm) qui ferme l'assemblage.



**Figure 51. Photo de propulseurs remplis avec du propergol (photo de la partie silicium face avant)**



**Figure 52. Photo de propulseurs remplis avec du propergol (photo de la partie silicium face arrière)**



**Figure 53. Photo de propulseurs assemblés complètement : en blanc : Macor (1.5mm). Au centre : silicium (0.545mm) et en transparence : pyrex (0.5mm)**

Après assemblage des matériaux constitutifs de la matrice, et mise en place des bâtonnets de propergol, l'ensemble est entouré de plaques en EPDM, puis serti avec la structure métallique déjà mentionnée par le passé.

A noter que l'assemblage sans pyrex décrit dans le paragraphe "compléments de définition" est celui vers lequel nous souhaitons aboutir. Cela dit, compte-tenu des réserves que l'on peut émettre quant à la résistance de la membrane au contact direct de l'EPDM, nous préférons dans un premier temps réaliser les matrices telles que décrites dans cette partie (i.e en intégrant une partie en pyrex dans le réservoir), de façon à faciliter les premiers essais de mise au point.

Dans l'autre cas, les étapes décrites précédemment restent valides, exceptées celles concernant le pyrex.

## **7 CONCLUSION**

Ce chapitre a décrit la technologie de réalisation des micropropulseurs sur silicium. Une idée importante maintenue dans la conception de cette nouvelle structure est l'allumage par un initiateur sur membrane.

Nous avons proposé dans ce chapitre une technologie en 12 étapes que nous avons conçues et mises au point au LAAS. Nous nous sommes attachés à utiliser et développer des procédés microsystemes standards. Nous avons été amenés à régler des points de difficultés notamment, sur les membranes  $\text{SiO}_2/\text{SiN}_x$  : nous avons reporté une couche de BCB pour renforcer la tenue mécanique et obtenir des rendements de production supérieure à 80%. Aussi sur le micro-usinage de la tuyère, nous avons développé un procédé technologique permettant d'avoir un bon rendement.

Ce chapitre conclu sur le fait que la technologie de fabrication de la puce est prête. Pour l'assemblage nous avons utilisé une approche manuelle mais qui pourra être un jour automatisé.

# CHAPITRE IV



---

## **CHAPITRE IV : CARACTERISATION ET VALIDATION EXPERIMENTALE DES MEMS MICROPROPULSEURS**

### **1 INTRODUCTION**

Le chapitre précédent a été consacré à l'optimisation du procédé de réalisation des matrices de micropropulseurs sur silicium. Il nous a permis de résoudre des difficultés technologiques rencontrées dans la microfabrication en salle blanche, de valider un procédé de chargement en propergol et d'assemblage du démonstrateur par la technique flip-chip. Dans cette étape de démonstration et de validation du fonctionnement de nos micropropulseurs, nous avons tout d'abord souhaité qualifier les structures et donc les choix technologiques que nous avons présentés précédemment. Nous allons caractériser le

processus d'initiation et de combustion et comparerons différents matériaux énergétiques pour trouver un matériau fonctionnel et adapté à nos structures miniatures. Nous allons vérifier les performances des propergols contenus dans les réservoirs et valider le bon fonctionnement de l'assemblage complet.

Dans une première partie, nous chargerons la chambre de combustion en appliquant les critères de sécurité, de compatibilité avec l'équipement d'injection et de capacité à brûler de façon fiable aux faibles dimensions.

Dans une deuxième partie, nous caractériserons et validerons l'initiation du propergol. Ensuite, nous étudierons la combustion du propergol choisi contenu dans des réservoirs silicium. La tenue mécanique de l'assemblage sera aussi validée. Après cela, nous terminerons par la présentation des profils de poussée obtenus en utilisant la balance de milli-poussée développée au LAAS et nous déterminerons les valeurs maximales et les dynamiques des poussées obtenues. Enfin, nous proposerons par la suite une analyse prospective de la situation à laquelle nous avons abouti. Ces points seront détaillés dans ce qui suit.

## **2 CARACTERISATION DE L'INITIATION DU MATERIAU PYROTECHNIQUE**

La caractérisation de l'initiation du matériau pyrotechnique contenu dans la chambre de combustion consiste à vérifier, dans un premier temps, l'allumage ou le non allumage du propergol se trouvant en contact direct avec la micro-résistance. A l'issue de cette phase, l'objectif sera de connaître :

- L'énergie à mettre en jeu pour l'allumage d'un bloc de propergol,
- Le délai d'allumage du micropropulseur,
- La capacité d'auto-entretien de la combustion à basse pression (à pression atmosphérique).

Ces points seront caractérisés en filmant les tests et en enregistrant les protocoles d'initiation : courant et tension, passant à travers de la résistance miniature.



## 2.1 TEST D'INITIATION DET DE COMBUSTION

### 2.1.1 DESCRIPTION DE L'EXPERIMENTATION

Le principe du test d'initiation d'un matériau pyrotechnique est le suivant : il consiste à appliquer à la résistance de chauffage un courant de quelques milli-Ampères puis à mesurer la tension résultante et détecter l'instant qui correspond à l'initiation. Ces tests ont été réalisés à l'aide d'un banc de test mise en place et développé par D. Lagrange de l'équipe d'instrumentation 2I et S. Orioux (post doctorant au sein du LAAS-CNRS, spécialement pour caractériser les micropropulseurs), (cf Figure 54). Ce banc de test assure à la fois la commande en courant et l'acquisition des données expérimentales : la tension et le temps aux bords de la résistance de chauffage. Il est constitué d'un générateur de courant (courant maximal continu : 80mA) pour un temps de montée de 1.3 $\mu$ s.

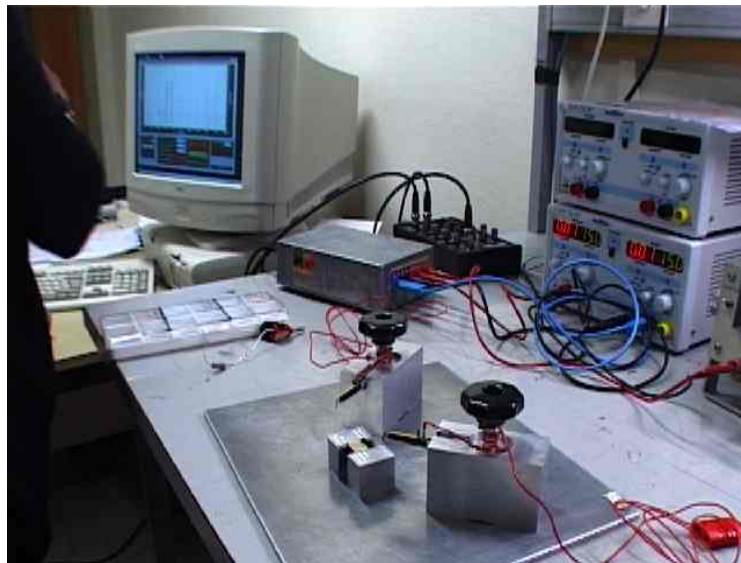


Figure 54: Banc de caractérisation de l'initiation

Le système de mesure réalise une commande en puissance de l'initiateur afin d'avoir une représentation concrète directe de l'énergie électrique nécessaire à l'initiation. Pour ce faire, un générateur de courant piloté en tension envoie le courant à l'initiateur correspondant à la puissance souhaitée (cf Figure 55). La commande est mise en œuvre par

une carte d'acquisition 6052e de chez National Instrument, d'interface PCI reliée à un PC. Les données de l'acquisition sont collectées et traitées au niveau du PC.

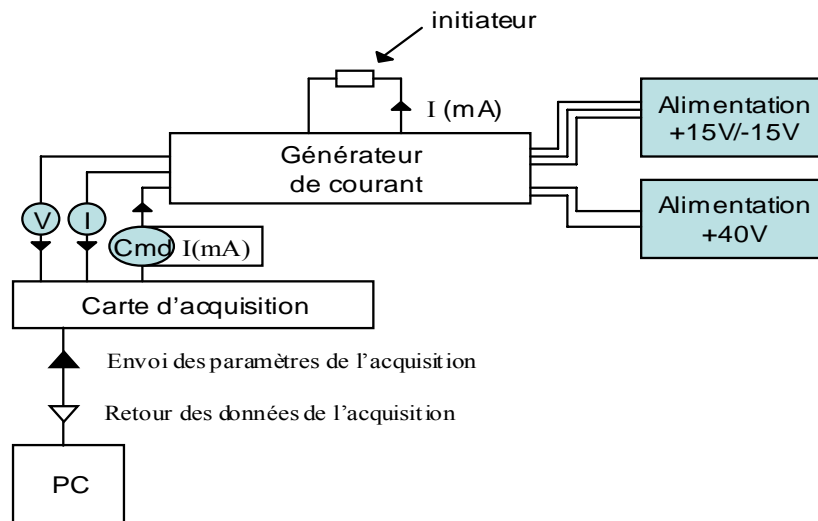


Figure 55 : Schéma électronique du montage pour la caractérisation de l'initiation [5]

L'algorithme de commande est réalisé sous Labview CVI de la société National Instrument. Cet outil permet de définir les différents profils d'initiation, de fixer la puissance et la durée d'initiation. Le profil de la commande d'initiation peut inclure une phase de préchauffage, sous la forme d'une rampe ou d'un créneau (cf Figure 56). Nous avons, dans nos tests, appliqué les deux profils avec des valeurs différentes de puissance d'initiation.

L'outil informatique commande donc le générateur de courant qui fournit le courant adéquat à partir de la valeur de puissance choisie. La mesure de la puissance en temps réel se fait avec une fréquence d'acquisition de 20kHz, ce qui permet aussi d'identifier le moment de l'initiation : l'effet Joule sur la micro-résistance en polysilicium de quelques dizaines d'Ohms, initie le matériau pyrotechnique lorsque la température atteint la température d'allumage qui est aux alentours de 250°C. Sous l'effet des gaz dégagés par la combustion du propergol, la membrane en film mince se brise et entraîne la rupture de la résistance. La détection d'un courant nul définit l'instant d'initiation. L'interface graphique de l'outil de commande est indiquée sur la figure 2, avec des zones de saisie et d'acquisitions.

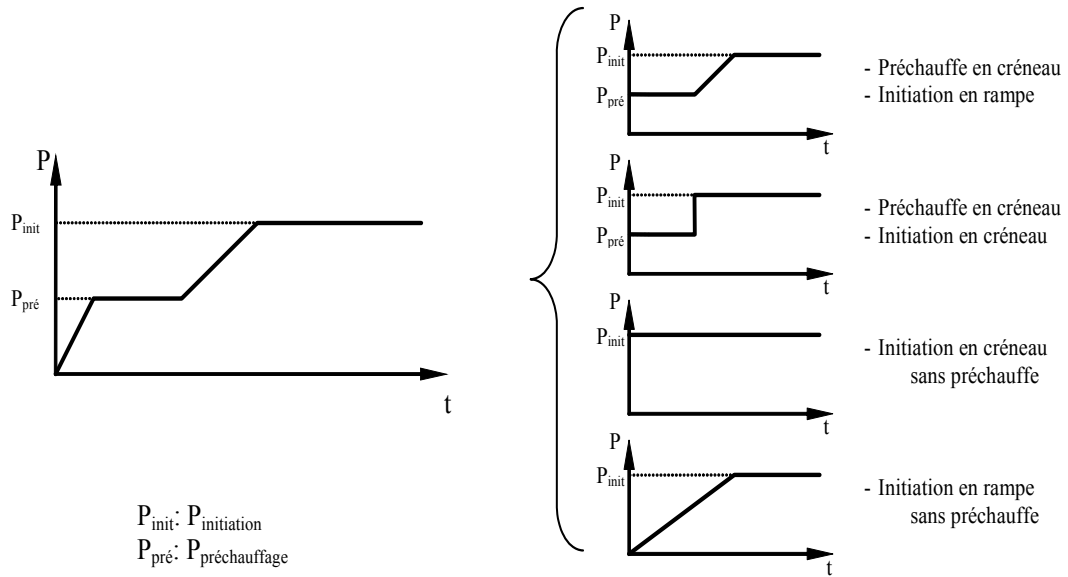


Figure 56 : Profils d'initiation possibles

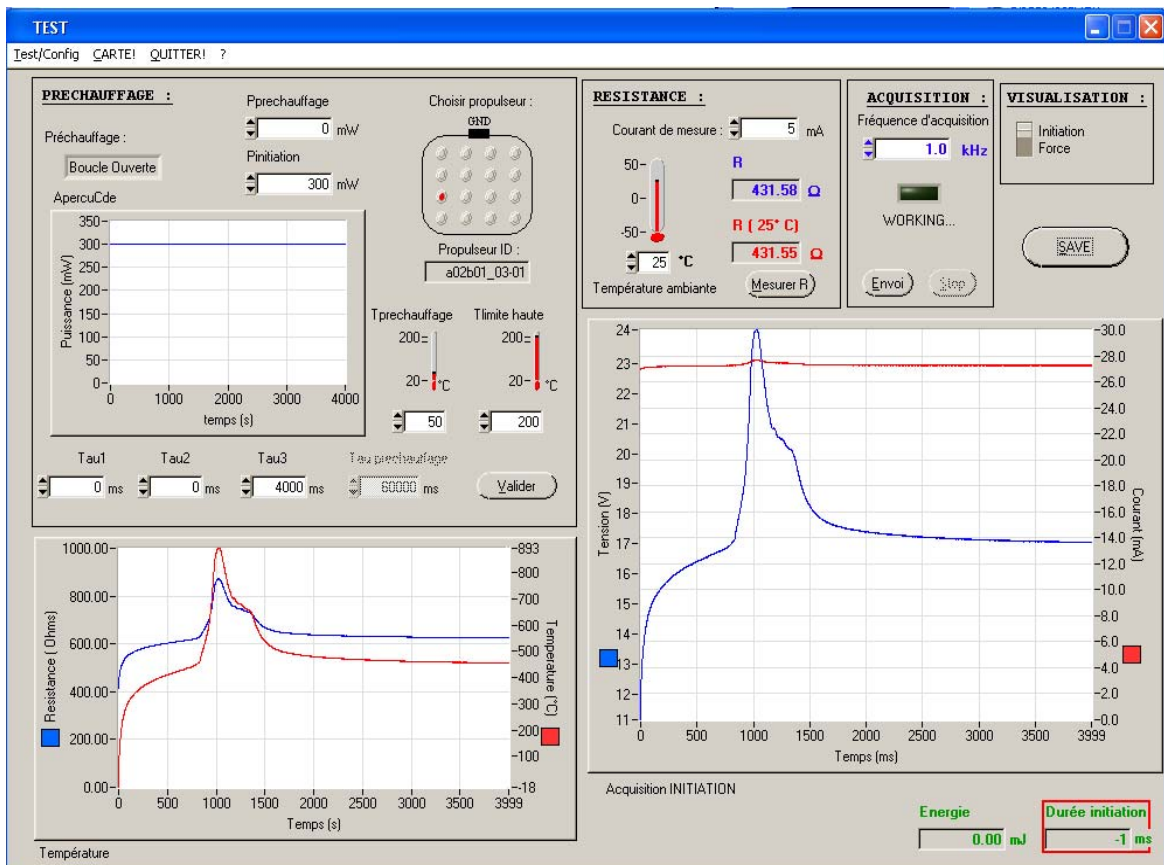


Figure 57 : Interface graphique de l'outil de commande

## **2.2 PROPERGOLS TESTES**

Cette étude statique consiste à réaliser les tests de combustion sur des matrices complètes de micropropulseurs. On applique des séquences préprogrammées, et on vérifie en particulier :

- La tenue mécanique de la matrice,
- L'absence d'un couplage thermique qui pourrait altérer la sécurité de fonctionnement de l'ensemble,

Lors de ces études, on a testé différentes configurations de propulseurs, en faisant varier :

- Les longueurs de brins,
- Les dimensions des cols,
- Les matériaux constitutifs de la matrice.

Et cela en employant différents types de propergols solides pour trouver la composition la plus adéquate à de tels composants MEMS.

La société PROTAC, notre partenaire dans le projet, a formulé différents types de propergol : composite, Double-Base et de la poudre noire. Nous les avons caractérisés au LAAS sur des critères de combustions, soutenues et complètes, à pression atmosphérique et à haute pression de fonctionnement, dans des réservoirs silicium. A partir de ces résultats, nous avons retenu les compositions qui présentaient une combustion soutenue, a une vitesse et donc une poussée importante et avec une section de combustion critique minimale.

## **2.3 RESULTATS DES TESTS D'INITIATION ET DE COMBUSTION**

### **2.3.1 LA POUDRE-NOIRE 'PN'**

Dans notre étude, et dans le but d'explorer le fonctionnement de nos propulseurs à la Poudre-Noire, nous avons effectué un premier test d'initiation de la Poudre-Noire, à l'air libre, avant de la charger directement dans les réservoirs de propulseurs. Nous avons déposé une très faible quantité de Poudre-Noire sur la micro-résistance. L'alimentation en courant de cette dernière a provoqué une déflagration de la Poudre-Noire, ce qui signifie que l'onde de combustion ou front de flamme se déplace moins vite que les gaz générés, ne produisant donc pas d'onde de choc.

Dans un deuxième test d'initiation, la Poudre Noire a été confinée dans un réservoir de micropropulseur. Cette fois il y a eu une très rapide combustion de la Poudre-Noire, qui a causé explosion de la matrice de micropropulseurs.

La mise à feu de la Poudre-Noire est très facile à réaliser, même aux très faibles dimensions de structures, mais sa très forte vitesse de combustion rend son utilisation dans les micropropulseurs silicium délicate. La chambre monte en pression sans atteindre un régime de pression stable ou quasi-stable. Nous avons donc orienté nos essais vers des propergols solides Double-Base.

### **2.3.2 PROPERGOL DOUBLE-BASE TYPE GBTU**

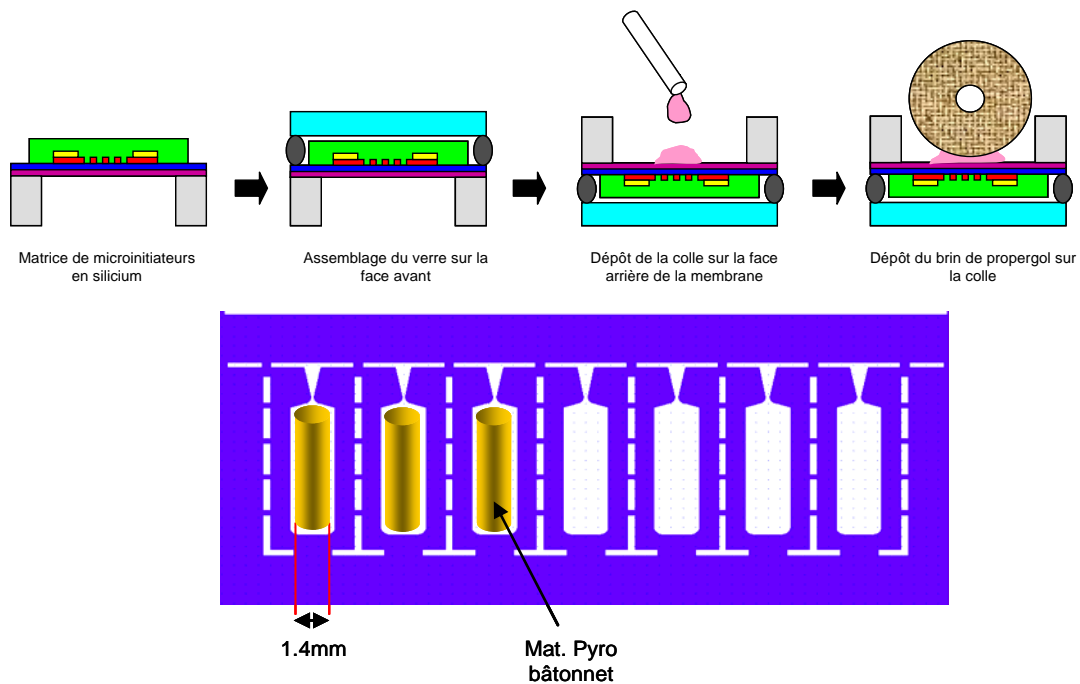
Dans cette partie, nous avons testé le propergol Double-Base nommé GBTu (LAAS). Il est sous forme de brins jaunes troués au centre, obtenu par extrusion, d'environ 1.4 mm de diamètre et de longueur variable entre 2 et 9 mm.

L'objectif ici est de vérifier le phénomène d'initiation du propergol en contact avec la micro-résistance de l'initiateur, et en suite le transfère de flamme entre l'initiateur et le reste du brin de propergol. Nous allons déterminer ensuite:

- la puissance d'allumage,
- le délai de l'initiation,
- le rendement de l'initiation.

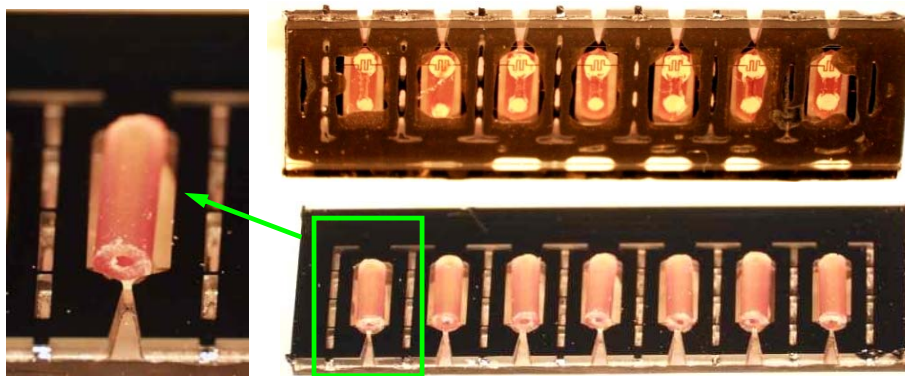
#### **2.3.2.1 Structure de test**

Pour ces premiers tests, la structure n'était pas complètement scellée et le propergol est à pression ambiante. Des matrices de microinitiateurs en silicium donc fabriquées suivant le procédé décrit en détail dans le chapitre 3, avec la face avant collé sur du verre. Elles ont été remplies avec du propergol GBTu d'environ 1mm de diamètre découpé par un outil spécial fabriqué au LAAS en brins de 3mm de longueur. La fixation est faite grâce à de deux micro-gouttes de colle thermiquement conductrice type Epoxy-H20-E, déposé aux des deux extrémités (cf Figure 58). Un bon contact thermique permet de réduire la puissance et le délai de l'allumage du propulseur.



**Figure 58 : Etapes requises pour l'assemblage de la structure pour les tests d'initiation du propegol Double-Base type GBTu**

La difficulté de ce procédé de chargement consiste à charger les cavité de la matrice silicium d'un initiateur de dimensions 1.5mm x 3 mm et de 525 $\mu$ m de profondeur avec des brins de propegol GBTu de 1400 $\mu$ m de diamètre, proprement et sans casser les membranes, et en assurant un bon contact entre le propegol et la résistance chauffante qui servira pour l'initiation de la combustion. Des photos de la matrice de test après l'assemblage sont représentées sur la Figure 59. Nous constatons une bonne reproductibilité du dépôt des micro-gouttes et un bon positionnement des brins



**Figure 59: Photos de la matrice de 7 microinitiateurs silicium sur du verre, chargé de propegol GBTu: (haut) face avant et (bas) face arrière**

A cause de la dissipation de chaleur dans le verre, cette dernière configuration : silicium sur verre, est plus défavorable à l'initiation par rapport à la même structure sans le verre. Le fait de coller du verre face à la résistance permet d'obtenir la puissance et le délai de l'initiation le plus proche de celui du prototype final assemblé.

La caractérisation expérimentale et les résultats seront présentés point par point dans le paragraphe suivant.

### 2.3.2.2 Caractérisation

Les tests d'initiations ont été faites, un par un, sur chaque propulseur constituant la matrice. Avant l'application d'une différence de potentiel entre les bornes de la micro-résistance pour la mise à feu, nous mesurons la valeur initiale de résistance  $R_0$  qui nous permettra ensuite de déduire la puissance d'initiation.

Pour mieux comprendre le phénomène de l'initiation à cette échelle, où le cas échéant faire un diagnostic des facteurs qui empêchent l'initiation du propergol, nous avons choisi de réaliser les premiers tests par la méthode manuelle classique c-à-d sans faire appel à l'outil informatique dédié aux tests l'initiation. Pour ce faire, une stratégie a été mise en place pour économiser le temps et l'argent. Elle consiste à procéder comme suit :

- Dans un premier temps, nous avons fait une expérience pour évaluer approximativement le courant d'initiation. Nous avons appliqué un courant en *rampe* : de 0 jusqu'à  $I_{init}$  qui correspond au courant d'initiation et/ou la cassure de la résistance.
- Dans un deuxième temps, nous avons appliqué un courant en *créneau*, de la valeur de  $I_{init}$ , et s'il n'y a pas initiation nous testons des courants inférieurs à  $I_{init}$  si la membrane casse, ou supérieur à  $I_{init}$  s'il n'a pas d'initiation où dans le cas d'un point rouge.

	$R_0$ ( $\Omega$ )	$V_{init}$ (V)	$P_{init}$ (mW)
<b>Test 1.1</b>	618	12.6	256
<b>Test 1.2</b>	666	12.6	238
<b>Test 1.3</b>	525	10.0	190

Tableau 16: quelques résultats d'initiation du GBTu

Les résultats des tests d'initiations "rampe" sont montrés sur le Tableau 16. D'abord, ces premiers tests nous ont permis de vérifier la bonne tenue mécanique du GBTu sur la membrane. Nous avons obtenu des initiations réussites dans tous les cas, avec des puissances d'allumage qui vont **de 238mW et 256mW correspondant à un DDP de 12,6V, au plus faible valeur de 190mW correspondant a un DDP de 10V**. Les valeurs des résistances de chauffage étaient entre 525 $\Omega$  et 666 $\Omega$ . Cette écart est relativement fort et peut être expliqué par au moins l'une des raisons technologiques suivantes :

- une fluctuation de l'épaisseur de la couche mince de poly silicium,
- une inhomogénéité du dopage de cette dernière couche,
- une erreur lors du report du motif entre le masque et la résine,
- un corps étranger passé entre le masque et la résine lors de l'étape d'insolation par rayons UV,
- autres types de défauts...

Etant donné que les tests non pas été automatisés, nous n'avons pas pu relever avec précision les délais d'initiations et les temps de combustions.

Le point important pour le fonctionnement d'un propulseur est la transition de flamme de l'initiateur à la chambre de combustion qui constitue l'allumage du réservoir de propergol. Ce processus est très critique dans notre cas et doit être fiable. Malheureusement, les expériences de combustion ont montrés que la propagation de flamme au long du brin de GBTu est partielle et très fluctuante. Au meilleur des cas, Elle a atteint 20% sur les 3mm de longueur de brin.

### **2.3.2.3 Conclusion**

Nous avons pu valider le chargement des matrices initiateurs silicium avec des brins de propergol Double-Base type GBTu, avec une très bonne reproduction et sans casser les membranes, en assurant un bon contact thermique entre le GBTu et la micro résistance en poly-silicium. Des tests d'initiations du GBTu ont été réalisés avec succès au alentour de 200mW, pour une structure de micropropulseur silicium sur du verre face avant, non scellé sur la face arrière (GBTu à pression ambiante). Les résultats de ces premiers tests de



validation de l'architecture horizontale de micropropulseurs été présentés dans la conférence international CANEUS'04 [70].

### 2.3.3 PROPERGOL PAG

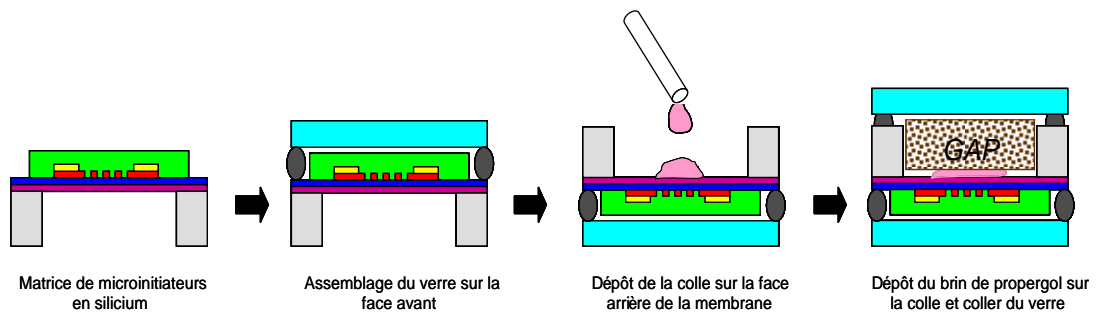
#### 2.3.3.1 Premières structures de test

Pour caractériser l'initiation et la combustion du PAG, une structure de microinitiateurs sur silicium, collée sur du verre par la face des membranes a été chargée avec des formes rectangulaires de PAG de dimensions  $1400\mu\text{m} \times 500\mu\text{m} \times 3000\mu\text{m}$ . Ensuite, les réservoirs silicium ont été scellés avec une deuxième lame de verre (Figure 60).

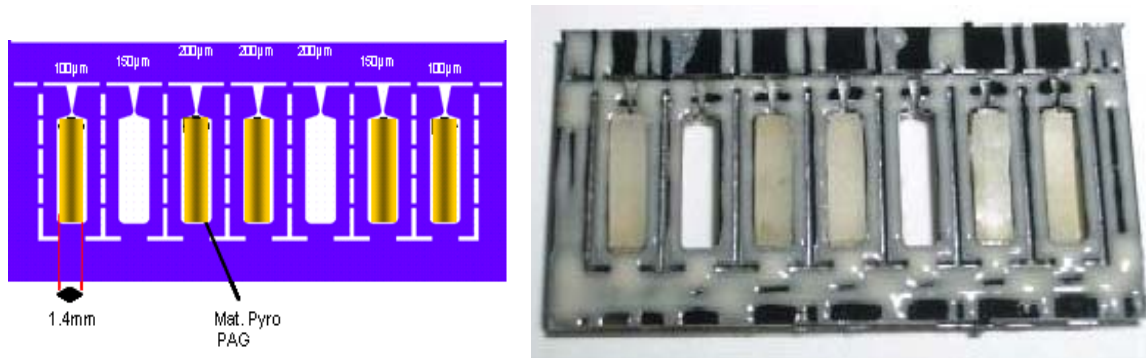
Trois structures de différentes sections du col ont été testées ;  $100\mu\text{m} \times 525\mu\text{m}$ ,  $150\mu\text{m} \times 525\mu\text{m}$  et  $200\mu\text{m} \times 525\mu\text{m}$ , pour voir l'effet de la pressions de confinement du PAG. La Figure 61 présente : à gauche, un schéma d'une matrice de 7 micropropulseurs avec la position des trois types de tuyères  $100\mu\text{m}$ ,  $150\mu\text{m}$  et  $200\mu\text{m}$  sur la matrice, et à droite ; une photo de la matrice de test du PAG prise lors de l'avant dernière étape d'assemblage, sans le scellement verre face arrière.

Le chargement les brins de PAG est reproductible. Grâce à la technique de dépôt de colle par flip-chip développé, en intégrant d'une lame métallique fine, nous avons obtenu un dépôt de colle H70-E continu est homogène sur des parois de silicium de très faible épaisseur ( $250\mu\text{m}$ ).

Nous avons prévu dans la conception des matrices silicium une barrette nommée "**barrette anti-rapprochement**", en silicium micro usiné en même temps que les réservoirs. Cette barre évite que les membranes tenues uniquement par 3 parois silicium se cassent, sous des forces thermiques ou mécaniques, notamment pendant la caractérisation des membranes et/ou au court des étapes d'assemblage et de recuits thermiques. Cette barre en silicium sera donc dissociée de la matrice par clivage une fois l'assemblage achevé et la colle réticulée.



**Figure 60: Etapes requises pour l'assemblage de la 1<sup>ère</sup> structure tests pour l'initiation/combustion du PAG**



**Figure 61: matrice de micropropulseurs assemblée, chargée avec du PAG, non scellée face arrière (deux membranes cassées) : à gauche :shéma, à droite : photo de la matrice silicium**

La matrice G constituée des couches Verre/Silicium/Verre est composée de 7 micropropulseurs quasi-identiques de G1 à G7 avec comme seule différence la largeur du col de la tuyère : 100µm pour G1 et G7, 150µm pour G2 et G6 et 200µm pour G3, G4 et G4. Les réservoirs de 4,4 mm<sup>3</sup> de volume ont été remplis de 4mg de PAG équivalent de 3,466mm<sup>3</sup>. Dans un propulseur, le serrage est défini comme le rapport entre la surface en combustion (section de propergol) et la section du col. C'est un paramètre très important, proportionnel à la force de propulsion : Il est égal à 0,081 pour G1 et G7, 0,121µm pour G2 et G6 et 0,162µm pour G3, G4 et G4. Le Tableau 17 résume les caractéristiques géométriques et techniques de la matrice utilisée pour les tests PAG.

Matrice G : verre/Si/verre. Matériau pyro. PAG							
# propulseur	G1	G2	G3	G4	G5	G6	G7
Epaisseurs Si ( $\mu\text{m}$ )	525						
Longueur chambre (mm)	5,333						
Masse propergol (mg)	4	-	4	4	-	4	4
Section propergol ( $\text{mm}^2$ )	0,650	-	0,650	0,650	-	0,650	0,650
Volume propergol ( $\text{mm}^3$ )	3,466	-	3,466	3,466	-	3,466	3,466
Section chambre ( $\text{mm}^2$ )	0,825	-	0,825	0,825	-	0,825	0,825
Volume chambre ( $\text{mm}^3$ )	4,400	-	4,400	4,400	-	4,400	4,400
Section col ( $\text{mm}^2$ )	0,053	-	0,105	0,105	-	0,079	0,053
Serrage	0,081	-	0,162	0,162	-	0,121	0,081

Tableau 17: Caractéristiques géométriques et propriétés techniques de la matrice test au PAG

### 2.3.3.2 Caractérisation et validation

Pour valider la transition de flamme dans la cavité nous avons utilisé un enregistrement vidéo par caméra CCD, de la manière suivante : nous initions la composition propergolique (GAP) présente dans la cavité de l'initiateur et filmons l'ensemble de la combustion. Nous contrôlons ensuite s'il y a bien eu une combustion complète de la composition dans le réservoir.

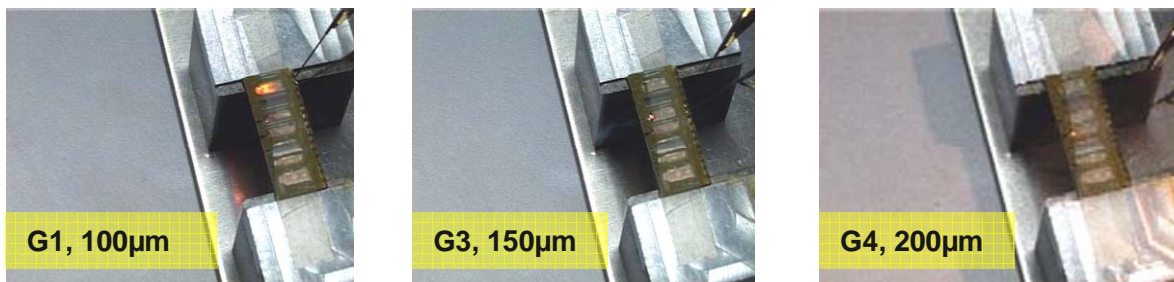
*Les résultats sont les suivants :*

Il y a bien initiation du PAG à faible puissance de 300mW pour les 3 structures de propulseurs avec des différentes largeurs de tuyères ; 100 $\mu\text{m}$ , 150 $\mu\text{m}$  et 200 $\mu\text{m}$  et des serrages correspondants de 0,081, 0,121 et 0,162 respectivement. **Une initiation au PAG a été obtenue pour une puissance de 250mW sur la structure au serrage de 0,162 (structure avec 100 $\mu\text{m}$  de largeur de col).** Ces résultats apportent une réelle validation du processus de chargement en utilisant une microgoutte de colle thermiquement conductrice H20E. Cependant, la puissance de l'initiation n'est pas suffisante pour entretenir la propagation de flamme dans le propergol. Cet effet est dû aux pertes thermiques vers les matériaux environnants, qui sont, dans ce type de structure, le silicium et le verre, avec lesquels le propergol est en contact direct. Cette hypothèse est validée

notamment dans les cas des fortes sections de tuyères où la pression dans le réacteur est faible (cf. Figure 62 -propulseurs G3 et G4), le cas le plus défavorable à la combustion.

Ces résultats montrent que la combustion n'est complète que pour la structure au plus faible surface de col dont le serrage est de 0,081 (structure avec 100 $\mu$ m de largeur de col) ou la pression de chambre est la plus importante (cf. Figure 62 -propulseur G1).

Il est démontré qu'il y a une densité de puissance minimum à appliquer pour avoir une initiation optimale du propergol [62]. Dans notre cas, nous avons trouvé qu'une puissance plus importante que 300mW ne favorise pas l'initiation car un espace d'air est déjà créé entre la membrane et le propergol à l'issue d'un début de décomposition de ce dernier, et cela se passe au alentour de 300mW. Une fois que la membrane est décollée du propergol, l'augmentation de la puissance pour la mise à feu crée un point chaud ou point rouge, comme nous pouvons le voir sur les photos G3 et G4 de la Figure 62.



**Figure 62 : Images prises l'or des tests de mise à feu**

La photo de la structure G1 (cf. Figure 62) prise en plein test de mise à feu nous montre que la combustion du propergol composite PAG ne produit pas de flamme contrairement à la combustion d'autres propergols, notamment les Double-Base.

La Figure 63 montre les deux faces de la matrice de micropropulseur G, utilisé pour les tests d'initiation et de combustion au PAG, après les tests de combustion. Deux chambres parmi les sept non pas été chargées à cause des membranes cassées. Nous rappelons que pour ces premiers tests, nous avons intentionnellement testé les matrices contenant quelques membranes cassées ; soit au cours des étapes de fabrication en salle blanche ou après l'étape de séparation des matrice du même plaquette silicium (étape de clivage).

Dans la première photo (photo face des membranes), nous observons qu'une zone dans propergol au voisinage de chaque micro résistance a été décomposée, ce qui prouve qu'il y a bien eu initiation du PAG. Cependant, la combustion n'a pas été soutenue le brin de propergol n'était pas consommé dans la plupart des chambres à part dans G1 où le PAG a été consommé intégralement.

Nous remarquons que la combustion dans les propulseurs identiques G3 et G4, avec la plus grande surface de col de tuyère est donc la *plus faible pression de chambre*, n'a même pas atteint les 10% par rapport à la longueur du brin. Toutefois, la combustion dans les propulseurs identiques G1 et G7, avec la plus faible surface de col de tuyère est donc la *plus forte pression de chambre*, était étonnement complète pour G1 et partiel pour G7.

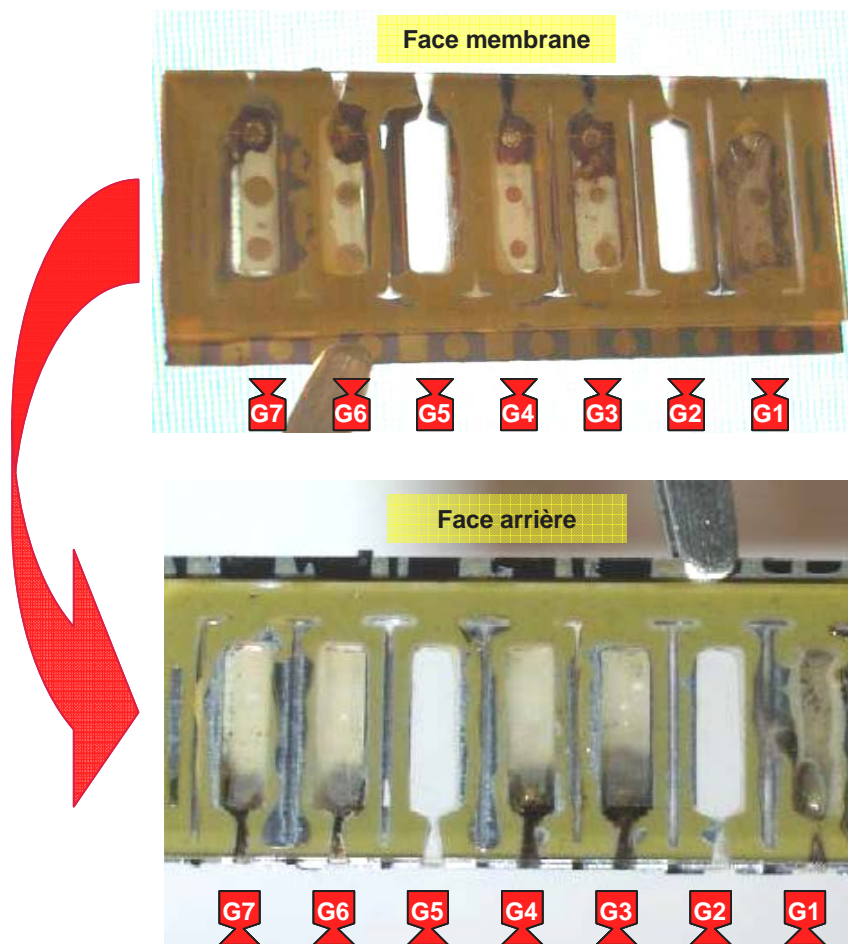


Figure 63 : Matrice G après les tests de combustion au PAG

Matrice G : verre/Si/verre. Matériau pyro. PAG							
# propulseur	G1	G2	G3	G4	G5	G6	G7
Résistance ( $\Omega$ )	555	-	540	548	-	530	525
Résistance moyenne ( $\Omega$ )	540						
Puissance d'initiation (mW)	300	-	300	250	-	300	300
Type d'initiation	Créneau	-	Rampe	Créneau	-	Créneau	Créneau
Etat de l'initiation	Oui	-	Oui	Oui	-	Oui	Oui
Combustion	Oui	-	début	non	-	Non	Non

**Tableau 18: Caractéristiques électriques et paramètres de l'initiation au PAG (1<sup>ème</sup> matrice)**

Sur le Tableau 18 nous présentons les caractéristiques électriques et les paramètres de l'initiation au PAG pour les structures verre/silicium/verre. Les valeurs des résistances poly-silicium mesurées avant le test d'initiation sont entre 525 $\Omega$  et 555 $\Omega$  (valeur moyenne 540 $\Omega$ ). Les valeurs des résistances sont très proches ce qui montre la reproductibilité du processus de fabrication les initiateurs silicium. Mise à part le premier test effectué sur le propulseur G3 qui été *en rampe* dans le but de trouver une valeur de puissance minimale et suffisante a l'initiation (ici 300mW), le reste des tests de ont été de *type créneau*. Les puissances ont été très faible entre 250mW et 300mW ce qui fait le point fort de notre concept d'initiation à travers une membrane fine diélectrique [71].

### 2.3.3.3 Premières séries de conclusions

Dans ces premiers essais, nous avons pu valider la technique de chargement et l'assemblage du propergol composite PAG dans des propulseurs silicium. Les résultats de test initiation/combustion nous permettent de conclure que le propergol composite PAG peut être systématiquement utilisé pour l'initiation mais il présente un très faible rendement de combustion aux faibles dimensions notamment, par le fait qu'il est confiné dans des matériaux thermiquement conducteurs (le verre, et particulièrement le silicium). A ces faibles dimensions, ce milieu est défavorable à la combustion a cause du phénomène de section limite d'extinction [72] [73].

### 2.3.3.4 Deuxièmes structures de test

Dans le but d'améliorer le rendement et la reproduction de l'initiation et de la combustion du PAG, une nouvelle structure de test, thermiquement plus favorable à l'initiation et à la combustion, a été conçue et réalisée. Il s'agit d'une matrice de microinitiateurs silicium de  $525\mu\text{m}$  d'épaisseur identique à celle utilisée dans les premiers tests au PAG, collé sur du verre sur la face des membranes puis chargée avec des morceaux de PAG de dimensions  $1,4\text{mm} \times 0,5\text{mm} \times 3\text{mm}$ . Les réservoirs silicium ont, cette fois ci, été scellés avec une structure en Macor. La structure a été usinée par usinage classique. Des réservoirs de  $1,5\text{mm}$  de profondeur et une partie des tuyères ont été réalisés pour être assemblés avec les réservoirs silicium (cf. Figure 64).

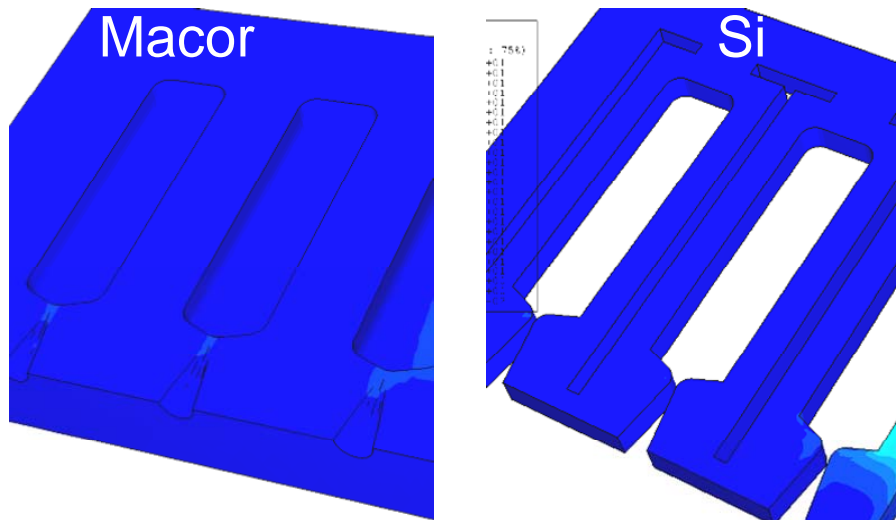


Figure 64: Schéma 3D du Macor et du silicium micro usinés

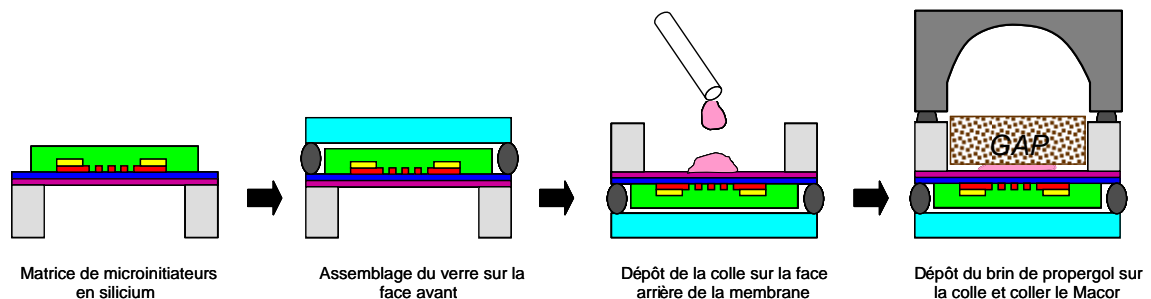
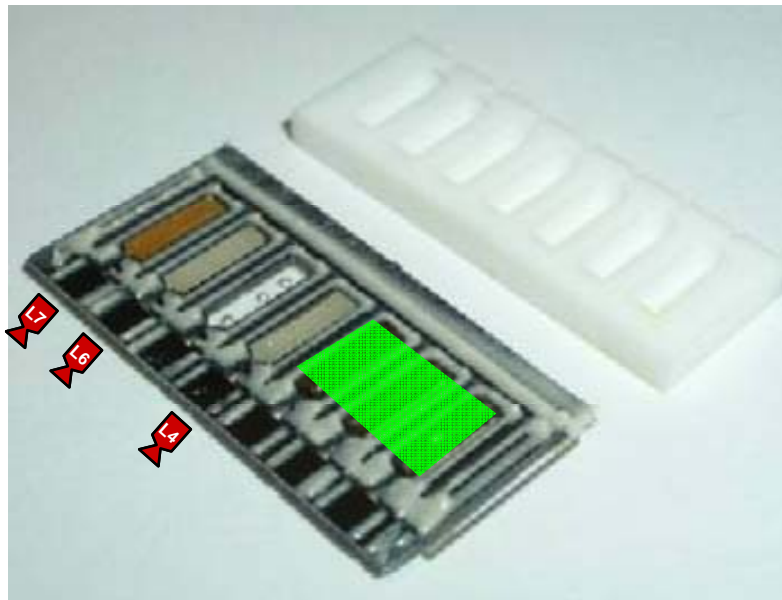


Figure 65: Etapes requises pour l'assemblage de la 2<sup>ème</sup> structure test pour l'initiation/combustion du PAG



La Figure 65 représente les différentes étapes du chargement et d'assemblage de la structure de test au PAG. Dans cette nouvelle structure, le brin de propergol est thermiquement mieux isolé grâce à l'espace d'air qui l'entoure. Le flux de chaleur se fait principalement à travers les murs en silicium. Pour minimiser ce flux de chaleur, une solution technologique peut être envisagée et rajoutée aux étapes du des initiateurs silicium. Il consiste à revêtir les parois silicium avec une couche de  $S_iN_x$  déposée par PECVD à faible température juste après gravure profonde DRIE des réservoirs.



**Figure 66: Matrice de micropropulseurs verre/Si/Macor (à droite) chargée avec du PAG. La colle est déposée sur le silicium pour la dernière étape d'assemblage du Macor usiné (à gauche)**

La matrice L réalisée pour cette deuxième gamme de tests au PAG est présentée sur la Figure 66 : Elle est constituée des couches suivantes : verre/Si/Macor, en dernière étape d'assemblage, avec la colle déposée sur le Silicium pour le scellement du capuchon en Macor usiné.

Parmi les 7 micropropulseurs L1 à L7 de la matrice L, nous nous intéresserons uniquement aux trois suivants : L4, L6 et L7 avec 200 $\mu$ m, 150 $\mu$ m et 100 $\mu$ m de largeur du col de la tuyère, respectivement pour étudier l'initiation et la combustion PAG. Les réservoirs Silicium/Macor de 19,8 mm<sup>3</sup> de volume ont été remplis de 4mg de PAG (3,466mm<sup>3</sup>). Les



serrages sont égaux à 0,162, 0,121 et 0,081 pour L4, L6 et L7 respectivement. Dans le Tableau 19, sont résumées les caractéristiques géométriques et techniques de la matrice L utilisé pour les tests PAG.

Matrice L : verre/Si/gros-Macor <sup>h</sup> =1,5mm <sup>2</sup> . Matériau pyro. PAG				
# propulseur	L4	L5	L6	L7
Epaisseurs Si (µm)	525			
Longueur chambre (mm)	5,333			
Masse propergol (mg)	4	-	4	4
Section propergol (mm <sup>2</sup> )	0,650	-	0,650	0,650
Volume propergol (mm <sup>3</sup> )	3,466	-	3,466	3,466
Section chambre (mm <sup>2</sup> )	3,717	-	3,717	3,717
Volume chambre (mm <sup>3</sup> )	19,824	-	19,824	19,824
Section col (mm <sup>2</sup> )	0,105	-	0,079	0,053
Serrage	0,162	-	0,121	0,081

Tableau 19: Caractéristiques géométriques et propriétés techniques de la 2<sup>ème</sup> matrice test au PAG

### 2.3.3.5 Caractérisation et validation

Les tests de mise à feu du PAG dans une structure verre/silicium/Macor ont été validés par enregistrement vidéo. Les résultats montrent une initiation réussie du PAG, systématique et à faible puissance : la puissance d'initiation est de 250mW, pour les 3 structures propulseurs de largeurs de tuyères de ; 100µm, 150µm et 200µm correspondants aux serrages de 0,081, 0,121 et 0,162 respectivement.

On observe une propagation de flamme rapide dans le propergol et donc une combustion complète. Ces tests confirment l'importance des phénomènes physiques identifiés précédemment, notamment thermiques. La dissipation de la chaleur du propergol vers les matériaux environnants est cette fois ci moins importante que dans la première structure avec le verre.

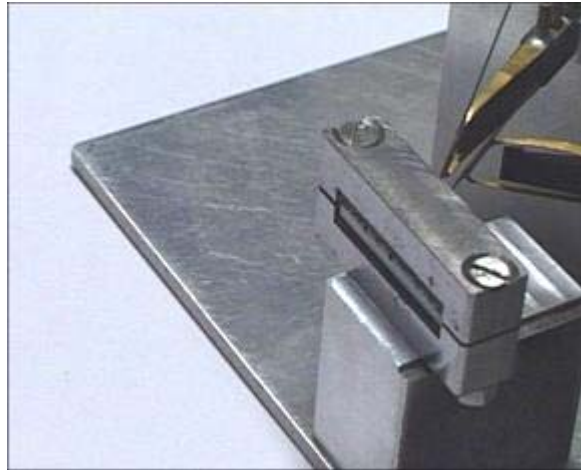


Figure 67 : Images prises pendant un test de mise à feu :  
la combustion du PAG ne produit pas de flamme

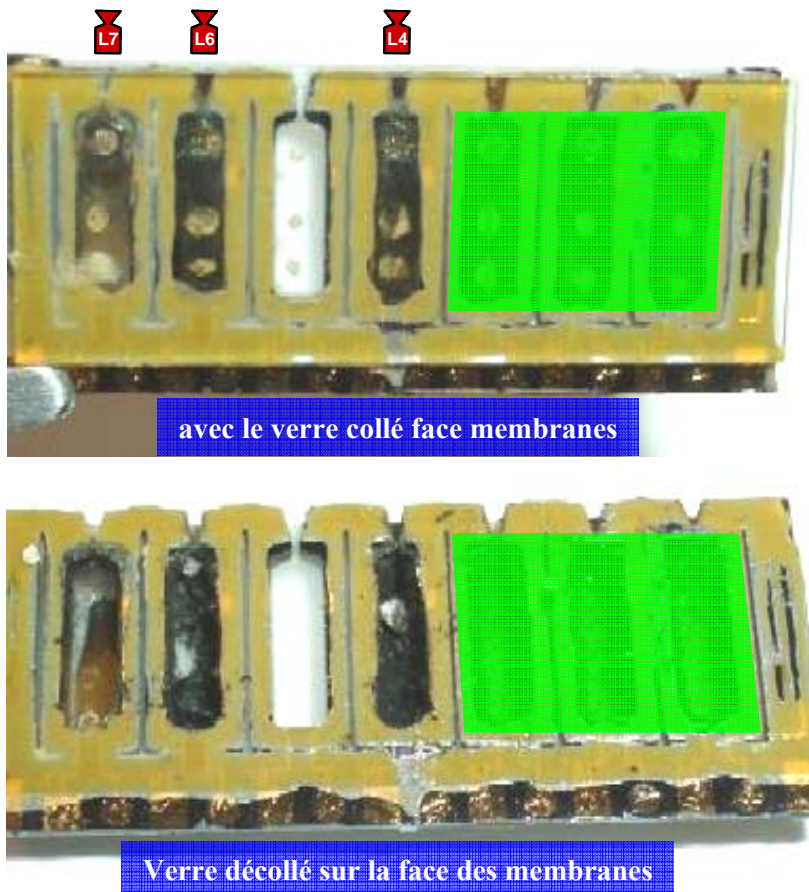


Figure 68 : Matrice L après les tests de combustion au PAG

Après les tests de combustion, nous avons décollé le couvercle en verre pour accéder aux résidus de la combustion. La Figure 68 montre les deux faces de la matrice de micropropulseur L, utilisé pour la validation de l'initiation et de combustion au PAG.

Une chambre sur sept n'a pas été chargée car la membrane était déjà cassée, et les trois premières chambres de propulseurs ont été utilisées pour d'autre type de test que nous découvrirons par la suite :

La combustion était soutenue et complète, quelque soit le serrage de la structure sauf dans le cas L7 où le PAG a été partiellement consommé. Cela peut être justifié par un mauvais collage du brin de PAG sur la membrane ce qui a entraîné sa chute au fond du réservoir Macor en cours de combustion, ce qui suffit à l'extinction de la combustion. Cette hypothèse est confortée par la forme finale de section de flamme. Au contact avec le Macor, le front de flamme du brin de propergol PAG en feu a suivi une forme oblique jusqu'à son extinction au lieu de suivre le modèle cigarette.

<b>Matrice L : verre/Si/gros-Macor<sup>h</sup>=1,5mm<sup>3</sup>. Matériau pyro. PAG</b>				
<b># propulseur</b>	<b>L4</b>	<b>L5</b>	<b>L6</b>	<b>L7</b>
<b>Résistance (<math>\Omega</math>)</b>	477	-	483	480
<b>Résistance moyenne (<math>\Omega</math>)</b>	480			
<b>Puissance d'initiation (mW)</b>	250	-	250	250
<b>Type d'initiation (R ou C)</b>	Rampe	-	Rampe	Rampe
<b>Etat de l'initiation</b>	Oui	-	Oui	Oui
<b>Combustion</b>	Oui	-	Oui	Partielle

**Tableau 20: Caractéristiques électriques et paramètres de l'initiation au PAG (2<sup>ème</sup> matrice)**

Le Tableau 20 récapitule les caractéristiques électriques et les paramètres de l'initiation au PAG pour la structure présentée sur la Figure 66 et composé des trois couches verre/silicium/Macor. Les valeurs des résistances sont très proches et varient entre 477 $\Omega$  et 483 $\Omega$  avec une résistance moyenne de 480 $\Omega$ . Cette fois ci, tous les tests d'initiation ont été réalisés en créneau avec une puissance électrique de 250mW.

### 2.3.3.6 Deuxième série de conclusions

Afin de s'éloigner du phénomène d'auto extinction de la combustion du propergol aux faibles dimensions, nous avons utilisé des matériaux nouveaux à faible conductivité thermique et usinables : le Macor, est l'un des matériaux qui répond à ces exigences. Le collage du PAG à la colle époxy H20-E et l'assemblage d'une matrice composée du verre/silicium/Macor époxy H70-E a été testé et validé. Les tests d'initiation et de combustion ont donné un bon rendement d'initiation à 250mW et une amélioration de la combustion (entre 50% et 100% de la longueur du brin) à l'aide de l'utilisation des chambres micro usinées sur le Macor avec un espace d'air entre ce dernier et le propergol. Du point de vue thermique, cette dernière configuration paraît plus favorable à la combustion du propergol dans tel faibles dimensions de structure.

## 3 DEVELOPPEMENT D'UN PROPERGOL ADAPTE AU PROPULSEURS MEMS

### 3.1 *IDEE ET MOTIVATION*

Notre but était, d'une part d'identifier un propergol solide, adapté à nos besoins et à notre communauté liée aux microsystèmes énergétiques et d'autre part, de répondre aux exigences spécifiées par l'utilisateur. Nous avons donc tenté d'imaginer de nouveaux matériaux pyrotechniques avec les moyens simples dont nous disposons au LAAS.

Le mélange nouveau que nous avons expérimenté pour nos micro-fusées se compose du propergol Double-Base et d'un pourcentage de Poudre-Noire. **Cette proportion représente la contribution en masse dans le constituant principale qui est le Double-Base.** Elle permet au mélange qui alimente de micropropulseur de **brûler plus vite que la traditionnelle Double-Base.**

## **3.2 FABRICATION ET MISE EN ŒUVRE D'UN PROPERGOL DB+x%PN EN BRINS**

Il ne suffit pas simplement de mélanger les produits chimiques pour obtenir un nouveau propergol. Le procédé de mixage est aussi important est rigoureux qu'un simple mélange de pâte, car les matériaux que nous manipulons sont très sensibles et instables. Les étapes du procédé de synthèse du propergol BD+x%PN seront décrites en détail.

### **3.2.1 PROCEDE DE FABRICATION**

En général, les matériaux composites associent des fibres, des poudres, des alliages métalliques, des résines,...etc appliquant des techniques de malaxage, tissage, bobinage filamentaire,... afin d'obtenir des matériaux aux propriétés nouvelles. Dans cette étude, le but est de créer une combustion dans un très petit volume qui produit un maximum d'énergie en un temps limité. Nous avons effectué de nombreux essais, avec les moyens très simples que nous avons, pour arriver à définir un procédé adapté et reproductible tel qu'il est décrit ci dessus:

Un premier problème rencontré dans la mise en forme de ce nouveau propergol était de trouver un solvant au propergol Double-Base qui serait aussi compatible avec l'usage de la Poudre-Noire. Pour cela, plusieurs types de solvants ont été testés sur les deux propergols ; Double-Base et Poudre-Noire séparément puis appliqué au mélange des deux, avant de choisir l'acétone.

Un autre problème a été l'apport en *masse* (stoéchiométrie) de chaque constituant dans le composé final PD+x%DB. Plusieurs valeurs de x on été testées ; entre 0% et 30% pour obtenir un propergol fonctionnel dans les micropropulseurs sur silicium.

Une fois les précurseurs pesés, nous les diluons la Double-Base avec un volume minimum d'acétone puis nous rajoutons la Poudre-Noire. Le mélange est inhomogène, il est nécessaire donc de brasser le mélange. Ce brassage est une étape essentielle dans l'obtention d'un propergol composite, à densité volumique homogène.

Le mélange sous forme de pâte obtenu est rentré dans une seringue pour l'extrusion, et le propergol sous forme de fils est finalement obtenu. Nous avons aussi obtenu des fils **de 0,5mm jusqu'à quelques millimètres**, en fonction du diamètre du col de seringue utilisée.

Un premier recuit de cuisson est appliqué pour évaporer l'acétone résidant dans la section du propergol. Un étuvage à 90°C pendant 24h permet enfin d'obtenir un propergol solide près à l'utilisation. Il faut donc tenir en compte du fait que le diamètre final du propergol après recuit est de 10 à 20% moindre par rapport au diamètre initial du fil après extrusion. Notant aussi qu'il est très important de choisir le bon moment pour passer du malaxage à extrusion, parce qu'un excès d'acétone entraîne des déformations de la section lors du recuit (cf. Figure 69).

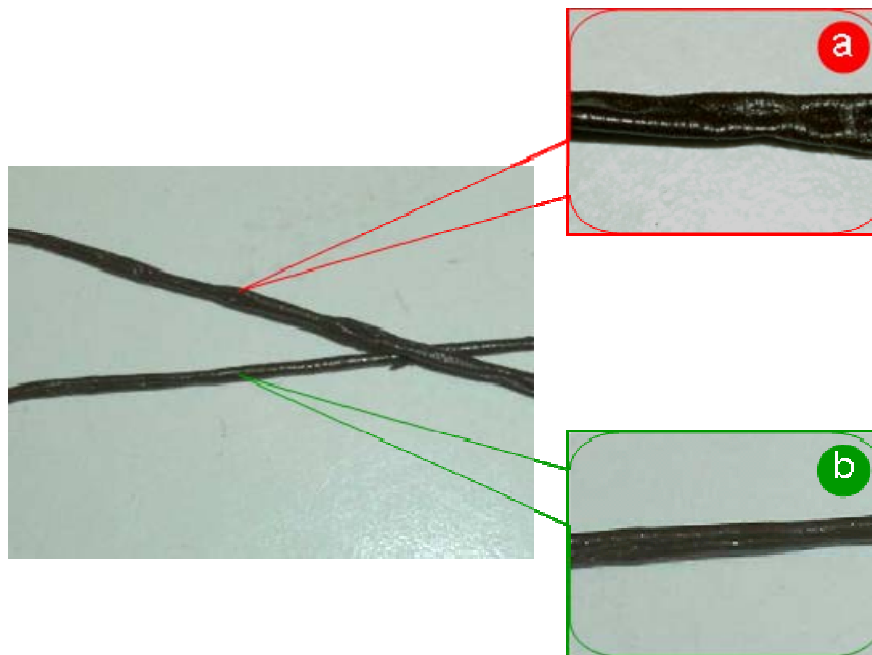


Figure 69: Différents étapes de production du propergol SD+x%PN

### 3.2.2 MISE EN FORME DE BRINS

Une fois le propergol en fil est obtenu, nous procédons à l'étape qui consiste en la découpe en petits brins. Etant donné que nous avons conçu des deux types de réservoirs de propulseurs de longueurs différentes de 3,33 et 5,33mm, nous avons découpé le propergol à deux longueurs différentes de 3 et 5mm. Pour cela un outil spécial dédié à la découpe à

été conçu et réalisé en collaboration avec X. Dollat, responsable de l'atelier de Mécanique au sein du LAAS. La Figure 70 présente l'ensemble de l'outil de découpe en aluminium usiné et les deux parties constituantes. La plaque supérieure principale est réalisée en deux niveaux de 3 et 5mm d'épaisseurs, dans chaque niveau nous avons perforé 7 trous de 1,5mm de diamètre, traversant l'épaisseur de la plaque. La plaque inférieure sert uniquement de fond de trous de la première plaque. La découpe des brins de propergol se fait en rentrant à fond dans chaque trou une baquette de matériau pyrotechnique pour venir ensuite le découper à ras à l'aide d'une lame coupante en acier. Nous obtenons après chaque découpe, 7 morceaux identiques, de brin prêt à être chargés dans les propulseurs.

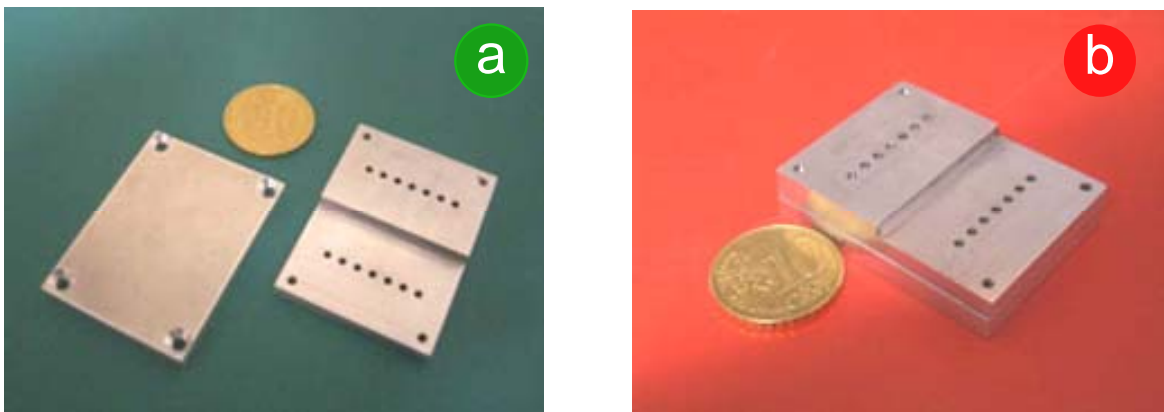


Figure 70: Outil de découpe de propergol : (a) photo des deux parties constituantes, (b) photo de l'outil assemblé

### 3.2.3 AVANTAGES ET INCONVENIENTS DU NOUVEAU MATERIAU ENERGETIQUE

Le propergol (DB+x%PN) ainsi synthétisé possède les avantages suivants :

- Mise en œuvre facile et peu coûteuse,
- Propergol solide permettant un chargement/remplissage facile,
- combustion continue même dans un milieu non confiné et à pression ambiante,
- Possibilité d'une large gamme de vitesse de combustion et par conséquent de poussée en faisant varier 'x' le taux de la Poudre-Noire dans le mélange,
- Stabilité dans le temps.

Ses inconvénients sont :

- Composition à granulométrie inhomogène,
- Granulation importante de la Poudre-Noire par rapport à la très faible quantité du propergol à charger dans les cavités, ainsi que par rapport à la section de col de tuyère.

### **3.3 ETUDE DE L'INFLUENCE DU TAUX 'X' DU SD DANS LA COMPOSITION SD+x%PN SUR L'INITIATION ET LA COMBUSTION**

Après les médiocres résultats d'initiations et de combustions en utilisant le propergol Double-Base, nous avons procédé à son dopage par 20% de poudre noire dans le mélange. Ensuite, un brin de cette composition a été testée en combustion à pression et température ambiante. Nous avons obtenu une combustion soutenue et complète. Ce résultat nous a encouragé à élaborer des compositions avec 10% et 30% de Poudre-Noire, pour voir l'effet de ce paramètre sur la vitesse de combustion. En utilisant les deux dernières compositions, nous avons réussi à obtenir une combustion soutenue et complète à partir d'un certain pourcentage de Poudre-Noire dans la composition propergolique. Nous avons fait une étude expérimentale visant à déterminer le pourcentage minimum de Poudre-Noire générant une combustion soutenue. Pour cela, nous avons commencé par la mise en œuvre les compositions : SD+2,5%PN, SD+5%PN et SD+7,5%PN. Les tests en combustion des 3 compositions ont montré une combustion partielle puis une extinction du front de la flamme.

L'initiation et la combustion des micropropulseurs en utilisant les compositions : SD+10%PN, SD+20%PN et SD+30%PN seront détaillées et commentées dans la partie suivante.

#### **3.3.1 STRUCTURE DE TEST**

Il s'agit d'une matrice de microinitiateurs silicium de 525 $\mu$ m d'épaisseur, collé sur du verre face des membranes a été chargée avec des brins cylindriques de propergol SD+x%PN de 5mm de longueur et d'environ 1.4mm de diamètre. Ensuite les réservoirs



silicium ont été scellés avec une deuxième lame de verre (cf. Figure 71). Le volume total des chambres silicium/Macor est de  $20\text{mm}^3$  et la section est de  $2,9\text{mm}^2$ . Trois structures avec des différentes sections du col ont été testées ;  $100\mu\text{m}\times 525\mu\text{m}$ ,  $150\mu\text{m}\times 525\mu\text{m}$  et  $200\mu\text{m}\times 525\mu\text{m}$ . La Figure 72 présente : à gauche un schéma d'une matrice de 7 micropropulseurs avec la position des trois types de propulseurs de largeurs de tuyère tuyères  $100\mu\text{m}$ ,  $150\mu\text{m}$  et  $200\mu\text{m}$  sur la matrice, et à droite ; une photo de la matrice de test du PAG prise l'or de l'avant dernière étape d'assemblage, sans le scellement avec du verre face arrière.

La photo montre un chargement de PAG assez reproductible et un dépôt de colle H70-E étanche est homogène sur des parois en silicium de  $250\mu\text{m}$  d'épaisseur.

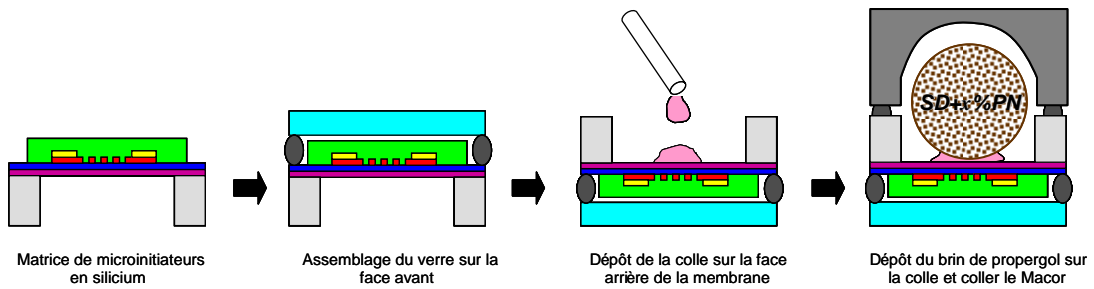


Figure 71: Etapes d'assemblage de la structure test pour l'initiation/combustion du  $\text{SD}+x\%\text{PN}$

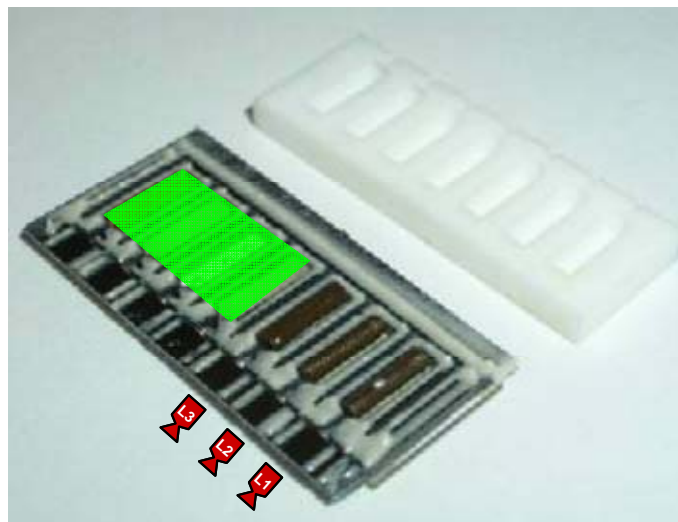


Figure 72: Exemple d'une matrice de micropropulseurs verre/Si/Macor (à gauche) chargée avec du  $\text{SD}+10\%\text{PN}$ . La colle est déposé sur le silicium pour l'assemblage du Macor usiné (à droite)

Les caractéristiques géométriques et les propriétés techniques des propulseurs testées sont inscrites dans le

<b>Matrice L : verre/Si/gros-Macor'1,5mm', gros Macor h=1,5mm</b>			
<b># propulseur</b>	<b>L1</b>	<b>L2</b>	<b>L3</b>
<b>Type propergol</b>	<b>SD+10%PN</b>	<b>SD+20%PN</b>	<b>SD+30%PN</b>
<b>Epaisseurs Si (<math>\mu\text{m}</math>)</b>	525		
<b>Longueur chambre (mm)</b>	5,333		
<b>Masse propergol (mg)</b>	7	9	9
<b>Section propergol (<math>\text{mm}^2</math>)</b>	0,950	1,327	1,327
<b>Volume propergol (<math>\text{mm}^3</math>)</b>	5,068	7,079	7,079
<b>Section chambre (<math>\text{mm}^2</math>)</b>	3,717		
<b>Volume chambre (<math>\text{mm}^3</math>)</b>	19,824		
<b>Section col (<math>\text{mm}^2</math>)</b>	0,053	0,079	0,105
<b>Serrage</b>	0,055	0,059	0,079

**Tableau 21: Caractéristiques géométriques et propriétés techniques de la matrice test à la composition SD+x%PN**

### 3.3.2 CARACTERISATION ET VALIDATION DE L'INITIATION PAR SEQUENCE VIDEO

L'initiation de propergol est un point important pour le fonctionnement d'un propulseur. Ce processus doit être fiable. Il est d'autant plus critique dans notre cas que nous avons développé un procédé de chargement basé sur la fixation du propergol solide sur l'initiateur pour optimiser l'initiation.

Dans ce paragraphe, l'objectif est de vérifier le phénomène de transition de flamme entre l'initiateur et le matériau pyrotechnique que contient le réservoir. Nous étudierons ensuite expérimentalement la combustion de la composition SD+x%PN dans les matrices de réservoirs silicium/Macor afin d'en déterminer les vitesses de combustion et la reproductibilité. Nous avons assemblé les différents éléments avec de la résine époxy dont le procédé a été exposé dans la Figure 71. Les dimensions des structures de tests ont été présentées dans le paragraphe précédent. Pour vérifier la transition de flamme, nous initions la composition propergolique développée SD+x%PN présente dans le réservoir, en

filmant l'ensemble de la combustion. Nous contrôlons ensuite s'il y a bien eu une combustion complète de la composition.

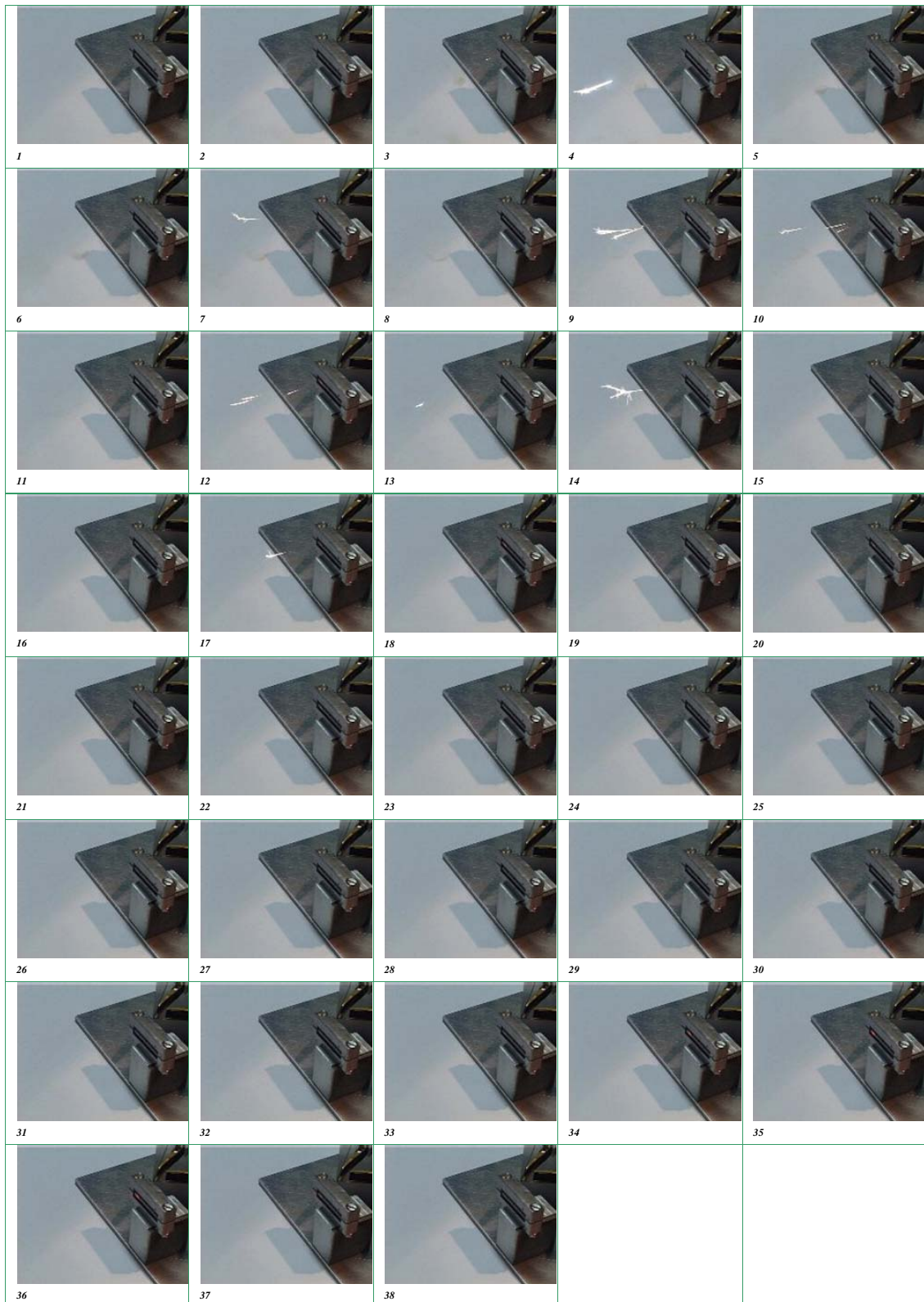
***Nous avons obtenus les résultats suivants :***

Pour les 3 types de compositions (SD+10%PN, SD+20%PN et SD+30%PN) il y a bien initiation puis transition de la flamme de l'initiateur au réservoir et allumage de la composition contenue dans le réservoir silicium/Macor. Les séquences du film du test donné sur la Figure 74 et Figure 75 en illustrent les résultats.

La Figure 73 représente un exemple de séquences d'images saisies à l'aide de la caméra numérique délivrant 25 images par seconde (signifiant une acquisition d'une image toutes les 40ms) durant la combustion de la composition **DB+10%PN** dans une structure de **100 $\mu$ m** de largeur de col. Ainsi, on a pu calculer une durée de combustion totale de **1,48s $\pm$ 40ms** (38 images – image initiale = 37 images). En tenant compte de la longueur du brin dans le réservoir, la vitesse qui correspond pour la combustion de la composition DB+10%PN est bien **3,38mm/s**.

Dans la Figure 74 est représenté un deuxième exemple de séquences d'images de la combustion pour un propulseur de 150 $\mu$ m de largeur de col remplis de la composition **DB+20%PN**. Le temps total de combustion est de **1,56s  $\pm$  40ms** (40 images – image initiale = 39 images). La vitesse de combustion de la composition DB+20%PN dans cette structure de test est **3,21mm/s**.

La configuration comprenant un propulseur de **200 $\mu$ m** de largeur de col avec un réservoir rempli de la composition **DB+30%PN** (cf. Figure 75) a également validé la transition de flamme entre l'initiateur et le brin de propergol. Cette combustion a durée **1,32s  $\pm$  40ms** (34 images – image initiale = 33 images). La vitesse qui correspond pour la combustion de la composition DB+30%PN est bien **3,79mm/s**.



**Figure 73: Séquence de photos, intercalées de 40ms, prises durant la combustion de la composition DB+10%PN dans une structure de 100 $\mu$ m de largeur de col (CLIP 15).**



Figure 74 : Séquence de photos, intercalées de 40ms, prises durant la combustion de la composition DB+20%PN dans une structure de 150 $\mu$ m de largeur de col (CLIP 14).



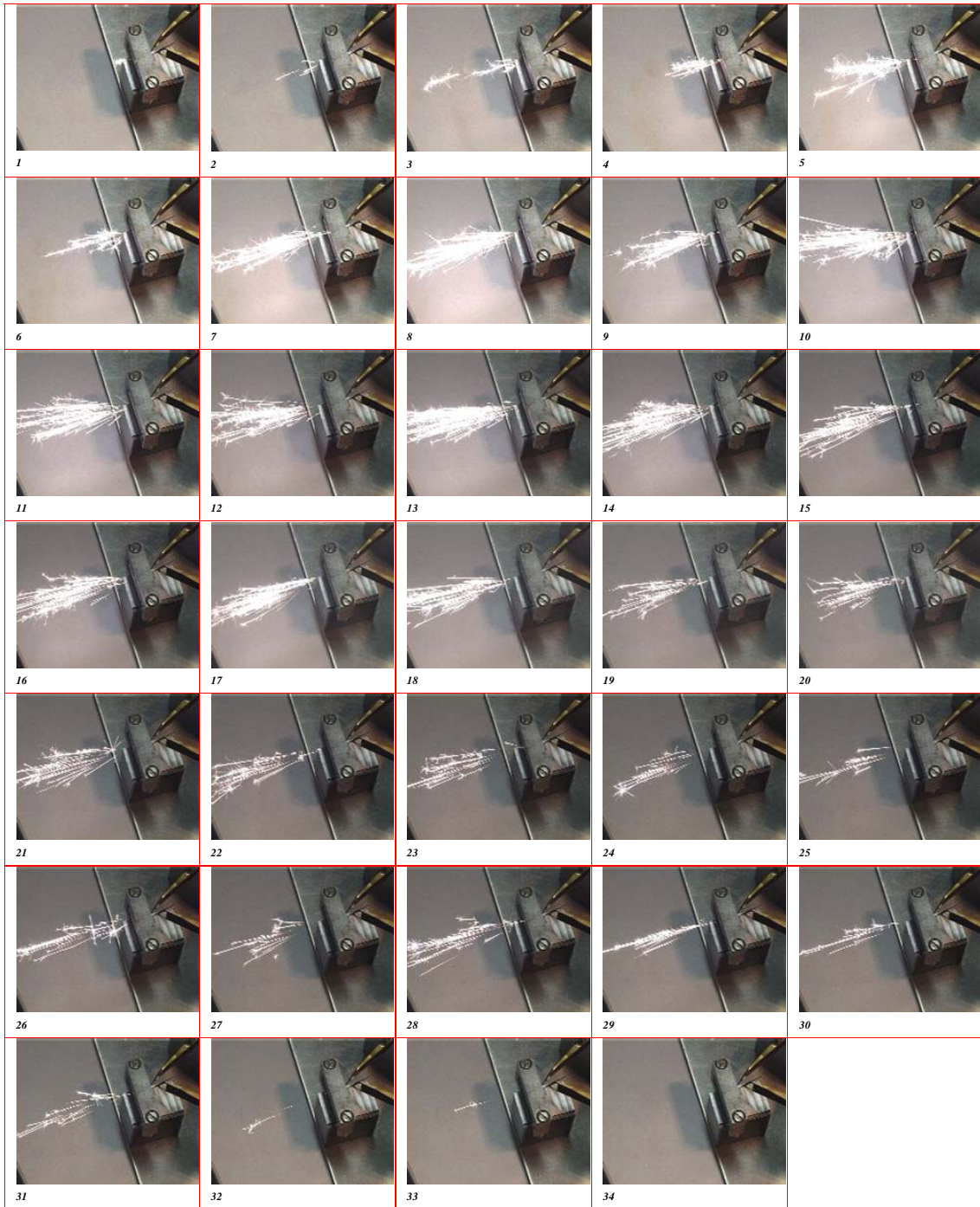


Figure 75: Séquence de photos, intercalées de 40ms, prises durant la combustion de la composition DB+30%PN dans une structure de 200 $\mu$ m de largeur de col (CLIP 13).

Les images de la Figure 76 montrent les deux faces d'une matrice de micropropulseur après les tests de combustion de la composition DB+x%PN. Nous avons décollé le couvercle en verre pour accéder aux résidus de la combustion. La combustion été soutenue et complète pour les 3 propulseurs de 100µm, 150µm et 200µm de largeur de tuyère. Nous avons obtenue des résultats identiques à celui-ci pour les 3 compositions : DB+10%PN, DB+20%PN et DB+30%PN.

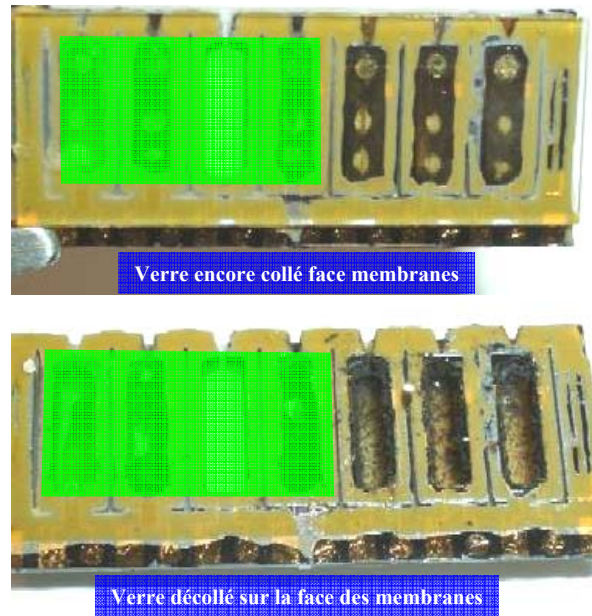


Figure 76: Matrice après les tests de combustion avec la composition (SD+x%PN)

Les caractéristiques de l'initiation et de la combustion des compositions SD+x%PN (x=10, 20 et 30) sont résumées dans le Tableau 22.

Matrice L : verre/Si/gros-Macor'1,5mm', gros Macor h=1,5mm			
# propulseur	L1	L2	L3
Type propergol	SD+10%PN	SD+20%PN	SD+30%PN
Résistance (Ω)	472	475	477
Résistance moyenne (Ω)	474,6		
Puissance d'initiation (mW)	600	600	600
Type d'initiation (R ou C)	Rampe	Rampe	Rampe
Etat de l'initiation	Oui	Oui	Oui
Combustion	100%	100%	100%

Tableau 22: Caractéristiques de l'initiation et de la combustion des compositions SD+x%PN (x=10, 20 et 30)

### 3.3.3 CONCLUSIONS SUR LES STRUCTURES

Les tests sur les structures de micropropulseurs remplis de la nouvelle composition DB+x%PN, ont validés avec succès les processus d'initiation et de la combustion ; Ces deux paramètres sont importants pour qualifier notre architecture de micropropulseurs sur silicium. Nous avons trouvé qu'au delà d'un pourcentage  $x=10\%$  de la Poudre-Noire dans le propergol Double-Base, nous avons obtenue un rendement d'initiation maximum de 100% pour les 3 compositions. Une combustion soutenue et complète a été achevée dans une structure millimétrique en employant les compositions DB+10%PN, DB+20%PN et DB+30%PN. Dans le cas de la dernière composition, la combustion s'est propagée dans le brin de 5mm de longueur en 1,32s et vitesse a atteint 3,79mm/s

Dans le paragraphe suivant, nous allons tester et caractériser les poussées générées par des structure micropropulseurs comme celles décrites précédemment, en utilisant les 3 compositions DB+10%PN, DB+20%PN et DB+30%PN.

## 3.4 CARACTERISATION DE POUSSEE

Dans le but de pouvoir caractériser la poussée, il a été nécessaire de réaliser une balance mesurant des poussées de l'ordre de quelques dizaines de milli-newtons avec des précisions inférieures au mN. Nous allons donc présenter la balance de poussé que nous avons utilisés. Ensuite, nous présenterons les résultats des caractérisations de poussée effectuées sur plusieurs propulseurs.

### 3.4.1 BALANCE DE PUSSEE DEVELOPEE AU LAAS-CNRS

Il existe dans la littérature plusieurs modèles de balances pour mesurer les très faible forces [74-81] dans lesquelles deux types de systèmes sont employés : [74] [75] [76] [77] [78] [79] [80] [81]

- Des systèmes de mesures statiques, bien adaptés à la mesure des performances des micropropulseurs à gaz froid ;
- Des systèmes de mesure d'impulsion de microforces qui ont été conçus pour la caractérisation de micropropulseurs à plasma pulsés.



Après un état de l'art précis sur ces balances, le LAAS a opté pour un système de balance basé sur la rotation autour d'un pivot d'une lame mince asservie magnétiquement [82].

### 3.4.1.1 Principe de fonctionnement et caractéristiques techniques

Une lame mince pivote autour d'un axe fixe. Sur la face avant de la lame est placé le micro propulseur à caractériser. En face arrière de la lame, autour du point de centrage du micro propulseur, se trouve une bobine de cuivre. Cette bobine est placée en regard d'un aimant permanent fixe (cf Figure 77). Soumise à la force à mesurer la lame s'écarte de sa position d'équilibre. L'angle de déflexion est alors mesuré avec un capteur haute fréquence constitué d'une antenne émettrice (l'aimant) et d'une antenne réceptrice (la lame). La déflexion de la lame par rapport au zéro se traduit par une modulation en amplitude du signal qui est redressé et amplifié avant d'être traité via un circuit d'asservissement électronique. Le but du PID est de maintenir la lame autour de sa position zéro en compensant la force issue de la combustion du propergol par une force électromagnétique. La mesure du courant d'alimentation de la bobine donne ainsi une image de la poussée. La Figure 78 présente une photo de la balance utilisée pour la caractérisation des poussées avec une matrice de micropropulseurs intégrée.

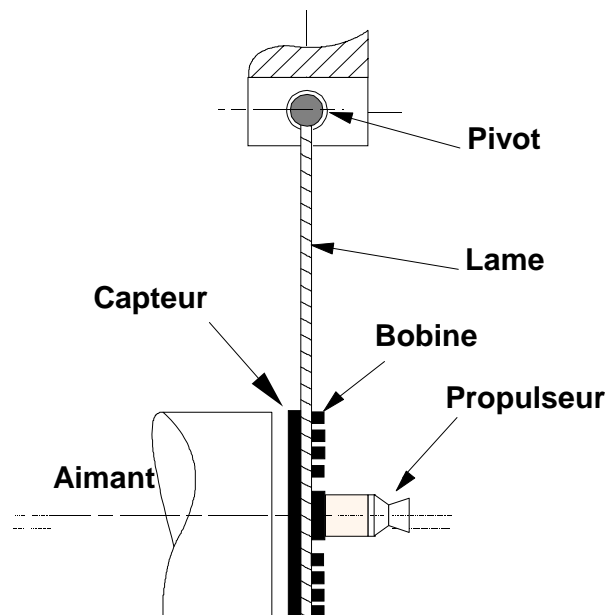


Figure 77 : Schéma de principe de fonctionnement de la balance à lame pivotante asservie magnétiquement [83]

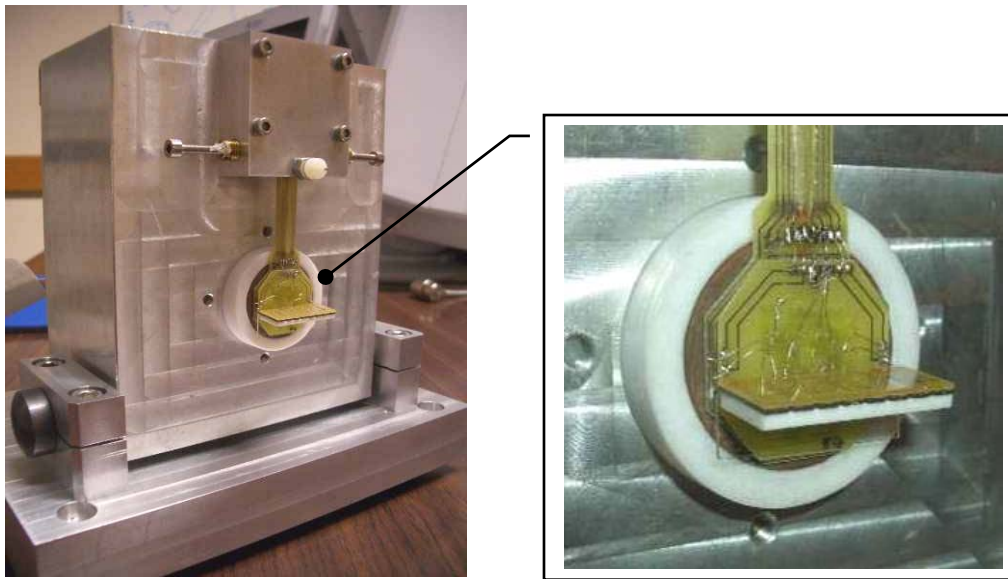


Figure 78: Balance de milli-poussées utilisée pour la caractérisation des micropropulseurs [83]

### 3.4.1.2 Etalonnage et performances

La modification du courant dans la bobine après initiation d'un propulseur induit une variation de la tension mesurée à la sortie de la bobine. Pour avoir une correspondance entre la force générée et la variation de tension, il est nécessaire d'étalonner la balance. Ceci se fait grâce à des masses étalons de **1mg à 2g** posées sur la lame positionnée horizontalement. Une fois l'étalonnage effectué, on obtient la relation suivante :

$$F \text{ (mN)} = 2.16U \text{ (Volt)} + 24.87$$

Cette relation établit la force générée  $F$  en fonction de la tension mesurée  $U$  au bornes de la bobine qui est la tension nécessaire pour remettre le pendule en position d'équilibre.

Les performances mesurées expérimentalement de la balance ainsi réalisée sont :

- Gamme de mesure: 0 – 2g (0 – 19mN)
- Sensibilité : 20mg (196 $\mu$ N)
- Bruit de mesure: 8mg (80 $\mu$ N) sur la sortie directe  
2mg (19 $\mu$ N) sur la sortie filtrée
- Temps de réponse impulsionnel : 540 $\mu$ S sur la sortie directe  
1.15ms sur la sortie filtrée
- Bande passante : 1.7 kHz

### 3.4.2 SYSTEME D'ACQUISITION ET CABLAGE DE LA MATRICE DE PROPULSEURS

Chaque matrice de propulseurs remplie de propergol est collée puis câblée sur le support de la balance. Les propulseurs seront commandés un par un directement à partir d'une connexion de type BNC derrière la balance. Une mesure instantanée de la tension et du courant est alors possible permettant ainsi d'obtenir la poussée.

La carte d'acquisition est une carte 6052E PCI de chez National Instrument qui est la même que celle utilisée pour les tests de caractérisation pyrotechnique et a une fréquence d'acquisition maximale de 330Khz, avec une résolution de 16 bits.

### 3.4.3 CARACTERISATION EXPERIMENTALE DE LA POUSSEE

Dans cette partie, nous présenterons les caractérisations de poussées effectuées sur des propulseurs assemblés ayant des chambres remplies de composition SD+10%PN.

#### 3.4.3.1 Structures de tests

Après une caractérisation et une validation complète de l'initiation et la combustion de nos micropropulseurs en utilisant le nouveau matériau énergétique SD+x%PN. nous allons mesurer l'impulsion de poussée d'une structure comprenant une matrice de microinitiateurs silicium de 525 $\mu$ m d'épaisseur, du verre face des membranes et du Macor usiné pour l'étanchéité des réservoir silicium. Les étapes d'assemblage sont identiques à celles présentées sur la Figure 71 mais en ajoutant une étape de câblage pour la commande. Le volume total des chambres silicium/Macor est de 20mm<sup>3</sup> et la section est de 2,9mm<sup>2</sup>. Trois structures avec des différentes sections du col ont été testées ; 100 $\mu$ m $\times$ 525 $\mu$ m, 150 $\mu$ m $\times$ 525 $\mu$ m et 200 $\mu$ m $\times$ 525 $\mu$ m.

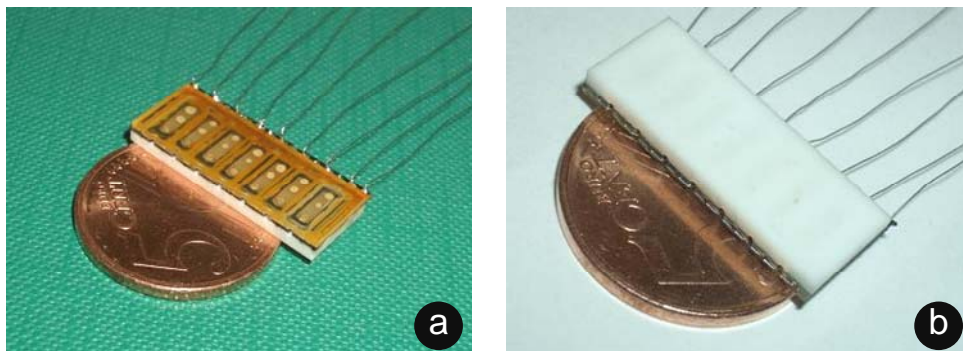


Figure 79: photos de la matrice de tests de poussée a) face membranes b) face arrière

La Figure 79 présente des photos de la matrice de test prise lors de l'avant dernière étape de fixation de la matrice sur la balance de milli-poussée pour caractériser la poussée générée de chacun des 7 micropropulseurs de la matrice.

Les caractéristiques géométriques et les propriétés techniques des matrices H et A testées sont inscrites dans les Tableau 23, Tableau 24 et Tableau 25.

<b>Matrice H et A : verre/Si/gros-Macor' h=1,5mm'</b>			
<b># propulseur</b>	<b>H1</b>	<b>A2</b>	<b>A3</b>
Type propergol	SD+10%PN	SD+10%PN	SD+10%PN
Epaisseurs Si (µm)	525		
Longueur chambre (mm)	5,333		
Masse propergol (mg)	5	5	5
Section propergol (mm <sup>2</sup> )	0,950	0,950	0,950
Volume propergol (mm <sup>3</sup> )	5,068	5,068	5,068
Section chambre (mm <sup>2</sup> )	3,717	3,717	3,717
Volume chambre (mm <sup>3</sup> )	19,824	19,824	19,824
Section col (mm <sup>2</sup> )	0,053	0,079	0,105
Serrage	0,055	0,083	0,110

Tableau 23: Caractéristiques géométriques et propriétés techniques de la matrice test au SD+10%PN

<b>Matrice A : verre/Si/gros-Macor' h=1,5mm'</b>			
<b># propulseur</b>	<b>A5</b>	<b>A6</b>	<b>A7</b>
Type propergol	SD+20%PN	SD+20%PN	SD+20%PN
Epaisseurs Si (µm)	525		
Longueur chambre (mm)	5,333		
Masse propergol (mg)	7	7	7
Section propergol (mm <sup>2</sup> )	1,327	1,327	1,327
Volume propergol (mm <sup>3</sup> )	7,079	7,079	7,079
Section chambre (mm <sup>2</sup> )	3,717	3,717	3,717
Volume chambre (mm <sup>3</sup> )	19,824	19,824	19,824
Section col (mm <sup>2</sup> )	0,105	0,079	0,053
Serrage	0,079	0,059	0,040

Tableau 24: Caractéristiques géométriques et propriétés techniques de la matrice test au SD+20%PN

<b>Matrice H : verre/Si/gros-Macor' h=1,5mm'</b>			
<b># propulseur</b>	<b>H5</b>	<b>H6</b>	<b>H7</b>
<b>Type propergol</b>	SD+30%PN	SD+30%PN	SD+30%PN
<b>Epaisseurs Si (<math>\mu\text{m}</math>)</b>	525		
<b>Longueur chambre (mm)</b>	5,333		
<b>Masse propergol (mg)</b>	10	10	10
<b>Section propergol (<math>\text{mm}^2</math>)</b>	1,539	1,539	1,539
<b>Volume propergol (<math>\text{mm}^3</math>)</b>	8,210	8,210	8,210
<b>Section chambre (<math>\text{mm}^2</math>)</b>	3,717	3,717	3,717
<b>Volume chambre (<math>\text{mm}^3</math>)</b>	19,824	19,824	19,824
<b>Section col (<math>\text{mm}^2</math>)</b>	0,105	0,079	0,053
<b>Serrage</b>	0,068	0,051	0,034

**Tableau 25: Caractéristiques géométriques et propriétés techniques de la matrice test au SD+30%PN**

### 3.4.3.2 Caractérisation par séquence vidéo

Comme évoqué ci-dessus, les tests de caractérisations de forces de propulsions générés par nos micro-rockets ont été filmés avec une caméra numérique CCD pour garder une trace dynamique de l'expérimentation, ainsi pour pouvoir analyser les résultats en superposant la séquence d'images prise donc dans un intervalle de temps de 40ms, délai d'acquisition de l'appareil, avec les courbes représentant l'évolution de la poussée pendant le temps de combustion. Ce type de caractérisation nous permet de :

- Déduire approximativement le temps de combustion,
- Voir la forme de la flamme qui nous permettra de valider la géométrie choisie de la tuyère : une flamme bien centrée est un signe d'une forme de convergent-divergent mieux adaptée,
- Prédire, dans le cas d'une projection de flamme, la forme de la courbe de poussée en fonction du temps et durant la combustion.

Nous allons prendre 3 exemples de tests de poussées avec 3 compositions propergoliques différentes. Ces compositions ont été chargées dans 3 propulseurs de géométries identiques, dont les étapes d'assemblage et les constituants ont été décrits sur la Figure 71.

La Figure 80 illustre une séquence de photos prise avec la caméra numérique décrivant le déroulement d'un test de caractérisation de la poussée générée par une structure caractérisée par une largeur de col  $150\mu\text{m}$ , chargée avec le propergol (SD+10%PN).

Une séquence de photos prise lors d'un test de caractérisation de la poussée générée par une structure de micropropulseurs identique à la précédente, avec  $150\mu\text{m}$  de largeur de col mais chargé avec du (SD+20%PN) est représentée sur la Figure 81. Cette composition propergolique est plus énergétique car elle contient 20% de Poudre-Noire au lieu de 10%.

Enfin, la Figure 82 illustre une séquence de photos d'un test de caractérisation de la poussée générée par une structure identique aux deux précédentes, toujours avec  $150\mu\text{m}$  de largeur de col mais chargé avec du (SD+30%PN), une composition est plus énergétique que les deux précédentes (30% de Poudre-Noire) pour explorer des niveaux de forces de propulsions plus élevés.

Nous allons dans le paragraphe suivant comparer les séquences d'images avec les courbes correspondantes et analyser les résultats.



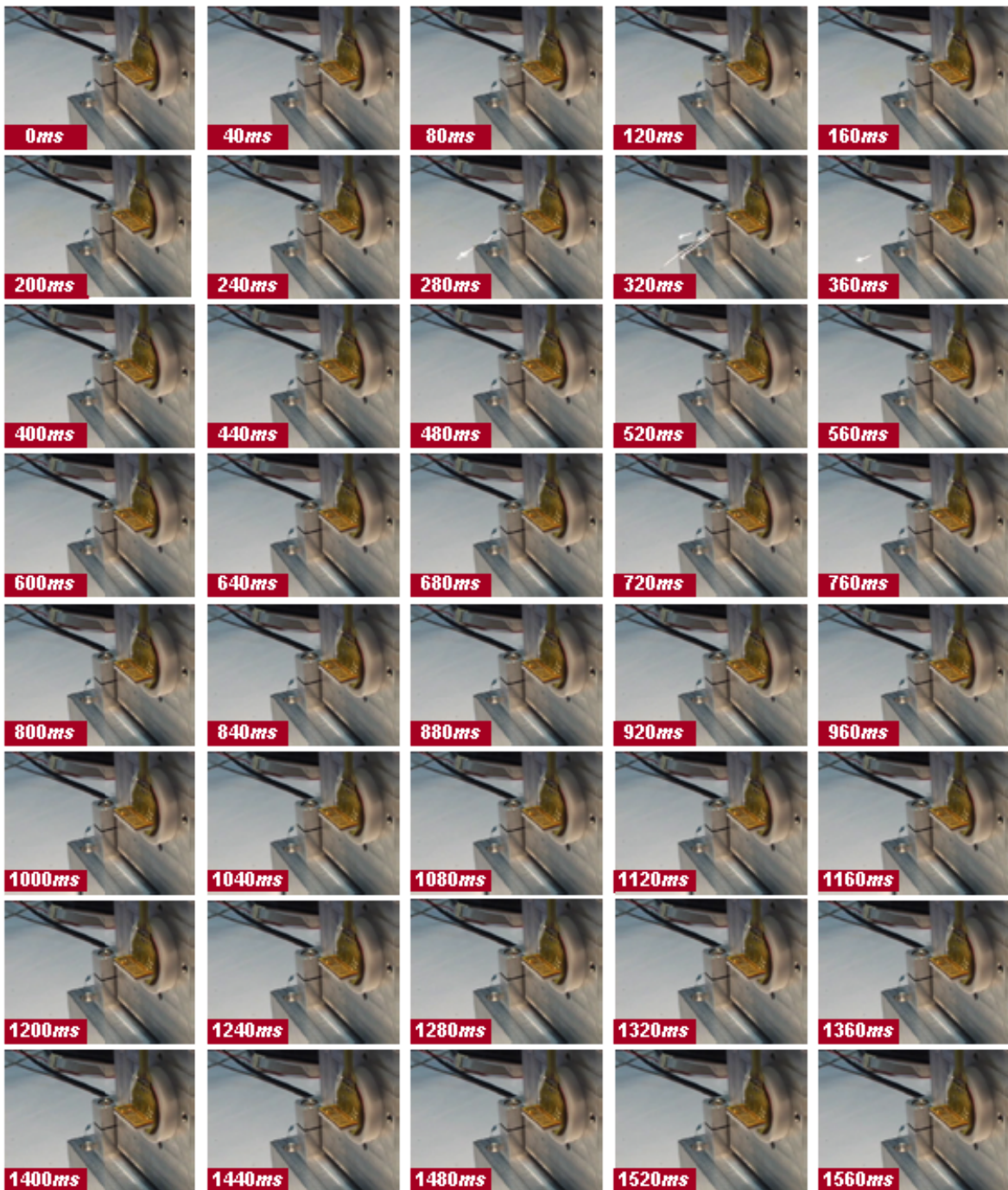


Figure 80: Séquence d'image prises lors de la caractérisation de la poussée pour micropropulseur de 150 $\mu$ m de largeur de col chargé avec du (SD+10%PN) [clip22\_A2]

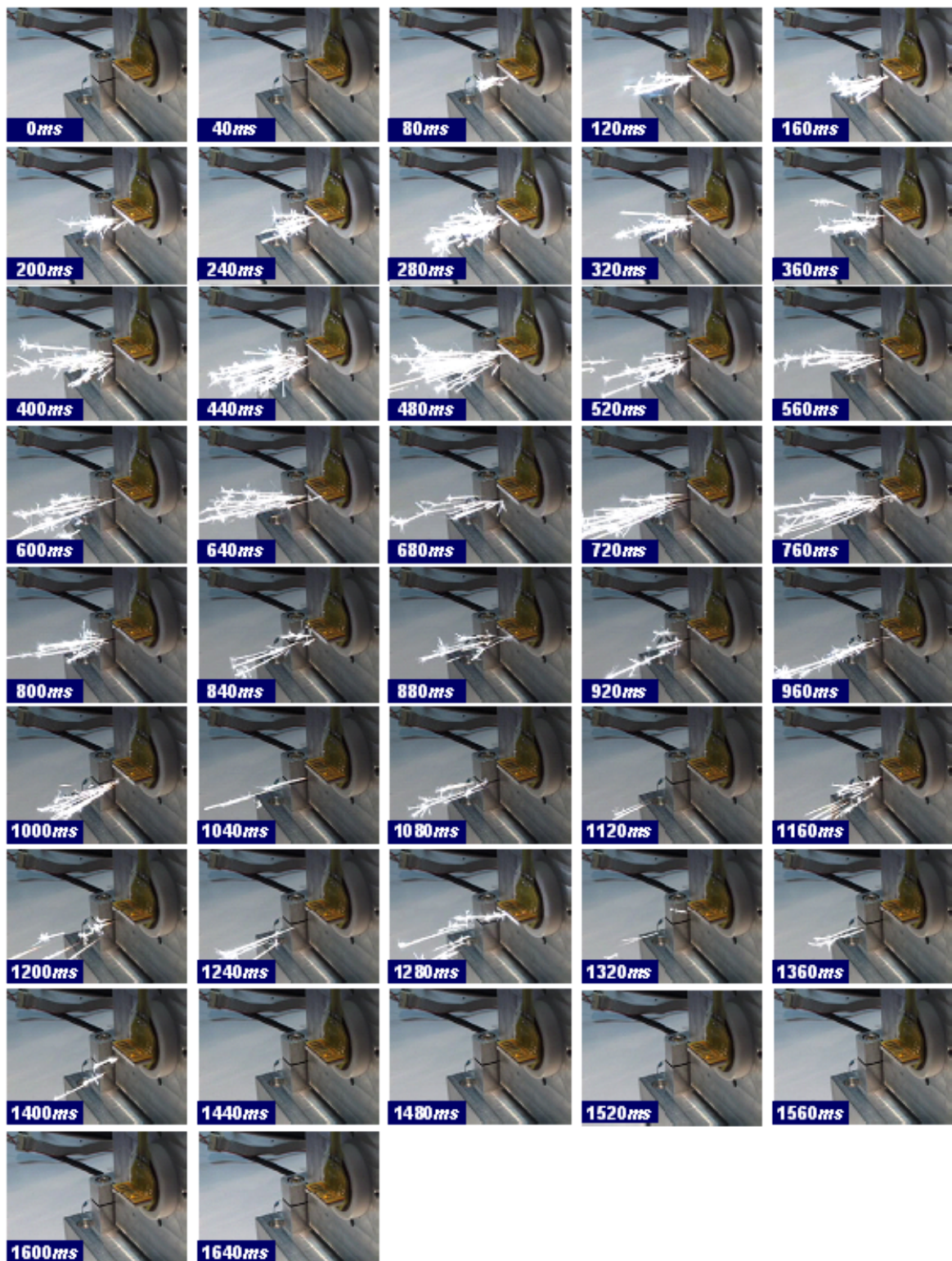


Figure 81: Séquence d'image prises lors de la caractérisation de la poussée pour micropropulseur de  $150\mu\text{m}$  de largeur de col chargé avec du  $(SD+20\%PN)$  [clip23\_A6]



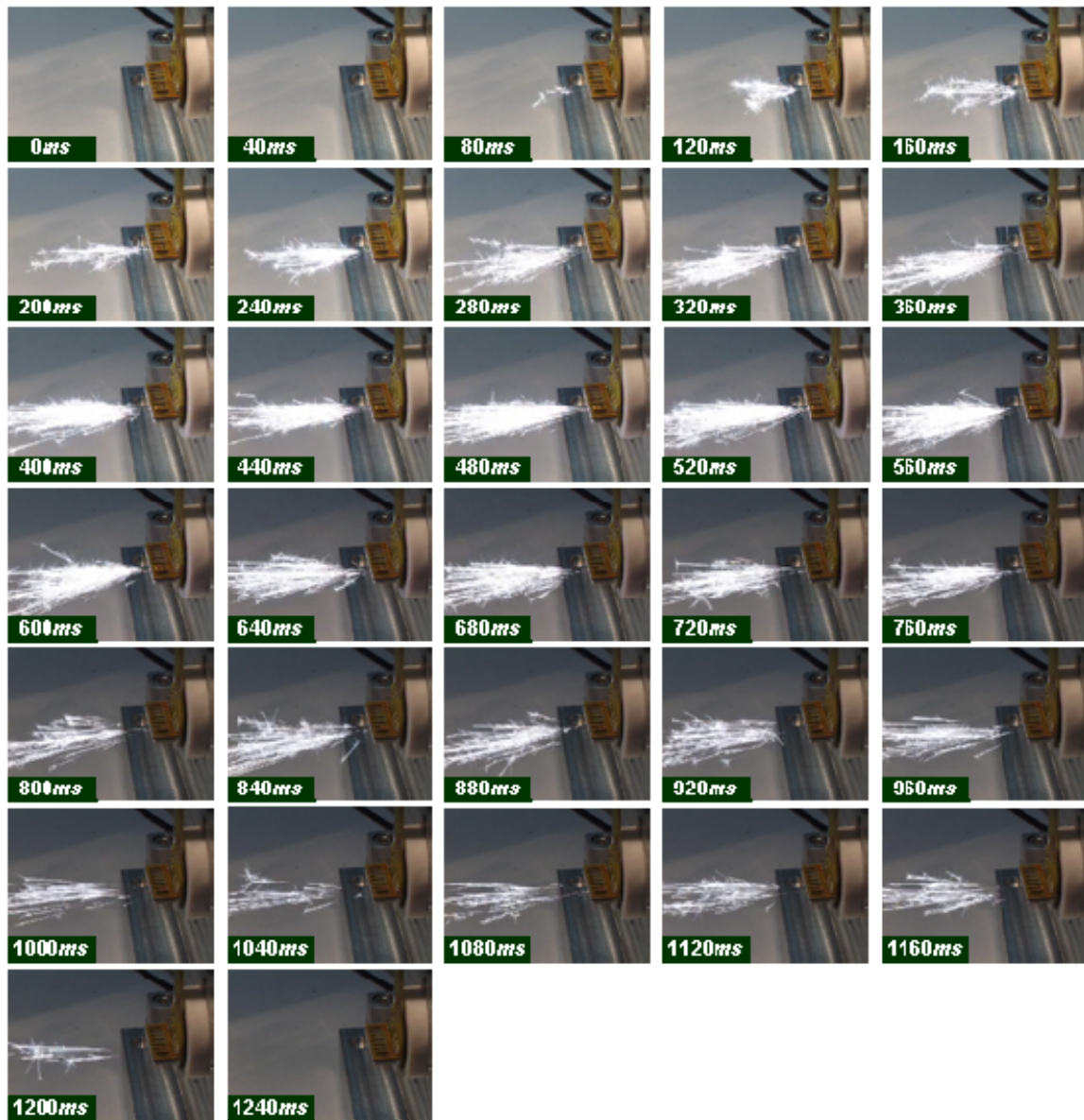


Figure 82: Séquence d'image prises lors de la caractérisation de la poussée pour micropropulseur de 150 $\mu$ m de largeur de col chargé avec du (SD+30%PN) [clip29\_H6]

### 3.4.3.3 Les courbes de POUSSEE en fonction du TEMPS : Analyse des résultats et discussion

Si l'on regarde désormais l'acquisition de la force générée par les 3 dernières compositions propergoliques :

**Chargement avec du SD+10%PN :**

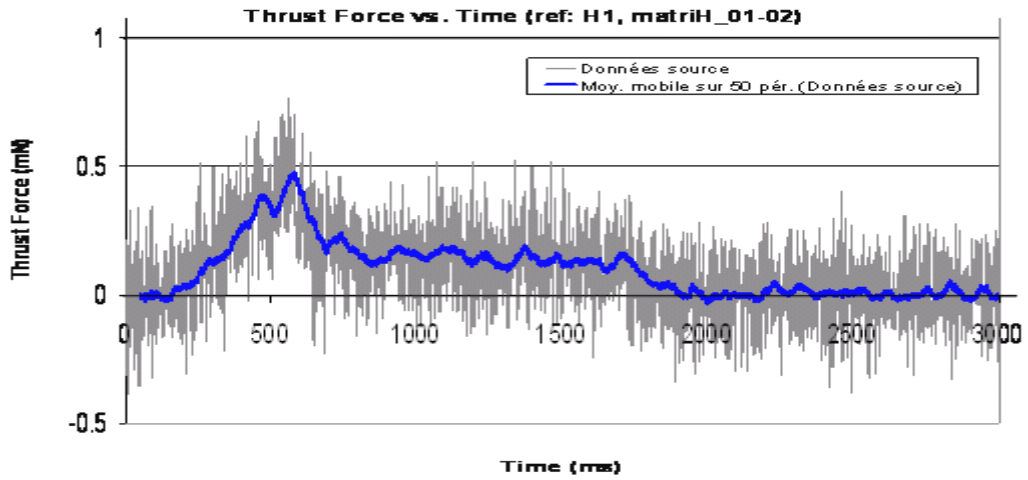


Figure 83: Courbe de poussée pour  $\mu$ -propulseur de 100 $\mu$ m de largeur de col chargé au (SD+10%PN)

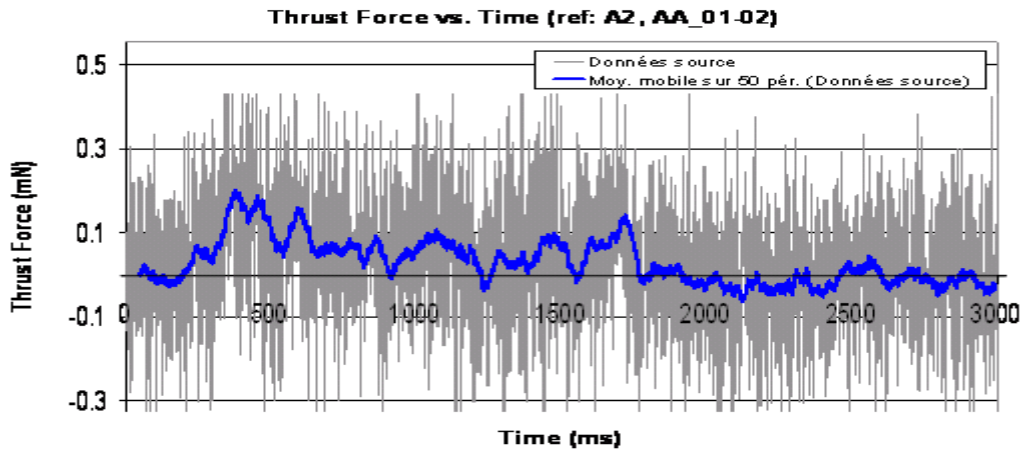


Figure 84: Courbe de poussée pour  $\mu$ -propulseur de 150 $\mu$ m de largeur de col chargé au (SD+10%PN)

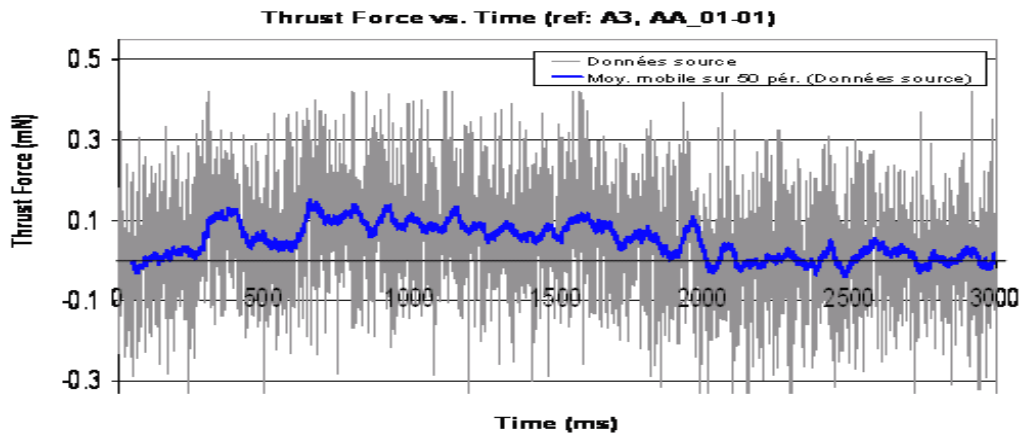


Figure 85: Courbe de poussée pour  $\mu$ -propulseur de 200 $\mu$ m de largeur de col chargé au (SD+10%PN)

**Chargement avec du SD+20%PN :**

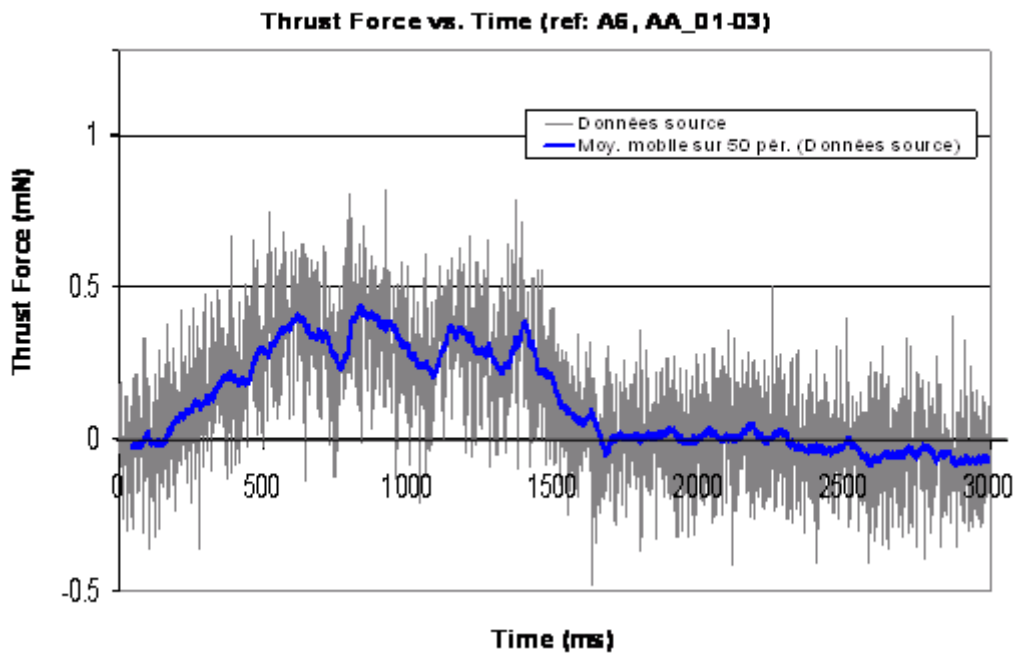


Figure 86: Courbe de poussée pour  $\mu$ -propulseur de 150 $\mu$ m de largeur de col chargé au (SD+20%PN)

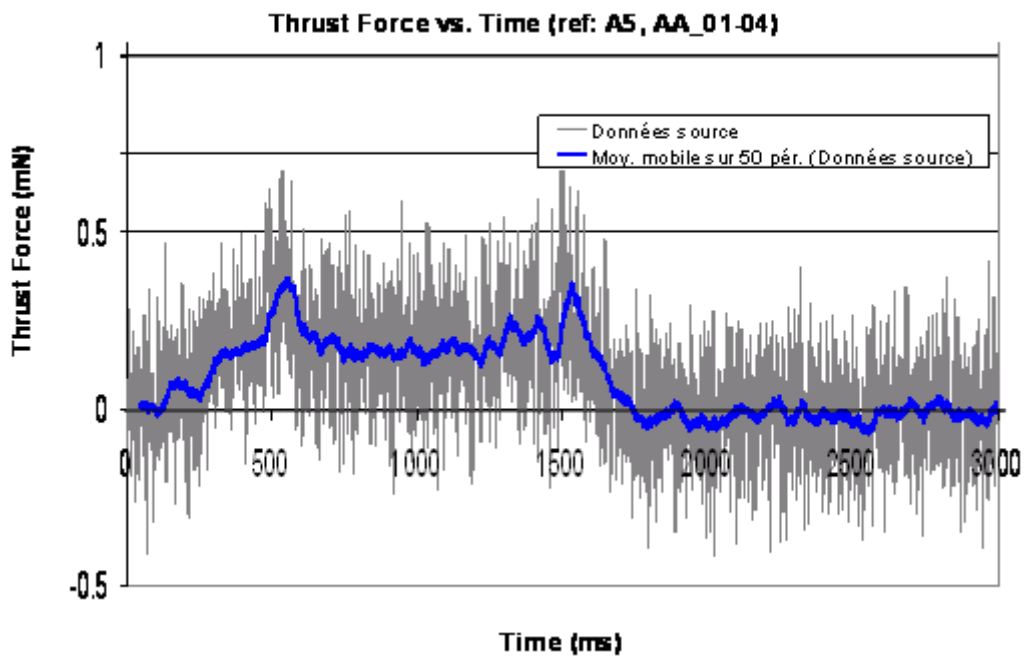


Figure 87: Courbe de poussée pour  $\mu$ -propulseur de 200 $\mu$ m de largeur de col chargé au (SD+20%PN)

**Chargement avec du SD+30%PN :**

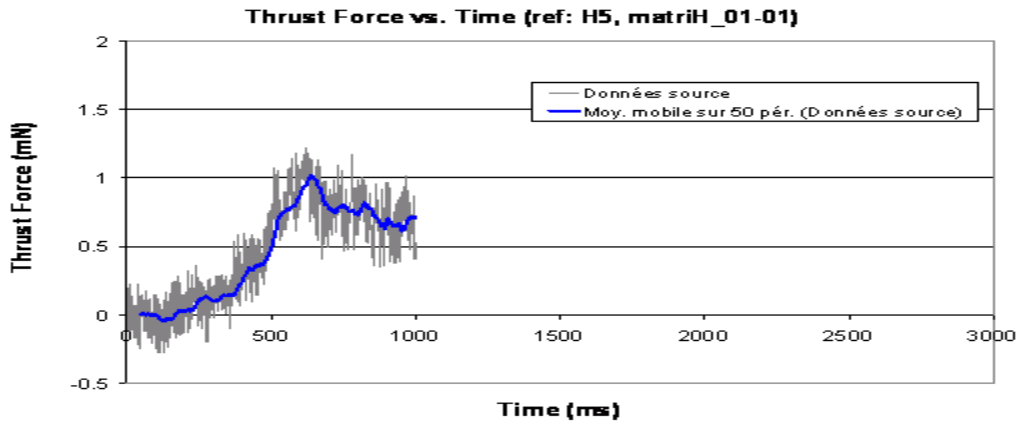


Figure 88: Courbe de poussée pour  $\mu$ -propulseur de 200 $\mu$ m de largeur de col chargé au (SD+30%PN)

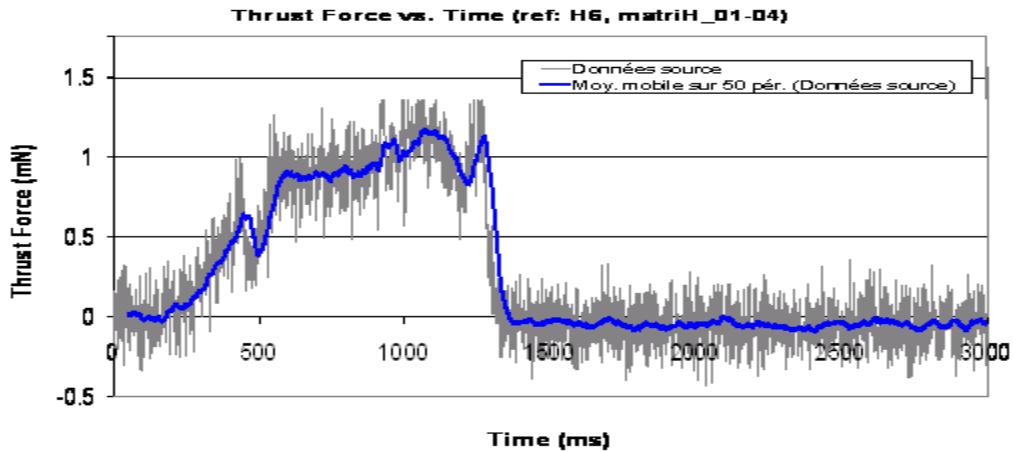


Figure 89: Courbe de poussée pour  $\mu$ -propulseur de 150 $\mu$ m de largeur de col chargé au (SD+30%PN)

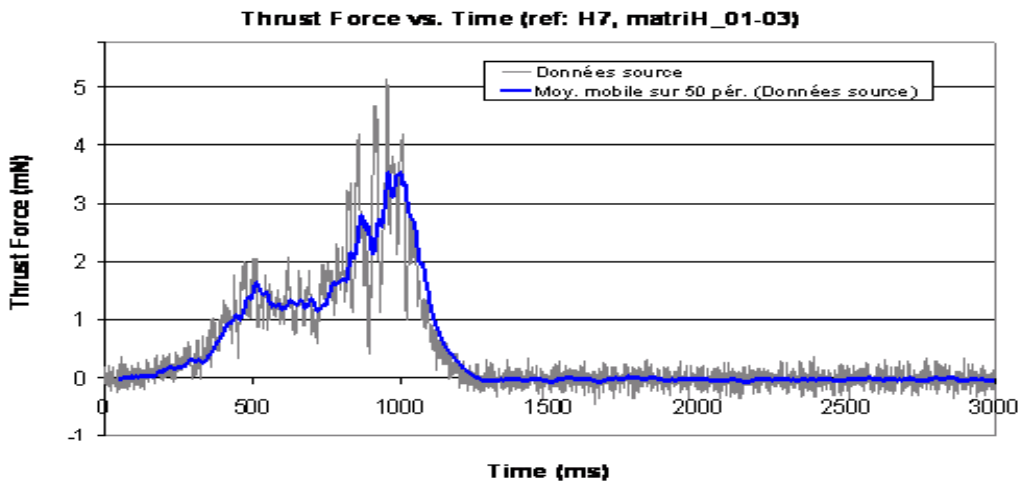


Figure 90: Courbe de poussée pour  $\mu$ -propulseur de 100 $\mu$ m de largeur de col chargé au (SD+30%PN)

Les Tableau 26, Tableau 27 et Tableau 28 récapitulent des caractéristiques électriques et des paramètres de l'initiation en utilisant les compositions SD+10%PN SD+20%PN et SD+30%PN.

<b>Matrices H et A : verre/Si/gros-Macor'1,5mm'</b>			
<b># propulseur</b>	<b>H1</b>	<b>A2</b>	<b>A3</b>
<b>Type propergol</b>	SD+ 10%PN	SD+ 10%PN	SD+ 10%PN
<b>Résistance (<math>\Omega</math>)</b>	493	467	465
<b>Résistance moyenne (<math>\Omega</math>)</b>	475		
<b>Puissance d'initiation (mW)</b>	600	600	600
<b>Type d'initiation (R ou C)</b>	Rampe	Rampe	Rampe
<b>Etat de l'initiation</b>	Oui	Oui	Oui
<b>Combustion</b>	100%	100%	100%
<b>Délai d'initiation (ms)</b>	150	150	250
<b>Temps de combustion (ms)</b>	1750	1650	1750
<b>Vitesse de comb. (mm/s)</b>	3,047	3,232	3,047
<b>Vitesse comb./section col</b>	58,046	41,043	29,023
<b>Pic de poussée (mN)</b>	0,50	0,20	0,12
<b>Palier de poussée (mN)</b>	0,20	0,05	0,10

Tableau 26: Caractéristiques électriques et paramètres de l'initiation au SD+10%PN

<b>Matrice A : verre/Si/gros-Macor'1,5mm'</b>			
<b># propulseur</b>	<b>A5</b>	<b>A6</b>	<b>A7</b>
<b>Type propergol</b>	SD+ 20%PN	SD+ 20%PN	SD+ 20%PN
<b>Résistance (<math>\Omega</math>)</b>	469	466	cassée
<b>Résistance moyenne (<math>\Omega</math>)</b>	467,5		
<b>Puissance d'initiation (mW)</b>	600	600	-
<b>Type d'initiation (R ou C)</b>	Créneau	Créneau	-
<b>Etat de l'initiation</b>	oui	oui	-
<b>Combustion</b>	100%	100%	-
<b>Délai d'initiation (ms)</b>	150	150	-
<b>Temps de combustion (ms)</b>	1600	1500	-

<b>Matrice A : verre/Si/gros-Macor<sup>h</sup>1,5mm<sup>h</sup></b>			
<b>Vitesse de comb. (mm/s)</b>	3,333	3,555	-
<b>Vitesse comb./section col</b>	31,744	45,147	-
<b>Pic de poussée (mN)</b>	0,40	0,35	-
<b>Palier de poussée (mN)</b>	0,25	0,35	-

Tableau 27: Caractéristiques électriques et paramètres de l'initiation au SD+20%PN

<b>Matrice H : verre/Si/gros-Macor<sup>h</sup>h=1,5mm<sup>h</sup></b>			
<b># propulseur</b>	<b>H5</b>	<b>H6</b>	<b>H7</b>
<b>Type propergol</b>	SD+ 30%PN	SD+ 30%PN	SD+ 30%PN
<b>Résistance (<math>\Omega</math>)</b>	480	490	485
<b>Résistance moyenne (<math>\Omega</math>)</b>	485		
<b>Puissance d'initiation (mW)</b>	600	600	600
<b>Type d'initiation (R ou C)</b>	Créneau	Créneau	Créneau
<b>Etat de l'initiation</b>	oui	oui	oui
<b>Combustion</b>	100%	100%	100%
<b>Délai d'initiation (ms)</b>	150	150	150
<b>Temps de combustion (ms)</b>	Pb-acqui	1200	1100
<b>Vitesse de comb. (mm/s)</b>	-	4,444	4,848
<b>Vitesse comb./section col</b>	-	56,434	92,346
<b>Pic de poussée (mN)</b>	1	0,70	1,70
<b>Palier de poussée (mN)</b>	0,75	1	2,50

Tableau 28: Caractéristiques électriques et paramètres de l'initiation au SD+30%PN

## 4 CONCLUSION

Ce chapitre a été consacré à la caractérisation et la validation du fonctionnement des micropropulseurs à propergol solide et notamment la composante de microinitiation. Dans un premier temps, nous avons caractérisé l'initiation du matériau pyrotechnique seul.

Les tests d'initiation ont été effectués pour le micro-initiateur en utilisant des matériaux de type : Poudre-Noire, Double-Base (GBTu, ...) et composites (GAP) qui ne sont pas adaptés à l'application mais qui ont permis de mettre en évidence la capacité de l'initiateur à initier une charge pyrotechnique.

Le besoin du bon fonctionnement de nos micromoteurs de propulsion sur silicium nous a mené à travailler sur la synthèse et le test de matériaux pyrotechniques qui répondent à nos exigences et à celles de la communauté des MEMS. Nous avons pu développer, au sein du LAAS, un nouveau matériau énergétique bien adapté à des structures microsystèmes basé sur la combustion d'un propergol solide. Il répond parfaitement à nos attentes. Après un long travail expérimental de recherche de solutions et d'optimisation, nous avons obtenu :

- En ce qui concerne les microinitiateurs sur silicium les performances sont celles attendues : les problèmes d'initiations ont été résolus. Toutefois, des problèmes ont été identifiés lorsque le matériau pyrotechnique est non adapté, peu ou trop réactif. La méthode de remplissage, a du être améliorée en utilisant des technologies de type flip-chip,
- Une bonne maîtrise et reproductibilité de l'initiation et une combustion soutenue et complète ont été obtenues en utilisant une puissance électrique de quelques 100mW,
- Un délai d'initiation et un temps de combustion modulable par un dopage plus ou moins important et/ou par une simple modification de la géométrie de structure avant l'étape de gravure DRIE du silicium,
- Une large gamme de forces de poussée avec des formes de courbes différentes ont été obtenues pour répondre à notre cahier de charge, qui pourront répondre aussi à d'éventuelles exigences de futurs projets.





---

## CONCLUSION GENERALE

Le travail de cette thèse s'inscrit dans l'axe microsysteme conduit au LAAS-CNRS, dans le groupe N2IS (Nano Ingénierie et Intégration des Systemes). Elle contribue à l'axe micro- pyrotechnie ouvert en 1995 par C. Rossi dans son travail de thèse, qui a donné lieu à une prise de brevet en 1997 sur la micropropulsion.

L'idée d'origine est l'utilisation de matériaux énergétiques dans les microsystemes : une première technologie développée ensuite dans le cadre du projet européen *MICROPYROS* [3] utilisant un initiateur construit sur membrane  $\text{SiO}_2/\text{SiN}_x$  et proposant un procédé d'assemblage vertical par empilement des couches. C'est une technologie qui a donné lieu à la thèse de B. Larangot, avec comme performances, typiques : des matrices de micropropulseurs ayant une poussée maximale de 12mN.

Depuis le lancement de ces travaux, d'autres études dans le monde sont venues concourir à leur développement et à la recherche d'applications nouvelles. L'article de synthèse de C. Rossi et al donne un aperçu de ces travaux et de l'état actuel des connaissances.

De notre côté, nous nous sommes intéressés aux applications potentielles de la commande d'attitude des nano-satellites ainsi que dans la correction d'assiette des micro-drones soumis à de fortes perturbations. Dans les deux problématiques, commande d'attitude ou correction d'assiette, le déséquilibre est détecté par un capteur qui commande une force de correction.

---

En principe cette force doit être « proportionnelle » au déséquilibre ce qui, dans notre cas, peu être réalisé par la mise à feu d'un ou de plusieurs micropropulseurs : C'est pourquoi, la conception en matrice est importante.

Dans le chapitre I, nous avons présenté une analyse des besoins dans les deux applications possibles déjà citées :

- Pour les drones, nous sommes partis d'un cahier de charge que nous avons défini avec la DGA et la société PTOTAC qui a été notre partenaire. Une analyse des besoins est détaillée dans chapitre I : on y voit qu'il faut - par rapport aux travaux antérieurs – chercher des poussées plus importantes ( $\geq 50\text{mN}$ ) mais conserver tous les acquis de l'architecture verticale et notamment l'allumage économe ( $\sim 300\text{mW}$ ).
- Pour les micro/nano-satellites, nous avons choisi les forces nécessaires et le nombre de propulseurs qu'il convient d'embarquer pour avoir la durée de vie escompté : 1ans, 2ans... On peut dire que les micro-actionneurs, tels ceux de *MICROPYROS* [3], ont leur place dans les composants embarqués pour des petits satellites (entre 1Kg (nano) et 50Kg (micro)). Evidemment, il faudrait, pour aller jusqu'au bout de cette logique, faire la preuve de la fiabilité des dispositifs et d'une capacité à les produire en grande série.

C'est à la suite de ces travaux d'analogie que **nous avons choisi notre axe de recherche sur la conception, la réalisation et le test des micro-propulseurs en matrice applicable au micro-drone**. Les résultats obtenus ont été présentés dans cet ordre pour marquer notre intérêt et celui de l'équipe, sur l'avantage d'une modélisation fine préalablement aux lancements technologiques qui vont être très consommateurs de temps et d'argent.

Le chapitre II est consacré à la modélisation d'une structure nouvelle que nous avons proposé en regard des spécifications définies dans les considérations du chapitre I. Cette structure nouvelle diffère fortement des propulseurs antérieurs : elle est fabriquée « à plat » en micro-usinant dans le silicium une part du réservoir, l'initiateur, la tuyère (c'est un niveau supérieur d'intégration puisque la tuyère est fabriquée en même temps). Les contraintes qui ont conduit à ces choix sont surtout des contraintes de poussée et de fiabilité :

- Poussée, parce que le réservoir doit pouvoir plus aisément être agrandi,

- 
- Fiabilité, parce que la tuyère est intimement raccordée au réservoir et pas reportée comme c'était le cas précédemment.

L'important dans ce chapitre, est que nous avons, grâce aux modèles disponibles, pré-calculé la poussée que l'on pourrait obtenir et avec PROTAC nous avons réalisé une étude assez précise des propriétés thermiques et mécaniques de notre concept. Cela a notamment permis de dimensionner les pièges thermiques à micro-usiner dans le silicium pour éviter les interactions entre les micropropulseurs les plus proches.

Notons ici que nous n'avons pas refait de nouveaux travaux sur les collages, bien que ce soit important pour la fiabilité finale des dispositifs : ce sont probablement des travaux à reprendre.

Le chapitre III, propose une technologie de fabrication en 12 étapes. Ce sont des étapes que nous avons conçu et mis au point avec l'appui de la centrale des technologies TEAM, que nous remercions au passage. Nous nous sommes attachés à développer des procédés microsystèmes standards. Nous avons été amenés à régler des points de difficultés notamment, sur les membranes  $\text{SiO}_2/\text{SiN}_x$ , où nous avons reporté une couche de BCB pour renforcer la tenue mécanique et obtenir des rendements de production supérieure à 80%. Aussi sur le micro-usinage de la tuyère, nous avons globalement développé un procédé technologique permettant d'avoir un bon rendement.

Ce chapitre conclut sur le fait que la technologie de fabrication de la puce est prête. Pour l'assemblage nous avons utilisé une approche manuelle mais, en nous espérons que l'ensemble pourra être un jour automatisé !

Le chapitre IV présente les résultats consacrés à la caractérisation et la validation du fonctionnement du démonstrateur du micropropulseur à propergol solide et notamment les composants microinitiateurs.

Les tests d'initiation ont été effectués pour le micro-initiateur en utilisant des matériaux de type : Poudre-Noire, Double-Base (GBTu, ...) et composites (PAG) qui ne sont pas adaptés à l'application mais qui nous ont permis de mettre en évidence la capacité de l'initiateur à initier une charge pyrotechnique.

Le besoin du bon fonctionnement de nos micromoteurs de propulsion sur silicium nous a amené à travailler sur la synthèse et le test de matériaux pyrotechnique qui répondent à nos

---

exigences et à ceux de la communauté des MEMS. Nous avons pu synthétiser au sein du LAAS un nouveau matériau énergétique bien adapté à des structures microsystèmes basé sur la combustion d'un mélange de propergols solides qui a répondu parfaitement à nos attentes. Nous avons publié une partie de ces résultats dans le journal international *Sensors & Actuators* [84].

Pour résumer nos principales contributions, la conception d'un micropropulseur à part et l'association de la tuyère au réservoir ouvre la voie à la conception de micropropulseurs de plus grandes puissances encore, et permettre d'intégrer des fonctions complexes comme la sécurité de mise à feu, sur lesquelles a travaillé notre collègue P.Pennarun [63].

En l'état, nos prototypes moyennant quelques aménagements technologiques peuvent être envisagés sur les applications réelles. L'assemblage en matrice permet déjà de répondre à un besoin de proportionnalité.

La conception des systèmes de propulsion proportionnel où les gaz seraient stockés avant d'être libérés par une électrovanne nous paraît envisageable : Il nous paraît que la forme de la tuyère se prête bien à la réalisation du trou de tuyère et son actionnement : il y a donc beaucoup à faire encore en micropropulsion !

Maintenant que les technologies sont prêtes, nos perspectives visent des applications réelles et complètes. Par exemple, aller jusqu'à la réalisation d'un drone conçu pour être équipé de micropropulseurs ou vers la construction des nanosatellites expérimentaux.

## BIBLIOGRAPHIE

---

- [1] C. Rossi, M. Djafari Rouhani, D. Estève, “Prediction of the performance of a Si-micromachined microthruster by computing the subsonic gas flow inside the thruster”, *Sensors & Actuators A* 87, pp96-104, 2000.
- [2] C. Rossi, D. Estève, “Micropyrotechnics, a new technology for making energetic microsystems: Review and prospective”, *Sensors and Actuators, A: Physical*, Volume 120, Issue 2, Pages 297-310, 2005.
- [3] MICROPYROS, projet européen piloté par le LAAS, IST- 29047.
- [4] B.Larangot, C.Rossi, A.Chaalane , V.Conédéra, P.Dubreuil, P.F.Calmon, Ignition and combustion investigation on pyrotechnical solid microthruster, *Proc. of Eurosensors XVII*, Guimaraes, Portugal, September 2003.
- [5] [Thèse Benoît Larangot](#), “Conception, fabrication et caractérisation de matrices de micropropulseurs pyrotechniques sur silicium”, LAAS-CNRS, 2004.
- [6] Résultats MICROPYROS: force de 12mN
- [7] C. Rossi, E. Scheid, D. Estève, “Theoretical and experimental study of silicon micromachined microheater with dielectric stacked membranes”, *Sensors and Actuators, A: Physical*, Volume 63, Issue 3, Pages 183-189, 1997.
- [8] [HDR de C. Rossi](#), “La micropyrotechnie sur silicium et l'intégration microsystèmes”, Rapport LAAS No06167, 2006.
- [9] C. Rossi, D. Esteve, “Pyrotechnic micro actuators”, 11th European Conference on Solid-State Transducers (EUROSENSORS XI), Varsovie (Pologne), Vol.2, pp.771-774, 21-24 Septembre, 1997.
- [10] A. Chaalane, C. Rossi, B. Larangot, D. Lagrange, D. Estève, “Main directions of solid propellant micro-propulsion activity at LAAS”, CANEUS 2004 Conference on Micro-Nano-Technologies for Aerospace Applications: From Concepts to Systems, Monterey, California, USA, Oct. 30 – Nov. 5, 2004.
- [11] C. Rossi, B. Larangot, D. Lagrange, A. Chaalane, “Final characterizations of millimeter scale pyrotechnical microthrusters”, *Sensors Actuators A journal* 121, pp.508–514, 2005.

- [12] Mc. Michael, J. M. & Francis, Micro air vehicles-toward a new dimension in flight. Col. M. S. [http://www.fas.org/irp/program/collect/docs/mav\\_auvsi.htm](http://www.fas.org/irp/program/collect/docs/mav_auvsi.htm), 1997.
- [13] J.M. Grasmeyer, and M.T. Keennon, "Development of the Black Widow Micro Air Vehicle," AIAA Paper No. 2001-0127, 2001.
- [14] **Article DARPA**, Premier vol autonome du micro-drone « Honeywell », **2005**.
- [15] J. Mueller, C. Marrese, J. Ziemer, A. Green, E. Yang, M. Mojarradi, T. Johnson, V. White, D. Bame, "JPL Micro-Thrust Propulsion Activities", AIAA Nanotech'02, Houston, USA, September 9-12, **2002**.
- [16] J. Brophy, J. Mueller, J. E. Polk, and J. J. Blandino, "Micromachined Ion Accelerators," NPO-19652, NASA Tech.Briefs, pp36-37, **1996**.
- [17] M. Fehringer, F. Rüdener and W. Steiger, "Spaceproven indium liquid metal field ion emitters for ion microthruster applications", AIAA Paper 97-3057, 33<sup>rd</sup> AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, Seattle, WA, USA, July 6-9, **1997**.
- [18] J. Mitterauer, "Micropropulsion for Small Spacecraft: a new Challenge for FEEP (Field Effect Electric Propulsion) and MILMIS Microstructured Liquid Metal Ion Sources", Nanotech AIAA 2002-5758, Houston, 9-12 Septembre **2002**.
- [19] C. Kitts, M. Swartwout, "Autonomous Operations Experiments For the Distributed Emerald Nanosatellite Mission", 14<sup>th</sup> Annual USU Conference on Small Satellites, SSC00-IX-5, **2000**.
- [20] F. M. Pranajaya, "Progress on Colloid Micro-Thruster Research and Flight Testing", Proceeding of the 13<sup>th</sup> Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites, Logan, Utah, Août **2000**.
- [21] M. Gamero-Castaño, V. Hruby, "Characterization of a Colloid Thruster Performing in the micro-Newton Thrust Range", 27<sup>th</sup> International Electric Rocket Propulsion Conference, Pasadena, CA, 15-19 Octobre **2001**.
- [22] J. Xiong, Z. Zhou, X. Ye, X. Wang, Y. Feng, Y. Li, "A colloid micro-thruster system", Microelectronic Engineering 61-62 pp1031-1037, **2002**.
- [23] J. Stark, B. Stevens, B. Kent, M. Sandford and M. Alexander, "Micro-Fabrication and Operation Nano Emitters Suitable for a Colloid Thruster Array" 4<sup>ème</sup> table ronde sur les micro/nano technologies pour l'espace, 21 Mai **2003**.

- 
- [24] D. H. Morash, and L. Stand, "Miniature Propulsion Components for the Pluto Fast Flyby Spacecraft", AIAA Paper 94-3374, Indianapolis, IN, Juin 1994.
- [25] R. Bayt, K. Breuer, "Systems Design and Performance of Hot and Cold Supersonic Microjets", AIAA-2001-0721, 39<sup>th</sup> AIAA Aerospace Sciences Meeting, Reno, Nevada, 8-11 Janvier 2001.
- [26] L. Vaccari, F. De Grandis, F. Santoni, A. Gerardino, F. Perennes and P. Miotti, "Design and prototyping of a micropropulsion system for microsatellites attitude control and orbit control", Journal of Vacuum Science & Technology B pp2793-2797, Novembre-Décembre 2002.
- [27] X.Y. Ye, F. Tang, H.Q. Ding, Z.Y. Zhou, "Study of a vaporizing water micro-thruster", Sensors and Actuators A 89 pp159-165, 2001.
- [28] Tae Goo Tang, Sang Wook Kim, Young-Ho Cho, "High impulse, low power, digital microthrusters using low boiling temperature liquid propellant with high viscosity fluid plug", Sensors and Actuators A 3324 pp1-6, 2002.
- [29] David H. Lewis Jr., Siegfried W. Janson, Ronald B. Cohen and Erik K. Antonsson, "Digital Micropropulsion" Sensors and Actuators A 80 (2) pp143-154, 2000.
- [30] K. Takahashi, H. Ebisuzaki, H. Kajiwara, T. Achiwa, K. Nagayama, "Design and Testing of Mega-Bit Microthruster arrays", Nanotech AIAA 2002-5758, Houston, 9-12 Septembre 2002.
- [31] D. Teasdale, V. Milanovic, P. Chang and K. S. J. Pister, "Microrockets for Smart Dust", Institute of Physics Publishing, Smart Materials and Structures, Volume 10, pp1145-1155, 2001.
- [32] C. Rossi, B. Larangot, T. Camps, A. Berthold, P. Q. Pham, D. Briand, N. F. de Rooij, M. Puig-Vidal, P. Miribel, E. Montané, E. Lopez, J. Samitier, "Solid Propellant Micro-rockets-Towards A New Type of Power MEMS", Nanotech AIAA 2002-5758, Houston, 9-12, September 2002.
- [33] G. Lamedica, M. Balucani and A. Ferrari, "Microthrusters in Silicon for Aerospace Application", IEEE AESS Systems Magazine, September 2002.
- [34] Y. Zheng, Z. Gaofei, L. Baoxuan, H. Songqi, "Design, Fabrication and Test of MEMS Propulsion with Solid Propellant", 4<sup>ème</sup> table ronde sur les micro/nano technologies pour l'espace, 21 Mai 2003.
- [35] B. S. Tanaka, R. Hosokawa, S. Tokudome, K. Hori, H. Saito, M. Watanabe and M. Esashi, "MEMS-Based Solid Propellant Rocket Array Thruster with Electrical

- Feedthroughs”, Transactions of The Japan Society For Aeronautical and Space Sciences, Volume 46, pp 47-51, 2003.
- [36] B. Larangot, A. Chaalane, V. Conédéra, P. Dubreuil, P. F. Calmon, and C. Rossi, “Ignition and Combustion Investigation On Pyrotechnical Solid Microthruster”, 17<sup>th</sup> European Conference on Solid-State Transducers, Eurosensors XVII, Guimarães (Portugal), 21-24 September 2003.
- [37] B. S. Tanaka, R. Hosokawa, S. Tokudome, K. Hori, H. Saito, M. Watanabe and M. Esashi, “MEMS-Based Solid Propellant Rocket Array Thruster with Electrical Feedthroughs”, Transactions of The Japan Society For Aeronautical and Space Sciences, Volume 46, pp 47-51, 2003.
- [38] D. Platt, “A Monopropellant Milli-Newton Thruster System for Attitude Control of Nanosatellites”, 16<sup>th</sup> Annual USU Conference on Small Satellites, SSC02-VII-4, 2002.
- [39] M.S. Rhee, C.M. Zakrzwski, M.A. Thomas, “Highlights of Nanosatellite Propulsion Development Program at NASA-Goddard Space Flight Center”, 14<sup>th</sup> Annual USU Conference on Small Satellites, SSC00-X-5, 2000.
- [40] D. L. Hitt, C. M. Zakrzwski, M. A. Thomas, “MEMS-based satellite micropropulsion via catalyzed hydrogen peroxide decomposition”, Institute of Physics Publishing, Smart Materials and Structures, Volume 10, pp1163-1175, 2001.
- [41] ASTC, TNO, SSTL, Qinetiq, “Development of a Monopropellant Microrocket Engine as a Step Towards a High-Performance Bipropellant Microrocket”, Workshop powerMEMS, Makuhari (Tokyo, Japan), p161, 2003.
- [42] R.A.W. Fléron, J.H. Hales, “A MEMS based Field Emission Electrical Propulsion system with integrated charge neutralizer for nano and pico spacecrafts”, European Space Agency, (Special Publication) ESA SP (555), pp. 219-222, 2004.
- [43] J. Xiong, Z. Zhou, D. Sun, X. Ye, “Development of a MEMS based colloid thruster with sandwich structure”, Sensors and Actuators, A: Physical 117, pp. 168-172, 2005.
- [44] G. Manzoni, S. Heisig, S. Matsumoto, R. Maeda, “Prototyping and experimental characterization of a micropropulsion system based on supersonic cold-gas and warm-gas micronozzles”, International Astronautical Federation - 56th International Astronautical Congress, pp. 4497-4502, 2005.
- [45] M. Chiarini, P. Cerabolini, G. Pennestri, G.G. Bentini, R. Cocomazzi, A. Cerutti, A. Nubile, “Monolithic silicon-based microthruster for orbital and attitude control



- fabricated by using MEMS technologies”, Proceedings of MNT for Aerospace Applications, CANEUS’06, 2006.
- [46] R.H. Lee, A.M. Bauer, M.D. Killingsworth, T.C. Lilly, J.A. Duncan, A.D. Ketsdever, “Performance characterization of the free molecule micro-resistojet utilizing water propellant”, 43rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference 2, pp. 1748-1758, 2007.
- [47] C. Rossi, “A survey of MEMS based micro thrusters and their solid propellant technology” Sensors Update volume 10, Wiley, January 2002.
- [48] D. Teasdale, V. Milanovic, P. Chang and K. S. J. Pister, “Microrockets for Smart Dust”, Institute of Physics Publishing, Smart Materials and Structures, Volume 10, pp1145-1155, 2001.
- [49] K. Takahashi, H. Ebisuzaki, H. Kajiwara, T. Achiwa, K. Nagayama, “Design and Testing of Mega-Bit Microthruster arrays”, Nanotech AIAA 2002-5758, Houston, 9-12 Septembre 2002.
- [50] G. Lamedica, M. Balucani and A. Ferrari, “Microthrusters in Silicon for Aerospace Application”, IEEE AESS Systems Magazine, September 2002.
- [51] Y. Zheng, Z. Gaofei, L. Baoxuan, H. Songqi, “Design, Fabrication and Test of MEMS Propulsion with Solid Propellant”, 4ème table ronde sur les micro/nano technologies pour l’espace, 21 Mai 2003.
- [52] K. Zhang, S.K. Chou, S.S. Ang, “Development of a solid propellant microthruster with chamber and nozzle etched on a wafer surface”, Journal of Micromechanics and Microengineering 14 (6), pp. 785-792, 2004.
- [54] K.L. Zhang, S.K. Chou, S.S. Ang, X.S. Tang, “A MEMS-based solid propellant microthruster with Au/Ti igniter”, Sensors and Actuators, A: Physical 122, pp. 113-123, 2005.
- [55] Z. You, G. Zhang, Y. Lin, S. Hu, B. Li, Z. Liu, “MEMS-based propulsion with solid propellant for micro satellite”, RAST 2005-Proceedings of 2nd International Conference on Recent Advances in Space Technologies, art. no. 1512564, pp. 213-217, 2005.
- [56] E.A. Parra, K.S.J. Pister, C. Fernandez-Pello, “A practical solid-propellant microthruster”, ASME International Mechanical Engineering Congress and Exposition, Chicago, USA, Nov. 5-10, 2006.

- [57] S. Tanaka, K. Kondo, H. Habu, A. Itoh, M. Watanabe, K. Hori, M. Esashi, “B/Ti multilayer reactive igniter for micro solid rocket array thruster”, Proceedings of Future Generation Communication and Networking, FGCN’07, pp. 887-890, 2007.
- [58] Brevet CNES-CNRS initiation sur membrane.
- [59] You, Z.; Zhang, G.; Li, H.; Wang, Z.: Design, Fabrication and Test of MEMS Propulsion with Solid Propellant. European Space Agency (ESA), 4th round table on Micro/Nano Technologie for space, May 21, 2003.
- [60] S. Tanaka, R. Hosokawa, S. Tokudome, K. Hori, H. Saito, M. Watanabe and M. Esashi, “MEMS-Based Solid Propellant Rocket Array Thruster with Electrical Feedthroughs”, the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol. 46, No. 151, pp. 47-51, 2003.
- [61] B. Larangot, A. Chaalane, V. Conédéra, P. Dubreuil, P. F. Calmon, and C. Rossi, “Ignition and Combustion Investigation On Pyrotechnical Solid Microthruster”, 17<sup>th</sup> European Conference on Solid-State Transducers, Eurosensors XVII, Guimarães (Portugal), 21-24 Septembre 2003.
- [62] [Thèse de C. Rossi](#), “Conception et réalisation d’un système de réhydratation pour patch transdermique à partir de microactionneurs pyrotechniques”, Rapport LAAS 97520, 1997.
- [63] [Thèse de P. Pinnarun](#), “Conception et intégration d’un micro-initiateur sécurisé sur silicium à base de micro-interrupteurs pyrotechniques”, rapport LAAS No06717, 2006.
- [64] C. Rossi et S. Orieux, Programme SIMULINK servant pour la modélisation et le dimensionnement des propulseurs.
- [65] ABAQUS software.
- [66] C.-C. Wu, G.-B. Lee, M.-H. Chen, C.-H. Luo, “Micromachined oxygen gas sensors for microscopic energy consumption measurement systems”, Journal of Medical Engineering and Technology 29 (6), pp. 278-287, 2005.
- [67] A.M. Cardenas-Valencia, J. Dlutowski, J. Bumgarner, C. Munoz, W. Wang, R. Popuri, L. Langebrake, “Development of various designs of low-power, MEMS valves for fluidic applications”, Sensors and Actuators, A: Physical 136 (1), pp. 374-384, 2007.
- [68] D.M. Glowacka, D.J. Goldie, S. Withington, M. Crane, V. Tsaneva, M.D. Audley, A. Bunting, “A fabrication process for microstrip-coupled superconducting transition

- edge sensors giving highly reproducible device characteristics”, *Journal of Low Temperature Physics* 151 (1-2 PART 1), pp. 249-254, 2008.
- [69] C. Rossi, B. Larangot, D. Lagrange, A. Chaalane, “Final characterizations of MEMS-based pyrotechnical microthrusters”, *Sensors and Actuators, A: Physical*, 121 (2), pp. 508-514, 2005.
- [70] A. Chaalane, C. Rossi, B. Larangot, D. Lagrange, D. Esteve, “Main directions of solid propellant micro-propulsion activity at LAAS”, *CANEUS 2004 Conference on Micro-Nano-Technologies for Aerospace Applications: From Concepts to Systems*, Monterey, California, USA, Oct. 30 – Nov. 5, 2004.
- [71] C. Rossi, P. Temple-Boyer, D. Estève, “Realization and performance of thin SiO/SiN membrane for microheater applications”, *Sensors and Actuators, A: Physical*, 64 (3), pp. 241-245, 1998.
- [72] D.H. Lee and S. Kwon, “Heat transfer and quenching analysis of combustion in a micro combustion vessel”, *J. Micromech. Microeng.* 12 No 5, pp 670-676, September 2002.
- [73] L. He, “An analysis of the quenching phenomenon and low frequency instability in detonations induced by blunt projectiles”, *AIAA-1997-806, Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, 35th, Reno, NV, Jan. 6-9, 1997.
- [74] A.G. Bailey, J.E. Bracher, H.G. Helmke, H.J. Von Rohden, “A test facility for electric microthrusters”, *Rev. Sci. Instrum.*, vol. 43, n°3, pp 420-424, 1972.
- [75] M. Stedman, A. Franks, M. Luty, C.J. Robbie, “Measurement of the microthruster of the field emission electric propulsion unit”, *Proc. Second European spacecraft propulsion conference*, pp 461-464, 27-29 may, 1997, (ESA SP-398, Aug. 1997).
- [76] Akihiro Sasoh, Yoshihiro Arakawa, “A high-resolution thrust stand for ground tests of low-thrust space propulsion devices”, *Rev. Sci. Instrum.*, vol. 64, n°3, pp 719-723, 1993.
- [77] F. Paolucci, L. d’Agostino, S. Burgoni, “Design and performance study of a micro-newton thrust stand for deep”, *Proc. Second European spacecraft propulsion conference*, pp 465-472, 27-29 may, 1997, (ESA SP-398, Aug. 1997).
- [78] T.W. Haag, “Thrust stand for high-power electric propulsion devices”, *Rev. Sci. Instrum.* vol. 62, n°5, pp.1186-1191, 1991.

- [79] J. Bonnet, J.P. Marque, M. Ory, “Development of thrust balance in the micro Newton range”, 3<sup>rd</sup> international conference spacecraft propulsion, pp.10-13, Cannes, France, October 2000.
- [80] L. Stenmark, “Micro thrust stand”, compte rendu de réunion CNES, réf. DTS/AE/MTE/3P/052-2001.
- [81] Y. Katagari, Kiyoshi Itao, “Dynamic microforce measurement by distortio detection with a coupled-cavity laser displacement sensor stabilized in a mechanical negative-feedback loop”, Applied optics, vol. 37, n0 31, 1 november, 1998.
- [82] D. Lagrange, X. Dollat. P. Marcoul, D. Medale, S. Orieux, C. Rossi, “Balance de micro-poussée : définition du prototype de janvier 2003”, Rapport LAAS N°03040. 2003.
- [83] S. Orieux, C. Rossi, D. Estève, D. Lagrange, “The dynamic characterization of solid propellant microthrusters in the milli Newton range” Review of Scientific Instruments, Issue 7, Vol.73, N°73, pp.2694-2698, rapport LAAS N°02062, juillet 2002.
- [84] A. Chaalane, C. Rossi and D. Esteve, “The Formulation and Testing of New Solid Propellant Mixture (DB+x%BP) for a new MEMS-Based Microthruster”, Sensors Actuators A journal, 2007.