



**HAL**  
open science

# Caractérisation expérimentale de la pulvérisation, de l'allumage et de la combustion de bi-ergols. Application à la propulsion spatiale par ergols stockables

Clément Indiana

► **To cite this version:**

Clément Indiana. Caractérisation expérimentale de la pulvérisation, de l'allumage et de la combustion de bi-ergols. Application à la propulsion spatiale par ergols stockables. Autre. ISAE-ENSMA Ecole Nationale Supérieure de Mécanique et d'Aérotechnique - Poitiers, 2016. Français. NNT : 2016ESMA0025 . tel-03476817

**HAL Id: tel-03476817**

**<https://theses.hal.science/tel-03476817>**

Submitted on 13 Dec 2021

**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.

# THÈSE

Pour l'obtention du Grade de  
**DOCTEUR DE L'ÉCOLE NATIONALE SUPÉRIEURE DE  
MÉCANIQUE ET D'AÉROTECHNIQUE**

(Diplôme National - Arrêté du 25 mai 2016)

École Doctorale : Sciences et Ingénierie  
en Matériaux, Mécanique, Énergétique et Aéronautique (SI-MMEA)

Secteur de Recherche : Énergétique, Thermique et Combustion

Présentée par :

**Clément INDIANA**

\*\*\*\*\*

**CARACTÉRISATION EXPÉRIMENTALE DE LA PULVÉRISATION, DE  
L'ALLUMAGE ET DE LA COMBUSTION BI-ERGOLS  
APPLICATION À LA PROPULSION SPATIALE PAR ERGOLS STOCKABLES**

\*\*\*\*\*

Directeur de Thèse : Marc BELLENOUE

Co-Encadrant : Bastien BOUST

\*\*\*\*\*

Soutenance présentée le 12 Décembre 2016

devant la Commission d'Examen

\*\*\*\*\*

## JURY

Mme Dany ESCUDIÉ, Directrice de Recherche CNRS, CETHIL, Lyon  
M. Benoît FIORINA, Professeur, CNRS, EM2C, Paris  
M. Frédéric GRISCH, Professeur, CNRS, CORIA, Rouen

Présidente  
Rapporteur  
Rapporteur

M. Stéphane PETITOT, Chef du Département « Moteur et Systèmes  
Propulsifs », Docteur, CNES, Paris  
M. Marc BELLENOUE, Professeur, CNRS, ISAE – ENSMA, Poitiers  
M. Bastien BOUST, Ingénieur, Docteur, ISAE – ENSMA, Poitiers

Examineur  
Examineur  
Examineur



# Table des Matières

---

Remerciements .....	vi
Nomenclature .....	viii
Table des Figures .....	xiv
Liste des Tableaux .....	xx
<b>Introduction : Contexte et Plan.....</b>	<b>1</b>
<b>PARTIE 1 : Synthèse Bibliographique.....</b>	<b>7</b>
<b>Chapitre 1 : Généralités sur la Propulsion Spatiale .....</b>	<b>9</b>
<b>1 Equations fondamentales de propulsion .....</b>	<b>10</b>
1.1 Propulsion d'un véhicule spatial .....	10
1.2 Paramètres clés en propulsion spatiale .....	11
<b>2 Les différents modes de propulsion.....</b>	<b>16</b>
2.1 Propulsion solide .....	17
2.1.1 Architecture typique .....	18
2.1.2 Propergols solides classiques .....	19
2.1.3 Performances .....	20
2.2 Propulsion liquide .....	21
2.2.1 Architecture typique .....	22
2.2.2 Ergols liquides classiques .....	26
2.2.3 Performances .....	28
2.3 Autres modes de propulsion et comparaison de performances .....	31
<b>3 Conclusion.....</b>	<b>32</b>
<b>Chapitre 2 : Pulvérisation et Injecteurs .....</b>	<b>35</b>
<b>1 Atomisation d'un jet liquide .....</b>	<b>36</b>
1.1 Les différentes étapes de l'atomisation.....	36
1.2 Les types de collisions de gouttes.....	37
1.3 Régimes de fragmentation et nombres adimensionnels .....	39
<b>2 Les injecteurs .....</b>	<b>42</b>
2.1 Types et spécificités .....	42
2.2 Influence de la géométrie (interne et externe) .....	44
2.3 Particularités de l'atomisation d'injecteurs à impact .....	47
2.3.1 Association d'injecteurs à impact .....	47
2.3.2 Structures spécifiques et régimes d'atomisation.....	48
2.3.3 Mélange de la phase liquide et critères d'optimisation .....	53
<b>3 Description d'un spray .....</b>	<b>56</b>

3.1	Distribution de gouttes .....	56
3.2	Diamètres caractéristiques.....	58
3.3	Influence des paramètres d'injection ; Corrélations .....	59
4	<b>Conclusion.....</b>	<b>61</b>
<b>Chapitre 3 : Allumage et Combustion.....</b>		<b>63</b>
1	<b>Un processus multi-physique .....</b>	<b>64</b>
1.1	Position du problème.....	64
1.2	Modèles d'évaporation de gouttes .....	64
1.3	Allumage.....	66
2	<b>Analyse de la combustion.....</b>	<b>68</b>
2.1	Performance.....	68
2.2	Instabilités de combustion.....	72
3	<b>Conclusion.....</b>	<b>75</b>
<b>Conclusion de la synthèse bibliographique .....</b>		<b>77</b>
<b><i>PARTIE 2 : Dispositifs Expérimentaux et Moyens Métrologiques.....</i></b>		<b><i>79</i></b>
<b>Chapitre 4 : Banc Non Réactif pour l'Étude des Sprays.....</b>		<b>81</b>
1	<b>Description.....</b>	<b>82</b>
1.1	Architecture générale.....	82
1.2	Potentiel d'étude.....	85
2	<b>Diagnostics associés.....</b>	<b>85</b>
2.1	Mesures de pression par conversion piézorésistive .....	85
2.2	Visualisations par ombroscopie.....	86
2.3	Interférométrie par Phase Doppler.....	87
3	<b>Conclusion.....</b>	<b>91</b>
<b>Chapitre 5 : Banc Réactif pour la Combustion.....</b>		<b>93</b>
1	<b>Description du banc.....</b>	<b>94</b>
1.1	Étude préliminaire.....	94
1.1.1	<i>Concentration des ergols réels en solution aqueuse.....</i>	<i>94</i>
1.1.2	<i>Conditions favorables à l'allumage.....</i>	<i>95</i>
1.2	Composants généraux du banc.....	98
1.2.1	<i>Vue d'ensemble .....</i>	<i>98</i>
1.2.2	<i>Tête d'injection .....</i>	<i>99</i>
1.2.3	<i>Torche d'allumage.....</i>	<i>101</i>
1.2.4	<i>Chambre de combustion et cols d'éjection.....</i>	<i>102</i>
1.3	Potentiel d'étude.....	104
2	<b>Diagnostics associés.....</b>	<b>105</b>
2.1	Mesures de pression.....	105

2.2	Mesure de débit .....	106
2.3	Régulation pression – débit .....	106
2.4	Imagerie par émission directe et chimiluminescence OH .....	108
2.5	Spectrométrie optique .....	109
2.6	Mesure de température et flux .....	110
2.7	Enregistrement des données, synchronisation .....	111
<b>3</b>	<b>Synthèse des diagnostics .....</b>	<b>112</b>
	<b>Conclusion sur les dispositifs expérimentaux et la métrologie .....</b>	<b>114</b>

***PARTIE 3 : Résultats des Expérimentations .....*** 117

**Chapitre 6 : Essais de Pulvérisation sur AILEFS .....** 119

<b>1</b>	<b>Pulvérisation de doublet like .....</b>	<b>120</b>
1.1	Coplanarité des jets libres et difficultés d'usinage .....	120
1.2	Analyse des visualisations à différentes pressions .....	122
1.2.1	<i>Conditions d'injection .....</i>	<i>122</i>
1.2.2	<i>Résultats de l'ombroscopie .....</i>	<i>123</i>
1.3	Analyse granulométrique .....	127
1.3.1	<i>Influence des conditions expérimentales .....</i>	<i>127</i>
1.3.1.1	<i>Pression, angle d'impact, distance du point de mesure .....</i>	<i>127</i>
1.3.1.2	<i>Diamètre des injecteurs .....</i>	<i>130</i>
1.3.2	<i>Influence du liquide pulvérisé .....</i>	<i>131</i>
<b>2</b>	<b>Pulvérisation de doublet unlike .....</b>	<b>132</b>
2.1	Visualisations par rétro-éclairage .....	132
<b>3</b>	<b>Caractérisation des injecteurs du banc ACSEL .....</b>	<b>134</b>
3.1	Doublets Like .....	134
3.2	Tête d'injection en triplets .....	138
3.2.1	<i>Visualisations par rétro-éclairage .....</i>	<i>138</i>
3.2.2	<i>Analyse granulométrique .....</i>	<i>141</i>
<b>4</b>	<b>Conclusion des essais sur AILEFS .....</b>	<b>143</b>

**Chapitre 7 : Essais en Combustion sur ACSEL .....** 145

<b>1</b>	<b>Essais préliminaires à débit croissant .....</b>	<b>146</b>
1.1	Les différentes phases chronologiques d'un essai type .....	146
1.2	Détermination du point de fonctionnement de la torche .....	148
1.3	Utilisation des différents cols et relations pression-débit .....	149
1.4	Montée en régime sur les cols non amorcés .....	151
<b>2</b>	<b>Essais à débit constant sur cols amorcés .....</b>	<b>154</b>
2.1	Configuration de référence .....	154
2.1.1	<i>Imagerie rapide .....</i>	<i>157</i>
2.1.2	<i>Paramètres d'influences de la pression de combustion .....</i>	<i>159</i>

2.1.3	<i>Analyse spectrale du panache de sortie</i> .....	161
2.1.4	<i>Performance en combustion</i> .....	163
2.2	Comparaison avec la rotation des injecteurs.....	168
2.2.1	<i>Visualisations directes et chimiluminescence OH</i> .....	168
2.2.2	<i>Comparaison des performances</i> .....	171
2.2.3	<i>Stabilité des signaux de pressions et des visualisations</i> .....	173
2.3	Essais de combustion en triplets unlike .....	178
2.3.1	<i>Comparaisons des visualisations directes</i> .....	178
2.3.2	<i>Comparaison des performances</i> .....	180
2.3.3	<i>Comparaison de la stabilité de la combustion</i> .....	181
<b>3</b>	<b>Conclusion des essais sur ACSEL</b> .....	<b>183</b>
 <b><i>Conclusions &amp; Perspectives</i></b> .....		<b>187</b>
	<b>Conclusions</b> .....	<b>188</b>
	<b>Perspectives</b> .....	<b>191</b>
 <b><i>Bibliographie &amp; Index</i></b> .....		<b>195</b>
	<b>Références bibliographiques</b> .....	<b>196</b>
	<b>Index</b> .....	<b>205</b>
 <b><i>Annexes</i></b> .....		<b>207</b>
	<b>Annexe A</b> .....	<b>209</b>
	<b>Annexe B</b> .....	<b>213</b>
	<b>Annexe C</b> .....	<b>217</b>



## Remerciements

---

*Ce mémoire de thèse est le résultat d'une collaboration avec de nombreuses personnes, et qui a débuté en ce qui me concerne il y a trois ans. Je commencerai cette série de remerciements par les financeurs de ce projet, sans quoi bien sûr aucun travail de recherche ne pourrait s'effectuer sur le long terme. Un grand merci donc à la Direction des Lanceurs du CNES (DLA) qui a proposé et financé en partie ce travail de recherche. Je remercie également le CNRS qui s'est associé au CNES pour financer ma thèse.*

*Dans un second temps, j'adresse mes remerciements à Marc BELLENOUE qui, en tant que Directeur de thèse, m'a inclus dans son équipe de recherche au sein de l'Institut PPRIME (P' !) dans les locaux de l'ISAE-ENSMA. Son implication, ses conseils avisés et la confiance qu'il m'a accordée tout au long de ses trois années m'ont permis de progresser régulièrement dans ce projet, en restant tout de même autonome. Je suis également reconnaissant envers Bastien BOUST, qui m'a encadré, aidé sur les points scientifiques et techniques concernant ma thèse, et assisté lors des premières campagnes d'essais.*

*J'exprime ma reconnaissance envers les membres de mon jury de thèse, extérieurs au projet. Ainsi, je remercie mes rapporteurs Benoît FIORINA et Frédéric GRISCH pour avoir lu avec attention ce mémoire et donné leurs commentaires. Je remercie aussi Dany ESCUDIÉ, pour avoir gentiment accepté de présider mon jury de thèse.*

*Ma thèse s'inscrit dans un plus grand projet (projet PERGOLA de l'Institut P') également financé par le CNES. J'aimerais donc remercier principalement Stéphane PETITOT, mon responsable technique au CNES, ainsi que les personnes qui ont suivi d'un œil un peu plus extérieur l'avancement de ma thèse, particulièrement Yann GUELOU, Émilie LABARTHE et Nathalie GIRARD. D'ailleurs, c'est avec l'appui de Stéphane PETITOT et Josiane LACOMME que j'ai eu la chance de faire partie des quelques doctorants de la DLA qui ont pu profiter pleinement d'une semaine de formation technique dispensée par le CNES et basée sur les techniques et systèmes de transports spatiaux. Cette semaine passée à côtoyer des professionnels du domaine fut très enrichissante.*

*Au sein du laboratoire, de nombreuses personnes ont aussi rendu possible ce travail de thèse. Je voudrais notamment remercier Nicolas PAPIN et Jean-Carl ROUSSEAU qui ont été sollicités à de multiples reprises lors de la conception numérique de mes dispositifs expérimentaux ; Jean-Christophe JOUVANNEAU, Alain DESTOR, Benoît CARME et Laurick PROUTEAU pour leur aide précieuse dans la réalisation des bancs*

*expérimentaux ; Jacques BAILLARGEAT, Maxime CARON et Hervé DOREAU pour leur assistance sur les problèmes plutôt électroniques des expériences et dans le domaine informatique ; Françoise ASTIER, Marie-Cannelle COSSIN, Jocelyne BARDEAU, Catherine ROLLAND et Catherine LAVALLADE pour leur contribution à tous les aspects administratifs (commandes de matériels, missions de formations et conférences en France ou à l'étranger).*

*Je désire ensuite remercier spécialement Alain CLAVERIE, pour sa grande expertise technique sur toutes les méthodes de diagnostics optiques utilisées lors de mes expériences. J'exprime également ma sincère gratitude à Nobuyuki AZUMA, ingénieur de l'agence spatiale japonaise JAXA. Nous avons, au cours de son séjour d'un an dans le laboratoire, échangé sur de nombreux sujets. C'est ainsi que nous nous sommes enrichis mutuellement de la culture de l'autre. Je le remercie grandement pour m'avoir épaulé dans ma dernière année de thèse et pour m'avoir fait partager son expertise dans l'analyse des résultats. Voici donc pour le plaisir ces quelques mots en souvenir de son séjour en France :*

« 拝啓 伸幸様  
ご協力ありがとうございました。  
また近いうちにお会いしましょう！  
敬具  
クレマン »

« Haikei Nobuyuki-sama  
Go kyou-ryoku arigatō gozaimashita.  
Mata chikai uchini oai shimasyō !  
Keigu  
Kureman »

*De plus, je souhaite remercier Julien SOTTON, pour m'avoir intégré au sein de l'équipe « enseignante ». J'ai ainsi, grâce à cette activité d'enseignement sur ces trois années, pu mettre à profit mon goût pour la transmission aux étudiants de l'école. En plus de s'être révélée très enrichissante sur le plan pédagogique, cette expérience m'a permis de consolider mes connaissances théoriques sur quelques domaines de l'aéronautique et du spatial.*

*Merci également à tous les « collègues » stagiaires qui ont collaboré sur ces trois ans avec enthousiasme à des études en rapport étroit avec mon sujet de thèse : un merci particulier à Philippe HAENSLER, Quentin MICHALSKI, Arthur VAUVY, Patricia DOMINGO-ALVAREZ et Nikhil JOHNSON-VALLAVANATT.*

*Enfin, j'aimerais avoir une pensée pour les doctorants et/ou collègues du bureau (ou proche du nôtre !), qui ont terminé ou qui poursuivent (encore quelques efforts !) leur thèse ou leur projet. Merci donc à Stéphane, Allassane, Carlos, Romain (compagnon de salle de manip qui « subissait » mes expériences et qui ne pouvait poursuivre ses essais lorsque j'en faisais...), Moez, Quentin, Hugo, Nicolas, Camille et Ekaterina pour votre compagnie, les petits déj's du mercredi et les discussions plus ou moins scientifiques...*

## *Nomenclature*

---

<b><i>Symboles</i></b>	<b><i>Désignation</i></b>	<b><i>Unité</i></b>
a	Demi-grand axe d'une ellipse	[m]
A <sub>ej</sub>	Section de sortie du système propulsif	[m <sup>2</sup> ]
A <sub>t</sub>	Section du col de la tuyère	[m <sup>2</sup> ]
B	Paramètre d'impact	[-]
B <sub>M</sub>	Nombre de Spalding massique	[-]
B <sub>T</sub>	Nombre de Spalding thermique	[-]
c	Vitesse d'éjection effective	[m.s <sup>-1</sup> ]
C <sub>2</sub> H <sub>5</sub> OH	Formule chimique de l'éthanol	[-]
C*	Vitesse caractéristique de la combustion	[m.s <sup>-1</sup> ]
C <sub>d</sub>	Coefficient de débit	[-]
C <sub>F</sub>	Coefficient de poussée	[-]
C <sub>p</sub>	Chaleur spécifique à pression constante	[J.kg <sup>-1</sup> .K <sup>-1</sup> ]
D	Dilution, équivalent du rapport de mélange	[-]
D	Diffusivité	[m <sup>2</sup> .s <sup>-1</sup> ]
D, ou d <sub>0</sub>	Diamètre des orifices d'injection	[m]
D <sub>C</sub>	Diamètre de la chambre de combustion	[m]
D <sub>t</sub>	Diamètre du col de la tuyère	[m]
D <sub>pq</sub>	Diamètre caractéristique moyen d'ordre p,q	[m]
D <sub>32</sub>	Diamètre Moyen de Sauter	[m]
e	Excentricité d'une ellipse	[m]
F <sub>N</sub>	Poussée nette d'un système propulsif	[N]
g	Intensité de la pesanteur moyenne sur Terre	[m.s <sup>-2</sup> ]
G	Constante d'attraction gravitationnelle	[N.m <sup>2</sup> .kg <sup>-2</sup> ]
H <sub>2</sub> O <sub>2</sub>	Formule chimique du peroxyde d'hydrogène	[-]
H <sub>t</sub>	Profondeur d'insertion de la tuyère dans la chambre	[m]
i	Inclinaison de l'orbite à l'équateur et au nœud ascendant	[°]
i	Interfrange	[m]

$I_{sp}$	Impulsion spécifique	[s]
J	Rapport des débits de quantités de mouvements entre 2 fluides	[-]
$K'$	Constante d'évaporation de la théorie de Spalding	[ $m^2.s^{-1}$ ]
L	Longueur des orifices d'injection	[m]
$L^*$	Longueur caractéristique de la chambre de combustion	[m]
$L_C$	Longueur de la chambre	[m]
$L_{RC}$	Réduction de la chambre par l'insertion de la tête d'injection	[m]
$\dot{m}_0$	Débit massique entrant d'un système propulsif	[ $kg.s^{-1}$ ]
$\dot{m}_{ej}$	Débit massique sortant d'un système propulsif	[ $kg.s^{-1}$ ]
$\dot{m}_F$	Débit massique de l'ergol combustible	[ $kg.s^{-1}$ ]
$\dot{m}_{Ox}$	Débit massique de l'ergol oxydant	[ $kg.s^{-1}$ ]
$m_i$	Masse initiale d'un système avant une manœuvre orbitale	[kg]
$m_f$	Masse finale d'un système après une manœuvre orbitale	[kg]
M	Masse du corps attracteur considéré	[kg]
$\mathcal{M}$	Masse molaire	[ $kg.mol^{-1}$ ]
$M_t$	Nombre de Mach au col de la tuyère	[-]
MR	Rapport de mélange entre les ergols oxydant et combustible	[-]
$N_F$	Nombre de doublets de combustible	[-]
$N_{Ox}$	Nombre de doublets d'oxydant	[-]
Oh	Nombre d'Ohnesorge	[-]
$P_0$	Pression statique à la section d'entrée du système propulsif	[Pa]
$P_c$	Pression critique	[Pa]
$P_{CC}$	Pression totale dans la chambre de combustion	[Pa]
$P_{ej}$	Pression statique à la section de sortie du système propulsif	[Pa]
$P_{inj}$	Pression d'injection relative du jet libre de l'injecteur	[Pa]
$P_{inst}$ , ou $P'$	Amplitude maximale des fluctuations de pression normalisée par la pression moyenne	[-] ou [%]
$P_{sat}$	Pression de vapeur saturante	[Pa]
r	Rayon au point considéré	[m]
$r_a$	Rayon de l'apoastre (apogée ou aphélie)	[m]
$r_p$	Rayon du périastre (périgée ou périhélie)	[m]
R	Rayon du corps attracteur considéré	[m]

Re	Nombre de Reynolds	[-]
S	Rapport des densités gaz/liquide d'un fluide	[-]
t	temps	[s]
T	Température	[K]
$u_i$	Vitesse initiale d'un système avant une manœuvre orbitale	[m.s <sup>-1</sup> ]
$u_f$	Vitesse finale d'un système après une manœuvre orbitale	[m.s <sup>-1</sup> ]
$\Delta u$	Incrément de vitesse pendant une manœuvre orbitale	[m.s <sup>-1</sup> ]
$V_0$	Vitesse de satellisation à altitude nulle	[m.s <sup>-1</sup> ]
$V_0$	Vitesse entrant dans le système propulsif	[m.s <sup>-1</sup> ]
$V_C$	Volume effectif de la chambre de combustion	[m <sup>3</sup> ]
$V_{ej}$	Vitesse entrant du système propulsif	[m.s <sup>-1</sup> ]
$V_1$	Vitesse de libération	[m.s <sup>-1</sup> ]
$V(r)$	Vitesse orbitale sur une orbite circulaire de rayon r	[m.s <sup>-1</sup> ]
V	Norme du vecteur vitesse $\vec{V}$	[m.s <sup>-1</sup> ]
$V_X$	Composante de vitesse selon l'axe X	[m.s <sup>-1</sup> ]
$V_Y$	Composante de vitesse selon l'axe Y	[m.s <sup>-1</sup> ]
We	Nombre de Weber	[-]
X	Axe vertical dans le plan des injecteurs	[-]
Y	Axe horizontal dans le plan des injecteurs	[-]
Y	Fraction massique	[-]
Z	Axe hors plan des injecteurs formant un trièdre X,Y,Z positif	[-]
$z_a$	Altitude de l'apoastre (apogée ou aphélie)	[m]
$z_p$	Altitude du périastre (périgée ou périhélie)	[m]
$z_{st}$	Coefficient stœchiométrique de l'oxydant d'une réaction	[mol]

<b><i>Lettres grecques</i></b>	<b><i>Désignation</i></b>	<b><i>Unité</i></b>
$\alpha_0$	Angle d'impact d'un doublet d'injection	[°]
$\gamma$	Rapport des chaleurs à pression et à volume constant	[-]
$\gamma$	Demi-angle formé par l'intersection d'un couple de LASER	[°]
$\Delta$	Intervalle de temps	[s]
$\Delta$	Rapport des diamètres de deux gouttes en collision	[-]

$\varepsilon$	Rapport d'expansion d'une tuyère	[-]
$\eta_{C^*}$	Efficacité de combustion	[-] ou [%]
$\theta$	Demi-angle d'impact d'un doublet d'injection	[°]
$\lambda$	Conductivité thermique d'un matériau	[W.m <sup>-1</sup> .K <sup>-1</sup> ]
$\lambda$	Longueur d'onde	[m]
$\lambda_m$	Avancement en masse d'une réaction	[-]
$\mu$	Viscosité dynamique	[kg.m <sup>-1</sup> .s <sup>-1</sup> ]
$\rho$	Masse volumique	[kg.m <sup>-3</sup> ]
$\sigma$	Tension de surface	[N.m <sup>-1</sup> ]
$\varphi$	Richesse de la réaction de combustion	[-]
$\Phi$	Efficacité du mélange	[-]
$\omega$	Argument du périastre (périgée ou périhélie)	[°]
$\omega$	Vitesse de régression de la charge en propulsion solide	[m.s <sup>-1</sup> ]
$\Omega$	Longitude du nœud ascendant	[°]
$\Omega$	Vitesse angulaire	[rad.s <sup>-1</sup> ]

***Abréviations Désignation***

AILEFS	Banc dédié à l'Atomisation par Impact de jets Liquides pour l'Étude sur la Formation des Sprays
ACSEL	Banc dédié à l'Allumage et la Combustion de Sprays d'Ergols Liquides
CWL	Center Wavelength, Longueur d'onde à 100 % de transmittance
EAP	Étage d'Accélération à Poudre, Booster d'Ariane 5
EPC	Étage Principal Cryotechnique
EPS	Étage à Propergols Stockables
ESC	Étage Supérieur Cryotechnique
EtOH	« Diminutif » pour l'éthanol
FWHM	Full Width at Half Maximum, Largeur à Mi-Hauteur (soit 50 % de transmittance)
GEO	Orbite géostationnaire
GRASP	GReen Advance Space Propulsion
GTO	Orbite de transfert géostationnaire
HTP	High-Test Peroxide, « diminutif » pour le peroxyde d'hydrogène

LEO	Orbite de « basse » altitude
LDV	Laser Doppler Velocimetry
MEO	Orbite d'altitude « moyenne »
MMD	Diamètre Médian Massique
MMH	Monométhylhydrazine
MPS	Moteur à Propergol Solide
NIR	Région Proche Infrarouge du rayonnement électromagnétique
NTO	Peroxyde d'azote
PDA	Phase Doppler Anemometry
PDI	Phase Doppler Interferometry
PDPA	Phase Doppler Particle Analysis
PERGOLA	Propulsion par Ergols Avancés
PI	Patternation Index : traduit l'uniformité d'une distribution
PLIF	Planar Laser Induced Fluorescence
PP	Penetration Percentage : traduit l'homogénéité du mélange
SMD	Diamètre Moyen de Sauter
SRB, SRM	Solid Rocket Booster (ou Motor)
SYLDA	SYstème de Lancement Double Ariane
UDMH	Diméthylhydrazine asymétrique
UV	Région Ultraviolette du rayonnement électromagnétique
Vis	Région Visible du rayonnement électromagnétique

### ***Indices***

### ***Désignation***

o	Relatif au trigger d'origine des signaux
∞	Relatif à l'infini par rapport à la goutte
cam	Relatif au déclenchement de l'acquisition vidéo
comb	Relatif à la combustion des ergols
ej	Relatif à l'éjection de la tuyère
g	Relatif à la goutte
gaz	Relatif au gaz
gb	Relatif au mélange de gaz brûlés, ayant réagi

gf	Relatif au mélange de gaz frais, n'ayant pas encore réagi
ign	Relatif à la torche d'allumage
imp	Relatif au point d'impact
inj	Relatif à l'injection
jet	Relatif au jet libre
liq	Relatif au liquide, aux ergols
mél	Relatif au mélange de gaz frais et brûlés, traduisant l'avancement de la réaction de combustion
rec	Relatif au trigger d'enregistrement des signaux
spc	Relatif au déclenchement de l'acquisition spectrométrique
t	Relatif au col de la tuyère
vap	Relatif à l'évaporation

# Table des Figures

Figure 1.1 : Schéma de la chambre de combustion et de la tuyère (adapté de Sutton & Biblarz [1]) .....	10
Figure 1.2 : Eléments d'une orbite classique de Kepler, adaptable à tout corps en rotation autour d'un corps principal attracteur (image <a href="http://www.imcce.fr">www.imcce.fr</a> ) .....	12
Figure 1.3 : Définition du point vernal avec l'équinoxe de printemps (image <a href="http://www.meridienne.org">www.meridienne.org</a> ) .....	12
Figure 1.4 : Vitesses orbitale et de libération pour différents corps attracteurs .....	13
Figure 1.5 : Principe d'une orbite de transfert de Hohmann (image <a href="http://www.podcastscience.fm">www.podcastscience.fm</a> ) .....	16
Figure 1.6 : Déroulement d'un vol d'Ariane 5 jusqu'à largage des satellites (image CNES).....	16
Figure 1.7 : Architecture générale du lanceur Ariane 5 ECA (image CNES) .....	17
Figure 1.8 : Architecture typique d'un moteur à propulsion solide (d'après Sutton & Biblarz [1]) .....	18
Figure 1.9 : Configurations typiques de charge du propergol solide et profils de poussée obtenue (d'après Mattingly [3], extrait de Shafer [4]) .....	19
Figure 1.10 : Composants classiques d'un moteur à ergols liquides (d'après Sutton & Biblarz [1]) .....	23
Figure 1.11 : Les trois cycles principaux existant pour un moteur à ergols liquides (d'après Sutton & Biblarz [1]) .....	24
Figure 1.12 : Coupe d'un moteur principal RS-25 du Space Shuttle (image Rocketdyne, BC98-04) .....	25
Figure 1.13 : La tête d'injection du moteur F-1 de Saturn V et les parois de la chambre de combustion (image <a href="http://www.arstechnica.com">www.arstechnica.com</a> ) : a) avant un essai ; b) après essai sur banc.....	25
Figure 1.14 : Les différentes zones de l'ensemble chambre – tuyère associées à un phénomène physique particulier (d'après Chehroudi et al. [6]).....	26
Figure 1.15 : Manipulation en scaphandre pour les ergoliers (image Arianespace).....	27
Figure 1.16 : Influence du rapport de mélange sur l'impulsion spécifique pour plusieurs couples d'ergols (d'après Ley et al. [12]) .....	29
Figure 1.17 : Vitesse d'éjection effective pour différents modes de propulsion (d'après Sutton & Biblarz [1])	32
Figure 2.1 : Les différentes régions d'un spray (d'après Jiang et al. [13]).....	37
Figure 2.2 : Schéma d'une collision entre deux gouttelettes (d'après Kim et al. [14]).....	38
Figure 2.3 : Les quatre types de collisions (d'après Kim et al. [14]) .....	38
Figure 2.4 : Diagramme des régimes de collisions selon le nombre de Weber et le paramètre d'impact (d'après Kim et al. [14]).....	39
Figure 2.5 : Régimes de fragmentation d'une goutte (d'après Pilch & Erdman [15]) .....	41
Figure 2.6 : Simulations numériques récentes sur la fragmentation d'une goutte, (d'après Chen et al. [17])	41
Figure 2.7 : La tête d'injection du moteur Vulcain 2 d'Ariane 5 et ses 566 injecteurs coaxiaux (image ESA)	43
Figure 2.8 : La tête d'injection du moteur F-1 (Saturn V) avec ses 1416 paires d'injecteurs à impact like (d'après <a href="http://heroicrelics.org">heroicrelics.org</a> , « F-1 Engine Injector »).....	44
Figure 2.9 : Les géométries internes principales de buses (d'après Royne & Dey [20]) .....	44
Figure 2.10 : Pression relative en fonction du débit volumique (d'après Royne & Dey [20]) .....	45
Figure 2.11 : Ecoulement interne dans les injecteurs ; a) Flux rattaché ; b) Flux détaché (d'après Ramamurthi et al. [21]).....	45
Figure 2.12 : Autres géométries d'orifices de buses (d'après Whelan & Robinson [22]) .....	46
Figure 2.13 : Pression relative d'éjection en fonction du débit volumique pour les géométries considérées (d'après Whelan & Robinson [22]) .....	46
Figure 2.14 : Influence du rayon de courbure sur le $C_d$ (d'après Gill & Nurick [19]).....	46

Figure 2.15 : Evolutions du doublet : le triplet, le quadruplet, le quintuplet (d'après Ley et al. [12]) .....	47
Figure 2.16 : Paramètres supplémentaires pour l'association de doublets (d'après Nurick & Clapp [24]) .....	48
Figure 2.17 : Longueurs d'ondes $\lambda_i$ et distances d'atomisation $x_i$ de la nappe liquide .....	49
Figure 2.18 : Régimes d'atomisation de doublets (like) d'eau, fluide newtonien peu visqueux (d'après Kampen & Bailardi et al. [26]-[27]).....	49
Figure 2.19 : Régimes d'atomisation de doublets (like) de cyclohexanol et de l'éthylène glycol, fluides newtoniens visqueux (d'après Kampen & Bailardi et al. [26]-[27]) .....	50
Figure 2.20 : Régimes d'atomisation de doublets (like) d'un mélange de kérosène, de particules d'aluminium, et de composés mineurs (50 – 35 – 2 fois 7,5 %), fluides non newtoniens gélifiés (d'après Kampen & Bailardi et al. [26]-[27]) .....	50
Figure 2.21 : Diagrammes des régimes d'atomisation selon les nombres de Reynolds et de Weber, et le fluide utilisé (d'après Kampen & Bailardi et al. [26]-[27]) .....	51
Figure 2.22 : Répartition du liquide en différents points après le point d'impact (d'après Chihiro et al. [28])	51
Figure 2.23 : a) Simulation en aval du point d'impact ; b) diamètres caractéristiques associés (d'après Zheng et al. [29]).....	52
Figure 2.24 : a) Schéma d'un maillage adaptatif ; b) pdf de diamètres pour différents niveaux de maillage ; c) Simulation numérique associée au maillage de niveau 9 (d'après Chen et al. [17]).....	53
Figure 2.25 : Schéma des deux axes d'un spray avec "Echantillonneur linéaire" (d'après Asghriz et al. [32])	55
Figure 2.26 : Variations de PI, PP et Em en fonction du flux de quantité de mouvement pour des doublets d'eau (d'après Yuan et al. [34]).....	56
Figure 2.27 : Distributions log-normales de pulvérisations classiques (d'après Onofri [35]) .....	57
Figure 2.28 : Fractions de volume cumulées ( $d_0 = 1,0$ mm, $\alpha_0 = 60^\circ$ , $V_0 = 12,0$ m/s, d'après Poulikakos [37])	58
Figure 2.29 : Diagramme SMD – conditions d'injections (eau, $d_0 = 1$ mm, d'après Ramamurthi et al. [21])..	60
Figure 3.1 : Processus physiques intervenant dans la chambre de poussée (d'après Chehroudi et al. [6]).....	64
Figure 3.2 : Évaporation et combustion d'une goutte isolée dans une atmosphère oxydante ; Profils de fractions massique et température associés (d'après Cessou [47]).....	65
Figure 3.3 : Évaporation et combustion d'une goutte isolée dans une atmosphère oxydante en mouvement : (de a à d), 4 vitesses et 4 front de flammes associés), d'après Law et Cessou [46]-[47]).....	66
Figure 3.4 : Les trois modes d'allumages d'un mélange liquide-vapeur (d'après Aggarwal [48]) .....	68
Figure 3.5 : Schéma d'un moteur avec une préchambre catalytique (d'après Jo et al. [60]) .....	69
Figure 3.6 : Influence du $L^*$ sur le diagramme $C^*$ – richesse (adapté d'après Jo et al. [60]) .....	70
Figure 3.7 : a) $C^*$ en fonction de $L^*$ pour un mélange NTO/50-50 $N_2H_4$ -UDMH ; b) $L^*$ associées à quelques associations d'ergols liquides (d'après Huzel & Huang [2]) .....	70
Figure 3.8 : Schéma d'un injecteur de type « pintle » et emplacements réels des deux injecteurs dans la chambre de combustion (d'après Sakaki et al. [69]-[70]) .....	71
Figure 3.9 : Influence des rapports de mélange (a), et du flux de quantité de mouvement (b) sur l'efficacité de combustion pour deux configurations d'injection (d'après Sakaki et al. [69]).....	71
Figure 3.10 : Corrélations entre la pression d'injection LOx, les instabilités et le rendement de combustion (d'après Sakaki et al. [70]) .....	72
Figure 3.11 : Classification des instabilités selon leur fréquence (d'après Sengissen [79]).....	73
Figure 3.12 : Les « baffles » de la tête d'injection du moteur F-1.....	74
Figure 3.13 : Phénomènes et interactions générant des instabilités de combustion (d'après Cheuret [80]) ...	74
Figure 3.14 : Premiers modes d'instabilités et leur fréquence propre (d'après Huzel & Huang [2]) .....	74

Figure 4.1 : Eléments du banc de pulvérisation inerte .....	82
Figure 4.2 : Schéma du montage entier avec le dispositif PDPA.....	83
Figure 4.3 : a) Zoom sur le triangle formé par les porte-injecteur ; b) Désignation des symboles .....	84
Figure 4.4 : Adaptation du banc de pulvérisation à la tête d'injection en triplets.....	84
Figure 4.5 : a) Schéma d'un capteur actif à élément piézorésistif ; b) Pont de Wheatstone à 4 jauges extensométriques (image ONERA, « Méthodes de mesure en aérodynamique »).....	86
Figure 4.6 : Exemples d'ombroscopie sur des doublets like, selon deux plans d'observation .....	87
Figure 4.7 : Schéma d'installation d'un PDI (image Artium Technologies) .....	87
Figure 4.8 : a) Franges d'interférences dues au croisement de deux faisceaux ; b) Représentation 3D du volume de mesure associé (d'après Onofri [35]).....	88
Figure 4.9 : Matérialisation de la composante de vitesse U en fonction de la trajectoire de la particule dans le volume de mesure (d'après Onofri [35]) .....	88
Figure 4.10 : Parcours des rayons d'ordre p diffusés dans la direction $\theta$ par une particule de diamètre D, de rapport d'indice $m = m_1/m_2$ (d'après Onofri [35]).....	89
Figure 4.11 : Diagramme de diffusion (coordonnées polaires), d'une goutte d'eau dans l'air, notamment pour la théorie de Mie (à partir de $10\lambda$ ), d'après Onofri [35].....	89
Figure 4.12 : Déphasage des 3 photodétecteurs en fonction du diamètre de goutte (d'après Onofri [35]).....	90
Figure 4.13 : Problèmes de diffusion multiple sur le parcours d'un photon entre l'émetteur et le récepteur (d'après Onofri [35]) .....	90
Figure 5.1 : Architecture générale du banc ACSEL .....	98
Figure 5.2 : Réseau fluide du banc ACSEL.....	99
Figure 5.3 : Détail des cinq emplacements de la tête d'injection d'ACSEL.....	100
Figure 5.4 : Plan d'un injecteur de diamètre 0,30 mm à 60° d'impact.....	100
Figure 5.5 : Vue en coupe de la tête d'injection en triplet OFO du banc ACSEL.....	101
Figure 5.6 : Température de flamme adiabatique selon la richesse (Air/Hydrogène, $P_{CC} = 2$ atm).....	102
Figure 5.7 : Canal d'éjection de la torche de diamètre 3,5 mm incliné à 30° vers les ergols .....	102
Figure 5.8 : Assemblage des éléments autour de la chambre de combustion .....	103
Figure 5.9 : Les 4 cols d'éjection ; a) 21 mm ; b) 15 mm ; c) 10 mm ; d) 7 mm.....	103
Figure 5.10 : Chaleur de réaction et température adiabatique de flamme selon la richesse (mélange d'ergols EtOH – HTP 87,5% réels, $P_{CC} = 1$ atm) .....	104
Figure 5.11 : Exemple des 5 signaux de pression pendant un essai sur le banc ACSEL .....	106
Figure 5.12 : Les principaux éléments des lignes d'alimentation en ergols .....	107
Figure 5.13 : Transmittance des hublots de type HPFS® 7980 KrF grade (image Corning®) .....	108
Figure 5.14 : Visualisation directe (a) et chimiluminescence OH (b) sur le 1 <sup>er</sup> hublot du banc ACSEL.....	109
Figure 5.15 : Spectres d'émission ; a) d'une flamme de pré-mélange butane – air (d'après Obertacke [99]) ; b) d'une flamme non pré-mélangée EtOH/HTP 87,5 % .....	110
Figure 5.16 : Schéma des deux thermocouples montés sur leur support fluxmètre .....	111
Figure 5.17 : Chronogramme typique des essais sur ACSEL .....	111
Figure 5.18 : Synthèse des emplacements pour diagnostics physiques et optiques.....	112
Figure 5.19 : Vue de la chambre de combustion et ses instrumentations .....	113

Figure 6.1 : Influence de la coplanarité des jets libres sur l'atomisation à 9 barG ( $d_0 = 0,51$ mm, $\alpha_0 = 60^\circ$ )	121
Figure 6.2 : Histogrammes des essais de la Figure 6.1 avec $X/d_0 = 150$ , pour 2 000 gouttes.....	121
Figure 6.3 : Ombroscopie de doublet like, avec $d_0 = 0,51$ mm et $\Delta P_{inj} = 9$ barG ; a) Vues de face (5 000 fps, 1/106 000 s, $\Delta t = 200$ $\mu$ s) ; b) Vues de côté (3 000 fps, 1/54 000 s, $\Delta t = 333$ $\mu$ s) .....	123
Figure 6.4 : Estimation des vitesses de structures distinctives pour les conditions de la Figure 6.3 .....	124
Figure 6.5 : Ombroscopie de doublet like, avec $d_0 = 0,51$ mm et $\Delta P_{inj} = 15$ barG; a) Vues de face (125 fps, 1/125 s, $\Delta t = 8$ ms) ; b) Vues de côté (125 fps, 1/15 000 s, $\Delta t = 8$ ms) .....	125
Figure 6.6 : Ombroscopie de doublet like, avec $d_0 = 0,51$ mm et $\Delta P_{inj} = 30$ barG; a) Vues de face (125 fps, 1/125 s, $\Delta t = 8$ ms) ; b) Vues de côté (125 fps, 1/15 000 s, $\Delta t = 8$ ms) .....	126
Figure 6.7 : Angles d'expansion de la région du spray dense en fonction de la pression d'injection, avec application d'une méthode de seuil sur la distribution .....	126
Figure 6.8 : Influence de la pression et de l'angle d'impact sur le SMD ( $d_0 = 0,51$ mm) .....	127
Figure 6.9 : Composantes de la vitesse dans le repère du point d'impact .....	128
Figure 6.10 : Influence de la pression sur les histogrammes de vitesses d'un doublet like ( $d_0 = 0,51$ mm ; $\alpha_0 = 60^\circ$ ; $X/d_0 \approx 350$ ) ; a) Vitesse axiale ; b) Vitesse transversale .....	129
Figure 6.11 : Influence du diamètre d'injecteur $d_0$ sur le SMD des sprays .....	130
Figure 6.12 : Comparaison des SMD pour l'éthanol et l'eau, $d_0 = 0,51$ mm, $h = 22$ mm .....	131
Figure 6.13 : Ombroscopie de doublet unlike en diamètre, avec $d_{0,g} = 0,38$ mm et $d_{0,d} = 0,51$ mm et $\Delta P_{inj,g=d} = 30$ barG ; temps de pose 8 ms, $\Delta t = 8$ ms.....	133
Figure 6.14 : Pulvérisation de doublet unlike en pression, avec $d_0 = 0,51$ mm, $\Delta P_{inj,g} = 30$ barG et $\Delta P_{inj,d} = 9$ barG ; temps de pose 0,2 ms, $\Delta t = 2$ ms.....	133
Figure 6.15 : a) b) c) Histogrammes des trois injecteurs ACSEL basé sur 10 000 gouttes, à $X/d_0 = 100$ .....	135
Figure 6.16 : Influence de la pression d'injection sur les résultats de l'analyse granulométrique à $X/d_0 = 100$ pour chaque injecteur : a) SMD pour chaque injecteur (deux mesures par injecteur) ; b) Vitesse moyenne axiale (une seule mesure) .....	135
Figure 6.17 : Influence de la pression ( $X/d_0 = 100$ pour l'injecteur N°1) sur : a) les histogrammes de vitesse axiale ; b) le diagramme vitesse axiale – diamètre de gouttes.....	137
Figure 6.18 : Influence de la pression ( $X/d_0 = 100$ pour l'injecteur N°1) sur : a) les pdf cumulées du nombre de gouttes ; b) les pdf cumulées de la masse des gouttes détectées dans le volume de mesure et MMD correspondant.....	137
Figure 6.19 : Ombroscopie de triplets like, avec $d_0 = 0,30$ mm et $\Delta P_{inj} = 15$ barG ; a) Vues de face (temps de pose 1,67 $\mu$ s, $\Delta t = 200$ $\mu$ s) ; b) Vues de côté 2 triplets (temps de pose 1,67 $\mu$ s, $\Delta t = 200$ $\mu$ s) ; c) Vues de côté 1 seul triplet alimenté (temps de pose 1,67 $\mu$ s, $\Delta t = 200$ $\mu$ s) .....	139
Figure 6.20 : Ombroscopie de triplets like, avec $d_0 = 0,30$ mm et $\Delta P_{inj} = 15$ barG ; a) Vues de face (temps de pose 1 ms, $\Delta t = 8$ ms) ; b) Vues de côté (temps de pose 1 ms, $\Delta t = 8$ ms) .....	139
Figure 6.21 : Ombroscopie de triplets unlike, $d_0 = 0,30$ mm et $\Delta P_{inj-Ox} = 30$ barG ; $\Delta P_{inj-F} = 9$ barG ; a) Vues de face (temps de pose 1 ms, $\Delta t = 8$ ms) ; b) Vues de côté 2 triplets (temps de pose 1,67 $\mu$ s, $\Delta t = 200$ $\mu$ s).....	140
Figure 6.22 : Influence de la pression ( $X/d_0 = 100$ pour les triplets OFO) sur : a) les histogrammes de diamètres ; b) les histogrammes de vitesse axiale.....	141
Figure 6.23 : Influence de la pression ( $X/d_0 = 100$ ) en triplets like et unlike puis en doublets, sur : a) les diagrammes vitesse axiale – diamètre de gouttes ; b) les SMD et vitesses axiales moyennes et comparaison avec les doublets OO et doublets purs .....	141

Figure 7.1 : Spray central dévié par la torche vu de haut (Essai inerte à l'eau).....	147
Figure 7.2 : Chronogramme typique d'un essai de combustion .....	148
Figure 7.3 : Profils de pression en amont et en aval des cols d'air et d'hydrogène pour une pression génératrice identique fixée (en haut : 2 – 4 – 6 barG ; en bas : 3 – 5 – 7 barG).....	149
Figure 7.4 : Débit total et richesse pour une pression génératrice entre 2 et 7 barG.....	149
Figure 7.5 : Mise en évidence de la relation pression de combustion – débit sur les 4 cols.....	150
Figure 7.6 : Profils de pression au point de débit maximal de la Figure 7.5.....	150
Figure 7.7 : Pression de combustion à différentes richesses ; a) Col 21 mm ; b) Col 15 mm.....	151
Figure 7.8 : Interaction torche/ergols pour le col de 21 mm, pour 3 essais à la richesse théorique de 1,1 ; a) dans la chambre, b) à sa sortie, c) par chimiluminescence OH dans la chambre ; .....	152
Figure 7.9 : Spectres d'émission à l'éjection pour différentes richesses ; a) Col 21 mm ; b) Col 15 mm .....	153
Figure 7.10 : Pulvérisation d'eau dans la configuration de référence (sans rotation) .....	154
Figure 7.11 : Coefficients de débit des lignes d'injection et doublets ; a-b-c) éthanol en conditions inertes, puis réelles sur chaque col ; d-e-f) peroxyde d'hydrogène en conditions inertes, puis réelles sur chaque col.....	155
Figure 7.12 : Zoom sur un orifice d'injecteur, et vue d'ensemble des doublets .....	156
Figure 7.13 : Deux zones d'allumage (temps de pose 100 $\mu$ s), col de 7 mm ; a) inférieure ; b) supérieure ....	157
Figure 7.14 : Col de 7 mm : a) Images instantanées (temps de pose 100 $\mu$ s) pour un mélange stœchiométrique ; b) Moyenne basée sur 900 images soient 300 ms .....	158
Figure 7.15 : Profils de la pression de combustion pour différentes richesses, au débit de référence visé pour chaque col : a, b) Col 10 mm à 19 g/s ; c, d) Col 7 mm à 15 g/s.....	159
Figure 7.16 : Influence de la richesse sur la pression de combustion pour les cas de la Figure 7.15.....	160
Figure 7.17 : Pression de combustion à la stœchiométrie, sur les cols de 10 et 7 mm.....	160
Figure 7.18 : Zone de visée du spectromètre optique centrée sur un disque de Mach.....	162
Figure 7.19 : Spectres d'émission du panache d'éjection dans les conditions de la Figure 7.15 : a, b) Col 10 mm à 19 g/s ; c, d) Col 7 mm à 15 g/s.....	162
Figure 7.20 : Analyse de performance selon les deux débits sur chaque col : a, b) Vitesse caractéristique et rendement de combustion en fonction de la richesse ; c, d) Estimation de poussée et pression de combustion mesurée en fonction de la richesse .....	165
Figure 7.21 : Temps de résidence des espèces dans la chambre pour le col de 7 mm .....	167
Figure 7.22 : Flux de chaleur pariétal dans la configuration de référence pour deux conditions de débits par col : a) Col 10 mm ; b) Col 7 mm .....	167
Figure 7.23 : Pulvérisation d'eau : a) configuration de référence (rappel) ; b) rotation du combustible ; c) rotation des oxydants ; Quadrillage de la largeur du hublot (30 mm) .....	169
Figure 7.24 : Phase de combustion autonome en visualisation directe (image instantanée, temps de pose 100 $\mu$ s, et moyenne sur 900 images) dans les trois configurations d'injection, pour le col de 7 mm et un mélange stœchiométrique ; a) rappel de la référence ; b) rotation combustible ; c) rotation oxydants.....	169
Figure 7.25 : Phase de combustion autonome en chimiluminescence avec le col de 7 mm (image instantanée, temps de pose 15 $\mu$ s, et moyenne sur 5 000 images) dans les trois configurations d'injection pour le col de 7 mm et un mélange stœchiométrique ; a) référence ; b) rotation combustible ; c) rotation oxydants .....	170
Figure 7.26 : Influence de la richesse sur les moyennes de chimiluminescence avec le col de 7 mm ; a) référence ; b) rotation combustible ; c) rotation oxydants ; d) Richesse.....	170
Figure 7.27 : Analyse de performance incluant les essais avec rotations .....	172
Figure 7.28 : Spectres d'émission à l'intérieur de la chambre au niveau du premier hublot .....	172

Figure 7.29 : Analyse de Fourier de la pression chambre (transverse) et amont (longitudinal) en mélange stœchiométrique : fréquence d'acquisition de 100 kHz, atténuation due à la bande passante à -3 dB de 40 kHz, dans les 3 configurations d'injections a, b et c.....	176
Figure 7.30 : Stabilisation de la pression chambre par rotation du combustible .....	177
Figure 7.31 : Coefficients de débit des lignes d'injection et triplets OFO.....	178
Figure 7.32 : Essai en triplets OFO proche de la stœchiométrie (temps de pose 100 $\mu$ s ; $\Delta t = 0,666$ ms).....	178
Figure 7.33 : Influence de la richesse globale sur la longueur d'accroche de la flamme sur les sprays, pendant la phase de combustion autonome à 15 g/s ; a) images instantanées (temps de pose 100 $\mu$ s) ; b) moyenne sur 1 000 images ; c) richesses moyennes des 8 essais : de gauche à droite, et de haut en bas.....	179
Figure 7.34 : Analyse de performance incluant les données des triplets OFO.....	180
Figure 7.35 : Analyse de Fourier de la pression chambre (transverse) et amont (longitudinal) pour 3 richesses : fréquence d'acquisition de 100 kHz.....	182
Figure A.1 : Schéma de principe du détendeur proportionnel D366 avec ses 3 positions (image IMF <sup>®</sup> ).....	209
Figure A.2 : Principaux éléments du débitmètre à effet Coriolis (image Bronkhorst <sup>®</sup> ).....	210
Figure A.3 : Caractéristiques du filtre OH ZBPA310 (adapté d'Asahi-Spectra <sup>®</sup> ) .....	210
Figure A.4 : Réponse spectrale de l'intensificateur C10880-03C (image Hamamatsu <sup>®</sup> ) .....	211
Figure A.5 : Schéma de principe d'un tube photomultiplicateur (image Hamamatsu <sup>®</sup> ).....	211
Figure A.6 : Boîtier du spectromètre optique (image Ocean Optics <sup>®</sup> ) .....	212
Figure B.1 : Repère associé au point d'impact ; Plan (X-Y) pour vue de face ; Plan (X-Z) pour vue de côté..	213
Figure B.2 : Ombroscopie de doublet like moyennées par un long temps d'exposition ; a) Vue de face : temps de pose 8 ms ; b) Vue de côté : temps de pose 0,066 ms.....	213
Figure B.3 : a) Détermination théorique des frontières du spray avec un bruit proportionnel (gain = 1) ; b) Écart relatif de chaque méthode avec la théorie .....	216

# Liste des Tableaux

Tableau I-1 : Paramètres de l'orbite de transfert pour la mission VA230.....	13
Tableau I-2 : Propergols solides typiques avec proportions indicatives (d'après Sutton & Biblarz [1]) .....	20
Tableau I-3 : Caractéristiques de quelques moteurs à propergols solides de l'Histoire .....	21
Tableau I-4 : Les ergols cryogéniques classiques .....	27
Tableau I-5 : Les ergols stockables classiques.....	28
Tableau I-6 : Revue des performances de quelques moteurs à ergols liquides de l'Histoire .....	29
Tableau II-1 : Les différents types d'injecteurs à ergols liquides (d'après Gill & Nurick [19]) .....	42
Tableau II-2 : Valeur du facteur de mélange en fonction du type d'injecteur (d'après Gill & Nurick [19]).....	54
Tableau II-3 : Principaux diamètres moyens (d'après Lefebvre [38]).....	58
Tableau IV-1 : Potentiel d'étude du banc expérimental dédié à la pulvérisation .....	85
Tableau V-1 : Propriétés des espèces concentrées à 100 % .....	94
Tableau V-2 : Matrice de conversion des concentrations $x$ en $y$ .....	95
Tableau V-3 : Pression de vapeur saturante des ergols utilisés à différentes températures ( $P_{tot} = 1$ bar).....	96
Tableau V-4 : Exemple de conditions d'injection stœchiométriques .....	97
Tableau V-5 : Estimation des SMD et $t_{vap}$ des ergols pour différentes températures ambiantes dans les conditions d'injection liquide stœchiométriques du Tableau V-4 .....	97
Tableau V-6 : Dimensionnement de la torche d'allumage.....	102
Tableau V-7 : Paramètres de fonctionnement du banc ACSEL .....	104
Tableau V-8 : Longueurs d'ondes des pics principaux des radicaux $OH^*$ , $CH^*$ et $C_2^*$ .....	110
Tableau V-9 : Position des diagnostics décrits sur la Figure 5.18, amonts et externe.....	113
Tableau VI-1 : Propriétés des liquides utilisés .....	122
Tableau VI-2 : Conditions d'injection en eau sur les injecteurs académiques et leurs équivalents sur les ergols d'intérêt .....	122
Tableau VI-3 : Valeurs numériques de l'analyse granulométrique .....	131
Tableau VI-4 : Conditions d'injection pour chaque ligne d'alimentation ; Transposition aux ergols.....	135
Tableau VI-5 : Influence de la pression sur quelques diamètres caractéristiques (inj. N°1) .....	137
Tableau VII-1 : Analyse numérique de la dynamique de l'allumage et de la combustion .....	161
Tableau VII-2 : Fréquence des premiers modes selon Huzel & Huang [2].....	173





***“Earth is the cradle of humanity;  
but one cannot remain in a cradle forever”***

*“La Terre est le berceau de l’humanité;  
mais on ne passe pas sa vie dans un berceau”*

Konstantin E. Tsiolkovsky (1857 – 1935)

***“It is difficult to say what is impossible,  
for the dream of yesterday is the hope  
of today and the reality of tomorrow”***

*“Difficile de dire ce qui est impossible,  
car le rêve d’hier est l’espoir  
d’aujourd’hui et la réalité de demain”*

Robert H. Goddard (1882 – 1945)



---

---

*Introduction :*

*Contexte et Plan*

---

---

Ce mémoire de thèse est consacré à l'étude expérimentale de la pulvérisation, de l'allumage et de la combustion de deux ergols liquides stockables. Elle s'inscrit dans le cadre de projets visant à proposer des solutions alternatives aux ergols liquides utilisés actuellement en propulsion spatiale.

Les ergols liquides actuels dits stockables restent liquides à pression et température ambiantes. Ceux en service actuellement sont extrêmement toxiques pour l'Homme et l'environnement. Ils sont aussi très difficiles à manipuler. Leur caractère hypergolique (un simple contact entre deux ergols de ce type déclenche une réaction chimique irréversible) est intéressant du point de vue de leur allumage, mais impose une extrême précaution dans leur utilisation. Les ergols liquides actuels qualifiés de cryogéniques ne sont pas toxiques mais présentent de nombreuses contraintes pour leur production et leur stockage (il est nécessaire de les maintenir en température).

La norme environnementale européenne REACH impose des restrictions de plus en plus importantes en matière d'émissions polluantes. C'est dans ce contexte que ce travail de thèse s'inscrit. Ainsi, les ergols utilisés pour ces travaux devront être « stockables » (pour s'affranchir des contraintes de maintien en température et pression cryogéniques), mais devront aussi être moins toxiques et donc certainement non hypergoliques.

Les thématiques principales de l'étude sont comprises dans l'intitulé de thèse. Il va donc falloir maîtriser les contraintes inhérentes à la solution bi-ergols stockables. Ainsi, nous nous fixerons comme objectifs de contribuer à caractériser expérimentalement :

- la phénoménologie de la pulvérisation/atomisation de jets liquides par impact conduisant à la formation d'un spray. Cette étude sous-entend la conception et l'utilisation d'un système d'injection ;
- l'allumage d'un spray réactif généré grâce au dispositif d'injection. Nous nous intéresserons ici à la capacité du couple d'ergols à s'allumer en fonction des conditions géométriques ou physiques d'injection ;
- la stabilisation de la combustion. Le but sera pour cette phase de comprendre le phénomène de combustion du couple d'ergols stockables choisi afin de s'orienter vers une application propulsive du banc expérimental et d'estimer l'impact de l'utilisation de tels ergols sur les performances d'un moteur.

L'étude s'articule autour de trois parties. La première partie consiste en une synthèse bibliographique autour des thèmes abordés, la seconde détaille les dispositifs expérimentaux et les moyens métrologiques utilisés pour l'étude. La troisième partie se concentre sur les résultats obtenus lors des études fondamentales de pulvérisation, volontairement non réactives afin de bien découpler les phénomènes, puis se focalise sur les résultats d'allumage et combustion sur le couple d'ergols étudié, à savoir l'éthanol en tant que combustible et le peroxyde d'hydrogène en tant qu'oxydant.

Précisons maintenant le contenu des chapitres de chaque partie.

Dans la partie 1 consacrée à la synthèse bibliographique, le Chapitre 1 propose des généralités sur la propulsion spatiale pour fixer le cadre d'étude. Les différents types de propulsion seront brièvement étudiés, les équations fondamentales ainsi que les paramètres physiques de propulsion spatiale seront explicités. La propulsion liquide est quand même mise en avant pour ne retenir que cette solution dans la suite du mémoire. Ensuite, la maîtrise des phases d'injection et de combustion est primordiale pour générer une bonne poussée. Le Chapitre 2 se consacre donc à la pulvérisation, et aux différents types d'injecteurs. Une fois le spray généré, le Chapitre 3 discute dans un premier temps du phénomène d'évaporation des gouttes du spray pour former un milieu diphasique ou, dans le cas idéal, un gaz parfaitement homogène propice à l'allumage et la combustion. Ces deux derniers thèmes font l'objet de la suite du chapitre 3, avec une brève présentation des différentes techniques mises en œuvre pour enflammer un mélange réactif. Enfin, les performances en combustion et en stabilité de quelques configurations décrites dans la littérature sont présentées, avec un rapport plus ou moins éloigné de notre étude d'ergols stockables spécifiques.

Cette synthèse bibliographique justifie les choix retenus pour notre étude.

Dans la partie 2 dédiée à la mise en œuvre des dispositifs expérimentaux et la métrologie associée, l'objectif est de décrire chaque banc expérimental créé pour ces travaux de thèse, d'explicitier leur potentiel d'étude, puis de lister et caractériser les moyens métrologiques installés. Le Chapitre 4 décrit le banc expérimental conçu pour l'étude fondamentale de la formation d'un spray par impact de jets liquides. Le Chapitre 5 s'intéresse au banc dédié à la combustion des sprays d'ergols générés. Il résume l'architecture générale du banc en répertoriant ses différents sous-systèmes et leurs articulations. Les dispositifs expérimentaux associés sont décrits dans chacun de ces chapitres.

Une fois ces bancs expérimentaux créés et rendus opérationnels, leur exploitation a pour but de collecter les données issues des moyens métrologiques.

La partie 3 rassemble tous les résultats et analyses des essais effectués sur les deux bancs expérimentaux. Le Chapitre 6 a pour objet le banc de pulvérisation inerte défini au Chapitre 4 (désigné par l'acronyme *AILEFS*, pour banc *d'Atomisation par Impact de jets Liquides pour l'Étude de la Formation de Sprays*). Sont exposés les résultats des études paramétriques, principalement dans une configuration de doublet like, mais également de doublet unlike. Nous cherchons notamment à identifier la topologie du spray, les diamètres caractéristiques de gouttes en certains points, et spécifiquement en des points proches de l'injection en vue d'anticiper le phénomène de combustion qui pourrait avoir lieu près de la tête d'injection. Ce chapitre 6 s'attache également à caractériser les injecteurs dédiés au banc de combustion (doublets like et triplets unlike). Le fil conducteur du Chapitre 7 est l'étude de la combustion d'ergols stockables sur le banc conçu pour la combustion (banc *ACSEL*, pour banc *d'Allumage et de Combustion de Sprays d'Ergols Liquides*). Les résultats du chapitre 6 servent de point de départ à la transposition vers une composition de sprays d'ergols réactifs. Après avoir validé les différents sous-systèmes qui composent ce banc expérimental, le chapitre 7 présente les résultats obtenus et interprétations effectuées pour différents points de fonctionnement. Les différents diagnostics physiques et optiques mis en place lors du chapitre 5 aident à l'analyse des performances et de stabilité en combustion.

La dernière partie de ce mémoire résume l'ensemble de l'étude à travers les principaux résultats obtenus. Les perspectives d'études qui découlent de ces travaux sont également développées.

Enfin, quelques pages d'annexes viennent compléter différents points non totalement abordés dans le cœur du mémoire.





---

---

*PARTIE 1 :*

*Synthèse Bibliographique*

---

---



# *Chapitre 1 :*

## *Généralités sur la Propulsion*

### *Spatiale*

#### *Sommaire*

---

<b>1</b>	<b>Equations fondamentales de propulsion.....</b>	<b>10</b>
1.1	Propulsion d'un véhicule spatial .....	10
1.2	Paramètres clés en propulsion spatiale .....	11
<b>2</b>	<b>Les différents modes de propulsion.....</b>	<b>16</b>
2.1	Propulsion solide .....	17
2.1.1	<i>Architecture typique</i> .....	18
2.1.2	<i>Propergols solides classiques</i> .....	19
2.1.3	<i>Performances</i> .....	20
2.2	Propulsion liquide .....	21
2.2.1	<i>Architecture typique</i> .....	22
2.2.2	<i>Ergols liquides classiques</i> .....	26
2.2.3	<i>Performances</i> .....	28
2.3	Autres modes de propulsion et comparaison de performances .....	31
<b>3</b>	<b>Conclusion.....</b>	<b>32</b>

*Dans ce premier chapitre, nous présenterons de manière non exhaustive les différentes techniques de propulsion spatiale pour fixer le cadre général de l'étude. Ce chapitre se veut volontairement plus adressé aux « novices » qu'aux « confirmés ». Ces derniers pourront donc allégrement survoler ce chapitre voire passer directement au chapitre 2.*

L'objectif sera de décrire les fondamentaux théoriques et les techniques de transport spatial qui en découlent, en s'appuyant sur les différentes phases chronologiques d'une mission typique du lanceur européen Ariane 5, jusqu'à l'injection des satellites qu'il contient dans leur orbite de transfert géostationnaire (GTO). La mise à poste des satellites en orbite géostationnaire est une mission dépendant de l'exploitant du satellite et non du lanceur. Néanmoins, on ne se privera pas de s'appuyer sur d'autres exemples de lanceurs pour comparer les solutions retenues.

## 1 Equations fondamentales de propulsion

### 1.1 Propulsion d'un véhicule spatial

Le thème de la propulsion concerne généralement le domaine du transport. En effet, ce terme désigne l'action de mettre un corps en mouvement à l'aide d'une source d'énergie. L'objectif est de convertir l'énergie potentielle de cette source quelconque en poussée, assurant ainsi le mouvement du système en question. Un bilan de quantité de mouvement permet d'exprimer la formule générale de la poussée nette du système, qui est décrite par l'équation suivante (1.1), avec  $\dot{m}_i$ ,  $V_i$ ,  $P_i$ ,  $A_i$ , le débit, la vitesse, la pression et la surface relatifs à la section  $i$  de la Figure 1.1 :

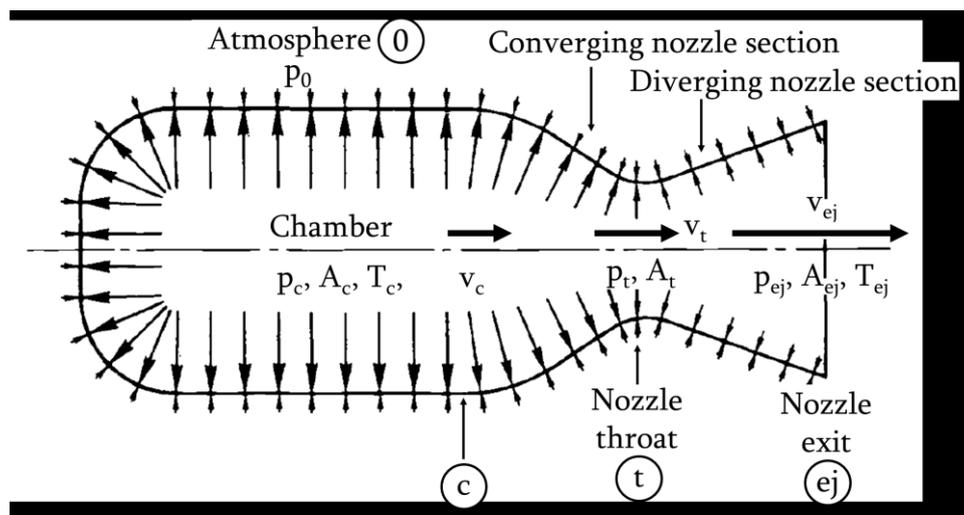


Figure 1.1 : Schéma de la chambre de combustion et de la tuyère (adapté de Sutton & Biblarz [1])

$$F_N = (\dot{m}_{ej}V_{ej} - \dot{m}_0V_0) + (P_{ej} - P_0)A_{ej} \quad (1.1)$$

Dans le domaine énergétique, la source provient en général de la réaction de combustion d'un réducteur (combustible, *fuel* en anglais) avec un oxydant (comburant, *oxidizer* en anglais) : l'énergie est donc de type chimique. Les carburants utilisés en propulsion spatiale s'appellent de manière générale les « ergols » (*propellants* en anglais). Il en existe plusieurs types dont les caractéristiques seront décrites au paragraphe 2.

Comme les véhicules spatiaux sont destinés à être envoyés dans l'espace (i.e. dans le vide), l'oxygène de l'atmosphère n'est plus utilisable pour servir d'oxydant pour la combustion. Pour cette raison, la propulsion fusée est dite anaérobie. Combustibles et oxydants doivent donc être embarqués au sein du système propulsif. Sutton & Biblarz [1] donnent un schéma traditionnel d'une chambre de poussée de moteur fusée : l'éjection des produits de combustion à travers une tuyère (possédant une partie convergente puis une partie divergente) provoque alors la propulsion recherchée (voir Figure 1.1). On peut alors adapter l'équation (1.1) au cas particulier d'un système spatial pour lequel la formule de la poussée nette s'exprime seulement en fonction des caractéristiques d'éjection ( $\dot{m}_0 = 0$ ) (Eq. (1.2)).

$$F_N = (\dot{m}_{\acute{e}j} V_{\acute{e}j}) + (P_{\acute{e}j} - P_0) A_{\acute{e}j} \quad (1.2)$$

La contribution supplémentaire des termes de pression permet d'exprimer la vitesse d'éjection effective (Eq. (1.3)) :

$$c = \frac{F_N}{\dot{m}_{\acute{e}j}} = V_{\acute{e}j} + \frac{(P_{\acute{e}j} - P_0) A_{\acute{e}j}}{\dot{m}_{\acute{e}j}} \quad (1.3)$$

## 1.2 Paramètres clés en propulsion spatiale

La fonction principale d'un lanceur (ou fusée) est d'amener la charge utile qu'il embarque (satellite ou équipage) à des coordonnées spatiales bien spécifiées avant la mission. En général, pour une orbite de transfert géostationnaire (GTO) sur Ariane 5, les paramètres (dont les principaux sont en Figure 1.2) à définir pour injecter le satellite sont les altitudes de l'apogée  $z_a$  (Eq. (1.4)) et du périégée  $z_p$  (Eq. (1.5)), permettant ainsi de calculer le demi-grand axe  $a$  (Eq. (1.6)) et l'excentricité  $e$  de l'orbite (Eq. (1.7)), assez élevée sur une orbite GTO à cause de l'écart d'altitude entre le périégée et l'apogée). Les autres paramètres à définir pour bien positionner l'orbite sont son inclinaison  $i$  par rapport à l'équateur, l'ascension droite  $\Omega$  de son nœud ascendant (longitude du nœud ascendant par rapport à une certaine origine, en général le point vernal  $\gamma$ , illustré en Figure 1.3), l'argument de son périégée  $\omega$  par rapport au nœud ascendant, sachant que le nœud

PARTIE 1 :  
Synthèse Bibliographique

---

ascendant est le point par lequel passe le satellite lorsqu'il coupe le plan équatorial (plan de référence) de l'hémisphère sud vers l'hémisphère nord.

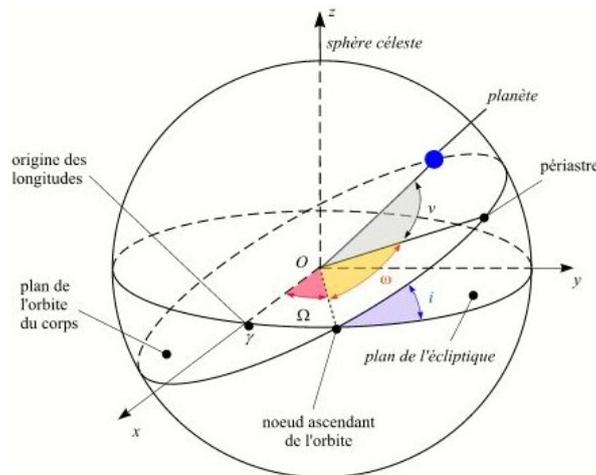


Figure 1.2 : Eléments d'une orbite classique de Kepler, adaptable à tout corps en rotation autour d'un corps principal attracteur (image [www.imcce.fr](http://www.imcce.fr))

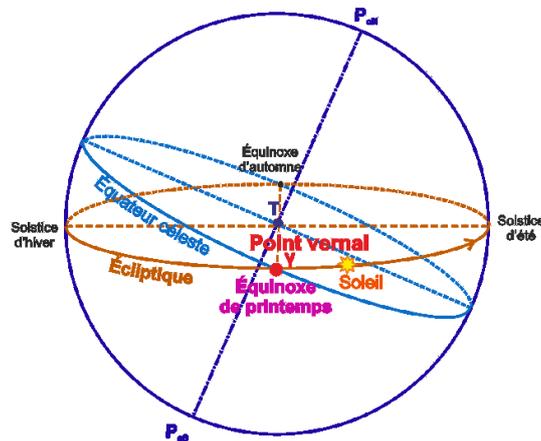


Figure 1.3 : Définition du point vernal avec l'équinoxe de printemps (image [www.meridienne.org](http://www.meridienne.org))

Par exemple, sur le vol d'Ariane 5 « VA230 » du 18 Juin 2016, l'objectif demandé était d'injecter sur une orbite GTO, dont les caractéristiques sont regroupées au Tableau I-1, deux satellites constituant une masse d'emport totale (adaptateurs et SYstème de Lancement Double Ariane 5, ou SYLDA 5 compris) de charge utile s'élevant à 10 731 kg d'après le dossier de vol disponible sur [www.space-airbusds.com/fr/dossiers-vol-ariane-5](http://www.space-airbusds.com/fr/dossiers-vol-ariane-5) (dont 9840 kg de masse nette des satellites). Ces quelques 10,7 t constituent à ce jour la performance record établie en orbite GTO standard sur Ariane 5 ECA. Les modifications récentes apportées aux structures et aux points de fonctionnement des étages permettent d'augmenter la masse d'ergols embarquée (~ 2 tonnes par propulseur, et 15 tonnes de LOx sur le premier étage). Les performances gagnées sont alors converties, dans une moindre mesure, en masse supplémentaire pour la charge utile. Ce record a d'ailleurs été battu de quelques kilogrammes depuis (10 735 kg pour « VA232 » du 24 Août 2016).

*Tableau I-1 : Paramètres de l'orbite de transfert pour la mission VA230*

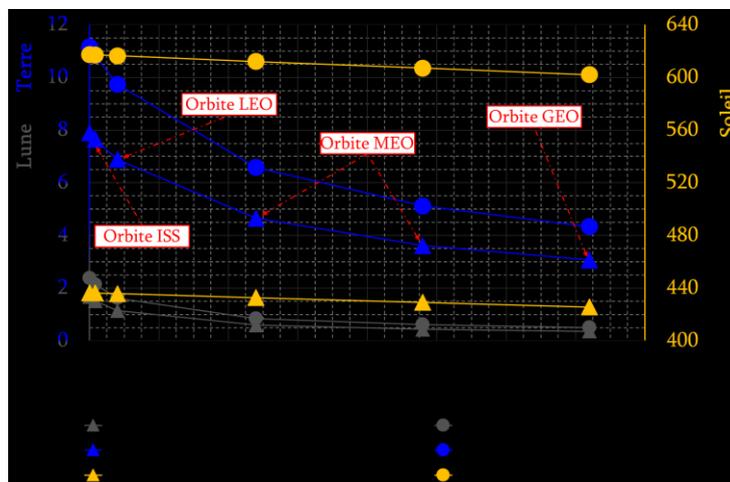
Altitude de l'apogée, prédéfinie (km)	$z_a = r_a - R_{Terre}$	(1.4)	35 786
Altitude du périégée, prédéfinie (km)	$z_p = r_p - R_{Terre}$	(1.5)	249,3
Demi-grand axe de l'orbite GTO, calculée (km)	$a = \frac{z_p + z_a}{2} + R_{Terre}$	(1.6)	24 396
Excentricité, calculée	$e = \frac{r_a}{a} - 1 = 1 - \frac{r_p}{a}$	(1.7)	0,728
Inclinaison, prédéfinie (°)	$i$		6
Argument du périégée, prédéfinie (°)	$\omega$		178
Longitude du nœud ascendant (réf. Kourou), prédéfinie (°)	$\Omega$		-119,528

Pour mener à bien cet objectif, la charge utile doit posséder une vitesse suffisante pour contrer en partie l'attraction terrestre et maintenir son orbite (vitesse de satellisation  $V_0$  (Eq.(1.8)) et vitesse orbitale  $V$  (Eq.(1.9)), et éventuellement dans le cas d'une sonde d'exploration, pour se libérer totalement de l'attraction terrestre. On parle alors de vitesse de libération  $V_l$  (Eq.(1.10)). Ces trois vitesses peuvent se calculer sur chaque système  $S$  possédant une masse  $m$  par rapport à tout corps attracteur  $C$ , de masse  $M$  et de rayon  $R$  (planètes, étoiles...). Par un bilan de forces, on égalise la force d'attraction gravitationnelle entre  $S$  et  $C$  avec l'accélération centripète due à la rotation de  $S$  autour de  $C$ , et on trouve :

$$V_0 = \sqrt{\frac{GM}{R}} \quad (1.8)$$

$$V(r) = V_0 \sqrt{\frac{R}{R+r}} \quad (1.9)$$

$$V_l = \sqrt{2\frac{GM}{R}} = \sqrt{2} V_0 \quad (1.10)$$



*Figure 1.4 : Vitesses orbitale et de libération pour différents corps attracteurs*

La Figure 1.4 met en évidence la dépendance des vitesses à l'altitude mais aussi et

surtout l'influence de la masse  $M$  du corps attracteur  $\mathcal{C}$ . On note les différences d'ordres de grandeurs entre les vitesses associées à la Terre et celles associées au Soleil (comparaison purement théorique) ou à la Lune. Sur Terre, on retrouve les vitesses de satellisation et de libération à impulser à un système  $\mathcal{S}$ , indépendant de sa masse  $m$ , pour une altitude nulle ( $V_0|_{Terre} \approx 7,9 \text{ km/s}$  ;  $V_l|_{Terre} \approx 11,2 \text{ km/s}$ ).

Les lanceurs doivent donc être le moyen pour la charge utile d'acquérir de la vitesse et les propriétés de l'orbite visée. On parle d'incrément, ou d'impulsion de vitesse, noté  $\Delta u$ . Une célèbre équation (Eq. (1.11)) de propulsion spatiale, mise en place par K. Tsiolkovsky, dont une de ses formulations est rappelée dans de nombreuses références (dont [1], [2]), met en relation les termes précédemment évoqués.

$$\Delta u - u_{initiale} = c \ln \left( \frac{m_{initiale}}{m_{finale}} \right) \Leftrightarrow e^{\left( \frac{\Delta u - u_{initiale}}{c} \right)} = \ln \left( \frac{m_{initiale}}{m_{finale}} \right) \quad (1.11)$$

Cette équation montre l'intérêt d'utiliser des lanceurs à plusieurs étages. L'accélération d'un lanceur multi-étages est alors accentuée puisque la masse totale du lanceur diminue d'autant plus que le lanceur s'élève (les ergols initialement embarqués étant éjectés, emportant avec eux la structure ou masse sèche). La même équation adaptée pour chaque étage peut se mettre sous la forme (Eq. (1.12)) :

$$(\Delta u_f)_n - u_0 = \sum_{k=1}^n c_k \ln \left( \frac{m_{i_k}}{m_{f_k}} \right) \quad (1.12)$$

Chaque étage est alors associé à un moteur et un mode de propulsion (type et ergol(s)). Il devient possible de définir d'autres paramètres témoignant des performances de l'étage (i.e. du moteur) en matière de combustion et de propulsion (association de la chambre de combustion et de la tuyère). Dans la chambre de combustion, on peut exprimer, quand ils existent, le rapport de mélange  $MR$  (pour *mixture ratio* en anglais, ou dilution  $\mathfrak{D}$ , Eq. (1.13)) et la richesse  $\varphi$  (Eq. (1.14) similaire au rapport de mélange). La qualité de la combustion (indépendante de la génération de poussée) s'exprime par la vitesse d'éjection caractéristique  $C^*$  (Eqs. (1.15) et (1.16)) ainsi que l'efficacité (ou rendement) de combustion (Eq. (1.17)). La géométrie de la chambre de poussée est représentée par la longueur caractéristique  $L^*$  (Eq. (1.18) pour la chambre de combustion) et le rapport d'expansion  $\epsilon$  (Eq. (1.19) pour la tuyère). La qualité de la propulsion s'exprime par la valeur du coefficient de poussée  $C_F$  (Eq. (1.20)), en fonction des données géométriques et thermodynamiques (rappel Figure 1.1). L'hypothèse faite pour écrire  $C_F$  est assez forte puisqu'elle suppose un écoulement isentropique de gaz parfait (tuyère idéale à  $\gamma$  constant).

$$MR = \frac{\dot{m}_{Ox}}{\dot{m}_F} = \mathfrak{D} \quad (1.13)$$

$$\varphi = \frac{\mathfrak{D}_{\text{stoechiométrique}}}{\mathfrak{D}_{\text{réelle}}} \quad (1.14)$$

$$C_{exp}^* = \frac{P_{CC} A_t}{\dot{m}_{liq_{tot,exp}}} \quad (1.15)$$

$$C_{theo}^* = \sqrt{\frac{R T_{gb}(\varphi)}{\gamma_{gb}(\varphi) \times \mathcal{M}_{gb}(\varphi)}} \times \left[ \frac{2}{\gamma_{gb} - 1} \right]^{\frac{-(\gamma_{gb}+1)}{2(\gamma_{gb}-1)}} \quad (1.16)$$

$$\eta_{C^*} = \frac{C_{exp}^*}{C_{theo}^*} \quad (1.17)$$

$$L^* = \frac{V_c}{A_t} \quad (1.18)$$

$$\epsilon = \frac{A_{ej}}{A_t} \quad (1.19)$$

$$C_F = \sqrt{\frac{2\gamma^2}{\gamma-1} \left( \frac{2}{\gamma+1} \right)^{(\gamma+1)/(\gamma-1)} \left[ 1 - \left( \frac{P_{ej}}{P_{cc}} \right)^{(\gamma-1)/\gamma} \right]} + \frac{P_{ej} - P_0}{P_{cc}} \frac{A_{ej}}{A_t} \quad (1.20)$$

La poussée peut s'exprimer aussi en fonction du coefficient de poussée selon les deux expressions de l'équation (1.21). Le paramètre qui allie les performances en combustion et en propulsion est l'impulsion spécifique  $I_{sp}$  (Eq. (1.22)). Ce terme caractérise la durée pendant laquelle le moteur peut fournir 1 kg de poussée (fonction de l'intensité de la pesanteur  $g$ ) en consommant 1 kg d'ergols.

$$F_N = C_F A_t p_1 = C_F \dot{m}_{Tot} C^* \quad (1.21)$$

$$I_{sp} = \frac{F_N}{g \dot{m}_{Tot}} = \frac{C^* C_F}{g} \quad (1.22)$$

Une fois le(s) satellite(s) injecté(s) aux bonnes coordonnées, la mission du lanceur est terminée. Cependant, la charge utile n'est pas en général sur son orbite définitive. Les moteurs d'apogée placés sur le satellite ont pour rôle de réaliser les manœuvres orbitales nécessaires à la mise à poste du satellite (ex : passer d'une orbite GTO à une orbite circulaire GEO). Les manœuvres usuelles sont les corrections d'orbites : altitude de l'apogée et du périogée, de l'excentricité, corrections d'inclinaison, etc... La théorie sur les orbites de transfert a été développée par Hohmann (voir Figure 1.5). Il énonce les principes fondamentaux pour passer d'une orbite circulaire basse (respectivement haute) altitude à une autre orbite circulaire haute (respectivement basse) altitude. Il faut réaliser une première impulsion positive (respectivement négative) de poussée au périastre (identique à l'apoastre dans le cas d'une orbite circulaire) de l'orbite initiale, passant ainsi

temporairement sur une orbite elliptique de périastre celui de l'orbite circulaire initiale. Puis, pour se stabiliser sur l'orbite finale, une deuxième impulsion positive (respectivement négative) de poussée doit être imprimée au satellite, lors du passage à l'apoastre de l'orbite elliptique temporaire, passant alors de manière définitive (aux corrections près tout au long de la vie du satellite) à l'orbite circulaire visée.

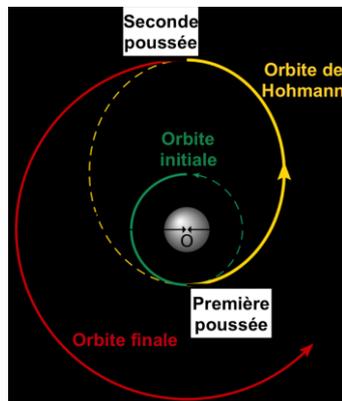


Figure 1.5 : Principe d'une orbite de transfert de Hohmann (image [www.podcastscience.fm](http://www.podcastscience.fm))

Les bases de propulsion ayant été posées, nous allons nous intéresser maintenant aux différents modes de propulsion couramment utilisés pour réaliser les missions demandées. Nous insisterons sur l'intérêt spécifique de chaque mode de propulsion.

## 2 Les différents modes de propulsion

La séquence de lancement d'Ariane 5 peut se découper en plusieurs phases (voir Figure 1.6) faisant ressortir les multiples modes de propulsion en fonction des étages du lanceur dont une vue globale est donnée en Figure 1.7.



Figure 1.6 : Déroulement d'un vol d'Ariane 5 jusqu'à largage des satellites (image CNES)



Figure 1.7 : Architecture générale du lanceur Ariane 5 ECA (image CNES)

## 2.1 Propulsion solide

La propulsion solide émerge très tôt dans l'Histoire. Le peuple chinois l'utilise aux alentours du XIII<sup>ème</sup> siècle à des fins militaires (fusées « missiles » à base de poudre à canon). Néanmoins, la propulsion solide s'est considérablement développée à partir du XIX<sup>ème</sup> – XX<sup>ème</sup> siècle.

Quand il s'agit de propulser un lanceur depuis la Terre, il faut utiliser un mode de propulsion capable d'élever le lanceur rapidement en dehors de l'atmosphère, qui exerce sur celui-ci une forte résistance. Le seul critère important lors de cette phase est l'obtention d'une poussée très élevée pour contrer les forces de frottements (ou pression dynamique). On ne regarde pas rigoureusement ici les aspects comme l'impulsion spécifique, la modulation de poussée, le rallumage. Il convient donc d'utiliser la technologie la plus simple possible qui donne les performances escomptées. On se tourne vers la propulsion solide qui présente tous ces avantages. Les carburants sont alors appelés « propergols » et l'étage avec propulseurs d'appoints contient le « Moteur à Propulsion Solide » (MPS ; *SRB* ou *SRM* en anglais, pour *Solid Rocket Booster* ou *Motor*). Ces étages sont donc en général relativement simples à concevoir : leur mise en œuvre est peu coûteuse (pas de machines tournantes, peu de composants...).

### 2.1.1 Architecture typique

Ariane 5 possède deux moteurs de ce type : ce sont les deux boosters extérieurs, ou EAP (pour Étage d'Accélération à Poudre en Figure 1.7). Ils fournissent environ 90 % de la poussée du lanceur au décollage. Une autre dénomination est **P240** puisqu'ils contiennent chacun environ 240 tonnes de **P**ropergol solide.

On retrouve toujours les mêmes composants dans un étage à propulsion solide (voir Figure 1.8). Une de ses particularités est que le volume de stockage des propergols constitue directement la chambre de combustion. Grâce à leur phase condensée, le volume de stockage est relativement réduit et les infrastructures pour les contenir peu complexes. Même s'il a plus la texture d'une pâte malaxée et visqueuse, le propergol est également appelé « poudre » (*grain* en anglais) en référence aux fusées ou missiles conçus aux siècles précédents. La circonférence, faite d'acier, d'aluminium ou de fibre de carbone est protégée par une barrière d'isolant thermique (élastomère, composite en silice, kevlar...) afin de diminuer les contraintes dues à la combustion. L'allumage a lieu au centre à l'extrémité haute de l'étage, à l'aide de charges pyrotechniques. En général, le propergol est séparé en plusieurs segments indépendants dont le noyau interne diffère (en section, voir Figure 1.9). Ces segments sont ensuite reliés par une interface mécanique de jonction. Le propergol brûle de manière radiale. Ainsi, la surface de contact augmente au cours de la combustion. Mattingly [3] reprend les données de Shafer [4] et rappelle que la poussée obtenue dépend de la configuration géométrique de la surface de combustion (voir Figure 1.9). Elle ne sera pas forcément constante au cours du temps, et pourra atteindre un maximum avant de s'effondrer en fin de combustion. La séparation des boosters a donc lieu lors de cette chute de poussée, et se fait à l'aide de fusées pyrotechniques. Le choix de la configuration pourra se faire en fonction de la mission à réaliser.

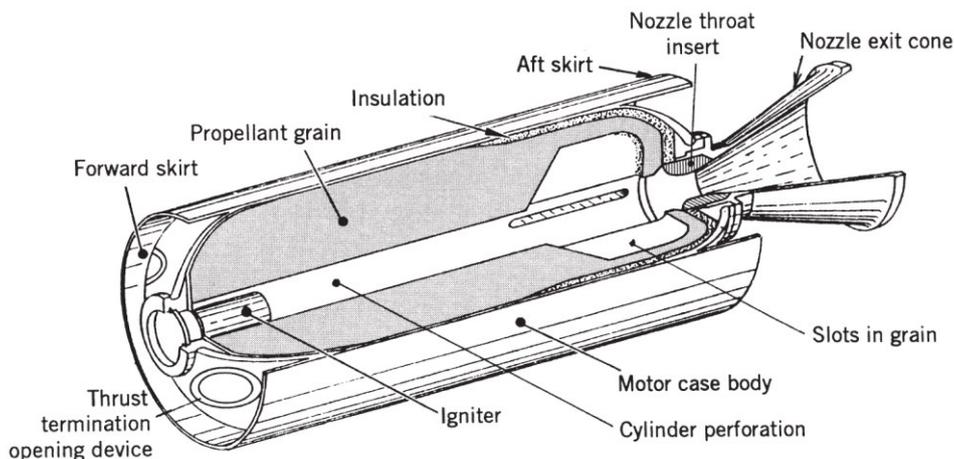


Figure 1.8 : Architecture typique d'un moteur à propulsion solide (d'après Sutton & Biblarz [1])

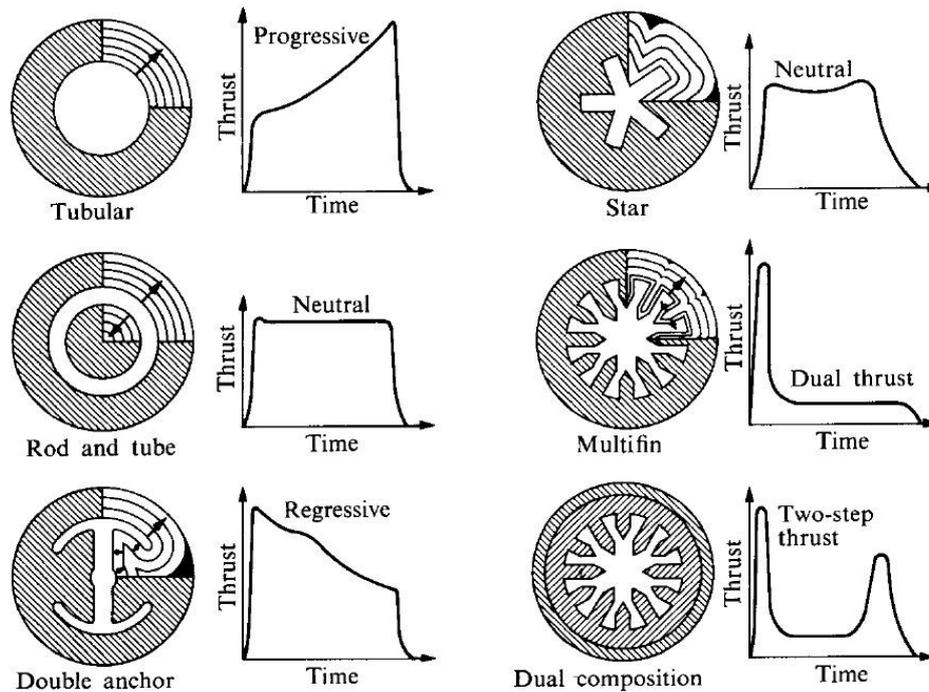


Figure 1.9 : Configurations typiques de charge du propergol solide et profils de poussée obtenue (d'après Mattingly [3], extrait de Shafer [4])

Les structures tubulaires et en étoiles sont les plus largement utilisées, les autres technologies sont relativement marginales. Ces moteurs, une fois allumés, ne peuvent être éteints en vue d'un rallumage postérieur. Même si on connaît le fonctionnement nominal du moteur, la combustion n'est donc pas réellement contrôlée.

### 2.1.2 Propergols solides classiques

Les propergols solides généralement utilisés en propulsion spatiale contiennent à la fois le combustible et l'oxydant en phase condensée (on parle parfois de « monergol » ou *monopropellant* en anglais). Par exemple, les 240 tonnes de propergols des EAP d'Ariane 5 sont répartis de la manière suivante : 68 % de perchlorate d'ammonium ( $\text{NH}_4\text{ClO}_4$ ) en tant qu'oxydant, 18 % d'aluminium (Al) en tant que combustible, ainsi que 14 % de polybutadiène à terminaison hydroxyle (PBHT) et additifs favorisant le mélange entre les deux composants.

Le Tableau I-2 regroupe les propergols solides les plus classiques. Pour plus de précisions, on pourra se référer à Sutton & Biblarz [1] (Chapitre 13). Des propergols homogènes, qui ne forment macroscopiquement qu'une seule phase (i.e. : ils combinent à la fois le combustible et l'oxydant) étaient utilisés dans le passé, tandis que l'essor plus récent des polymères a permis leur remplacement progressif par des propergols hétérogènes plus performants. Les additifs peuvent être combinés pour chacune des catégories.

*Tableau I-2 : Propergols solides typiques avec proportions indicatives (d'après Sutton & Biblarz [1])*

Propergols Homogènes	Propergols Hétérogènes		
	Oxydant (Cristaux sels minéraux)	Combustible (Poudre)	Liant, Additif (Liquide)
Nitrocellulose NC			HMX
Nitroglycérine NG	Perchlorate d'ammonium AP (84 – 66 %)	Aluminium Al (4 – 20 %)	PBHT (12 – 18 %)
	Nitrate d'ammonium AN (84 – 66 %)	Magnésium Mg	PBCT (terminaison carboxyle)

### 2.1.3 Performances

Le débit total de propergol brûlé  $\dot{m}_b$  (de masse volumique  $\rho_b$ ) peut s'exprimer en fonction de la vitesse de régression (ou taux de combustion  $\omega_b$ ) de la surface du bloc de poudre selon la loi empirique de Vieille ou Saint-Robert (Eq. (1.23)) :

$$\dot{m}_b = \rho_b \omega_b S_{comb}, \text{ avec } \omega_b = \omega_0 p_c^n \quad (1.23)$$

où  $\omega_0$  (taux de combustion initial) et  $n$  (exposant sur la pression chambre) sont des paramètres empiriques fonction de la température initiale et de la pression de combustion. De la valeur de  $n$  dépend la stabilité de la combustion : en général  $n$  est compris entre 0 et 1, mais l'intervalle de stabilité peut être plus restreint. Typiquement, pour  $n > 1$ , une faible augmentation de pression serait instable et pourrait causer la destruction du moteur ; pour  $n < 0,2$ , une faible diminution serait également instable et pourrait entraîner l'extinction prématurée du moteur. Une valeur de 0,8 est la valeur maximale tolérée pour les propergols usuels. Les vitesses de régression sont de l'ordre du mm/s voire du cm/s.

Le Tableau I-3 ci-dessous propose une revue de plusieurs moteurs à propergols solides utilisés actuellement ou dans le passé sur des lanceurs spatiaux, accompagnée quelques données de performances. On voit bien d'après le Tableau I-3 que le critère, au premier ordre, définissant la poussée de chaque moteur est le débit massique total de propergol. On note aussi que ces *boosters* épuisent leur propergol assez rapidement (1 minute 30 secondes à 2 minutes d'utilisation), puis se séparent à des altitudes de l'ordre de la cinquantaine de kilomètres. Compte tenu des masses de propergol embarquées, le débit de ces propulseurs d'appoint se situe autour d'une tonne par seconde.

*Tableau I-3 : Caractéristiques de quelques moteurs à propergols solides de l'Histoire*

Lanceur (Moteur)	Nombre/ Segments	Durée (s)	Masse Propergol unitaire (t)	Altitude séparation (km)	Poussée unitaire Mer/Vide (kN)	Débit (tonnes/s)	$I_{sp}$ Vide (s)
Ariane 5 (MPS)	2/3	130	240	69	6 700 5 000	1,8	275
Navette Spatiale (RSRM)	2/4	125	500	45	14 700 11 500	4	269
Titan IV B (SRMU)	2/3	140	315	66	6 760	2,2	286
Delta IV M+ (GEM-60)	2	97	30	30	1 100 830	0,3	274
H-IIA H-IIB (SRB-A)	4/1	100 125	65	65	2 400 1 670	0,5 0,6	280
Atlas V (SRB)	0 à 5/1	100	42	12 – 38	1360	0,4	275
Vega (MPS)	1/1	107	88	55	3 040	0,8	280

## 2.2 Propulsion liquide

Commençons par une parenthèse historique... Les avancées importantes sur la propulsion liquide ont débuté au début des années 1920. Les allemands s'y sont intéressés après la première guerre mondiale parce qu'ils étaient interdits d'études militaires sur la propulsion solide. Le domaine de la propulsion liquide s'est donc considérablement développé jusqu'à la construction de la fusée V2 de Wernher Von Braun pendant la seconde guerre mondiale (en octobre 1942, la fusée atteint 83 km d'altitude et franchit 192 km de distance). Cette fusée utilisait comme ergols liquides l'hydrate d'hydrazine et le peroxyde d'hydrogène (Wernimont et al. [5]).

Une fois que le lanceur s'est séparé de ses propulseurs d'appoint, il a atteint la haute atmosphère où la pression dynamique est largement supportable, voire inexistante. La coiffe (rappel Figure 1.7) se sépare pour libérer encore un peu plus de masse. Le premier étage joue alors son rôle pour poursuivre l'accélération du lanceur (les *boosters* sont considérés comme l'étage « 0 »). Sur cette phase de vol, le principal critère est de pousser

pendant une plus longue durée. Même si la poussée est plus faible comparée aux *boosters*, elle peut être suffisante car l'atmosphère se raréfie et on dépasse pendant cette phase la limite supérieure de 100 km (l'espace !). La séparation a lieu autour de 200 km d'altitude. Une grande partie de l'impulsion de vitesse est donnée lors de cette phase.

La technologie qui combine l'ensemble de ces paramètres est la propulsion liquide, dont une vue d'ensemble est proposée aux références [2], [6], [7] et [8]. Les moteurs à carburants liquides, appelés ergols, génèrent souvent une poussée moindre comme précisé plus haut. Leur impulsion spécifique est par contre supérieure aux moteurs à propergols solides dans la plupart des cas. Mais, contrairement à ces derniers, la combustion est plus facilement contrôlée dans la mesure où l'extinction et le rallumage sont possibles en coupant et réalimentant la chambre. Il est également possible de choisir le rapport de mélange adapté en modulant les pressions d'injections et donc les débits de combustible et d'oxydant.

Il faut distinguer deux types d'ergols liquides, selon leur état physique de stockage. On dissociera donc les ergols cryogéniques, pour lequel le volume de stockage les maintient dans leur état cryogénique (température pouvant descendre jusqu'à  $-250\text{ °C}$ ), des ergols dits stockables (i.e. liquides à température et pression ambiantes) qui posent moins de contraintes pour les stocker et les maintenir liquides. Une autre distinction que l'on n'abordera pas dans la suite consiste à séparer les ergols stockables sur Terre (« *Earth – storable* ») mais pas dans l'espace (« *Space – storable* »).

### 2.2.1 Architecture typique

Ariane 5 possède deux moteurs de ce type. Le premier (moteur Vulcain 2) est associé à l'EPC (pour Étage Principal Cryogénique) qui est allumé dès le décollage, et qui fournit le complément de poussée des EAP, soit environ 10 %. Il est surtout allumé pour s'assurer qu'il sera en fonctionnement lorsque les propulseurs solides seront vides. Une autre dénomination de l'étage est **H175** puisqu'il contient 175 tonnes d'ergols liquides cryogéniques, dont le combustible est l'Hydrogène. Ce total est réparti en 25 tonnes d'hydrogène liquide LH<sub>2</sub> (stocké à  $-250\text{ °C}$  soit 23 K) et 150 tonnes d'oxygène liquide LOx (stocké à  $-183\text{ °C}$  soit 90 K). Le moteur du second étage (étage supérieur ES) varie selon les versions d'Ariane 5 : l'évolution de la première version 5-ES (1996 - 2003) utilisait le moteur AESTUS à ergols stockables L10 (pour 10 tonnes d'ergols Liquides stockables : MMH & NTO, voir Tableau I-5 pour formules et dénominations), la seconde version 5-ECA (2002) et la dernière version 5-ECB (2006) utilisent respectivement le moteur HM7-B (**H15**) et le moteur Vinci (**H25**) alimentés en ergols cryogéniques (LH<sub>2</sub>-LOx).

Même si certaines options de conception sont possibles, on retrouve globalement les mêmes composants dans un moteur à ergols liquides. Notons tout de suite que la réalisation d'un tel moteur est nettement plus complexe qu'un moteur à propergols solides. Les principaux composants sont (voir Figure 1.10) :

- un réservoir pour chaque ergol ;
- un système pressurant (noté *PF* au Tableau I-6 pour « *Pressure-Fed* ») l'ergol dans son réservoir (pression faible  $\approx 20$  bar ; performance « faible », ergols stockables) ou...
- ...une turbopompe permettant à chaque ergol d'atteindre les conditions de pressions nominales (pression élevée  $\approx 100 - 500$  bar ; haute performance, ergols cryogéniques et stockables) ;
- une tête d'injection réalisant la pulvérisation des ergols ;
- une chambre de combustion dans laquelle les deux ergols pulvérisés réagissent ;
- une tuyère pour la détente des gaz brûlés et la génération de poussée.

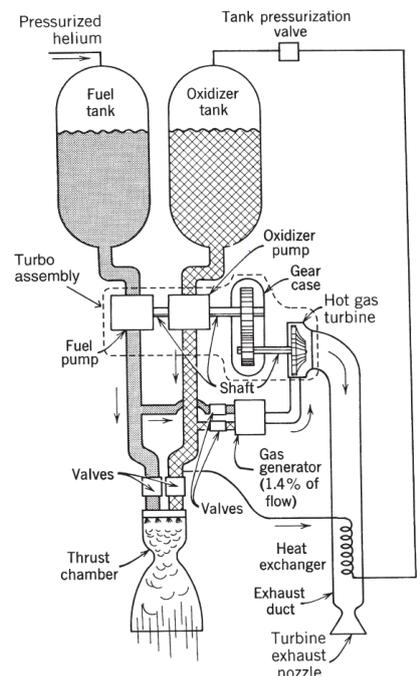


Figure 1.10 : Composants classiques d'un moteur à ergols liquides (d'après Sutton & Biblarz [1])

De manière générale, sur les moteurs hautes performances, les turbines, en tournant, entraînent les pompes. Les ergols sont, grâce à ces dernières, fortement pressurisés avant de rentrer dans la chambre de combustion. La chambre et la tuyère sont refroidies par échange thermique grâce au circuit emprunté par le combustible (en général) avant la chambre de combustion. Les différences de conceptions possibles proviennent de la

manière de fournir l'énergie de rotation aux turbines (voir Figure 1.11).

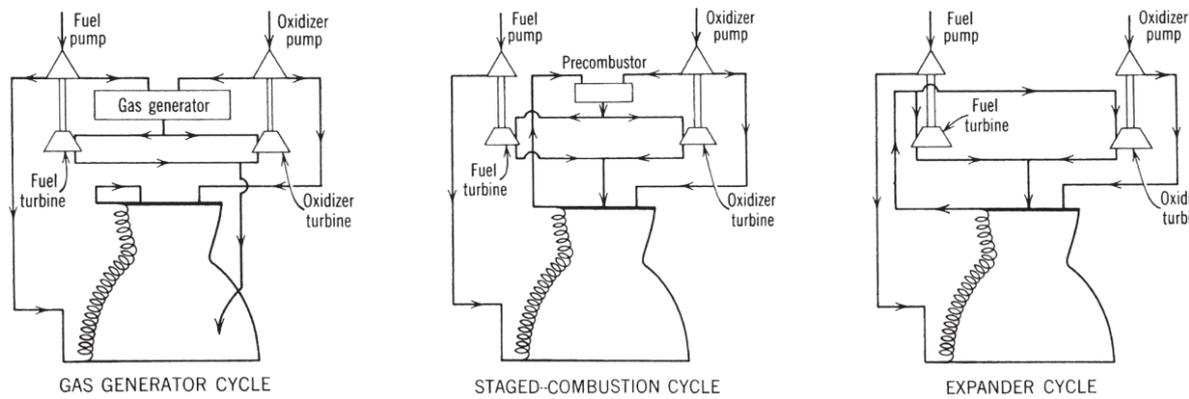


Figure 1.11 : Les trois cycles principaux existant pour un moteur à ergols liquides (d'après Sutton & Biblarz [1])

Le cycle à générateur de gaz (noté GG au Tableau I-6 pour « *Gas Generator* ») est le plus simple et est couramment utilisé. Pour fonctionner en régime permanent, une faible proportion d'ergols est prélevée afin de réaliser une combustion dans la partie générateur de gaz (indépendante de la chambre de combustion). L'énergie des gaz brûlés est ensuite récupérée par les turbines qui vont fournir du travail aux pompes. Les gaz brûlés dans le générateur sortent ensuite par une tuyère secondaire accolée à la tuyère principale mais indépendante. Le circuit principal des ergols pressurisés les fait se rencontrer dans la chambre de combustion. Le moteur peut donc fonctionner. Cependant, un tel moteur perd en impulsion spécifique, en raison de la perte d'ergols éjectés dans la tuyère secondaire et qui n'ont pas brûlé idéalement. Pour éviter ces pertes, le moteur à combustion étagée (noté SC au Tableau I-6 pour « *Staged Combustion* ») a été développé. Tout le combustible (après échange thermique sur les parois de la chambre et de la tuyère) mais une partie seulement de l'oxydant sont prélevés pour entrer dans une préchambre de combustion. Ce mélange très riche est brûlé et entraîne les turbines. Puis, les gaz poursuivent leur chemin pour entrer cette fois-ci dans la chambre de combustion principale dans laquelle la forte proportion d'imbrûlés réagit avec le reste d'oxydant pour donner une combustion au rapport de mélange choisi. L'ensemble des gaz est alors éjecté par la tuyère principale (une seule éjection par rapport au cycle à générateur de gaz). Il n'y a donc plus de perte et l'impulsion spécifique est maximisée. Le coût de développement est nettement plus élevé car les deux parties ne sont plus indépendantes, et la pression en sortie des turbopompes est beaucoup plus élevée (dimensionnement et développement plus difficile). Le dernier cycle, peu utilisé car encore plus délicat à développer, est le cycle à expander (ou turbine à gaz froid, noté Exp au Tableau I-6 pour « *Expander Cycle* »). En effet, la préchambre est supprimée, seul le combustible, qui s'est réchauffé par échange thermique dans la tuyère, est utilisé comme fluide moteur pour entraîner les turbines. La suite du circuit

combustible – oxydant reste inchangée. L'impulsion spécifique est équivalente au cycle à combustion étagée.

Dès lors que le moteur fonctionne en régime établi, les ergols entrent dans la chambre de combustion au rapport de mélange et débit total souhaité au moyen d'une tête d'injection composée de multiples injecteurs. Là encore, les solutions technologiques d'injecteurs diffèrent en fonction du type d'ergols. Les spécificités des injecteurs seront discutées en détails au Chapitre 2. On se contentera ici de nommer les principales catégories. On dénombre entre autres les injecteurs à jets parallèles (type pomme de douche), les injecteurs à jets coaxiaux (largement installés sur les moteurs à ergols cryogéniques comme sur la Figure 1.12) et les injecteurs à impact de jets (voir Figure 1.13).

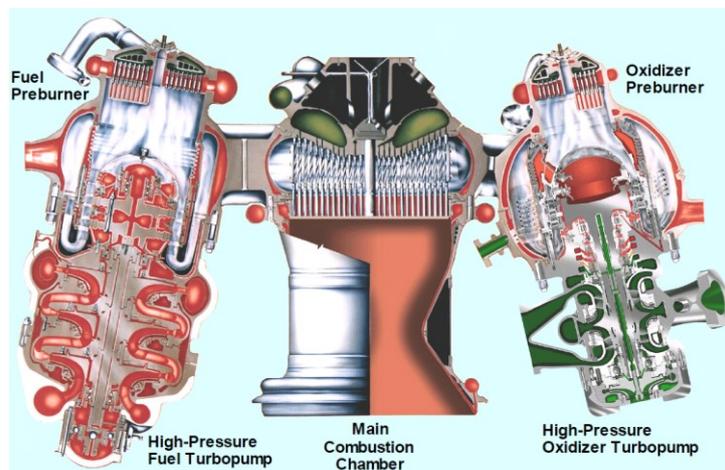


Figure 1.12 : Coupe d'un moteur principal RS-25 du Space Shuttle (image Rocketdyne, BC98-04)

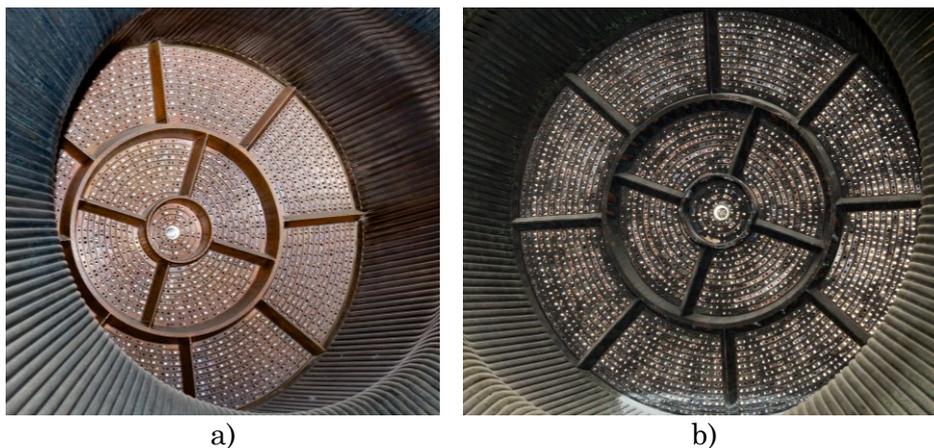
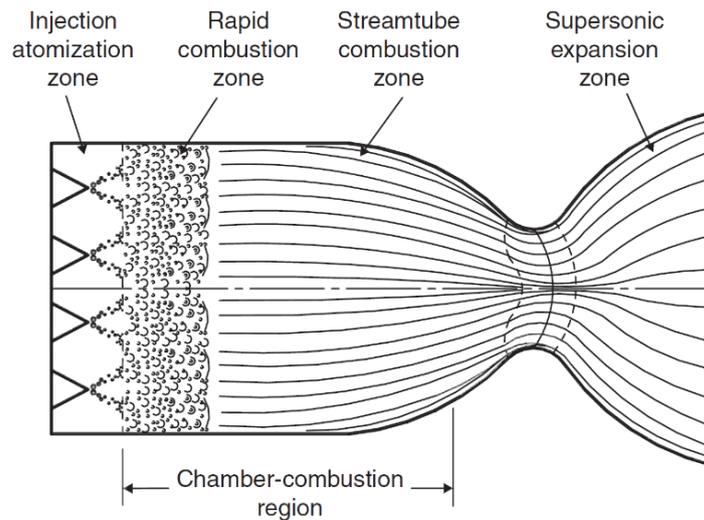


Figure 1.13 : La tête d'injection du moteur F-1 de Saturn V et les parois de la chambre de combustion (image [www.arstechnica.com](http://www.arstechnica.com)) : a) avant un essai ; b) après essai sur banc

Il est courant de faire évoluer les cycles théoriques vus en Figure 1.11 pour les adapter au cas réel de moteur. Ainsi, sur le SSME de la Navette Spatiale Américaine (voir Figure 1.12), on distingue en plus des deux turbopompes, deux préchambres (combustion étagée

pour chaque ergol). Les deux ergols sont injectés dans la chambre principale au moyen de 600 injecteurs coaxiaux. Sur la Figure 1.13, les doublets de LOx et RP-1 sont placés alternativement sur toute la circonférence afin d'avoir une combustion homogène. Les séparations (ou « baffles ») sont disposées de manière à éviter les instabilités de combustion souvent néfastes pour le moteur et la sauvegarde du lanceur (voir Chapitre 3 paragraphe 2.2). Les parois faites de tubes étroits en alliage résistant de nickel (« Inconel X-750 ») servent également à faire passer le kérosène pour refroidir la chambre de combustion.



*Figure 1.14 : Les différentes zones de l'ensemble chambre – tuyère associées à un phénomène physique particulier (d'après Chehroudi et al. [6])*

Pour conclure ce paragraphe dédié aux architectures typiques de moteurs à ergols liquides, on voit sur la Figure 1.14 (Chehroudi et al. [6]) que les phénomènes physiques mis en jeu dans la chambre de combustion et la tuyère sont multiples.

### 2.2.2 Ergols liquides classiques

Plusieurs classifications sont répertoriées dans les ergols liquides classiques utilisés en propulsion spatiale. Les ergols dont le combustible et l'oxydant sont compris dans la même molécule sont désignés par le terme « monergol ». Ils sont en général stockables. Une décomposition catalytique peut être utilisée pour produire les gaz chauds fournissant la poussée. Les performances sont relativement faibles. Les monergols trouvent donc principalement leur intérêt dans la propulsion auxiliaire (comme le contrôle d'attitude des satellites, les corrections de trajectoires (d'après Sutton & Biblarz [1])) pour laquelle de faibles impulsions sont largement suffisantes pour remplir la mission demandée. Le temps total d'utilisation de tels moteurs peut par contre s'élever jusqu'à plusieurs années.

Lorsqu'une haute performance est requise (recherche d'une impulsion de vitesse élevée), l'association de deux ergols (combustible et oxydant) est nécessaire. On parle de

« biergol ». Les moteurs ayant recours à ces biergols haute énergie sont situés aux différents étages propulsifs des lanceurs. De plus, si aucune énergie d'allumage n'est nécessaire pour brûler ces ergols, (i.e. s'ils s'enflamment spontanément par simple contact), ils sont désignés par le terme hypergolique. En contrepartie, ces ergols sont en général très toxiques (hydrazines et peroxyde d'azote), et leur manipulation présente des risques comme le souligne la Figure 1.15. La réaction doit se faire uniquement au moment voulu, une fois les ergols entrés dans la chambre de combustion.



*Figure 1.15 : Manipulation en scaphandre pour les ergoliers (image Arianespace)*

Les Tableau I-4 et Tableau I-5 regroupent la plupart des ergols liquides cryogéniques et stockables utilisés ou au stade de l'étude.

Notons que certaines associations sont possibles entre des ergols cryogéniques et stockables (comme RP-1 – LOx sur le moteur F-1 de Saturn V). Le RP-1 est un type de kérosène spécialement utilisé en propulsion spatiale. Il est difficile d'en établir la composition exacte (association de multiples hydrocarbures) car les proportions en hydrocarbures (paraffines, aromatiques...) sont assez libres (voir [9], [10]). Par contre, la masse molaire du RP-1 tourne toujours autour de 175 g/mol et le rapport entre les espèces H/C autour de 1,9 – 2,0. C'est pourquoi on peut le voir désigné par  $CH_{-1,95}$  par exemple. L'association du NTO avec l'ensemble des dérivés de l'hydrazine provoque une combustion hypergolique (combinaison d'ergols stockables majoritairement utilisée de nos jours), tandis que l'utilisation du LOx n'aboutit jamais à une combustion hypergolique.

*Tableau I-4 : Les ergols cryogéniques classiques*

<b>Cryogéniques</b>	
<i>Combustible</i>	<i>Oxydant</i>
Hydrogène LH <sub>2</sub>	Oxygène LOx
Méthane LCH <sub>4</sub> (LNG)	Fluorine LF <sub>2</sub>

Tableau I-5 : Les ergols stockables classiques

<b>Stockables</b>		
<i>Combustible</i>	<i>Oxydant</i>	<i>Monergol</i>
Hydrazine $N_2H_4$	Tetraoxyde (ou Peroxyde) d'azote NTO $N_2O_4$	Hydrazine $N_2H_4$
Hydrate d'hydrazine $N_2H_4, H_2O$	Peroxyde d'hydrogène concentré HTP $H_2O_2$	Peroxyde d'hydrogène concentré HTP $H_2O_2$
Monométhylhydrazine MMH $CH_3NHNH_2$	Acide nitrique RFNA $HNO_3$	
Diméthylhydrazine asymétrique UDMH $(CH_3)_2NNH_2$	MON-25 (25% NO, 75% $N_2O_4$ )	
Kérosène spatial RP-1 "CH~1,95 – 1,97"		
« <i>Bio-Fuels</i> »		
Ergols verts (« <i>Green propellants</i> »)		

Gohardani et al. [11] dressent la liste des ergols considérés verts par le projet GRASP (pour « *GR*een *ADV*ance *SPACE* *PROP*ulsion ») : ce sont autant de candidats potentiels et/ou avérés au remplacement des hydrazines et du peroxyde d'azote.

### 2.2.3 Performances

Les missions à réaliser pouvant avoir des objectifs très différents, les gammes de performances des moteurs à ergols liquides sont larges. Les ergols cryogéniques possèdent en général de meilleures performances que les ergols stockables. La seule contrainte reste le maintien à l'état liquide dans le gros volume de stockage. Avec l'intégration des normes expérimentales, il y a un regain d'intérêt pour les ergols stockables non hypergoliques, même s'ils possèdent des performances amoindries. Mais quel que soit le choix des ergols, le rapport de mélange a une influence sur les performances du moteur (voir Figure 1.16, d'après Ley et al. [12]).

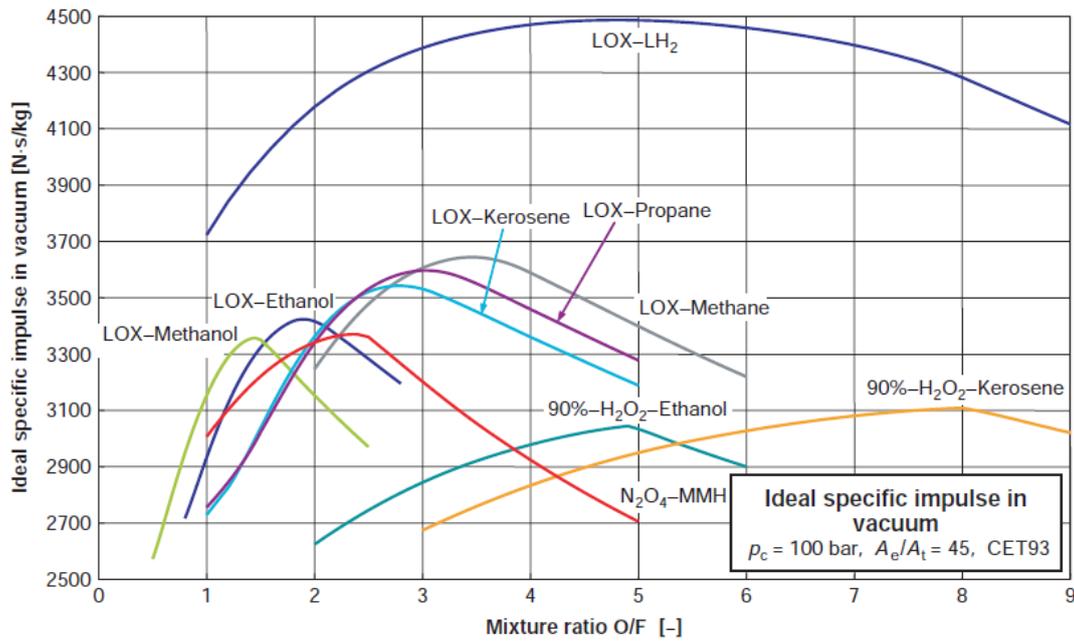


Figure 1.16 : Influence du rapport de mélange sur l'impulsion spécifique pour plusieurs couples d'ergols (d'après Ley et al. [12])

Tableau I-6 : Revue des performances de quelques moteurs à ergols liquides de l'Histoire

Lanceur (Moteur) Durée (s)/ Nombre	Ergols Ox/F (RM ; Débit (kg/s)) Masse Totale Ergols (t)	Pression Alimentation (Cycle) Combustion (bar)	Poussée unitaire Vide (kN)	$I_{sp}$ Vide (s) Altitude Séparation Approx. (km)	Rapport d'expansion (-)
Ariane 5 EPC (Vulcain 2) 540/1	LOx/LH <sub>2</sub> (6,7 ; 317) 175	182 (GG) 117	1 360	430 210	58
Ariane 5 EPS (Aestus) 1000/1	NTO/MMH (1,9 ; 9,3) 10	18 (PF) 11	30	324 265	84
Ariane 5 ESC-A (HM7-B) 945/1	LOx/LH <sub>2</sub> (5 ; 15) 15	55 (GG) 37	65	446 640	83
Ariane 5 ESC-B (Vinci) 700/1	LOx/LH <sub>2</sub> (5,8 ; 40) 25	- (Exp) 61	180	465 -	240
Navette Spatiale (SSME RS-25) 480/3	LOx/LH <sub>2</sub> (6 ; 500) 740	423 (SC) 207	2 130	453 113	77,5

PARTIE 1 :  
Synthèse Bibliographique

Saturn V S1C (F-1) 150/5	LOx/RP-1 (2,3 ; 2 600) 2 030	- (GG) 67	6 770	304 65	10-16 (extension)
Saturn V S2 (J-2) 367/5	LOx/LH <sub>2</sub> (5,5 ; 240) 430	- (GG) 53	1 020	424 185	27,5
Soyouz FG Boosters (RD-107A) 118/4x4	LOx/RP-1 (2,5 ; 320) 39	- (GG, H <sub>2</sub> O <sub>2</sub> ) 60	1 020	313 50	-
Soyouz FG Étage 2 (RD-108A) 286/1x4	LOx/RP-1 (2,5 ; 330) 95	- (GG, H <sub>2</sub> O <sub>2</sub> ) 54	990	320 160	-
Soyouz FG Étage 3 (RD-0124) 240/1x4	LOx/RP-1 (2,6 ; 81) 25	365 (SC) 162	295	359 220	-
H-IIB (LE-7A) 352/2	LOx/LH <sub>2</sub> (6 ; 250) 178	270 (SC) 128	1 080	445 190	54
H-IIA H-IIB (LE-5) 530/1	LOx/LH <sub>2</sub> (6 ; 34) 17	- (Exp) 36	137	447 310	130
Vega (AVUM RD-843) 670/1	NTO/UDMH (2 ; 0,850) 0,575	36 (PF, Hélium) -	2,450	315 705	-

Comme on peut le voir dans ce Tableau I-6, les performances des moteurs à biergols liquides s'échelonnent sur une très grande échelle, notamment pour la poussée du moteur (voir par exemple entre AVUM et F-1). Les performances proviennent de différentes sources, principalement les sites des constructeurs, différents cours et conférences, et sites amateurs de propulsion spatiale. Pour l'ensemble des combinaisons possibles entre oxydants et combustibles, on pourra se référer à la table 1-4 publiée par Rocketdyne (Huzel & Huang [2]).

## 2.3 Autres modes de propulsion et comparaison de performances

Les modes de propulsion par réaction chimique (avec combustion de propergols solides et ergols liquides) restent encore les plus couramment utilisés en propulsion spatiale. Cependant, on note actuellement un regain d'intérêt pour les techniques de propulsion hybride (association d'un propergol solide et d'un ergol liquide) et les propergols dits gélifiés (plus visqueux que les ergols liquides par ajout d'additifs spéciaux). L'aspect sécurité (manipulation, explosions, stabilité du stockage longue durée) est en général amélioré grâce justement à leur viscosité accrue et leur pression de vapeur saturante plus basse (résistance au mouvement, volatilité amoindrie, mélange des phases plus difficile en cas de problème...).

De nombreux autres modes de propulsion annexes sont étudiés (ou déjà opérationnels) en recherche d'alternatives futures, notamment lorsque la technologie par réaction chimique est trop complexe ou inutile à mettre en œuvre. Pour les voyages interplanétaires sur plusieurs années, les moteurs à propulsion auxiliaire nécessitant de très faibles niveaux de poussée mais sur des durées plus longues peuvent notamment trouver leur intérêt dans les modes de propulsion annexes. Nous nous contenterons de présenter leurs principales caractéristiques sans entrer dans les détails.

La propulsion par gaz froids (ou gaz inertes) tels que l'azote ou l'hélium peut servir aux manœuvres orbitales des satellites. La propulsion par réaction nucléaire (fission principalement), par énergie électromagnétique (de nombreuses variantes existent), ou par énergie solaire sont des modes dont la durée de vie peut atteindre plusieurs années et qui transmettent au véhicule porteur de cette technologie (sonde par exemple) une très grande vitesse et une impulsion spécifique très élevée, au détriment d'une poussée très faible, mais qui ne pose pas problème dans ce genre de propulsion. Un corps naviguant dans l'espace vide interplanétaire peut utiliser à bon escient le principe d'assistance gravitationnelle (ou « *Flyby* » en anglais), et se déplacer sans trop consommer d'énergie, comme l'ont fait Jupiter et Saturne pour les sondes Voyager 1 et 2.

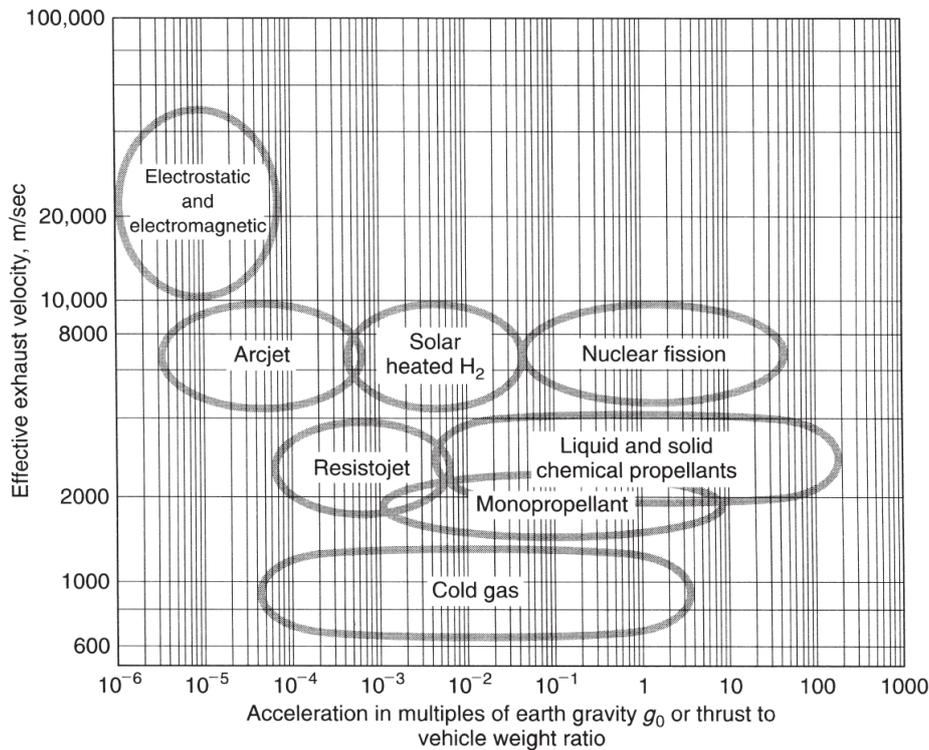


Figure 1.17 : Vitesse d'éjection effective pour différents modes de propulsion (d'après Sutton & Biblarz [1])

La Figure 1.17 donne un aperçu, à travers la vitesse d'éjection effective  $c$  (Eq. (1.3)), de la large gamme de performances de toutes les techniques de propulsion connues actuellement en fonction de leur potentiel en matière d'accélération d'un véhicule spatial possédant ladite technologie.

### 3 Conclusion

Qu'elle soit d'origine chimique (principalement), mais aussi thermique, électromagnétique, nucléaire, solaire, l'énergie utilisée dans les différents modes de propulsion spatiale évoqués dans ce premier chapitre est utile à la charge étudiée afin de lui imprimer l'impulsion de vitesse nécessaire à son mouvement. En raison des nombreuses différences propres à chaque mode, il conviendra d'adapter son choix aux gammes de poussées et temps d'utilisation nécessaires pour une mission donnée, et cela pour chaque étage ou système d'un lanceur ou satellite.

Dans la suite du mémoire, nous laisserons de côté les modes de propulsions solides et annexes, pour se focaliser sur les modes de propulsion à biergols liquides, puisqu'ils constituent le sujet d'étude.





## *Chapitre 2 :*

# *Pulvérisation et Injecteurs*

### *Sommaire*

---

<b>1</b>	<b>Atomisation d'un jet liquide .....</b>	<b>36</b>
1.1	Les différentes étapes de l'atomisation.....	36
1.2	Les types de collisions de gouttes.....	37
1.3	Régimes de fragmentation et nombres adimensionnels .....	39
<b>2</b>	<b>Les injecteurs .....</b>	<b>42</b>
2.1	Types et spécificités .....	42
2.2	Influence de la géométrie (interne et externe) .....	44
2.3	Particularités de l'atomisation d'injecteurs à impact .....	47
	2.3.1 Association d'injecteurs à impact .....	47
	2.3.2 Structures spécifiques et régimes d'atomisation .....	48
	2.3.3 Mélange de la phase liquide et critères d'optimisation .....	53
<b>3</b>	<b>Description d'un spray .....</b>	<b>56</b>
3.1	Distribution de gouttes .....	56
3.2	Diamètres caractéristiques.....	58
3.3	Influence des paramètres d'injection ; Corrélations .....	59
<b>4</b>	<b>Conclusion.....</b>	<b>61</b>

*Dans ce second chapitre, nous restreignons le sujet d'étude aux problématiques inhérentes à l'utilisation d'ergols liquides. Avant de brûler et de générer une poussée dans la tuyère, les ergols doivent être injectés dans la chambre de combustion.*

L'objet du chapitre 2 est donc de décrire les phénomènes liés au processus de pulvérisation des ergols dans la chambre de combustion conduisant à la formation de sprays réactifs. Nous nous intéresserons notamment aux types d'injecteurs existants et leur spécificité en fonction du type d'ergols à pulvériser. Nous discuterons également de l'influence de leur géométrie interne. Les fondamentaux de la pulvérisation (ou atomisation) de jets liquides seront également abordés. Nous étayerons régulièrement notre discussion au moyen d'exemples concrets sur Ariane 5, ou d'autres lanceurs. À la fin du chapitre, nous serons en mesure d'argumenter en faveur du choix final retenu pour l'étude.

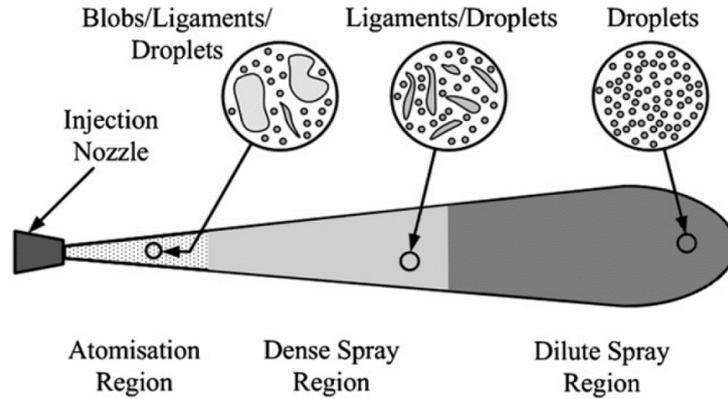
## 1 Atomisation d'un jet liquide

### 1.1 Les différentes étapes de l'atomisation

L'atomisation (procédé de formation de gouttes à partir d'un jet liquide) est assurée par les forces de cisaillements dues aux quantités de mouvements différentes entre le jet et son milieu environnant. Ce phénomène succède donc à l'injection des ergols dans la chambre et précède les phases d'évaporation et de combustion.

L'atomisation se fait par étape comme le rappellent Jiang et al. [13] (voir Figure 2.1). Avant l'atomisation, la zone de jet libre est très peu perturbée. La région suivante du spray est une phase encore relativement dense en fraction de volume liquide. Le processus d'atomisation a lieu, transformant les grosses gouttes en ligaments (atomisation primaire) et plus loin, les ligaments en gouttelettes (atomisation secondaire). Ce n'est que dans la région diluée du spray que l'on retrouve une certaine homogénéité dans les gouttelettes : elles adoptent une forme sphérique (énergie minimale) et sont de tailles relativement réduites. Une atomisation satisfaisante nécessite la présence d'une force engendrant un mouvement relatif du liquide par rapport au gaz qui l'entoure : en général, cette force est générée par une pression d'injection et/ou une force de cisaillement élevée(s). La quantité de mouvement du fluide injecté est beaucoup plus importante que le gaz environnant pour la bonne et simple raison que le gaz environnant est souvent quasiment immobile avant l'injection. La force de cisaillement l'emporte sur la force de cohésion du liquide (ou tension de surface) : l'atomisation primaire commence. Les ligaments résultants sont moins résistants, ils subissent les forces aérodynamiques extérieures et se disloquent en

gouttelettes (atomisation secondaire).



*Figure 2.1 : Les différentes régions d'un spray (d'après Jiang et al. [13])*

Cette configuration est la plus fondamentale qui soit pour étudier l'atomisation. N'ayant pas d'autres dispositifs que les forces de cisaillements entrant en jeu, l'arrivée dans la région diluée peut être relativement longue si la pression est trop faible.

## 1.2 Les types de collisions de gouttes

Les interactions entre gouttes jouent aussi un rôle important, puisqu'elles vont permettre soit d'accélérer l'atomisation, par formation de plus petites gouttes par collision, soit de la ralentir, par recombinaison de deux gouttelettes en une seule. Kim et al. [14] ont réalisé une étude plus approfondie sur ce sujet. Ils énoncent le même constat que Jiang et al. [13] : dans la région dense du spray, la première atomisation et la recombinaison entre deux gouttes sont en « compétition » dans le processus de formation des gouttelettes. Kim et al. [14] se rapprochent de la configuration de sprays impactants. Ils formalisent le concept théorique de collisions (voir Figure 2.2) et montrent qu'elles dépendent de trois paramètres, exprimés à l'aide des grandeurs caractéristiques du phénomène. Les deux premiers sont exclusivement géométriques :  $\Delta$  (Eq. (2.1)) est défini par le rapport du rayon des gouttes qui entrent en collision tandis que le paramètre d'impact  $B$  (Eq. (2.2)) renseigne en plus sur la direction relative des deux gouttes. Le nombre de Weber basé sur la vitesse relative entre les deux gouttes ( $We_{1 \rightarrow 2}$ ) est défini par l'équation (2.3). La signification du nombre de Weber sera reprise plus en détail au paragraphe 1.3 traitant les nombres adimensionnels importants.

$$\Delta = \frac{r_2}{r_1} ; 0 \leq \Delta \leq 1 \quad (2.1)$$

$$B = \frac{X}{r_1 + r_2} ; 0 \leq B \leq 1 \quad (2.2)$$

$$We_{1 \rightarrow 2} = \frac{\rho_f d_2 u_{12}^2}{\sigma_f} \quad (2.3)$$

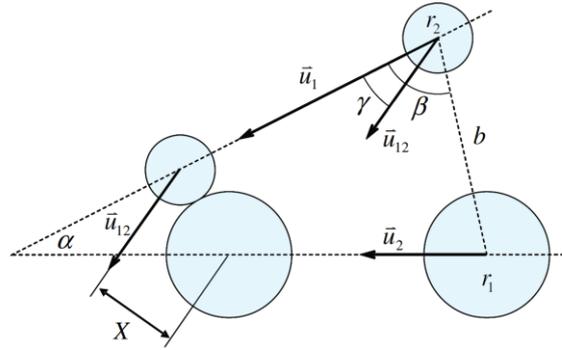


Figure 2.2 : Schéma d'une collision entre deux gouttelettes (d'après Kim et al. [14])

D'après le schéma de la Figure 2.2,  $X$  est la projection de la distance entre les centres des gouttelettes suivant une direction normale à la vitesse relative  $\vec{u}_{12}$ . Des considérations géométriques permettent d'exprimer les paramètres  $X$  et  $\vec{u}_{12}$  (Eqs. (2.4) et (2.5)) :

$$X = b \sin|\beta - \gamma| \quad (2.4)$$

$$|\vec{u}_{12}| = \sqrt{|\vec{u}_1|^2 + |\vec{u}_2|^2 - 2|\vec{u}_1||\vec{u}_2|\cos\alpha} \quad (2.5)$$

Kim et al. [14] distinguent quatre types de collisions en fonction de l'avenir des deux gouttes après collision (voir Figure 2.3).

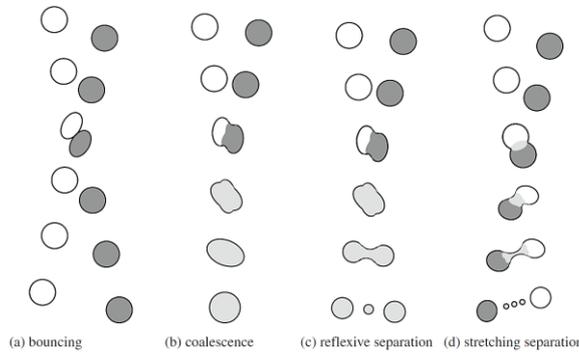


Figure 2.3 : Les quatre types de collisions (d'après Kim et al. [14])

Le type « (a) *bouncing* » correspond au rebond des deux gouttes l'une sur l'autre sans rupture. Pour des vitesses suffisamment faibles, les gouttes peuvent se recombinaison en une seule goutte : c'est la coalescence (b). Les deux modèles suivants sont des modèles de séparation. Dans ces modèles, il y a coalescence temporaire. La distinction entre les types (c) et (d) provient de la valeur du paramètre  $B$ . Le type « (c) *reflexive separation* » survient lorsque les gouttelettes entrent en collision de face (ou presque) : le paramètre  $B$  est alors proche de 0. Le dernier type de collision a lieu lorsque les gouttes ont tendance à être tangentes lorsqu'elles se touchent : le paramètre d'impact  $B$  est plus proche de 1 que le type (c). Une grande portion des gouttes conserve la même direction et n'entre pas en contact avec l'autre goutte. La zone de contact en gris clair sur la figure s'étire avant de redevenir nulle, d'où le nom de ce type de collision ((d) « *stretching separation* »).

La Figure 2.4 illustre les résultats expérimentaux. Ils sont obtenus avec de l'eau pour un rapport de rayon  $\Delta = 1$ . Quatre zones, presque sans intersection entre elles (délimitées par les 3 courbes L1, L2, et L3) permettent de valider et distinguer les modèles de collisions en fonction du nombre de Weber et du paramètre d'impact.

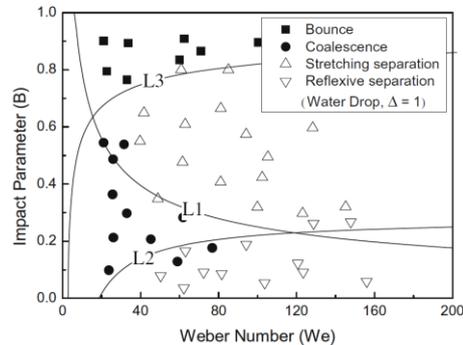


Figure 2.4 : Diagramme des régimes de collisions selon le nombre de Weber et le paramètre d'impact (d'après Kim et al. [14])

### 1.3 Régimes de fragmentation et nombres adimensionnels

Listons les paramètres clés régissant la physique du processus d'atomisation. Ce processus tend à disloquer un jet liquide en gouttes de plus en plus petites. Comme on l'a énoncé plus tôt, plusieurs forces entrent en compétition. Premier round : dans l'injecteur, on cherche d'abord à mettre en mouvement le fluide : le nombre de Reynolds  $Re$  (Eq. (2.7)) exprime le rapport de force entre l'inertie souhaitant la conservation du mouvement du fluide, et la viscosité cherchant à contrer cette mise en mouvement. Pour les fluides « usuels » peu visqueux (dits *newtoniens*) que sont l'eau, les ergols liquides, et pour les applications physiques visées, les pressions d'injections sont en général suffisamment élevées pour qu'il n'y ait quasiment aucun frein à la mise en mouvement du fluide. L'inertie sort souvent vainqueur par K.O. ! Le second duel voit l'entrée en lice d'un nouveau candidat contre l'inertie. Il s'agit de la force de cohésion du liquide (ou tension de surface). Celle-ci fait en sorte que les molécules du liquide en question restent soudées pour mieux affronter l'extérieur (l'inertie engendre un freinage aérodynamique, une force de cisaillement)... C'est cette raison qui pousse une goutte à adopter une forme sphérique, car elle minimise son énergie. Le paramètre exprimant ce rapport entre inertie et cohésion est le nombre de Weber  $We$  (Eq. (2.8)). Le nombre d'Ohnesorge  $Oh$  (Eq. (2.9)) est aussi utilisé pour comparer les trois forces énoncées précédemment. Ce nombre permet de comparer des fluides puisqu'il exprime le rapport entre les forces de viscosité par rapport aux forces d'inertie et de tension de surface. Il est courant de prendre comme longueur représentative de l'écoulement le diamètre de sortie de l'injecteur. En supposant de plus, un écoulement stationnaire de liquide incompressible parfait, et en négligeant les variations de pesanteur, le théorème de Bernoulli permet d'écrire la différence de pression

à l'injection en fonction de la vitesse du liquide à la sortie de l'injecteur (Eq. (2.6)). Cette nouvelle équation permet d'exprimer les nombres adimensionnels par les relations suivantes :

$$\Delta P_{inj} = \frac{1}{2} \rho_{liq} V^2 \quad (2.6)$$

$$Re_{jet} = \frac{\rho_{liq} V d_0}{\mu_{liq}} = \frac{\sqrt{2 \rho_{liq} \Delta P_{inj}} \times d_0}{\mu_{liq}} \quad (2.7)$$

$$We_{jet} = \frac{\rho_{liq} V^2 d_0}{\sigma_{liq}} = \frac{2 \Delta P_{inj} \times d_0}{\sigma_{liq}} \quad (2.8)$$

$$Oh = Re_{jet}^{-1} We_{jet}^{1/2} = \frac{\mu_{liq}}{\sqrt{\rho_{liq} \sigma_{liq}}} \times \frac{1}{d_0} \quad (2.9)$$

Notons tout de même que pour les études fondamentales ou numériques, il est possible d'obtenir des nombres de Reynolds et de Weber assez faibles pour comprendre le comportement des fluides dans ces conditions particulières. Cependant, même dans ces cas-là, la balance penche toujours en faveur de l'inertie : heureusement d'ailleurs, car sinon, l'eau ou les ergols ne seraient jamais atomisés proprement en de fines gouttelettes, et l'évaporation si elle avait lieu, prendrait un temps nettement plus long. Même chez les liquides nettement plus visqueux que l'eau, les nombres de Reynolds et de Weber expérimentaux descendent rarement en-dessous de 100. Les forces d'inertie sont toujours au moins 50 fois plus élevées que la viscosité et la tension de surface dans la plupart des applications physiques.

Sur des configurations d'injecteurs, il n'est pas rare de trouver deux jets en compétition. Dans le cas le plus général, le fluide, la pression d'injection et le diamètre de l'injecteur sont différents. La qualité d'atomisation pourra alors être caractérisée en fonction du rapport de flux de quantité de mouvement entre ces deux jets, grandeur définie par le nombre  $J$ , couramment utilisé pour des injecteurs cryogéniques coaxiaux liquide-gaz (Eq. (2.10)).

$$J = \frac{\rho_1 V_1^2}{\rho_2 V_2^2} \quad (2.10)$$

Il n'est pas nécessaire qu'il y ait collision entre deux gouttes pour provoquer un changement. Pilch & Erdman [15] et Gelfand [16] ont étudié le processus de fragmentation d'une goutte (« *Break up* »). Ils ont ainsi mis en évidence le rôle du nombre de Weber dans ce phénomène hydrodynamique (voir Figure 2.5). Les principaux modes de fragmentation sont les suivants :

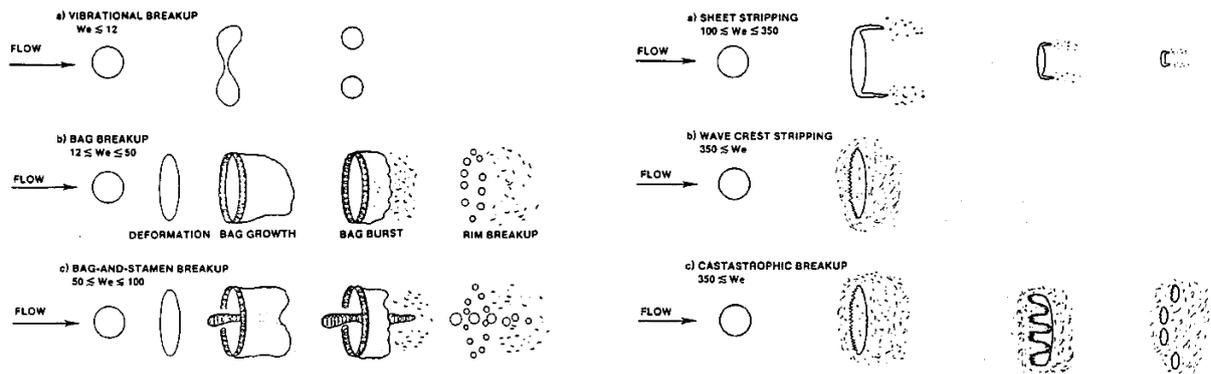


Figure 2.5 : Régimes de fragmentation d'une goutte (d'après Pilch & Erdman [15])

Récemment, Chen et al. [17] ont repris numériquement cette étude pour mieux illustrer ces régimes de dislocation de goutte. Les frontières sur les nombres de Weber ne sont pas si strictes que Pilch & Erdman [15], surtout pour les deux premiers modes (voir Figure 2.6) :

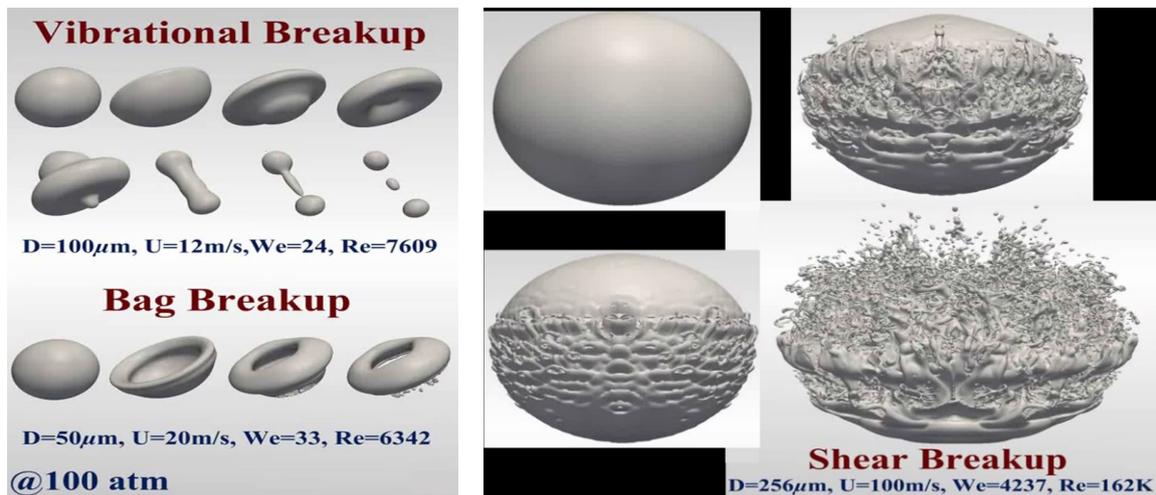


Figure 2.6 : Simulations numériques récentes sur la fragmentation d'une goutte, (d'après Chen et al. [17])

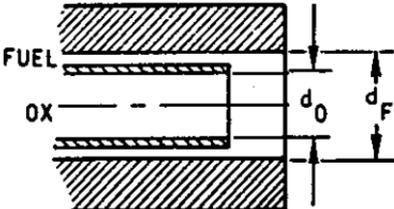
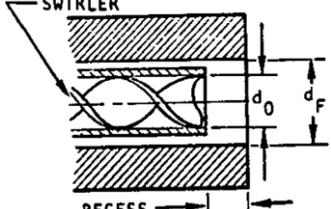
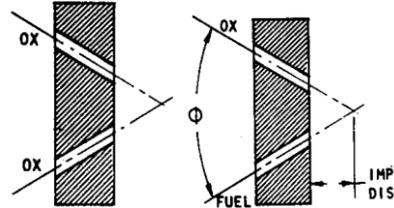
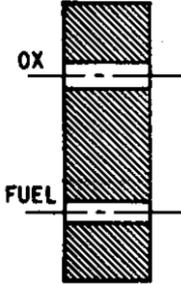
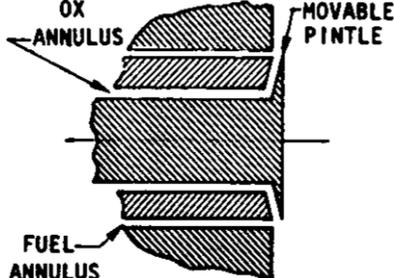
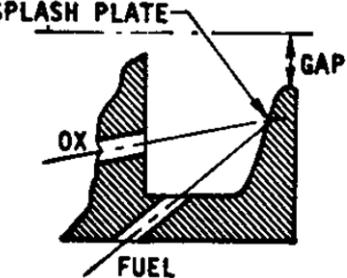
Les injecteurs sont les éléments faisant le lien entre les lignes d'alimentations et la chambre de combustion. Ils permettent donc de pulvériser les ergols et de les atomiser. Dans la pratique, les études internes de l'ONERA portant sur le fonctionnement de la chambre de combustion du moteur Viking [18] montrent qu'il est souvent difficile de dissocier les mécanismes d'injection (processus qui forme les jets de liquides) et de pulvérisation (processus qui forme les gouttes à partir des jets). L'approche générale est court-circuitée : on s'intéresse directement aux produits issus de la pulvérisation en fonction des paramètres d'injection. Les injecteurs font donc l'objet de la suite de ce chapitre.

## 2 Les injecteurs

### 2.1 Types et spécificités

Les ergols liquides (cryogéniques ou stockables) étant stockés dans des réservoirs, ils ne font pas partie intégrante de la chambre de combustion. Des dispositifs qui permettent de les alimenter sous pression dans la chambre de combustion sont donc nécessaires. En fonction de la puissance nécessaire sur un moteur, on aura recours aux turbopompes ou seulement à un simple système de pressurisation par gaz inerte. Ce problème a été traité au Chapitre 1. Les jets d'ergols pressurisés sont alors pulvérisés dans la chambre à l'aide d'injecteurs. Il en existe plusieurs types qui possèdent chacun leurs caractéristiques. Nous pouvons relever (voir Tableau II-1) les injecteurs coaxiaux (« *shear coaxial* »), en pomme de douche (« *showerhead* ») et les doublets à impact. On recense également des injecteurs un peu plus complexes comme les injecteurs coaxiaux à tourbillon (« *swirl coaxial* »), à aiguillot faisant varier le diamètre d'injection (« *pintle, throttleable* »), et à plaque défléctrice (« *splash plate* ») (Gill & Nurick [19]).

Tableau II-1 : Les différents types d'injecteurs à ergols liquides (d'après Gill & Nurick [19])

Coaxial		Coaxial avec swirl	
Doublets like/unlike		Pomme de douche « <i>Showerhead</i> »	
Aiguillot « <i>Pintle</i> »		Plaque Défléctrice « <i>Splash</i> »	

Les deux catégories principales sont les injecteurs « à impact » (doublets) et ceux « sans impact » (coaxiaux, pomme de douche). En effet, on ne peut pas vraiment considérer les injecteurs coaxiaux (voir Figure 2.7) comme ayant un impact à proprement parler. Le mélange se fait par cisaillement dû à la différence de quantité de mouvement entre les deux jets (nombre  $J$ , Eq. (2.10)). L'ajout d'un tourbillon permet de favoriser ce mélange si toutefois les ergols sont difficiles à mélanger. Pour une configuration en pomme de douche pour laquelle les jets sont parallèles, on compte uniquement sur la turbulence (1<sup>er</sup> ordre) et la diffusion des espèces (2<sup>nd</sup> ordre) pour réaliser le mélange. Le fait d'utiliser des ergols très volatils est un avantage pour opter pour ce choix. La configuration coaxiale avec aiguillot à positionnement variable se rapproche encore plus d'une configuration à impact. Il s'agit ici de dévier, par action mécanique volontaire, l'ergol central afin qu'il adopte une composante transversale reproduisant un faible impact avec l'autre ergol. Le positionnement permet également de régler le rapport de mélange, la poussée pourra donc varier selon la position de l'aiguillot, d'où le terme anglais « *throttleable* ». Enfin si on ajoute une plaque défléctrice avec un angle bien choisi au niveau du point d'impact, on peut rediriger le spray vers l'axe central : le mélange avec les autres sprays déviés est alors accéléré. Ces deux dernières configurations d'injecteurs se classent dans la catégorie « hybride ».



Figure 2.7 : La tête d'injection du moteur Vulcain 2 d'Ariane 5 et ses 566 injecteurs coaxiaux (image ESA)

La catégorie des injecteurs à angle d'impact (voir Figure 2.8) peut s'étoffer grâce à de multiples configurations possibles. Les jets de doublets « *like* » (ou « *like-on-like* ») sont constitués du même ergol (combustible sur combustible ou oxydant sur oxydant). À l'inverse, au point d'impact de doublets « *unlike* », ce sont les deux types d'ergols qui se rencontrent. Ces deux types de doublets présentent chacun leurs avantages et inconvénients, et sont largement étudiés : il s'agit de la configuration la plus utilisée pour des ergols liquides avec les injecteurs coaxiaux. Le doublet like en est la configuration de

référence. Certes, le mélange requiert une plus longue distance dans la chambre, mais cette configuration est plus facile à mettre en œuvre. La phénoménologie peut se transposer à d'autres couples d'ergols, puisque le comportement de chaque doublet peut se découpler (indépendance vis-à-vis de la vaporisation des ergols par exemple). Le doublet unlike est, quant à lui, plus rapide à mélanger et reste assez simple pour la mise en œuvre. Néanmoins, comme les lignes d'alimentation sont indépendantes, il peut y avoir des variations de rapport de mélange générant des gradients temporels et/ou spatiaux pouvant être responsable de variation de performances ( $C^*$ , poussée...). Les effets de miscibilité des ergols ont également un rôle important dans le mélange d'un spray issu d'un doublet unlike. De manière générale, la pulvérisation se réalise à pression d'injection plus faible qu'une configuration sans impact.

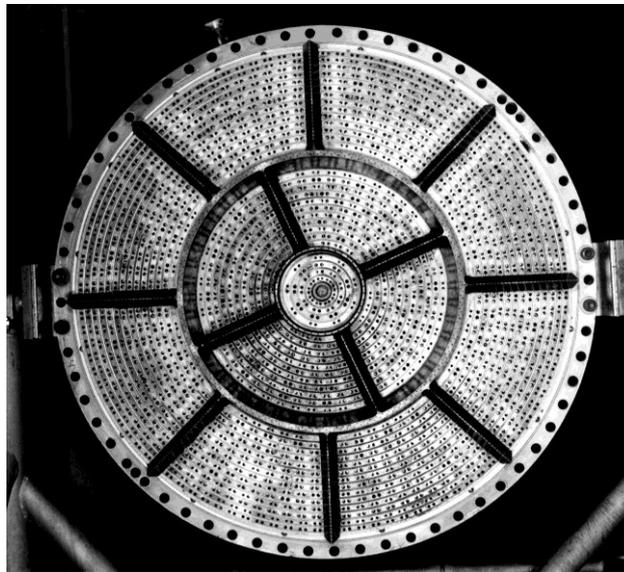


Figure 2.8 : La tête d'injection du moteur F-1 (Saturn V) avec ses 1416 paires d'injecteurs à impact like (d'après heroicrelics.org, « F-1 Engine Injector »)

## 2.2 Influence de la géométrie (interne et externe)

La géométrie interne des injecteurs fait partie des conditions amont de l'atomisation. Royne & Dey [20] ont étudié l'effet de la géométrie des buses (voir Figure 2.9), notamment sur les coefficients de débits. Pour cela, ils disposent de quatre types de buses :

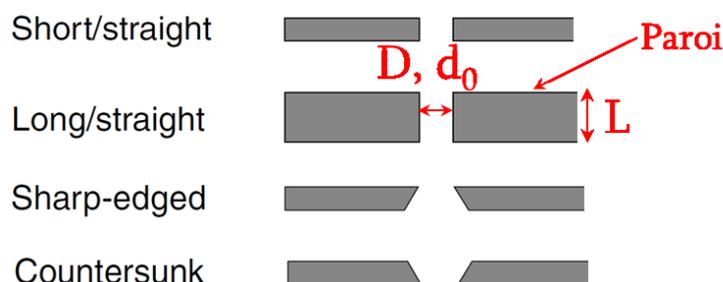


Figure 2.9 : Les géométries internes principales de buses (d'après Royne & Dey [20])

Ils calculent le coefficient de débit (voir Figure 2.10) en exprimant le saut de pression à travers la buse en fonction du débit volumique et de la géométrie de l'injecteur par l'équation (2.11) :

$$\Delta P_{inj} = \frac{1}{2} \rho V_{inj}^2 = \frac{1}{2} \rho \frac{Q^2}{C_d^2 A_{inj}^2} = \frac{8 \rho Q^2}{N_{inj}^2 \pi^2 C_d^2 D_{inj}^4} \quad (2.11)$$

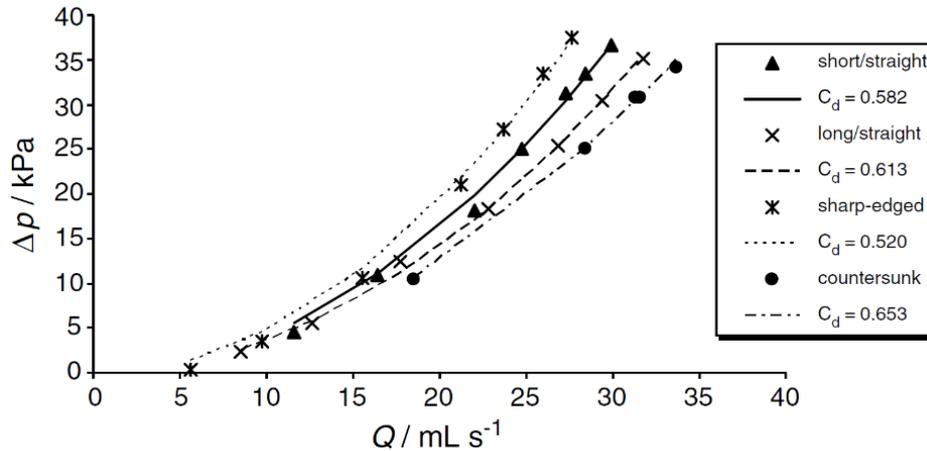


Figure 2.10 : Pression relative en fonction du débit volumique (d'après Royne & Dey [20])

Ainsi, pour une même valeur de  $\Delta P_{inj}$  visée, la buse de type « *countersunk* » aboutira au plus fort débit (voir Figure 2.10). Une autre interprétation serait de dire que pour une même valeur de débit donnée, le  $\Delta P_{inj}$  le moins élevé qu'il faut fournir pour assurer le débit voulu est pour la buse de type « *countersunk* ».

Le rapport  $L/d_0$  est un autre paramètre prépondérant pour la structure interne des jets. Le schéma proposé par Ramamurthi et al. [21] en Figure 2.11 donne un aperçu grossier de l'écoulement dans les injecteurs selon le rapport  $L/d_0$ . Ainsi, un  $L/d_0$  adapté permettra d'obtenir un écoulement attaché, tandis qu'un  $L/d_0$  trop petit ne permettra pas à l'écoulement de se rattacher après avoir subi la contraction en entrée d'injecteur.

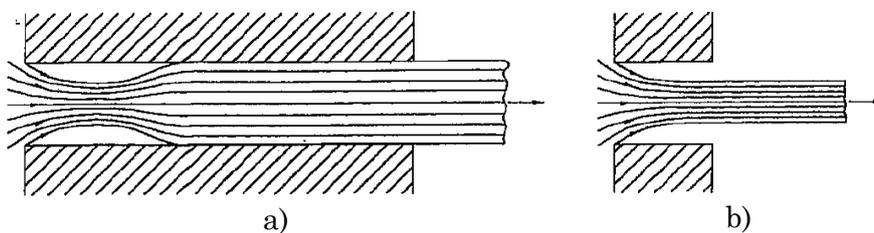


Figure 2.11 : Ecoulement interne dans les injecteurs ; a) Flux rattaché ; b) Flux détaché (d'après Ramamurthi et al. [21])

Gill & Nurick [19] insistent aussi sur l'intérêt d'avoir une géométrie d'entrée arrondie, ce qui peut parfois contrer l'effet négatif d'un  $L/d_0$  trop petit. L'atomisation prématurée du jet libre peut par exemple être évitée. Whelan & Robinson [22] ont réalisé une étude

complémentaire sur d'autres types de buses (voir Figure 2.12) de même diamètre et de même rapport  $S/d_0 = 5$ , mais dont les configurations d'entrée et de sortie diffèrent. Ils en extraient le graphique en Figure 2.13.

Name	Configuration
Straight	
Contoured inlet	
Contoured inlet/outlet	
Chamfered inlet	
Chamfered outlet	
Chamfered inlet/outlet	

Figure 2.12 : Autres géométries d'orifices de buses (d'après Whelan & Robinson [22])

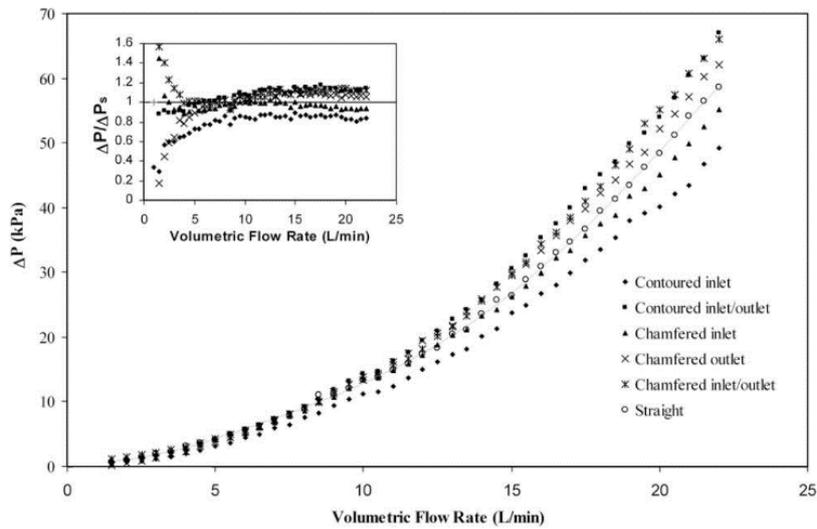


Figure 2.13 : Pression relative d'éjection en fonction du débit volumique pour les géométries considérées (d'après Whelan & Robinson [22])

Le petit graphique inséré dans la Figure 2.13 représente le rapport entre les  $\Delta P_{inj}$  d'un type de buse avec celui du type de référence : la buse rectiligne. L'interprétation de leurs études leur permet de conclure qu'une modification de géométrie en entrée aboutit à une baisse de  $\Delta P_{inj}$  pour une valeur fixe de débit. Une modification en sortie provoque l'effet inverse.

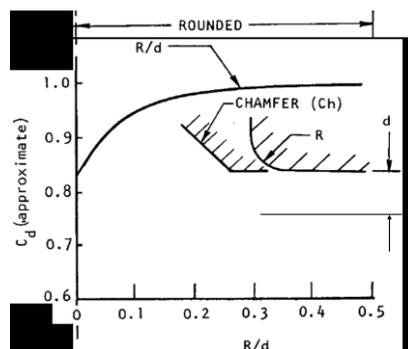


Figure 2.14 : Influence du rayon de courbure sur le  $C_d$  (d'après Gill & Nurick [19])

En poursuivant les études sur les géométries arrondies, Gill & Nurick [19] quantifient l'influence du rayon de courbure sur le coefficient de débit (voir Figure 2.14). Des écarts sur les résultats sont néanmoins toujours observés même si les géométries sont considérées identiques, témoignant de la grande sensibilité à la dispersion géométrique des injecteurs et du caractère en partie aléatoire du phénomène. La reproductibilité stricte des injecteurs est alors difficile à obtenir. Sur des géométries arrondies, on retiendra la valeur d'un  $R/d_0 = 0,15$  au-delà de laquelle le coefficient de débit est maximal et ne varie plus significativement (Jung et al. [23]). L'absence de courbure peut être à l'origine de la contraction de section schématisée en Figure 2.11. Ils ont pris de la marge par rapport à ce critère en réalisant des bords arrondis au rayon de courbure égal au diamètre de l'orifice ( $R/d_0 = 1$ ), maximisant ainsi le coefficient de débit. En revanche, la longueur de désintégration de la nappe liquide et des ligaments est plus courte dans le cas d'orifices à bords droits : la turbulence due au détachement de l'écoulement procure au jet un surplus de force pour se désintégrer rapidement alors que l'intensité de turbulence pour des orifices à bords arrondis reste faible. Ces longueurs de désintégrations sont très importantes puisqu'elles sont liées indirectement à la localisation de la flamme : la longueur de chambre est d'autant plus courte que ces longueurs sont faibles (il ne reste ensuite que la phase d'évaporation avant la combustion des sprays, voir Chapitre 3).

## 2.3 Particularités de l'atomisation d'injecteurs à impact

### 2.3.1 Association d'injecteurs à impact

Notre étude porte sur l'association de doublets à impact générant un mélange diphasique (bi-ergols combustible/oxydant) pour en étudier l'allumage et la combustion. Afin de conserver une qualité de mélange et une compacité de la tête d'injection, mais également en fonction du rapport de mélange souhaité pour un moteur, il pourra être utile de multiplier le nombre de jets d'un ergol par rapport à l'autre (voir Figure 2.15).

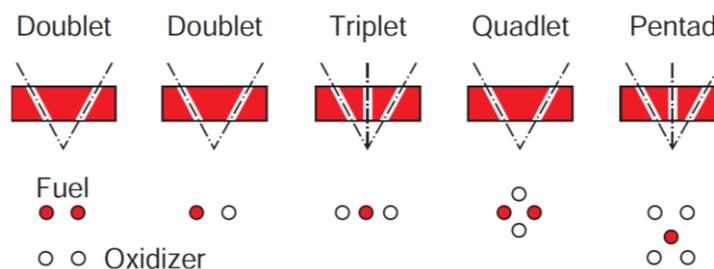
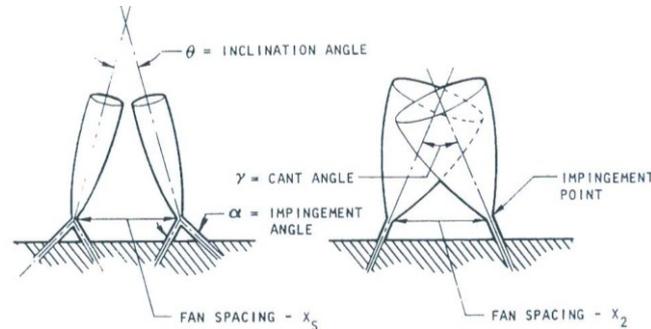


Figure 2.15 : Evolutions du doublet : le triplet, le quadruplet, le quintuplet (d'après Ley et al. [12])

On substituera les doublets à impact par des triplets (rapport 2:1), des quadruplets (association de deux doublets, rapport 2:2) ou même des quintuplets (rapport 4:1).

L'agencement de ces doublets (voir Figure 2.16) par rapport à l'axe de la chambre donne lieu à la définition de paramètres supplémentaires, notamment l'inclinaison des doublets et l'espace inter-doublets (voir Nurick & Clapp [24]). La longueur de mélange est influencée par ces paramètres.



*Figure 2.16 : Paramètres supplémentaires pour l'association de doublets (d'après Nurick & Clapp [24])*

Le rapport  $L/d_0$  du jet libre (distance d'impact) a également son importance : s'il est trop élevé ( $L/d_0 > 10$  d'après Gill & Nurick [19]), il est possible que chaque jet libre dévie de sa trajectoire coplanaire optimale. Cette déviation pourra être accentuée si les orifices ne sont pas parfaitement coplanaires (mauvais alignement dû à de mauvaises tolérances d'usinages) et si le diamètre des injecteurs est réduit. Selon Gill & Nurick [19], ce mauvais alignement des jets libres a déjà été générateur d'instabilités. Ils rappellent qu'en pratique, un  $L/d_0$  du jet libre compris entre 5 et 7 permet de réduire ces deux risques.

### 2.3.2 Structures spécifiques et régimes d'atomisation

Ce paragraphe vise à décrire plus en détail les particularités de l'atomisation dans le cas d'injecteurs à impact. Pour faire le lien avec l'atomisation de base (rappel en Figure 2.1), l'impact des deux jets a lieu avant même la première région d'atomisation, dans la zone de jet libre.

En configuration d'impact, la formation d'ondes instables d'origine aérodynamique (dues à l'interaction du jet et du milieu ambiant) et surtout hydrodynamique (dues à l'impact) est à l'origine de l'atomisation. Dombrowski & Hooper [25] ont cherché à mieux comprendre la formation de ces ondes hydrodynamiques. En réalisant leurs expériences en microgravité, ils ont conclu que ces ondes avaient bien pour origine le point d'impact et n'avaient pas un caractère aérodynamique. Leur étude a montré qu'en régime turbulent, il existe un nombre de Weber critique au-delà duquel ces ondes hydrodynamiques sont obtenues. On peut retenir une valeur approximative de  $We_c = 200$  sachant que leur définition du nombre de Weber (Eq. (2.12)) est pondérée par le demi-angle d'impact  $\theta = \alpha_0/2$ .

$$We_{imp} = \frac{\rho_{liq} d_0 V_{inj}^2 \sin^2 \theta}{\sigma_{liq}} \quad (2.12)$$

En régime turbulent, le caractère ondulatoire a toujours été observé quelles que soient les conditions de vitesse et d'angle testées. Jung et al. [23] ont établi une corrélation pour les longueurs d'ondes auxquelles la nappe liquide et les ligaments se fragmentent (voir schéma en Figure 2.17 et les équations (2.13) et (2.14)). Les exposants pourront être adaptés pour mieux correspondre au diamètre du jet libre (ici, pour  $d_0 = 1,1$  mm).

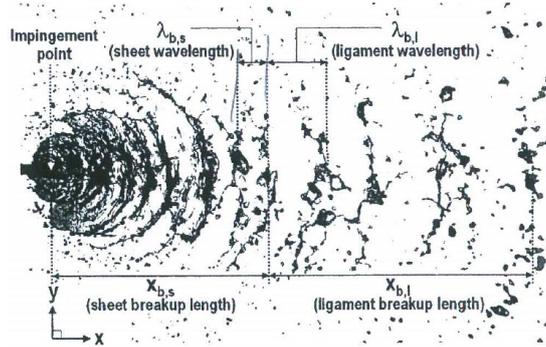


Figure 2.17 : Longueurs d'ondes  $\lambda_i$  et distances d'atomisation  $x_i$  de la nappe liquide

$$\frac{\lambda_{b,s}}{d_0} = 45,2 (Re^{-1} We^{0,5})^{0,096} We^{-0,24} (\sin \theta)^{-0,24} \quad (2.13)$$

$$\frac{\lambda_{b,l}}{d_0} = 46,7 (Re^{-1} We^{0,5})^{-0,078} We^{-0,234} \quad (2.14)$$

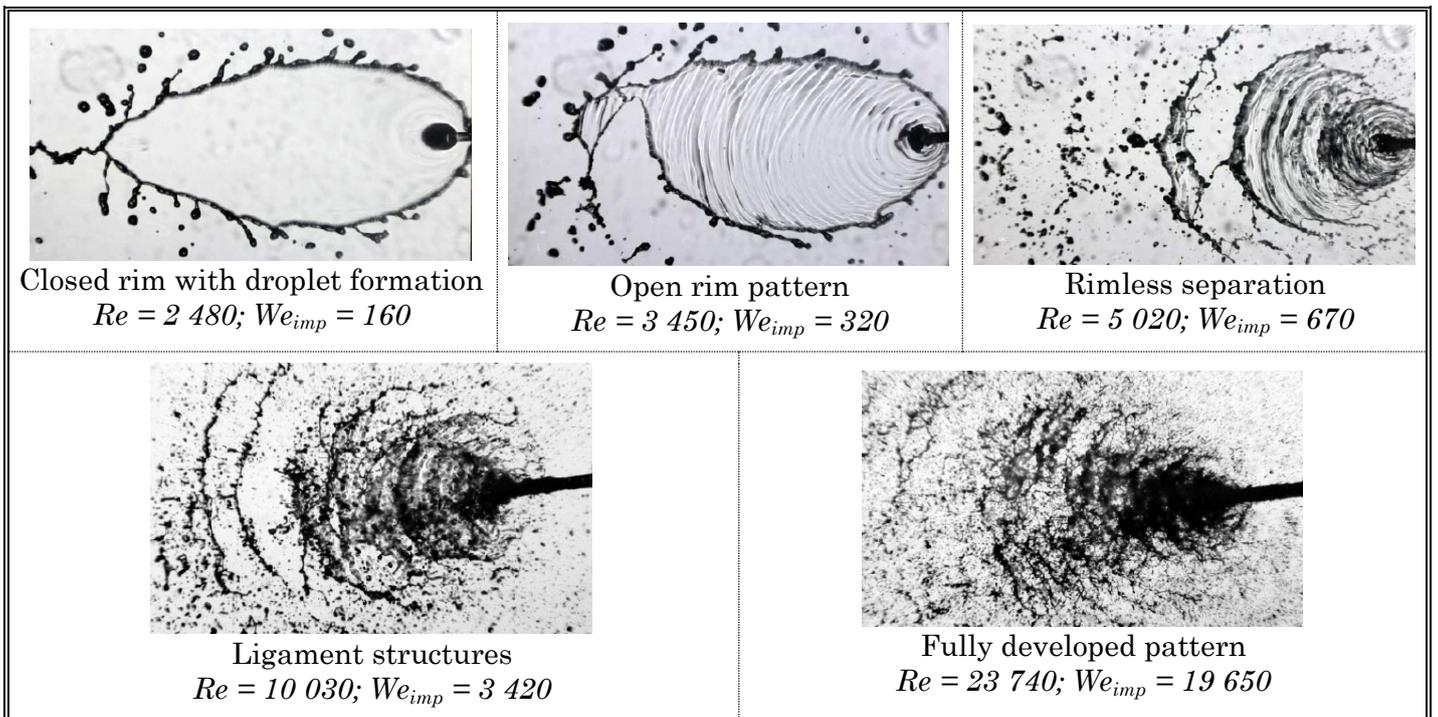
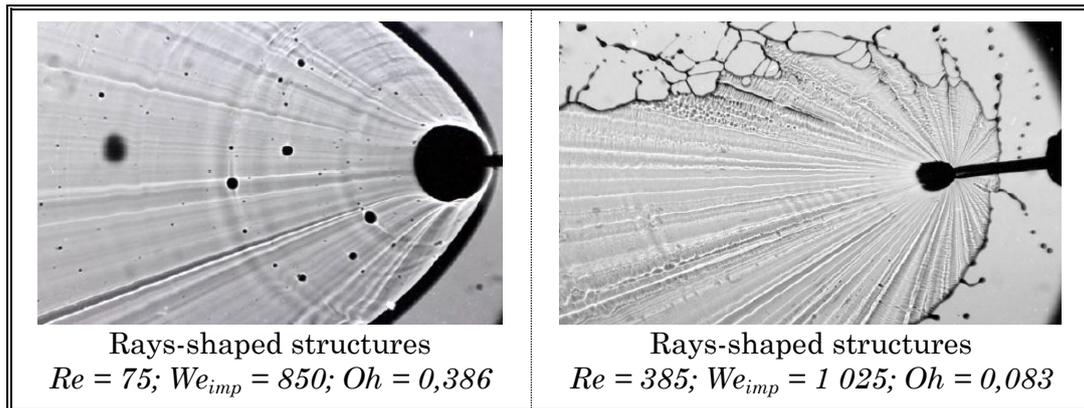
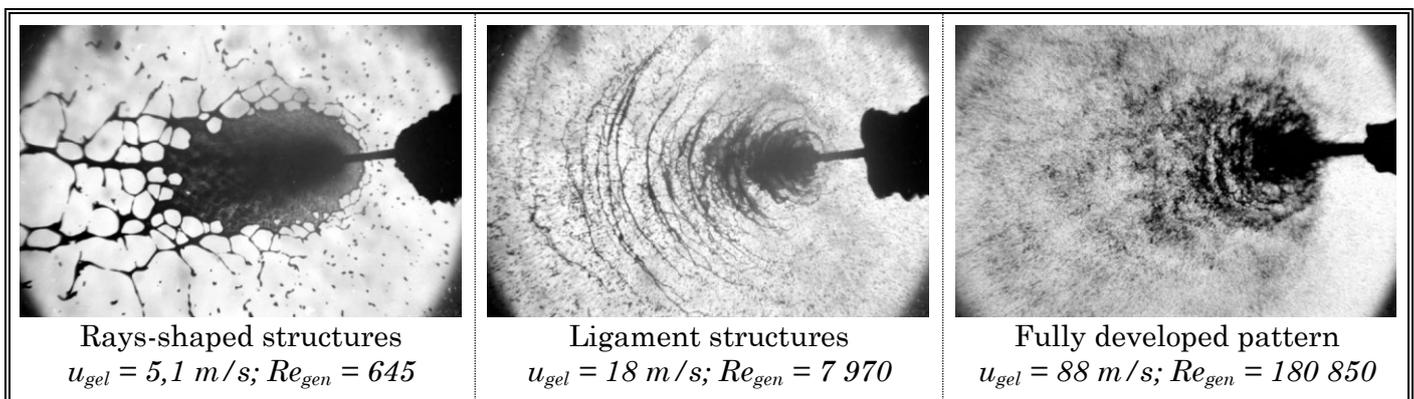


Figure 2.18 : Régimes d'atomisation de doublets (like) d'eau, fluide newtonien peu visqueux (d'après Kampen & Bailardi et al. [26]-[27])

Kampen et al. [26], Bailardi et al. [27] ont poursuivi l'étude des jets à impact en approfondissant les essais sur de larges gammes de nombres de Reynolds et de Weber, sur de multiples fluides (différents nombres de Ohnesorge) newtoniens et non newtoniens. Les régimes d'atomisation ont d'abord été obtenus expérimentalement à l'aide d'image ombroscopiques, pour des injecteurs de 1 mm de diamètre au  $L/d_0$  valant 10. L'analyse des résultats a permis d'obtenir une cartographie du comportement à l'atomisation de différents fluides (voir Figure 2.18, Figure 2.19, Figure 2.20 et Figure 2.21).



*Figure 2.19 : Régimes d'atomisation de doublets (like) de cyclohexanol et de l'éthylèneglycol, fluides newtoniens visqueux (d'après Kampen & Bailardi et al. [26]-[27])*



*Figure 2.20 : Régimes d'atomisation de doublets (like) d'un mélange de kérosène, de particules d'aluminium, et de composés mineurs (50 – 35 – 2 fois 7,5 %), fluides non newtoniens gélifiés (d'après Kampen & Bailardi et al. [26]-[27])*

On note bien l'influence de la viscosité sur les structures générales. Un liquide peu visqueux (faible nombre de Ohnesorge) a toujours tendance à s'atomiser plus facilement qu'un liquide très visqueux (plus haut nombre de Ohnesorge), même si les nombres de Reynolds et/ou de Weber sont *a priori* plus favorables à l'atomisation. En fonction de ces deux nombres, 5 régimes principaux d'atomisation sont distingués selon la structure qu'adoptent les jets après impact (voir Figure 2.21). Les frontières entre ces régimes s'établissent à des nombres de Reynolds et Weber très différents selon le liquide utilisé.

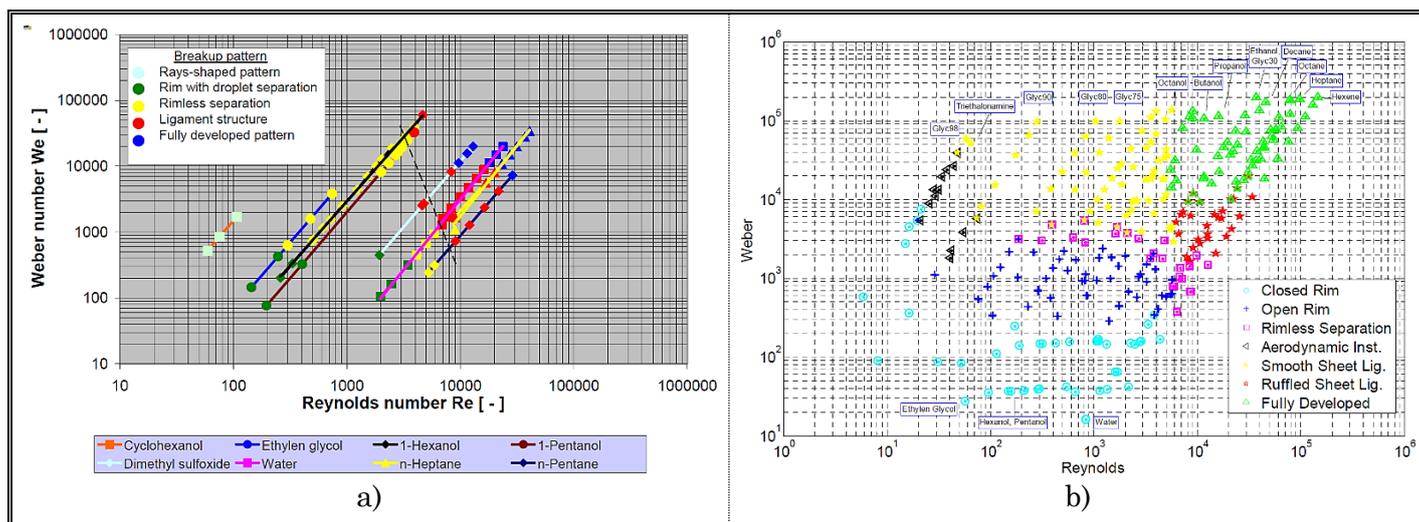


Figure 2.21 : Diagrammes des régimes d'atomisation selon les nombres de Reynolds et de Weber, et le fluide utilisé (d'après Kampen & Bailardi et al. [26]-[27])

Kampen & Bailardi et al. [26]-[27] ont montré que la transition entre le comportement « *Rimless separation* » et le régime « *Ligament structures* » (ligne en pointillés sur la Figure 2.21a) a lieu pour de plus faibles nombres de Weber quand le nombre de Reynolds augmente. Compte tenu des pressions d'injection relativement élevées sur les moteurs fusée à doublets impactants, le régime atteint correspond au moins à une structure ondulatoire en ligament, même s'il est nettement plus probable de produire des conditions pleinement développées très turbulentes.

À partir de nombres de Weber résultant en une structure en ligaments, Chihiro et al. [28] ont effectué un calcul numérique pour quantifier la distribution de liquide le long de l'axe médian entre les jets (voir Figure 2.22). Il s'agit avec ces valeurs de connaître l'efficacité de l'atomisation par impact. Le paramètre adimensionné choisi est le rapport de la longueur axiale sur le diamètre des buses d'éjection. Les valeurs de la distribution de liquide dans l'axe diminuent globalement pour un  $z/D$  croissant tout en montrant une évolution plus ou moins périodique. Ces deux phénomènes sont bien le témoin d'une atomisation progressive et de son caractère ondulatoire vérifié expérimentalement.

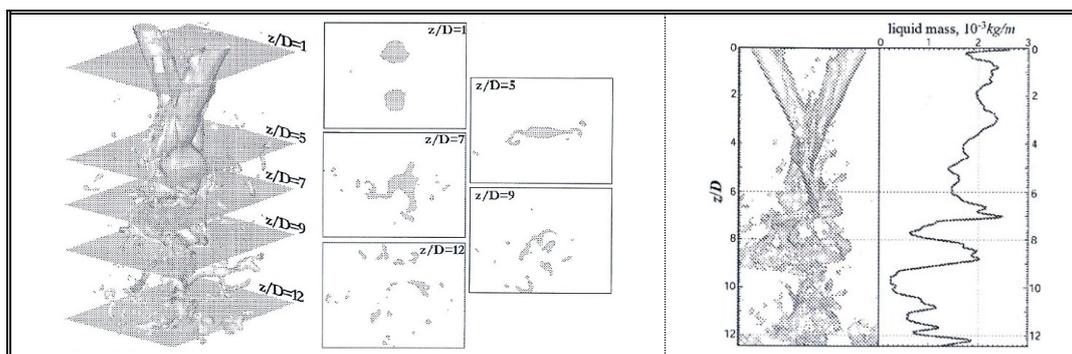


Figure 2.22 : Répartition du liquide en différents points après le point d'impact (d'après Chihiro et al. [28])

Récemment, Zheng et al. [29] ont reproduit expérimentalement et numériquement cette expérience avec entre autres, des injecteurs de 1 mm de diamètre avec 80° d'angle d'impact, en vue de compléter la précédente étude et calculer notamment les diamètres moyens de Sauter selon 3 plans en aval du point d'impact, placés à  $X/d_0$  de 10, 20 puis 30. Un aperçu de leurs résultats est donné en Figure 2.23, le liquide utilisé étant de l'eau, avec pour conditions d'injection  $Re = 25\ 389$  ;  $We = 8\ 948$ , soit une pression d'injection  $\Delta P_{inj} = 3,24\ barG$ .

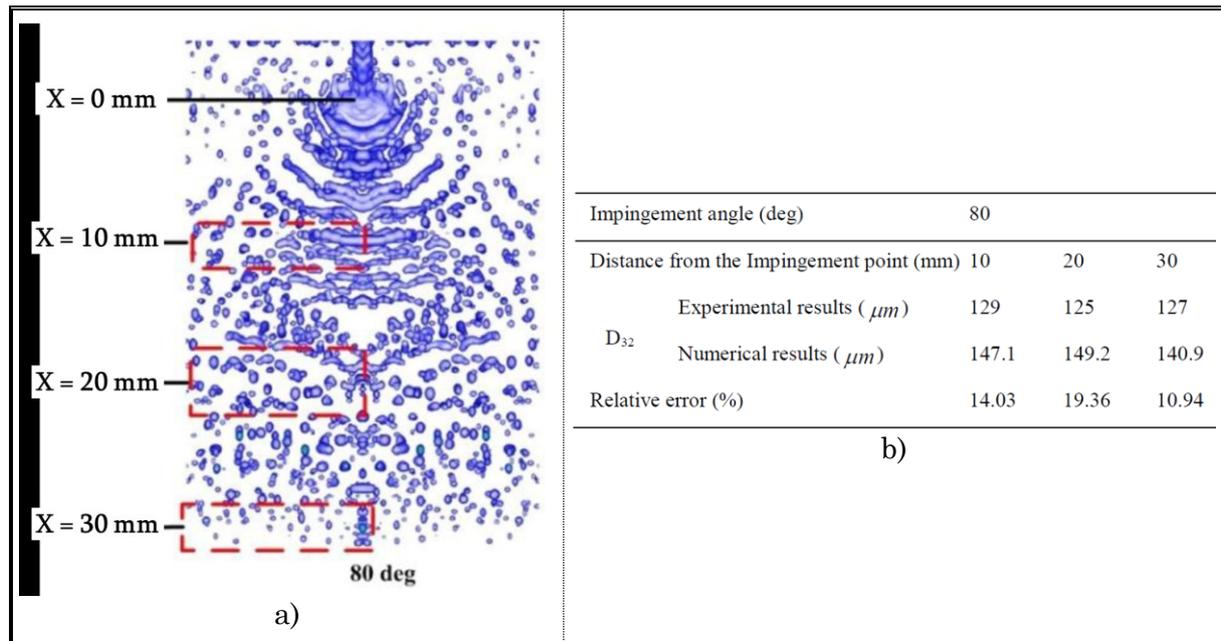


Figure 2.23 : a) Simulation en aval du point d'impact ; b) diamètres caractéristiques associés (d'après Zheng et al. [29])

Même si l'erreur relative atteint 20 % au maximum, la simulation (méthode CLSVOF utilisée et détaillée dans les études [29]-[30]) a tendance à reproduire globalement le phénomène. De plus, on peut noter que, bien que les trois zones ne mesurent pas dans la même région d'atomisation (la première, plutôt au niveau de l'atomisation primaire, la seconde au début de l'atomisation secondaire, la dernière, à la fin de l'atomisation secondaire), le  $D_{32}$ , calculé à 5 reprises sur un même point puis moyenné, et défini précisément au Tableau II-3, ne semble pas varier sur ces 3 points de mesure.

Toujours dans cette optique d'amélioration de la simulation numérique de sprays, Chen et al. [17] ont voulu estimer la taille de maillage permettant d'être représentatif de la distribution de tailles de gouttes issues d'un doublet à impact like. Selon leurs résultats, ce sont les régions de fort gradient liquide-gaz (autrement dit les régions d'interface) qui nécessitent la plus forte résolution, le meilleur raffinement du maillage. Dans les régions majoritairement liquides, le maillage nécessaire est d'un ordre inférieur. Dans la région fortement gazeuse (loin du doublet et du spray en aval), le maillage est encore plus grossier

(1 à 5 ordres de grandeur par rapport à la zone liquide). Un schéma est donné en Figure 2.24a, représentant le niveau de maillage adaptatif utilisé dans cette étude numérique du spray, ainsi que les pdf correspondant à quelques maillages (Figure 2.24b), et la simulation fidèle associée au maillage de niveau 9 (Figure 2.24c).

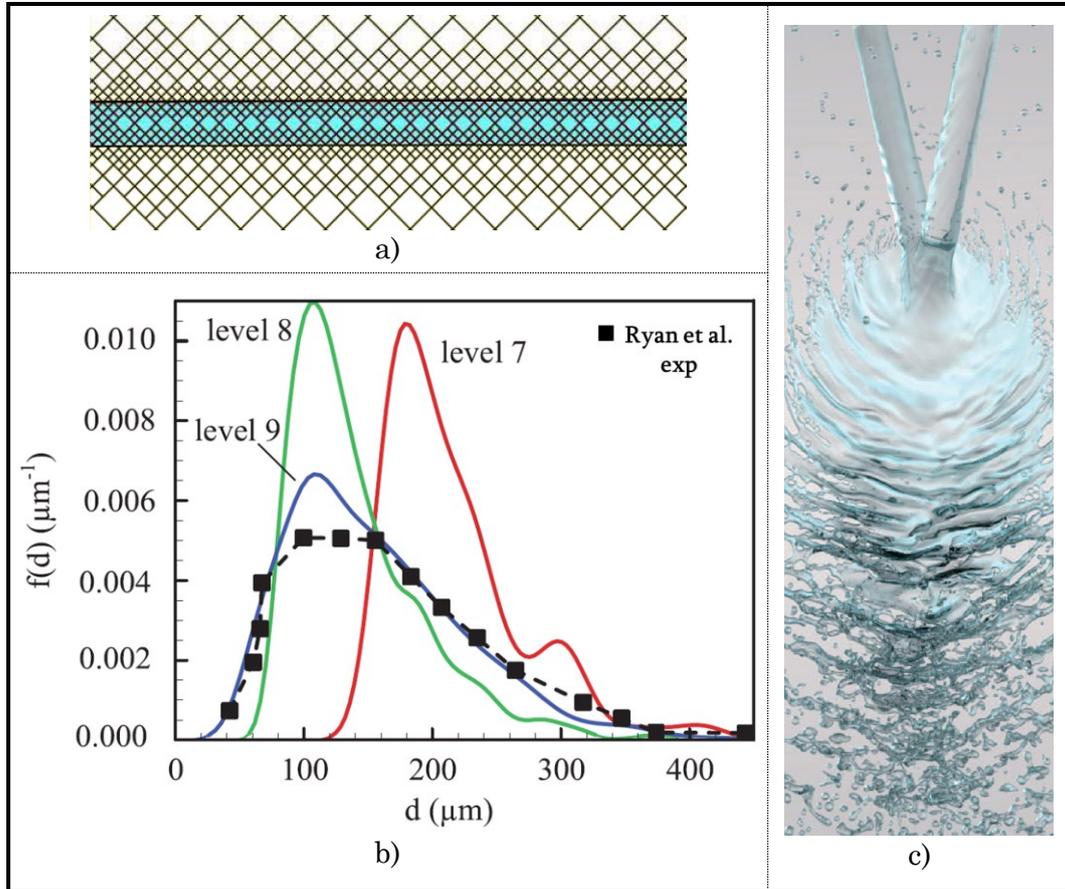


Figure 2.24 : a) Schéma d'un maillage adaptatif ; b) pdf de diamètres pour différents niveaux de maillage ; c) Simulation numérique associée au maillage de niveau 9 (d'après Chen et al. [17])

### 2.3.3 Mélange de la phase liquide et critères d'optimisation

Si l'atomisation par impact est plus efficace grâce aux ondes hydrodynamiques générées, on peut se demander si le mélange entre les deux jets est efficace et homogène dans la direction transverse. Le rapport technique de Rupe [31] met en évidence l'influence des injecteurs dans l'efficacité du mélange. Pour obtenir un bon mélange sur des doublets à impact, les flux de quantités de mouvement  $M = \dot{m}V$  entre injecteurs doivent être les plus proches possibles, de même que les sections des injecteurs. Ces conditions se traduisent par l'équation (2.15) :

$$\frac{M_1 A_1}{M_2 A_2} = \left( \frac{\dot{m}_1}{\dot{m}_2} \right)^2 \frac{\rho_2}{\rho_1} \quad (= 1 \text{ optimum}) \quad (2.15)$$

On voit tout de suite que le rapport de mélange va influencer les résultats puisqu'il est

contenu dans le rapport de flux de quantité de mouvement. C'est une des raisons pour laquelle les triplets voire des quintuplets existent : ils offrent une plus grande possibilité de réaliser un mélange optimum si le rapport de mélange utilisé en conditions réelles est trop éloigné de 1. Ainsi, en utilisant un rapport N:1 entre les nombres d'injecteurs des deux liquides, l'équation s'écrit sous la forme (2.16) :

$$\frac{M_1}{M_2} \frac{A_1}{NA_2'} = \left( \frac{\dot{m}_1}{\dot{m}_2} \right)^2 \frac{\rho_2}{\rho_1} \quad (2.16)$$

Chez Gill & Nurick [19], une corrélation analogue (Eq. (2.17)) est utilisée pour caractériser un mélange optimum dans le cas d'impact unlike à 60° d'impact (angle de référence) :

$$\left( \frac{d_c}{d_{ext}} \right)_{MME}^2 = M \left[ \frac{\rho_{ext}}{\rho_c} \left( \frac{\dot{m}_c}{\dot{m}_{ext}} \right)^2 \right]^{0.7} \quad (2.17)$$

Les indices « c » et « ext » représentent respectivement le jet central et le(s) jet(s) extérieur(s). Cette corrélation peut être adaptée selon les injecteurs utilisés (doublet, triplet, quadruplet ou quintuplet unlike) grâce au paramètre empirique M (facteur de mélange), mais dans le cas d'un doublet ou d'un quadruplet, ces deux indices sont interchangeables.

*Tableau II-2 : Valeur du facteur de mélange en fonction du type d'injecteur (d'après Gill & Nurick [19])*

<b>Rapport entre les jets « ext » et « c »</b>	<b>Facteur de mélange M</b>
1:1 ; 2:2	1,0
2:1	1,6
3:1	3,5
4:1	9,4
5:1	27,5

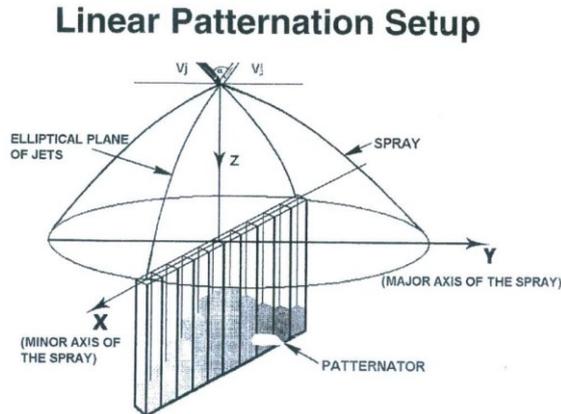
Le fait d'incliner les injecteurs à impact l'un par rapport à l'autre (« cant angle » sur la Figure 2.16) a aussi un effet bénéfique, jusqu'à une certaine mesure, sur l'uniformité du mélange de la phase liquide. Les observations expérimentales ont conclu à une augmentation de 30 à 40 % du mélange en passant d'une inclinaison nulle (arrangement axial) à une inclinaison de 40°. Au-delà, l'effet a tendance à s'inverser. Il est aussi généralement vérifié que plus les injecteurs sont petits, plus le mélange est uniforme. Mais en-dessous d'une valeur seuil (fixée empiriquement autour de 0,50 à 0,76 mm soit 0,02 à 0,03 in.), les études ne montrent plus d'effet bénéfique. Par contre, ces gouttes s'évaporant plus rapidement, le mélange gazeux généré s'enflammera plus vite, et le flux de chaleur

ressenti par la tête d'injection sera aussi plus élevé.

Ashgriz et al. [32] ont rappelé les résultats de l'étude paramétrique menée par Rupe mesurant l'effet des grandeurs caractéristiques du montage expérimental (comme la quantité de mouvement, l'angle d'impact, la section des jets avant impact, les propriétés des fluides, la géométrie des injecteurs...) sur l'efficacité du mélange (paramètre  $\Phi$  ou  $Em$ , Eq. (2.18)), mais aussi sur la méthode expérimentale de mesure. Ils ont en effet repris la technique consistant à insérer dans l'axe mineur du spray un ensemble de jauges graduées (voir Figure 2.25). La définition du mélange idéal étant de retrouver une fraction de mélange constante et égale à celle des conditions d'injections, ils ont ainsi évalué l'efficacité du mélange en mesurant la fraction massique locale de chaque constituant le long de l'axe mineur du spray (par ajout d'un colorant sur l'un des constituants, non miscibles entre eux).

$$\Phi = 100 \left( 1 - \left( \sum_0^N \frac{w}{W} \left( \frac{F-f}{F} \right) + \sum_0^{\tilde{N}} \frac{w}{W} \left( \frac{F-\tilde{f}}{F-1} \right) \right) \right) \quad (2.18)$$

avec  $f$  (resp.  $F$ ) le rapport de mélange local (resp. nominal, i.e. : à l'injection),  $w$  (resp.  $W$ ) la masse locale (resp. nominale) et  $N$  (resp.  $\tilde{N}$ ) le nombre de jauges où  $f < F$  (resp.  $f > F$ ).



*Figure 2.25 : Schéma des deux axes d'un spray avec "Echantillonneur linéaire" (d'après Ashgriz et al. [32])*

Leurs résultats montrent qu'il existe un domaine de vitesse d'injection pour laquelle le mélange est optimisé (« *Well-mixed atomization* »). Pour des valeurs de vitesses inférieures à ce domaine, le liquide injecté tend à rester du même côté du jet en rebondissant sur l'autre liquide (« *Reflective atomization* »). Si la vitesse d'injection dépasse ce domaine, les jets se croiseront (« *Transmitive atomization* »). Une analyse plus précise leur a permis de déduire que l'effet rebond est obtenu pour des vitesses d'injection plus faibles lorsque le diamètre des injecteurs augmente. Le type « *Transmitive atomization* » permet d'élargir la dispersion de la fraction de mélange entre les deux

liquides. En effet, si les jets acquièrent une plus grande quantité de mouvement, le spray résultant devient plus large le long de l'axe mineur du jet. L'angle d'impact optimal est relativement faible ( $45^\circ$  selon les tests effectués par Elko & Stary [33]). Son augmentation n'est pas bénéfique car, même si la turbulence due à l'impact augmente, les liquides sont mis en contact pendant moins de temps grâce à une meilleure quantité de mouvement leur donnant plus de force pour traverser le plan médian des injecteurs. Globalement, une fois l'optimum atteint, l'augmentation de la vitesse, du diamètre ou de l'angle deviennent négatifs pour l'efficacité du mélange.

Yuan et al. [34] se sont servis de deux autres paramètres pour caractériser le mélange. En plus de l'efficacité du mélange, les paramètres PI (spray « *Patternation Index* ») et PP (« *Penetration Percentage* ») ont été introduits. Ils représentent respectivement l'uniformité du spray (0 pour une distribution uniforme) et le pourcentage de masse liquide d'un constituant qui traverse le plan médian des injecteurs (50 % pour un mélange idéal, ce qui correspond au cas « *Well-mixed atomization* » de Ashgriz et al. [32]). La technique de mesure utilisée est la PLIF (*Planar Laser Induced Fluorescence*). Les résultats (voir Figure 2.26) montrent une diminution de PI jusqu'à stabilisation lorsque le flux de quantité de mouvement augmente. En utilisant des injecteurs aux diamètres plus élevés (0,4 mm contre 0,3 mm), un minimum local de PP (soit 50 %) est obtenu pour un flux de quantité de mouvement moindre. Le constat est le même pour PI : une augmentation de pression ambiante permet un décalage du flux de quantité de mouvement idéal.

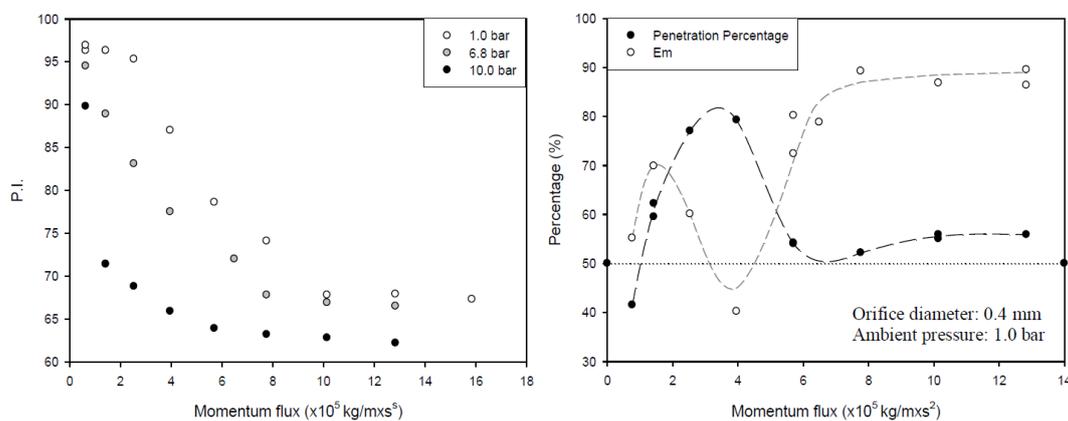


Figure 2.26 : Variations de PI, PP et Em en fonction du flux de quantité de mouvement pour des doublets d'eau (d'après Yuan et al. [34])

## 3 Description d'un spray

### 3.1 Distribution de gouttes

Le terme spray désigne le système diphasique, normalement homogène, situé à une distance suffisante du point d'injection pour qu'il soit constitué d'un ensemble de gouttes

sphériques. L'approche est statistique dans le sens où la pulvérisation est quand même en partie aléatoire et donne naissance à une distribution de gouttes dans toute une région de l'espace. Parmi les lois de distributions classiques, on distingue les lois unimodales (ou mono-disperses, présentant un seul maximum dans un histogramme) des lois multimodales ou poly-disperses (généralement bimodales).

Les lois de distributions unimodales adaptées pour la caractérisation d'un spray sont généralement celles qui représentent un histogramme asymétrique. C'est le cas des lois log-normales (Eq. (2.19)) ou des lois de Rosin-Rammler (Eq. (2.20)) dont les fonctions de distributions sont données en volume :

$$g(r) = \frac{1}{r} \cdot \frac{1}{\ln(\sigma) \cdot \sqrt{2\pi}} e^{\left(-\frac{1}{2} \left(\frac{\ln(r) - \ln(\mu)}{\ln(\sigma)}\right)^2\right)} \quad (2.19)$$

$$g(r) = \frac{s \cdot r^{s-1}}{\bar{r}^s} \cdot \exp\left(-\left(\frac{r}{\bar{r}}\right)^s\right) \quad (2.20)$$

Il s'agit de lois à 2 paramètres : la valeur moyenne  $\mu$ , et l'écart-type  $\sigma$  qui représente la dispersion de l'ensemble des particules par rapport à la moyenne.  $\bar{r}$  et  $s$  sont deux paramètres d'ajustement analogues. La Figure 2.27 (d'après Onofri [35]) donne l'influence de l'écart-type sur la forme générale de la distribution.

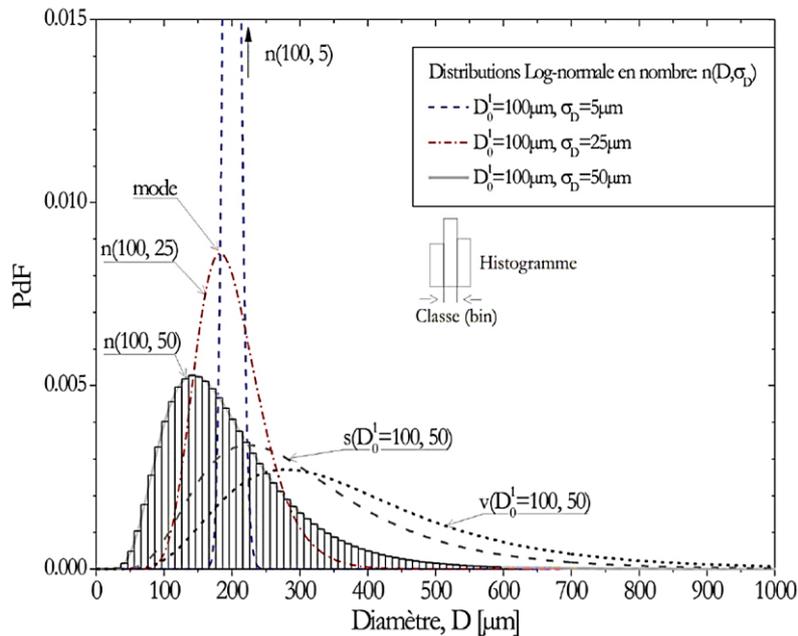


Figure 2.27 : Distributions log-normales de pulvérisations classiques (d'après Onofri [35])

D'autres lois sont parfois plus adaptées que les lois classiques comme sur les expériences de Kang & Poulikakos [36]-[37] (voir Figure 2.28) pour lesquelles la corrélation de Simmons, du type racine-normale, est utilisée pour décrire la fraction de volume cumulée et déduire le Diamètre Médian Moyen (MMD) :

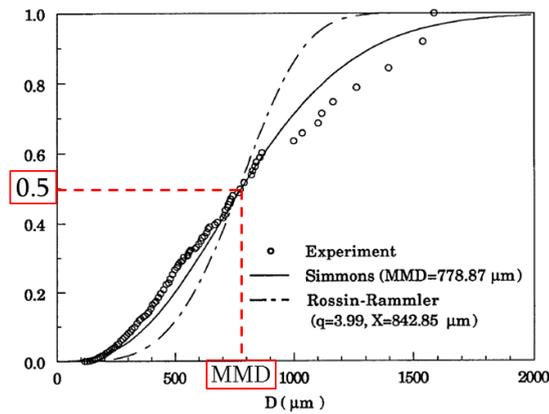


Figure 2.28 : Fractions de volume cumulées ( $d_0 = 1,0 \text{ mm}$ ,  $\alpha_0 = 60^\circ$ ,  $V_0 = 12,0 \text{ m/s}$ , d'après Poulidakos [37])

### 3.2 Diamètres caractéristiques

Pour décrire le plus fidèlement possible un spray, les distributions donnent accès à différents diamètres caractéristiques. Le diamètre moyen classique (moyenne arithmétique) n'est pas vraiment représentatif de la globalité du spray puisque les plus petites gouttes sont les plus nombreuses (décalage du diamètre moyen vers les petits diamètres), mais ne représentent qu'une très faible proportion de surface ou de volume équivalent. D'autres diamètres sont alors définis, dont la formule générale pour une distribution répartie par classe  $i$  de diamètre  $D_i$  (nombre  $N_i$  dans cette classe), est donnée par l'équation (2.21). Chacun a un intérêt dans un domaine d'utilisation spécifique, comme le souligne le Tableau II-3, extrait du livre de Lefebvre [38].

$$D_{pq} = \left[ \frac{\sum_{i=1}^n N_i D_i^p}{\sum_{i=1}^n N_i D_i^q} \right]^{\frac{1}{p-q}} \quad (2.21)$$

Tableau II-3 : Principaux diamètres moyens (d'après Lefebvre [38])

<b>p</b>	<b>q</b>	<b>Ordre p+q</b>	<b>Nom</b>	<b>Domaine d'utilisation</b>
1	0	1	$D_{10}$ : Linéaire, Arithmétique	<i>Comparaison</i>
2	0	2	$D_{20}$ : Surfaccique Surface équivalente	<i>Phénomènes surfacciques</i>
3	0	3	$D_{30}$ : Volumique Volume équivalent	<i>Phénomènes volumiques</i>
2	1	3	$D_{21}$ : Surfaccique-linéaire Distribution linéaire centrée	<i>Absorption</i>
3	1	4	$D_{31}$ : Volumique-linéaire	<i>Évaporation, diffusion moléculaire</i>
3	2	5	$D_{32}$ , ou SMD : de Sauter Distribution surfaccique centrée	<i>Transfert de masse, réaction, Efficacité atomisation Rapport transport/transfert, Rapport inertie/trainée</i>
4	3	7	$D_{43}$ : De Brouckere ou Herdan Distribution volumique centrée	<i>Equilibre de combustion</i>

Les phénomènes surfaciques, respectivement volumiques correspondent aux phénomènes de transfert (évaporation, absorption, traînée), respectivement de transport (masse, inertie). À l'instar de Poulikakos [37], d'autres diamètres sont utiles lorsque l'on s'intéresse aux fractions cumulées des grandeurs (volume, surface...). Un bien connu est le diamètre médian massique (MMD ou  $D_{0,5}$ ). Ce diamètre sépare le spray en deux parties représentant chacune 50 % du volume total (ou de la masse totale).

### 3.3 Influence des paramètres d'injection ; Corrélations

Les paramètres géométriques et physiques ont un effet sur les diamètres moyens présentés au paragraphe précédent. De nombreuses corrélations ont été déduites des expériences passées. La synthèse des travaux de collaboration entre l'ONERA et le CNES sur le fonctionnement de la chambre de combustion du moteur Viking [18] rappelle que ces corrélations peuvent souvent s'écrire sous la forme générale adimensionnée suivante (Eq. (2.22)), les  $N$  paramètres du problème étant les  $A_i$  (référence  $A_{i_0}$ ).

$$\frac{\bar{D}}{\bar{D}_0} = \prod_{i=1}^N \left( \frac{A_i}{A_{i_0}} \right)^{\alpha_i} \quad (2.22)$$

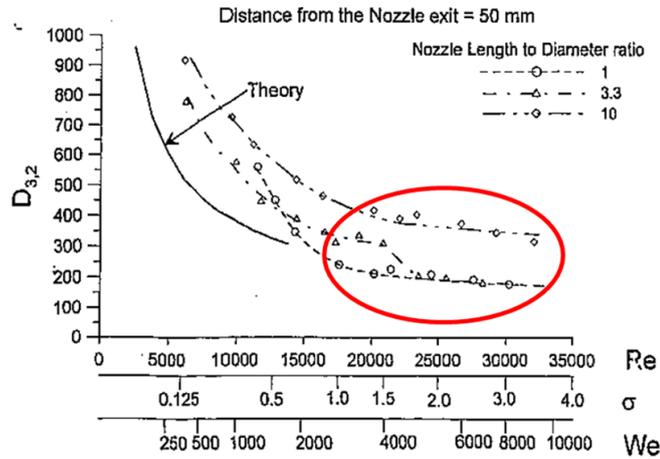
Les paramètres susceptibles de provoquer une modification du diamètre sont recensés par catégorie :

- 1/ Jets libres : Diamètre des jets, profils de vitesse et turbulence des jets en fonction de la position radiale (Knight et al. [39]) ;
- 2/ Injecteurs : Demi angle à l'impact, entraxe, défaut d'alignement ;
- 3/ Caractéristiques du liquide : Masse volumique, tension superficielle, viscosité ;
- 4/ Caractéristiques du milieu ambiant : Masse volumique, viscosité, pression dans la chambre (contrepression), vitesse de l'écoulement gazeux ambiant.

Pour des injecteurs like à  $60^\circ$  d'impact, une corrélation assez simple à utiliser (Eq. (2.23)) est proposée par Ramamurthi et al. [21] puisqu'elle fait seulement intervenir deux paramètres (le nombre de Weber et le rapport  $S$  entre les masses volumiques du fluide à l'état liquide et gazeux). L'expérience illustrée par la Figure 2.29 montre la même tendance que la corrélation même si les courbes sont translatées par rapport à la courbe théorique. Le coefficient pré-exponentiel (« constante d'atomisation ») peut être une variable d'ajustement en complément des valeurs des exposants. Ainsi, on distingue une zone à nombre de Reynolds ou Weber modérés dans laquelle le SMD décroît rapidement ; puis, aux régimes d'atomisation à nombres de Reynolds et de Weber élevés, l'expérience

montre une stagnation du SMD mesuré :

$$\frac{SMD}{d_0} = 1,15S^{-1/6}We^{-1/3} \quad \text{avec } S = \frac{\rho_{gaz}}{\rho_{liq}} \quad (2.23)$$



*Figure 2.29 : Diagramme SMD – conditions d'injections (eau,  $d_0 = 1$  mm, d'après Ramamurthi et al. [21])*

L'équation (2.23) provient de la linéarisation d'une équation (Eq. (2.24)) adoptée par Ryan et al. [40], avec la proposition d'une autre constante d'atomisation, et une dépendance au demi-angle d'impact :

$$\frac{D}{d_0} = \frac{2,62}{64^{1/3}} S^{-1/6} [We \cdot f(\theta)]^{-1/3} \quad (2.24)$$

$$\text{avec } f(\theta) = \frac{(1 - \cos \theta)^2}{\sin^3 \theta}$$

On peut s'intéresser aux tendances d'évolution du diamètre (Eq. (2.25)) en développant  $S$  et  $We$  :

$$D \propto \left(\frac{d_0}{V}\right)^{2/3} (\rho_{liq} \cdot \rho_{gaz})^{-1/6} \sigma^{1/3} \quad (2.25)$$

avec  $(\rho_{liq} \cdot \rho_{gaz})^{-1/6} \sigma^{1/3} = cste$  pour un même fluide

Ainsi, l'augmentation du diamètre de la buse d'un certain pourcentage augmentera potentiellement le diamètre des gouttes d'un facteur  $\omega$ , tandis que l'augmentation de la vitesse provoquera l'effet contraire (diminution du même facteur  $\omega$ ). Le raisonnement inverse est aussi valable.

L'influence de l'angle d'impact sur les diamètres moyens a été décrite dans le cas d'injecteurs like chez Gill & Nurick [19] (Eq. (2.26)) :

$$\bar{D}_\theta = (1,44 - 0,00734 \cdot \theta) \bar{D}_{60^\circ} \quad (2.26)$$

Cette équation suppose que la décroissance est linéaire par rapport à l'angle  $\theta$ , avec l'angle de  $60^\circ$  pris comme référence.

## 4 Conclusion

Les processus d'atomisation de jets liquides et de gouttes décrits dans ce chapitre 2 se font par étapes depuis le point d'injection, et font appel à de nombreux phénomènes physiques. Le choix des conditions géométriques et physiques à l'injection, au travers de la définition d'un ensemble de nombres adimensionnels, produit un type d'atomisation et de fragmentation spécifique, selon la structure adoptée après l'injection. Des sprays sont alors générés et peuvent être caractérisés au moyen de grandeurs traduisant la qualité globale du spray (finesse, homogénéité, mélange). Les sprays d'ergols réactifs seront alors d'autant plus faciles à allumer, et brûleront d'autant plus rapidement que les gouttes produites seront petites (temps d'évaporation courts) et que le mélange sera bien réalisé (proportion compatible entre les ergols).

Les injecteurs les plus utilisés en propulsion liquide sont de type coaxial (ergols cryogéniques en général) et à impact (ergols stockables). Pour ces derniers, les conditions d'injection souvent turbulentes amènent au moins à des régimes ondulatoires, des structures de ligaments, voire une structure pleinement développée pour laquelle la formation de gouttes est encore plus rapide et où les ligaments sont encore plus instables (il est difficile de distinguer la frontière entre ligaments et gouttes). On retiendra les influences suivantes : toutes choses étant égales par ailleurs, le diamètre des injecteurs agit au premier ordre sur les tailles des gouttes du spray, l'augmentation de l'angle d'impact a tendance à produire de plus petites gouttes mais diminuer l'efficacité du mélange entre les 2 jets ; l'augmentation de la pression d'injection tend asymptotiquement vers une atomisation plus rapide (en temps et en distance depuis l'impact) en petites gouttes.

Dans notre étude, nous aurons recours à des injecteurs à impact, avec un diamètre le plus réduit possible (dans la limite des contraintes d'usinage) pour produire des sprays s'évaporant rapidement et obtenir des débits assez faibles. Le rapport  $L/d_0$  sera choisi relativement élevé pour éviter les contractions de section en entrée d'injecteur tout en minimisant les pertes de charges. Ainsi, la conception et réalisation de la tête d'injection sera la phase finale qui récapitulera l'ensemble des choix faits ayant un lien avec les phénomènes de pulvérisation.



## *Chapitre 3 :*

# *Allumage et Combustion*

### *Sommaire*

---

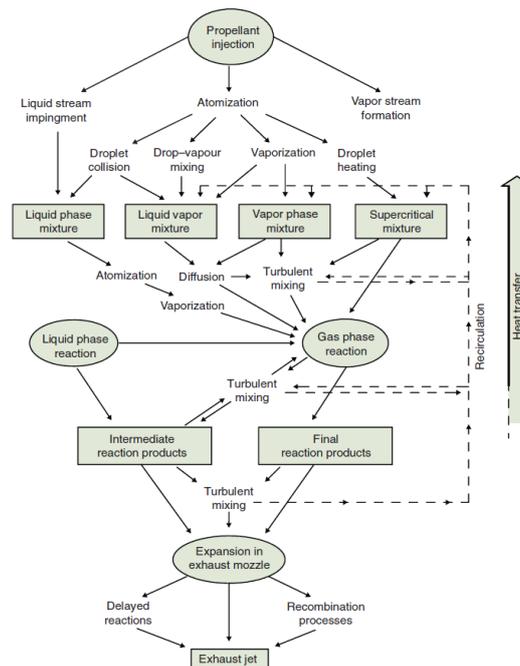
<b>1</b>	<b>Un processus multi-physique .....</b>	<b>64</b>
1.1	Position du problème.....	64
1.2	Modèles d'évaporation de gouttes .....	64
1.3	Allumage.....	66
<b>2</b>	<b>Analyse de la combustion.....</b>	<b>68</b>
2.1	Performance.....	68
2.2	Instabilités de combustion.....	72
<b>3</b>	<b>Conclusion.....</b>	<b>75</b>

*La partie injection et atomisation ayant été traitée au chapitre 2, on suppose ici que les sprays, considérés mono-composants sont formés. Nous allons nous intéresser au phénomène d'évaporation précédant l'allumage en phase gazeuse d'un mélange réactif, puis nous regarderons les problématiques physiques potentielles en combustion.*

## 1 Un processus multi-physique

### 1.1 Position du problème

La réaction de combustion a toujours lieu en phase gazeuse. La vaporisation des ergols doit donc se faire le plus rapidement possible ( $t_{\text{vap}}$ ) afin de laisser assez de temps à la cinétique chimique de s'effectuer ( $t_{\text{chim}}$ ). Pour que la réaction soit complète, le temps de résidence ( $t_{\text{res}}$ ) des espèces dans la chambre de combustion doit être supérieur à la somme de ces deux temps. La chambre de combustion est donc le siège de processus multi-physiques très complexes qui se déroulent à des échelles de temps très courtes. Chehroudi et al. [6] proposent le schéma en Figure 3.1, adapté du livre de Huzel & Huang [2].



*Figure 3.1 : Processus physiques intervenant dans la chambre de poussée (d'après Chehroudi et al. [6])*

### 1.2 Modèles d'évaporation de gouttes

Nous détaillerons seulement les grandes lignes de la théorie d'évaporation de gouttes. On se référera aux nombreux ouvrages et études publiés sur le sujet depuis 1953 pour plus de détails. Cette théorie est basée sur une approche thermodynamique simplifiée, et a été développée par Spalding [41]. La thèse de Goldsmith [42] rappelle qu'elle comporte de

nombreuses hypothèses simplificatrices dont les principales sont :

- Modèle stationnaire 1D, à symétrie sphérique ;
- Gouttes à un seul composant ;
- Transferts de chaleur par rayonnement et convection négligés ;
- Gouttes isolées, évaporation dans l'air ambiant immobile.

Cette dernière hypothèse est assez forte : les sprays dans les chambres de combustion sont plutôt denses et des interactions entre gouttes peuvent avoir lieu (voir Chapitre 2). Les travaux de Sirignano [43]-[44] rappellent les équations principales de la théorie de Spalding, dont les deux constantes de transfert massique et thermique sont définies aux équations (3.1) et (3.2). La régression du diamètre de la goutte est souvent régie par une loi de type «  $d^2$  » (Eq. (3.3), d'après Law & Law [45]). Le temps d'évaporation de la goutte est alors la solution de l'équation  $d^2 = 0$  (Eq. (3.4)) :

$$B_M = \frac{Y_{F,g} - Y_{F,\infty}}{1 - Y_{F,g}} \quad (3.1)$$

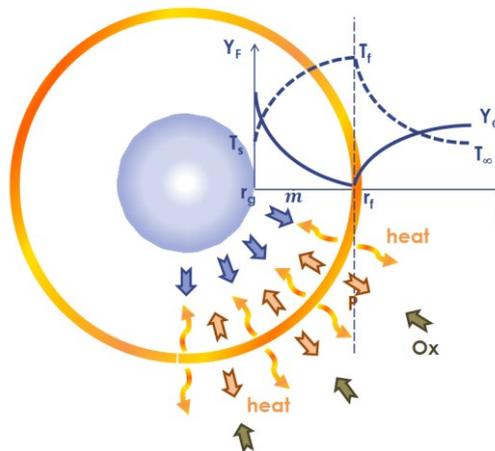
$$B_T = \frac{\rho_g v_g C_p}{h_g} \quad (3.2)$$

$$d^2(t) = D_0^2 - K' t \quad (3.3)$$

avec  $K'$  : constante d'évaporation définie en Eq. (3.4)

$$t_{vap} = D_0^2 / K' = D_0^2 \times \left[ \frac{8(\rho D)_{gas}}{\rho_{liq}} \ln(1 + B_M) \right]^{-1} \quad (3.4)$$

Cessou [47] s'appuie sur les travaux de Law [45]-[46] pour illustrer tous ces phénomènes jusqu'à l'établissement de la flamme dans le cas d'une goutte isolée (voir schéma de la Figure 3.2).



*Figure 3.2 : Évaporation et combustion d'une goutte isolée dans une atmosphère oxydante ; Profils de fractions massique et température associés (d'après Cessou [47])*

En considérant cette fois l'évaporation et l'établissement de la flamme sur une goutte en mouvement, les études montrent que plus les vitesses sont élevées, plus la flamme s'établit de manière dissymétrique par rapport à la goutte, car elle s'adapte aux lignes de courant de la vitesse (voir Figure 3.3) :

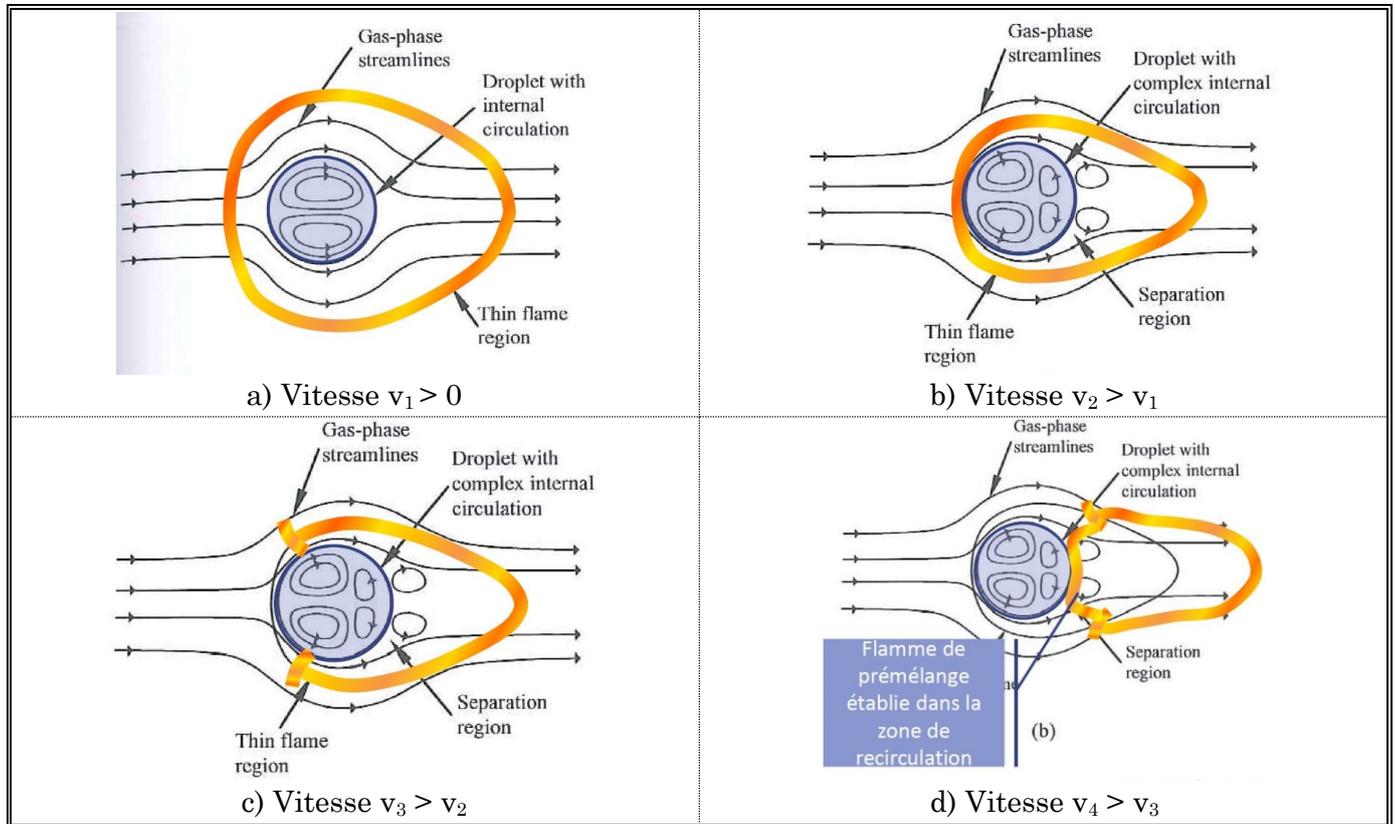


Figure 3.3 : Évaporation et combustion d'une goutte isolée dans une atmosphère oxydante en mouvement : (de a à d), 4 vitesses et 4 front de flammes associés), d'après Law et Cessou [46]-[47])

### 1.3 Allumage

Un état de l'art sur l'allumage de spray a été publié par Aggarwal [48]. Il propose une classification de l'allumage selon plusieurs critères :

- 1/ Source d'allumage externe ou auto allumage ;
- 2/ Allumage d'un spray immobile ou en mouvement ;
- 3/ Allumage d'un spray mono ou poly-disperse ;
- 4/ Allumage d'un spray contenant un seul ou plusieurs composants ;
- 5/ Type d'allumage : Goutte individuelle (dimension de la flamme de l'ordre de celle de la goutte), « nuage » de gouttes (dimension de la flamme supérieure au diamètre des gouttes), ensemble du spray (diamètre des gouttes négligeable par rapport à la dimension de la flamme).

D'après l'état de l'art proposé, l'allumage est contrôlé par différents processus fondamentaux, notamment par l'aspect cinétique chimique, la mécanique des fluides, le changement de phase ou le transport diphasique.

Parmi les sources externes, on peut citer les allumages par étincelles électriques, par torches, par plasmas, ou encore par lasers. La spécificité de l'allumage par étincelle réside dans le dépôt d'une énergie contrôlée, et localisé dans le temps (dépôt de durée très courte, jusqu'à la centaine de microsecondes) et l'espace (en général ne dépasse pas le millimètre). Mais quelle que soit l'origine de l'énergie d'allumage, Aggarwal [48] rappelle aussi que la volatilité des liquides (caractérisée par la pression de vapeur saturante à une température donnée) joue un rôle. L'allumage est alors contrôlé par la vaporisation du combustible plutôt que par la cinétique chimique. Si les ergols ne sont pas hypergoliques, l'énergie nécessaire à l'allumage sera donc fonction des propriétés physico-chimiques des ergols (volatilité, viscosité, etc.). En effet, un liquide visqueux a tendance à produire des sprays modérément atomisés (grosses gouttes). Si celui-ci est en plus faiblement volatil, l'évaporation sera plus longue et l'énergie requise pour allumer le mélange supérieure. L'augmentation de la richesse du mélange tend par contre à diminuer l'énergie minimale de dépôt jusqu'à un minimum local (autour de la stœchiométrie) qui dépend du combustible utilisé et des diamètres moyens. L'augmentation de la vitesse du mélange provoque une hausse de l'énergie minimale à déposer. On peut l'expliquer par la difficulté de stabiliser (d'accrocher) un noyau d'allumage si le mélange est en mouvement.

L'allumage est localisé en fonction des inhomogénéités de l'écoulement : des sites préférentiels peuvent favoriser l'allumage. Il est aussi fonction de la distribution de tailles de gouttes, de l'efficacité locale de l'évaporation (mélange diphasique). Le mode d'allumage privilégié (sous forme de gouttes individuelles, de nuages de gouttes ou du spray entier) sera fonction du mélange diphasique (densité du mélange), comme le montre le schéma de la Figure 3.4.

Enfin, le délai d'allumage minimal (temps entre la création d'un mélange combustible et l'apparition de la flamme) est corrélé aux énergies minimales à déposer lorsque la richesse et les tailles de gouttes sont aussi optimales. Les critères de variation du délai d'allumage sont de deux types :

- physiques (période précédant la réaction chimique) : temps d'atomisation, d'évaporation, et de mélange entre l'oxydant et le combustible ;
- chimiques : création d'un complexe radicalaire, libération de chaleur => emballement de la réaction et apparition de la flamme.

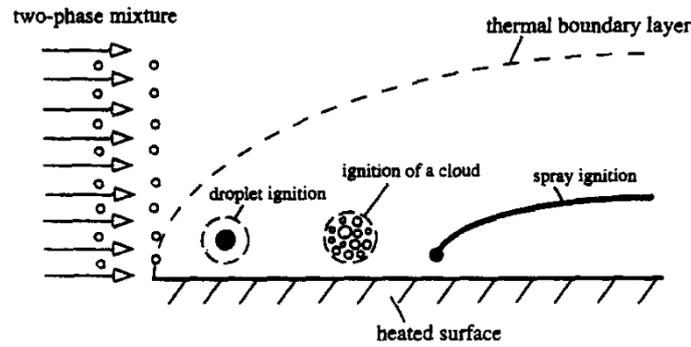


Figure 3.4 : Les trois modes d'allumages d'un mélange liquide-vapeur (d'après Aggarwal [48])

## 2 Analyse de la combustion

La combustion des ergols vise à produire une poussée, si ce n'est stable du moins contrôlable, sans générer d'effets secondaires incontrôlables non désirés (telles que les instabilités de combustion, voir 2.2). On souhaite également que la combustion soit la plus rapide possible pour des problèmes de compacité du moteur (paramètre caractéristique  $L^*$ ). Théoriquement, il faudra donc se placer à la stœchiométrie pour maximiser la température de combustion et avoir le meilleur rendement possible. Mais les dissociations des molécules dues à la haute température ont tendance à décaler ce maximum de la stœchiométrie. De plus, pour diminuer les contraintes thermiques sur les matériaux de la chambre et de la tuyère, il pourra également être judicieux de se décaler par rapport à cette stœchiométrie tout en procédant au refroidissement des parois par échange thermique (thème non abordé dans ce rapport). Il est donc intéressant d'étudier l'influence de la richesse globale du mélange sur les performances en combustion (voir 2.1). Nous nous focaliserons sur les ergols retenus pour l'étude : l'éthanol et le peroxyde d'hydrogène.

### 2.1 Performance

Les études sur des systèmes utilisant du peroxyde d'hydrogène en monergol ou en biergol, combiné avec un hydrocarbure, s'inscrivent dans le cadre émergent de la « *Green Propulsion* », terme signifiant que la manipulation est moins risquée mais surtout que les émissions sont en proportion moins nocives pour la santé et l'environnement que les ergols actuels. On pourra se référer à [49]-[70] pour un panorama non exhaustif. Ces études utilisent principalement un banc catalytique (impérativement en monergol ([50]-[53],[55],[59]), très souvent en biergol ([58],[60],[61],[65],[66],[67])) pour décomposer le peroxyde d'hydrogène avant de le faire réagir. Actuellement, le kérosène spatial est souvent utilisé en tant que combustible en biergol ([49],[58],[60],[61],[63]), mais on recherche activement un remplaçant ([62]-[66]) de ce kérosène encore trop polluant tout en espérant maintenir une performance similaire, c'est notamment le cas de l'éthanol ([65],[66],[67]). Parmi ces

études, des recherches en propulsion par liquide ionique et en propulsion hybride avec le peroxyde d'hydrogène sont également en cours ([54],[56],[57],[64]).

Comme évoqué au Chapitre 1, un des paramètres traduisant la qualité générale de la combustion est la vitesse caractéristique  $C^*$  (et son efficacité  $\eta_{C^*}$ ). Pour des analyses plus spécifiques sur la réactivité et la stabilité de la combustion, le délai d'allumage (Eq. (3.5)) et un calcul des fluctuations de la pression chambre (Eq. (3.6)) sont d'autres indicateurs. Il est également possible d'étudier les spectres d'émissions des flammes.

$$t_{rising} = t_{95\%} - t_{10\%} \quad (3.5)$$

$$P_{CC_{ins}}(\%) = 100 \times \frac{P_{CC_{max}} - P_{CC_{min}}}{P_{CC_{moy}}} \quad (3.6)$$

Kwon et al. [58]-[64] font parfois appel à ces différentes analyses. Par exemple, Jo et al. [60] ont étudié l'auto-allumage d'un mélange de kérosène par du peroxyde d'hydrogène concentré à 90 % en masse et décomposé par un catalyseur au  $MnO_2$  (voir Figure 3.5).

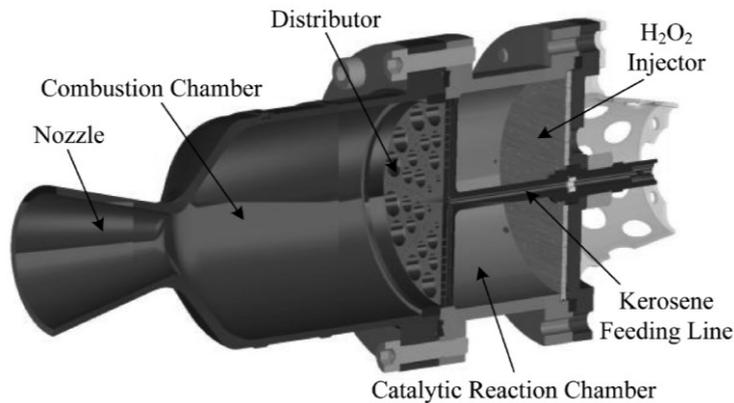


Figure 3.5 : Schéma d'un moteur avec une préchambre catalytique (d'après Jo et al. [60])

Ils estiment la vitesse caractéristique entre 1 400 m/s et 1 550 m/s (maximum théorique à richesse 1,1), correspondant à une efficacité de combustion entre 93 et 97 % à richesse 1,1. Les temps de montée en pression montrent un auto-allumage assez doux ( $t_{rising} < 100$  ms) et les fluctuations de pressions ne dépassent pas 1,1 % ; ce qui témoigne d'une combustion très stable. Ils montrent également l'influence de la longueur caractéristique  $L^*$  sur les performances en combustion (voir Figure 3.6). Ainsi, on tend asymptotiquement vers un maximum de  $C^*$  lorsqu'on augmente  $L^*$  (voir Figure 3.7a). Au-delà d'une valeur seuil de  $L^*$  dépendant du mélange utilisé, il n'y a plus d'effet sur  $C^*$  (on ne peut plus améliorer la combustion si tous les ergols ont déjà brûlé dans la chambre). Par contre, les performances globales du moteur sont dégradées (masse et frottements aux parois supérieurs, demande en circuit de refroidissement accrue...). Les longueurs caractéristiques optimales ont été répertoriées expérimentalement sur quelques

PARTIE 1 :  
Synthèse Bibliographique

associations bi-ergols. Dans cette classification, Huzel & Huang [2] soulignent que la cinétique chimique est relativement lente en utilisant du peroxyde d'hydrogène (voir Figure 3.7b) : les longueurs caractéristiques  $L^*$  sont doublées par rapport aux ergols classiques (type LOx-LH<sub>2</sub> ou NTO/MMH). Ils mettent aussi en évidence la réduction de la longueur de chambre si un des ergols est déjà vaporisé (réduction jusqu'à 25 % sur  $L^*$  pour des mélanges utilisant GH<sub>2</sub> par rapport au LH<sub>2</sub>). Un  $L^*$  bien choisi optimise donc le temps de résidence des espèces dans la chambre, résultant en une meilleure efficacité globale des phénomènes internes (atomisation, vaporisation, mélange, allumage et combustion) sans pour autant sur-dimensionner la chambre.

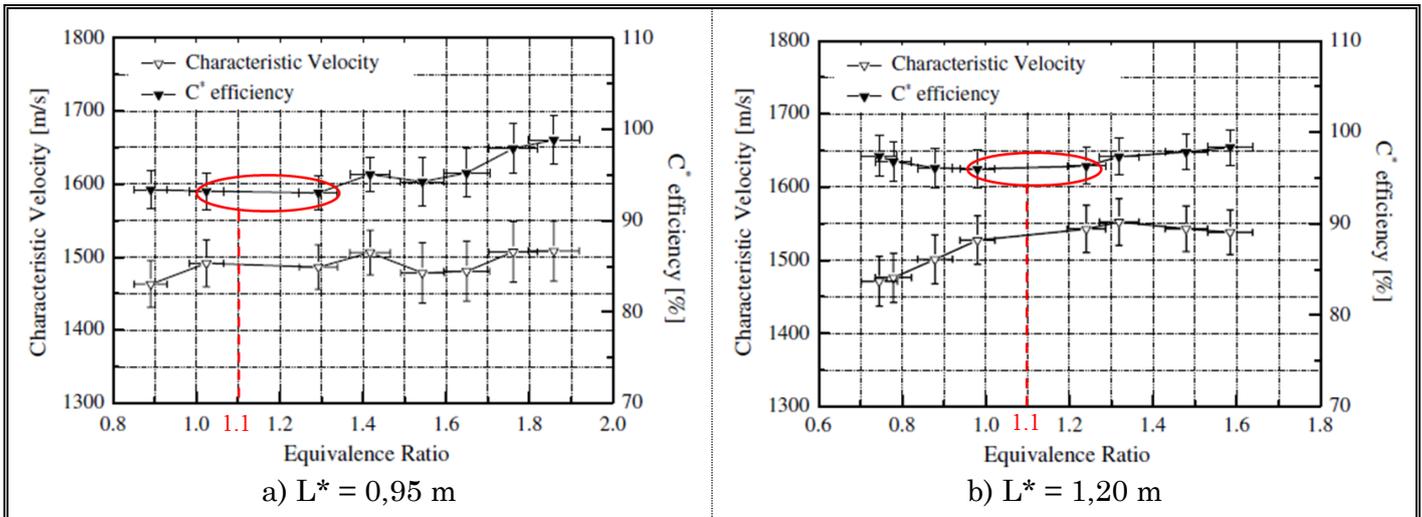


Figure 3.6 : Influence du  $L^*$  sur le diagramme  $C^*$  – richesse (adapté d'après Jo et al. [60])

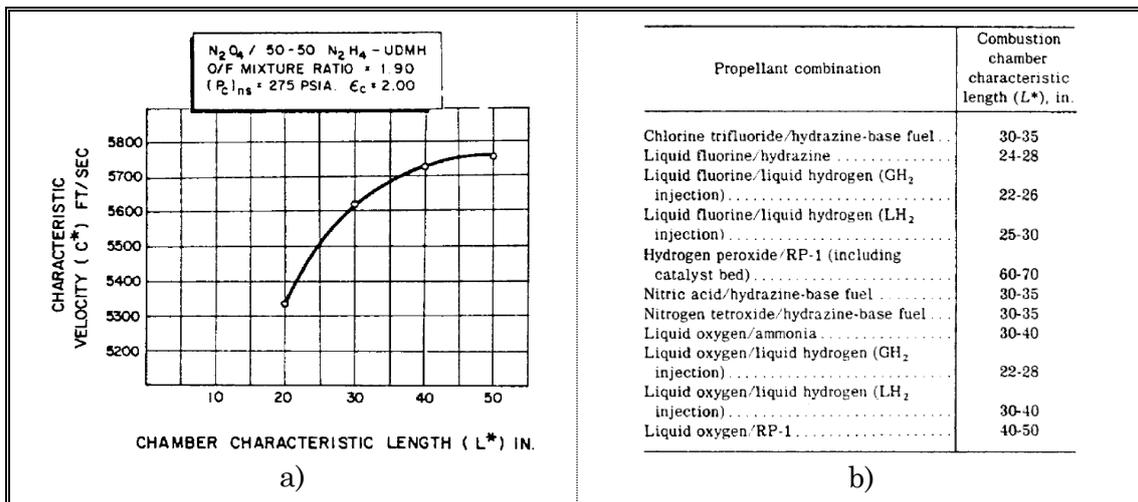


Figure 3.7 : a)  $C^*$  en fonction de  $L^*$  pour un mélange NTO/50-50 N<sub>2</sub>H<sub>4</sub>-UDMH ; b)  $L^*$  associées à quelques associations d'ergols liquides (d'après Huzel & Huang [2])

En utilisant un quintuplet et de nouvelles compositions d'hydrocarbures (considérés moins toxiques) hypergoliques avec le peroxyde d'hydrogène à 90 %, Kang et al. [62] montrent que l'efficacité de la combustion atteint 88 %, pour un délai d'allumage de 158 ms et des fluctuations de pressions de +/- 7,7 %. Les performances sont donc un peu moins

bonnes et l'instabilité plus élevée par rapport à l'association avec un kérosène classique, mais les recherches se poursuivent.

L'éthanol est également utilisé avec des ergols cryogéniques tels que le LOx. Sakaki et al. [68]-[70] utilisent un injecteur de type « *pintle* » (voir Tableau II-1) sur lequel il est possible d'alterner les directions d'injections du combustible et de l'oxydant (axial ou radial). En plus des effets courants des rapports de mélange et de flux de quantité de mouvement, ils montrent l'influence des configurations d'injections (voir Figure 3.8) sur le rendement de combustion (voir Figure 3.9) : l'éthanol injecté radialement donne un meilleur rendement de combustion autour de + 5-10 % et supprime les instabilités de combustion. En effet, ils établissent une corrélation inverse entre la pression d'injection de l'oxygène (qui influence le débit et l'ouverture de l'aiguillet), la stabilité des signaux de pressions et le rendement de combustion. D'après la Figure 3.10, l'augmentation de la pression LOx (jusqu'à 150 % de  $P_{CC}$ ) stabilise la combustion (fluctuations  $P' < 20\%$   $P_{CC}$ ) mais dégrade le rendement de combustion d'un peu moins de 10 %.

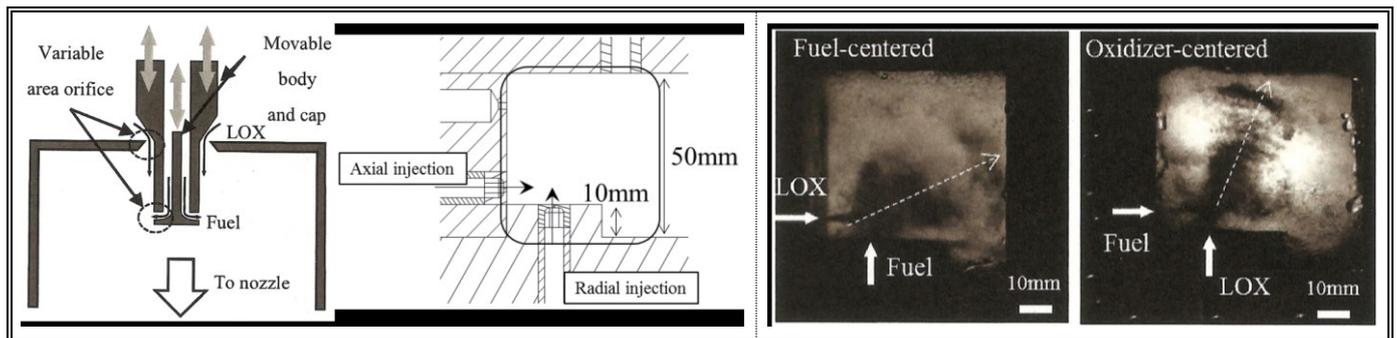


Figure 3.8 : Schéma d'un injecteur de type « *pintle* » et emplacements réels des deux injecteurs dans la chambre de combustion (d'après Sakaki et al. [69]-[70])

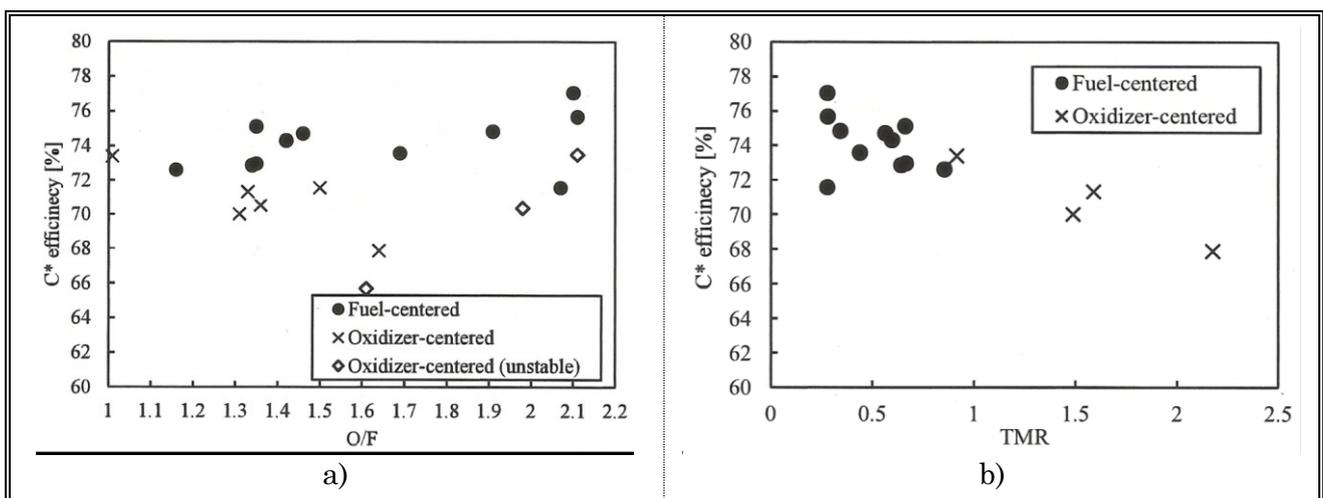


Figure 3.9 : Influence des rapports de mélange (a), et du flux de quantité de mouvement (b) sur l'efficacité de combustion pour deux configurations d'injection (d'après Sakaki et al. [69])

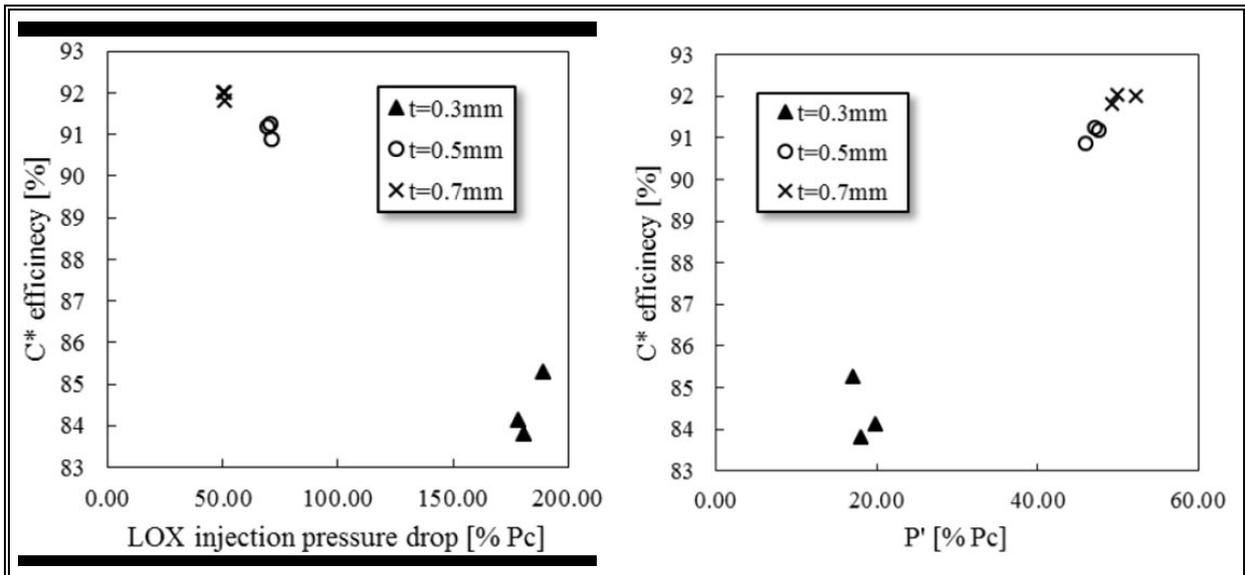


Figure 3.10 : Corrélation entre la pression d'injection LOx, les instabilités et le rendement de combustion (d'après Sakaki et al. [70])

Méry et al. [71] expliquent la corrélation positive observée entre instabilités et rendement de combustion : les ondes acoustiques s'établissant dans la chambre favorisent l'atomisation des sprays. À cet effet s'ajoute un dégagement de chaleur amélioré par une meilleure atomisation, qui intensifie les ondes de pressions. Ce cycle vertueux engendre un rendement de combustion amélioré, au moins jusqu'à un certain point, pour lequel les instabilités sont encore bornées et « contrôlées ». Le lien est donc étroit entre les performances et les instabilités de combustion. Mais revenons brièvement sur le principe de création de ces instabilités.

## 2.2 Instabilités de combustion

Les instabilités de combustion désignent des oscillations de pression dans la chambre de combustion. Une analyse fréquentielle permet alors de les détecter. Depuis les études de Crocco [72], de nombreux travaux ont eu pour thème les instabilités de combustion dans les moteurs à ergols liquides car elles peuvent générer des problèmes très importants pour la durée de vie du moteur. Une description détaillée de ces phénomènes est fournie dans livres fondamentaux sur le sujet ([73]-[77]). Il est bien sûr normal d'avoir des fluctuations de pression, mais la valeur seuil au-delà de laquelle celles-ci sont généralement qualifiées d'instabilités de combustion se situe aux alentours de 10 % de la valeur moyenne, un peu plus si la pression de combustion est faible (bancs à l'échelle académique notamment). Les sources d'instabilités sont nombreuses : elles peuvent provenir de tous les sous-systèmes depuis l'alimentation en ergols jusqu'à la tuyère. L'énergie qui maintient ces instabilités est fournie par la combustion elle-même. De manière simplifiée, le critère de Rayleigh, résumant Tong & Sirignano [78], stipule qu'une énergie ajoutée en phase avec la pression

de la chambre de combustion entretient les instabilités, alors que si l'énergie est en décalage de phase avec la pression, elles s'atténuent. Ainsi, tout ce qui peut être périodique est susceptible de générer des instabilités de combustion (l'atomisation par exemple). Celles-ci ont des origines et des noms différents selon leur fréquence d'oscillation (voir Figure 3.11, d'après Sengissen [79]).

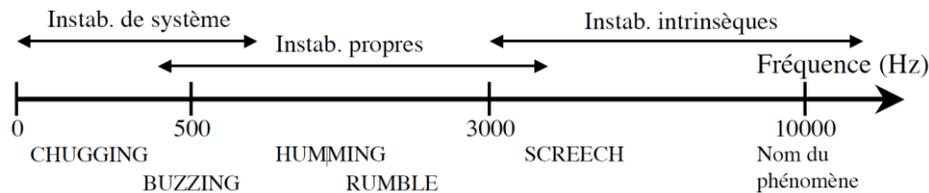


Figure 3.11 : Classification des instabilités selon leur fréquence (d'après Sengissen [79])

Les instabilités causées par l'injection sont dues au couplage avec le système d'alimentation. Elles sont en général contrôlées en augmentant la pression d'injection (le critère habituel pour éviter ces instabilités de type « *chugging* » est d'avoir au moins 120 % de la pression chambre pour l'injection : on retrouve le résultat de la Figure 3.10). Les instabilités hautes fréquences sont les plus dangereuses : elles résultent d'un couplage fort entre l'aérothermodynamique de la chambre et la combustion. Ce sont principalement des instabilités acoustiques organisées autour des modes acoustiques de la chambre de combustion. Elles provoquent des vibrations et des échanges thermiques pouvant conduire à la destruction rapide (en une centaine de millisecondes) de la chambre. La première solution pour limiter voire supprimer les instabilités est intrinsèque aux injecteurs : on peut tirer profit des disparités entre injecteurs, liées aux imperfections d'usinage, car les modes de résonances se déclenchent plus difficilement (moins de symétrie). L'augmentation du diamètre des injecteurs ou la diminution de la vitesse d'injection permettent d'éviter les instabilités hautes fréquences. Il y a donc un juste milieu à trouver dans les conditions d'injections pour éviter les instabilités basses fréquences tout en s'assurant une marge par rapport aux instabilités haute fréquence. Il est aussi possible d'atténuer la propagation de ces modes (longitudinaux, tangentiels, radiaux) dans toute la chambre, soit en changeant l'organisation des injecteurs entre eux, soit en ajoutant des systèmes stabilisateurs afin de « compartimenter » la tête d'injection (insertion de cavités acoustiques, « *baffles* » [72], résonateur d'Helmholtz, d'après Cheuret [80]). On distingue facilement ces compartiments sur le moteur F-1 de Saturn V (Oefelein & Yang [81], et Figure 3.12). Ces systèmes sont efficaces mais en contrepartie, leur mise au point est coûteuse et synonyme de masse supplémentaire.



Figure 3.12 : Les « baffles » de la tête d'injection du moteur F-1

Une vue générale de tous les mécanismes menant aux instabilités de combustion et leurs interactions est proposée par Candel et reprise par Cheuret [80] (voir Figure 3.13) :

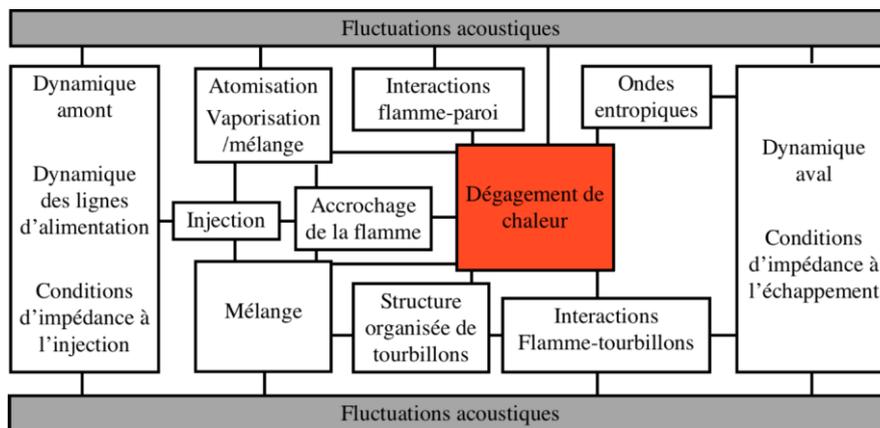


Figure 3.13 : Phénomènes et interactions générant des instabilités de combustion (d'après Cheuret [80])

Les ordres de grandeurs des fréquences des premiers modes acoustiques longitudinal, tangentiel et radial peuvent s'exprimer en fonction de la géométrie de la chambre (longueur  $L_c$  et diamètre  $d_c$ ) et de la vitesse du son dans la chambre  $A_c$  (voir Figure 3.14).

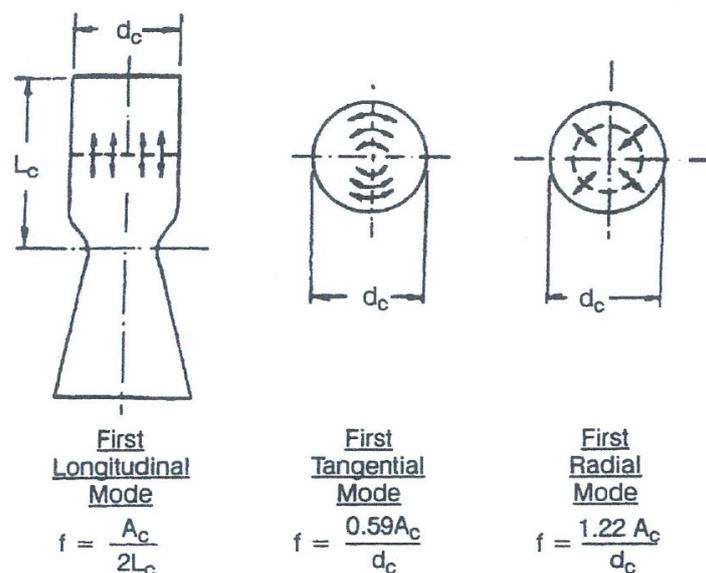


Figure 3.14 : Premiers modes d'instabilités et leur fréquence propre (d'après Huzel & Huang [2])

Pour résumer, puisqu'une chambre de combustion et éventuellement un système d'injection sont couramment utilisés, les instabilités de combustion se retrouvent dans tous les principaux modes de propulsion chimique (solide, liquide cryogénique et stockable). D'une part, des études expérimentales ([82]-[88]) ont été menées afin d'identifier les modes instables en fonctions de paramètres physiques et géométriques, en vue de les atténuer ou supprimer. D'autre part, l'essor de la simulation numérique permet de définir des modèles pour reproduire fidèlement l'expérimentation, et au final prédire ces instabilités de combustion ([89]-[91]).

### 3 Conclusion

L'allumage d'un spray réactif doit se faire en des temps assez courts au moyen d'une source quelconque. Le moyen d'allumage n'étant pas le sujet de l'étude, nous choisirons un processus assez simple, sans réelle considération d'énergie déposée. Une torche d'allumage initiée par de multiples étincelles, produira les gaz chauds nécessaires à l'allumage de nos ergols stockables non hypergoliques. Compte tenu des conditions d'injection, la phénoménologie rencontrée sera plutôt celle d'un allumage d'ensemble sur des sprays mono-disperses mono ou bi-composants (pulvérisation de jets like ou unlike, avec prise en compte du mélange entre ergol avant l'allumage).

On retiendra également que le temps chimique pour des ergols injectés en phase liquide, et notamment celui associé au peroxyde d'hydrogène est relativement long, ce qui se répercute sur la longueur caractéristique de chambre  $L^*$  assez élevée par rapport aux ergols classiques. L'idéal sera de trouver un  $L^*$  proche de l'optimum pour obtenir des performances de combustion satisfaisantes sans dégrader les performances globales du banc (liée à la masse totale, les pertes par flux thermiques aux parois si  $L^*$  trop élevée, etc.). Pour fixer les idées, les vitesses caractéristiques obtenues proche de la stœchiométrie avec un mélange de peroxyde d'hydrogène décomposé et de kérosène sont de l'ordre de 1 500 m/s (rendement de combustion autour de 95 %). On cherchera donc à comparer avec les valeurs atteintes par notre mélange bi-ergols en phase liquide.

Les instabilités de combustion pouvant être destructrices, on veillera toujours à avoir une pression d'injection suffisamment élevée pour éviter le *chugging*. D'ailleurs, comme l'a souligné l'étude bibliographique, on caractérisera au préalable nos injecteurs pour détecter une éventuelle dispersion « bénéfique » amortissant les premiers modes propres. On choisira au préalable un critère d'instabilité analogue à celui trouvé lors de l'étude bibliographique : pour les pressions de combustion assez faibles que l'on visera, l'amplitude seuil des fluctuations sera choisie autour de 10 à 20 %. On confrontera aussi

ce choix arbitraire d'amplitude à l'analyse des signaux de pression, pour conclure de manière effective sur la stabilité de la combustion. En imitant Sakaki et al. [69]-[70], des rotations de nos doublets seront également effectuées afin d'étudier l'amortissement éventuel de modes selon certaines configurations. Mais l'état de l'art n'a pas permis de détecter d'instabilités intenses à haute fréquence pour la combustion bi-ergols avec du peroxyde d'hydrogène. On calculera les fréquences acoustiques de notre géométrie de chambre sur chaque mode principal afin de savoir à quels ordres de grandeurs de fréquences on doit s'attendre.

## *Conclusion de la synthèse bibliographique*

---

Cette première partie proposait un aperçu des différentes thématiques généralement abordées en propulsion spatiale. Une description plus détaillée a été fournie pour les technologies spécifiques liées à la propulsion par ergols liquides. Ont donc été décrits les phénomènes d'atomisation de jets issus d'injecteurs conduisant à la formation de sprays. Nous nous sommes attachés ensuite à la caractérisation d'un spray, puis à l'étude de l'évaporation, de l'allumage et l'analyse en combustion d'un spray réactif. La dernière partie de la synthèse s'est consacrée à recenser quelques études réalisées avec les ergols stockables que sont l'éthanol et le peroxyde d'hydrogène, en donnant les performances obtenues. Contrairement aux travaux cités, l'idée directrice de la thèse est d'étudier le peroxyde d'hydrogène sans décomposition catalytique préalable et associé à l'éthanol, décrivant un système non hypergolique tout en diminuant les sous-systèmes du banc et les risques d'allumage brusque et incontrôlé. Cependant, ces critères d'études imposent de limiter la puissance thermique du banc qui sera conçu : les débits seront relativement faibles comparés aux études précédentes.

On a ainsi mis en évidence les phénomènes multi-physiques prenant place dans la chambre de combustion, notamment l'importance des processus de pulvérisation (ou atomisation), et de mélange aidé par la turbulence. Il faut retenir que ces phénomènes doivent dans la mesure du possible être optimisés au moyen d'un usinage correct des injecteurs (ainsi qu'au type d'injecteur adapté), et d'une organisation aboutissant à une longueur de mélange relativement réduite entre l'oxydant et le combustible.

Pour la suite de l'étude, on essaiera de découpler les phénomènes pour les caractériser indépendamment. On utilisera des injecteurs à impact en nombre minimum et possédant un diamètre le plus faible possible, tout cela en vue de réduire le débit total. L'angle de 60°, qui semble réaliser un bon compromis entre mélange optimal et taille de goutte réduite, a été repris dans de nombreuses études plus ou moins récentes. Nous utiliserons donc cet angle d'impact pour nos expériences en combustion. Cependant, nous étudierons au préalable l'influence de ce paramètre dans une configuration inerte représentative de nos essais en combustion.

Deux bancs expérimentaux seront donc réalisés pour cette étude. Le premier sera dédié exclusivement à la pulvérisation de jets inertes en configuration d'impact. Le second s'intéressera aux performances en combustion du couple d'ergols stockables choisi. Ces deux bancs ainsi que leurs moyens de mesures associés sont décrits dans la partie 2 intitulée « Dispositifs expérimentaux et moyens métrologiques ».



---

---

*PARTIE 2 :*

*Dispositifs Expérimentaux et Moyens*

*Métrologiques*

---

---



## *Chapitre 4 :*

# *Banc Non Réactif pour l'Étude des Sprays*

### *Sommaire*

---

<b>1</b>	<b>Description.....</b>	<b>82</b>
1.1	Architecture générale.....	82
1.2	Potentiel d'étude.....	85
<b>2</b>	<b>Diagnostics associés.....</b>	<b>85</b>
2.1	Mesures de pression par conversion piézorésistive .....	85
2.2	Visualisations par ombroscopie.....	86
2.3	Interférométrie par Phase Doppler.....	87
<b>3</b>	<b>Conclusion.....</b>	<b>91</b>

# 1 Description

## 1.1 Architecture générale

Ce banc expérimental sera désigné par l'acronyme AILEFS (pour banc d'Atomisation par Impact de jets Liquides pour l'Étude de la Formation des Sprays, *prononcer « Elfe »*). Il se compose de deux lignes d'alimentation. Les principaux éléments du montage, détaillés en Figure 4.1, sont agencés de la même manière sur les deux lignes, autour d'un réservoir disposé sur chaque ligne. Ce réservoir débouche sur une buse d'éjection (injecteur académique, marque Spraying Systems Co., *modèle UltraStream 38170 series*, pression maximale d'utilisation 140 bar). À la manière des moteurs fusées relativement simples de conception produisant une poussée faible (« *pressure-fed engine* »), un circuit de pressurisation est placé en amont des réservoirs. Celui-ci utilise comme gaz inerte de l'azote plus commun en laboratoire (à la place de l'hélium). Dans le cas de jets like, les deux lignes d'alimentation des buses se rejoignent au niveau de la seule ligne de pressurisation afin d'assurer les mêmes conditions d'injection aux buses. Cependant, des modifications mineures (changement d'une buse, dissociation des lignes de pressurisation) peuvent permettre d'obtenir deux circuits complètement indépendants, pour traiter les jets unlike.

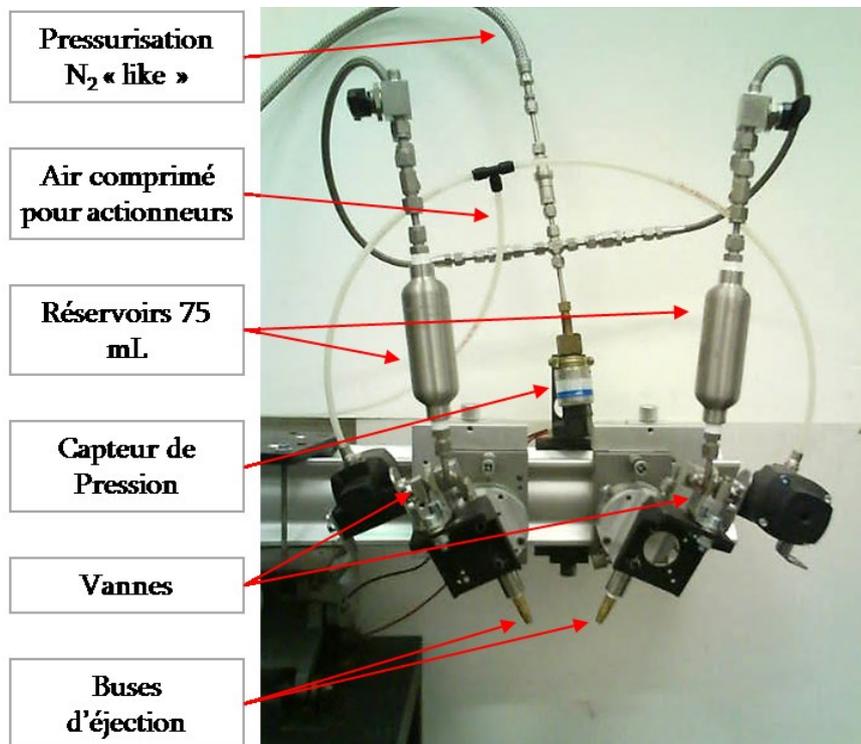


Figure 4.1 : Eléments du banc de pulvérisation inerte

Sur chaque ligne, un actionneur pneumatique, piloté par la même électrovanne, est positionné entre le réservoir et la buse d'éjection et contrôle l'ouverture et la fermeture de l'alimentation en liquide. En pratique, les vannes sont ouvertes pendant un temps suffisamment long pour supposer l'écoulement stationnaire et permettre aux dispositifs de réaliser leur mesure ( $t > 2$  s, jusqu'à 10 secondes). Les buses sont installées sur un banc de déplacement adapté à l'analyse granulométrique du spray. Elles peuvent donc être translattées (direction Y) pour modifier la distance du jet libre avant impact. Tout l'ensemble est fixé sur un élévateur (direction X) pour étudier plusieurs points de mesure possibles. L'angle d'impact est modifiable par rotation autour de l'axe Z (i.e. : dans le plan XY). Le schéma de principe est détaillé aux Figure 4.2 et Figure 4.3. Pour faire que chaque jet impacte pleinement ou seulement sur une fraction du diamètre de l'autre jet, des manœuvres « hors plan » sont aussi possibles par de légers déplacements autour de l'axe Y. Ce dernier degré de liberté permet d'aborder l'influence d'un mauvais alignement (jets non coplanaires) des jets libres traduisant la qualité de l'usinage des injecteurs.

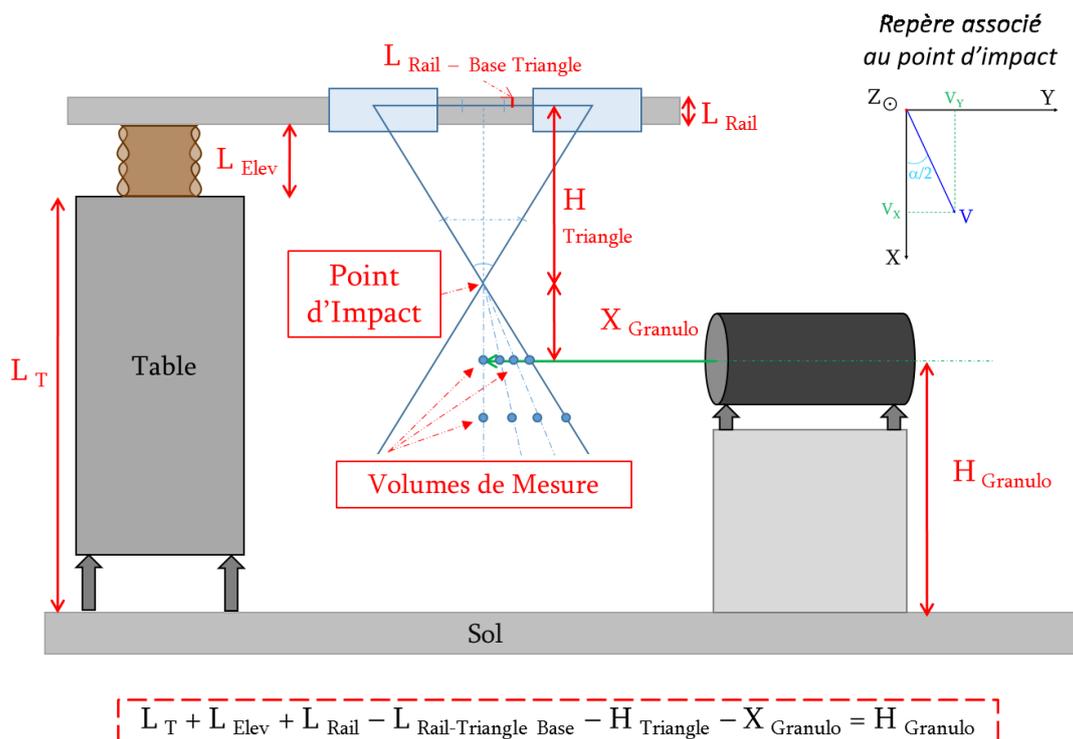


Figure 4.2 : Schéma du montage entier avec le dispositif PDPA

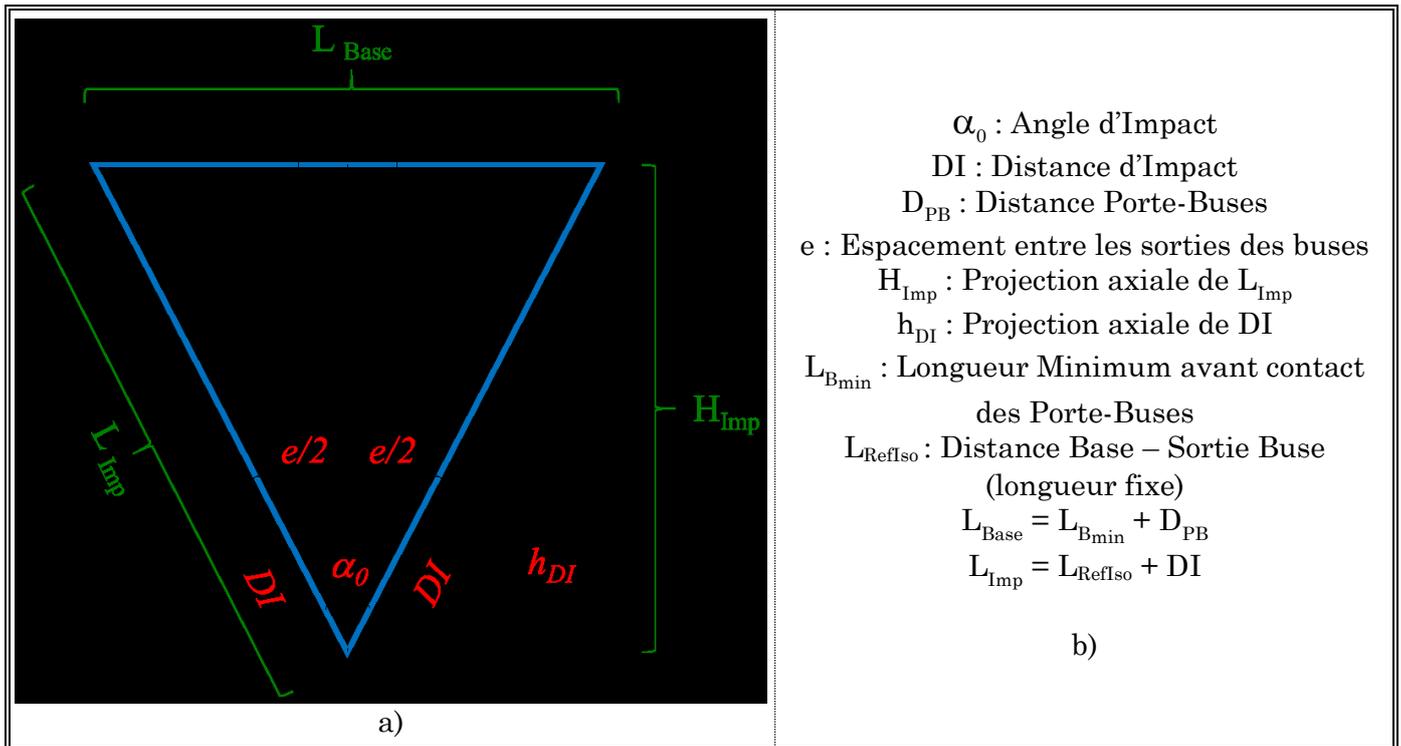


Figure 4.3 : a) Zoom sur le triangle formé par les porte-injecteur ; b) Désignation des symboles

Une évolution du banc AILEFS permet d'étudier directement la tête d'injection en triplets du banc de combustion ACSEL, avec une exploitation en visualisation directe et granulométrie facilitées par l'augmentation de la capacité des réservoirs (voir Figure 4.4).

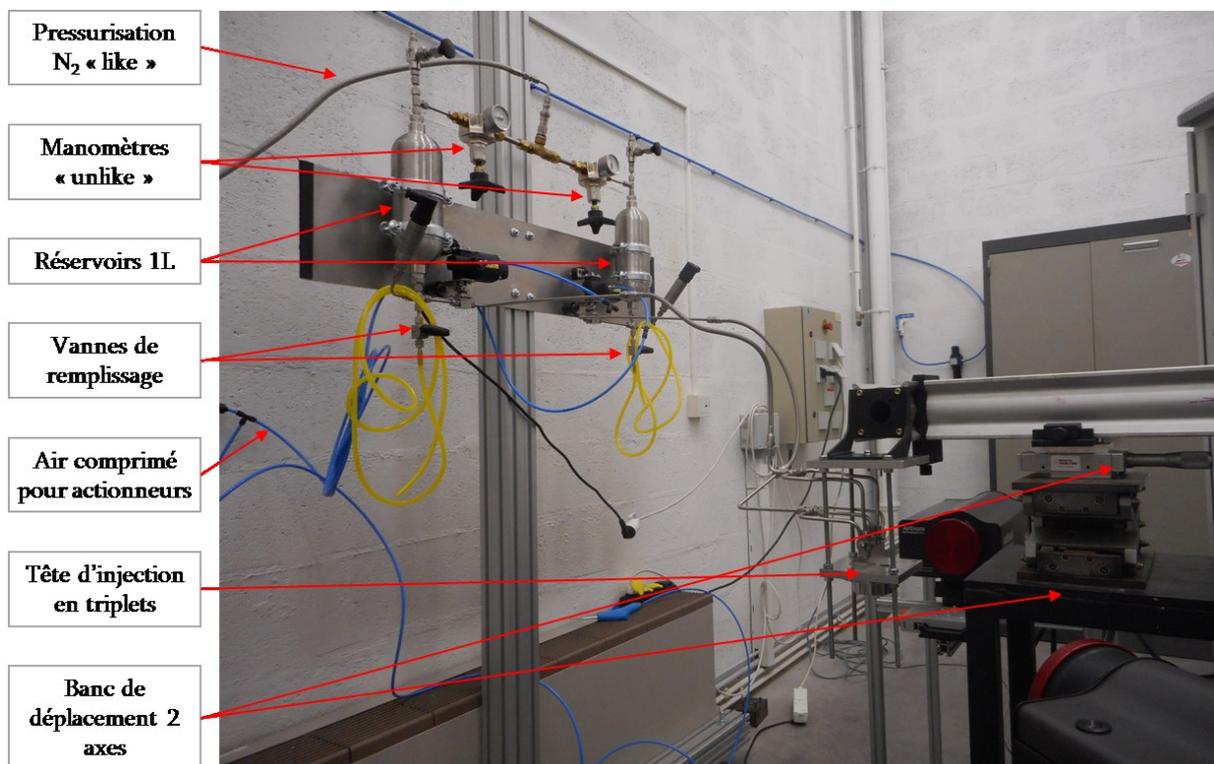


Figure 4.4 : Adaptation du banc de pulvérisation à la tête d'injection en triplets

## 1.2 Potentiel d'étude

L'ensemble des paramètres décrits au paragraphe précédent offre un large potentiel d'étude, comme le montre le Tableau IV-1. Insistons sur le fait que la pression d'injection est limitée à 40 barG pour toute la suite de l'étude (en pulvérisation et en combustion, voir Chapitres 6 et 7). Ainsi, les conditions d'injection des jets resteront largement en dessous du domaine supercritique des fluides utilisés. Cette limitation permet à nouveau de justifier la solution d'injection par impact de jets retenue. En effet, les jets supercritiques ont un comportement approchant celui des jets en phase gazeuse, pour lesquels les injecteurs coaxiaux sont plus appropriés en raison de l'influence du cisaillement de la couche de mélange. Le point critique de l'eau, assez représentative du peroxyde d'hydrogène en solution aqueuse, est atteint pour une pression  $P_c$  et une température  $T_c$  de 221 bar et 647 K. L'éthanol, est quant à lui supercritique au-delà de 61,4 bar et 514 K.

*Tableau IV-1 : Potentiel d'étude du banc expérimental dédié à la pulvérisation*

Paramètres	Valeurs
Diamètres d'injecteur disponibles $d_0$ [mm]	0,38 ; 0,51 ; 0,64 ; 0,76 ; 1,00 + Injecteurs ACSEL
Angles d'impact $\alpha_0$ [°]	0 – 90
Alignement des jets libres [% $d_0$ ]	0 – 100
Pression d'injection $\Delta P$ [barG]	0 – 40
Configuration d'impact	Like Unlike en diamètre Unlike en pression Unlike diamètre/pression
Réservoirs [mL]	$2 \times 75$ mL ou $2 \times 1000$ mL

## 2 Diagnostics associés

Dans ce paragraphe, nous décrirons les principaux fondements théoriques ainsi que les caractéristiques techniques des diagnostics et moyens métrologiques utilisés pour ce banc. En plus d'un transmetteur de pression piézorésistif, des visualisations rapides par ombroscopie ainsi qu'une analyse granulométrique par Interférométrie Phase Doppler sont mises en œuvres.

### 2.1 Mesures de pression par conversion piézorésistive

La technologie piézorésistive (dont le principe est schématisé en Figure 4.5) mesure

une tension à l'aide de résistances, organisée par exemple en pont de Wheatstone. Des jauges de contraintes sont placées dans ou sur une couche mince (membrane). Une variation de pression va être ressentie par la membrane, qui répercutera sa déformation aux jauges. La conversion de cet effort mécanique en résistance électrique permet de traduire la pression ressentie en tension mesurable.

Le capteur utilisé mesure la pression sur la partie gaz des lignes d'injection, en amont du réservoir (capteur de marque Jumo, *modèle dTRANS p30*, étendue de mesure 0 – 40 barG, précision < 0,5 % de la pleine échelle).

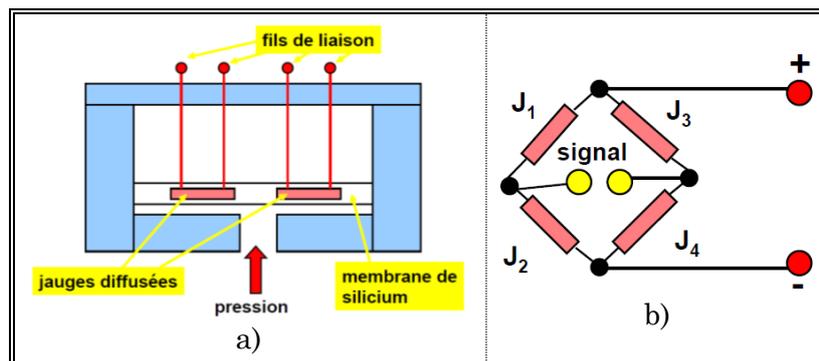


Figure 4.5 : a) Schéma d'un capteur actif à élément piézorésistif ; b) Pont de Wheatstone à 4 jauges extensométriques (image ONERA, « Méthodes de mesure en aérodynamique »)

## 2.2 Visualisations par ombroscopie

L'ombroscopie est une technique souvent utilisée lorsqu'il s'agit d'analyser des sprays car sa mise en œuvre nécessite peu d'éléments. Il est possible d'étudier le comportement instationnaire des sprays, leur forme générale et leur développement dans l'espace, d'estimer grossièrement la taille et la vitesse des gouttes qui le composent. Le principe est simple : un fond illuminé (plaque de LED par exemple) est positionné dans la direction de la caméra. Sans phénomène, le fond de lumière est homogène (le plus possible en tout cas) et plutôt blanc. Lorsque le phénomène à étudier est placé entre les deux, les photons sont en partie bloqués dans leur chemin optique vers la caméra. Cette obstruction partielle crée des ombres représentant le phénomène (ici le spray). Si le contraste est satisfaisant et le temps d'exposition suffisamment faible, l'observation des processus d'atomisations primaire et secondaire est possible, ainsi que les gouttes qui en découlent, comme l'illustre la Figure 4.6. Une caméra rapide est utilisée pour acquérir ces images (marque Photron, *modèle Fastcam SA 5*, résolution maximale 1 024 x 1 000 pixels, 7 500 fps à la résolution maximale, vitesse d'acquisition maximale 775 000 fps, exposition minimale 1  $\mu$ s, dynamique de mesure 12 bits).

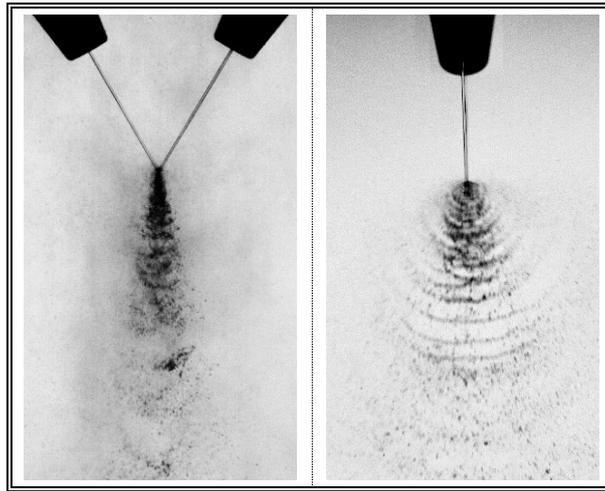


Figure 4.6 : Exemples d'ombroscopie sur des doublets like, selon deux plans d'observation

## 2.3 Interférométrie par Phase Doppler

L'Interférométrie Phase Doppler (PDI, PDA ou PDPA pour Anémométrie ou Analyse des Particules) utilise les notions de diffusion des ondes lumineuses (Onofri [92]) à l'interface de deux milieux d'indice optique différent ainsi que les notions de déphasage d'ondes. Elle a été démocratisée dans les années 1980 par Bachalo & Houser [93] et présente plusieurs avantages puisqu'elle est non intrusive, et permet de mesurer le diamètre de gouttes (Onofri [94]) passant dans son volume de mesure ainsi que les trois composantes de vitesses (au maximum). Un schéma de principe est proposé en Figure 4.7.

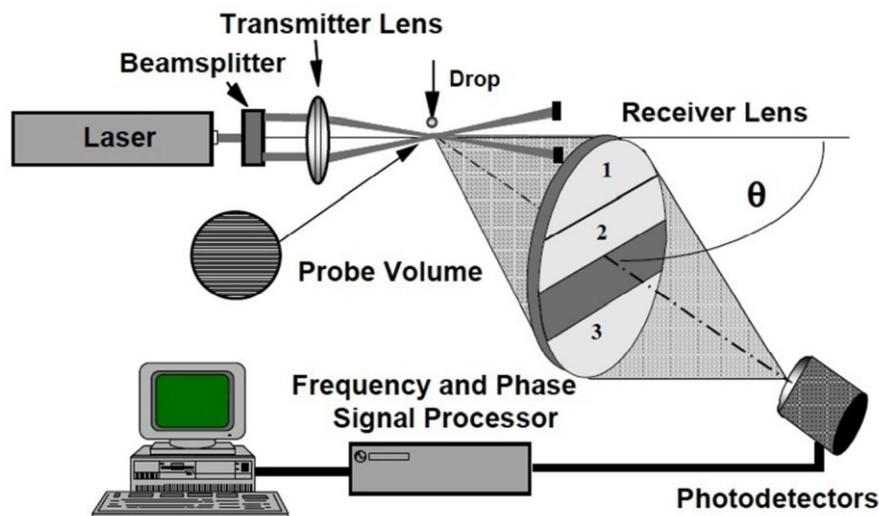
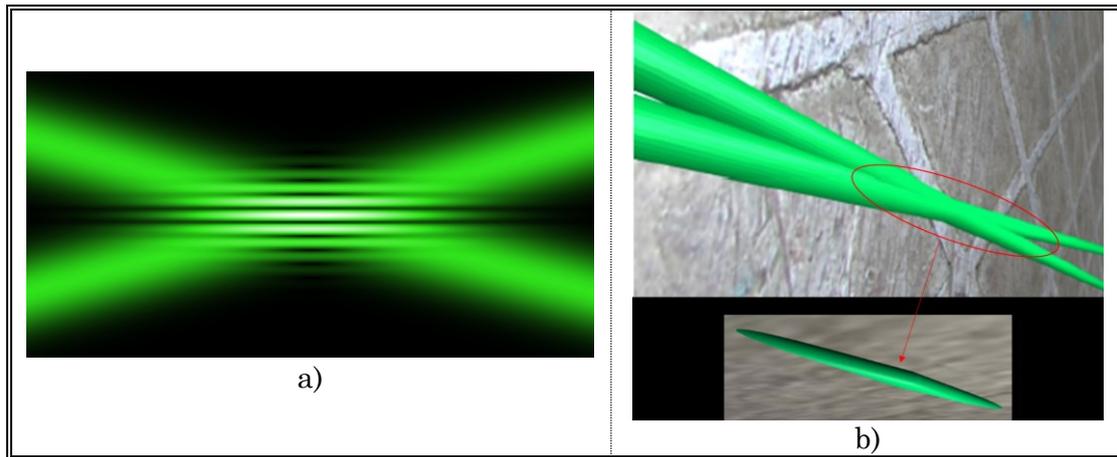


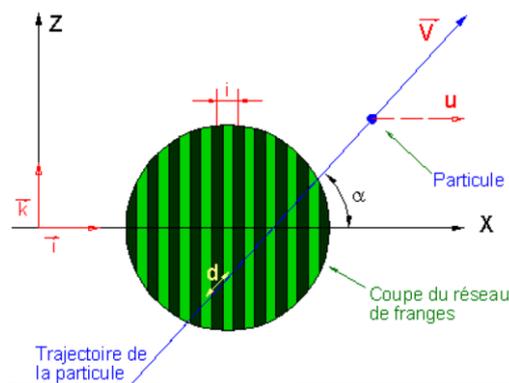
Figure 4.7 : Schéma d'installation d'un PDI (image Artium Technologies)

Il s'agit donc d'une extension du principe de Vélocimétrie Laser Doppler (LDV) et repose sur une mesure ponctuelle, basée sur un volume de mesure restreint (ressemblant à un ellipsoïde) où l'intersection d'ondes monochromatiques crée des interférences (voir Figure 4.8) dont l'interfrange s'exprime en fonction de la longueur d'onde du faisceau  $\lambda$ , de l'indice de réfraction du milieu  $n$ , et du demi-angle d'intersection des faisceaux  $\gamma$  (Eq. (4.1)).



*Figure 4.8 : a) Franges d'interférences dues au croisement de deux faisceaux ;  
b) Représentation 3D du volume de mesure associé (d'après Onofri [35])*

Les mesures statistiques (distribution, diamètres caractéristiques, etc.) se font par intégration au cours du temps. Une particule qui possède une vitesse et qui passe dans le volume de mesure va diffuser la lumière à la fréquence Doppler  $f_D$  mesurée par le dispositif. Les composantes de vitesses de la théorie LDV (une composante par couple de faisceaux laser disposés dans des plans perpendiculaires) s'expriment en fonction de cette fréquence comme l'exemple de la composante  $U$  selon l'axe  $X$  (Eq. (4.2) et Figure 4.9). Il est possible de déduire le diamètre de la particule en mesurant le déphasage entre 3 photomultiplicateurs ( $j = 1,2,3$ ) placés dans le récepteur, puis de les comparer aux courbes calibrées du système donnant le déphasage théorique (modulo  $2\pi$ ) en fonction du diamètre théorique d'une particule (relation de proportionnalité du type de l'équation (4.3)).



*Figure 4.9 : Matérialisation de la composante de vitesse  $U$  en fonction de la trajectoire de la particule dans le volume de mesure (d'après Onofri [35])*

L'angle entre l'émetteur et le récepteur des faisceaux laser est d'environ  $140^\circ$ , conformément à la théorie de l'arc-en-ciel en diffusion de Mie (longueur d'onde négligeable devant la taille de la particule  $D \gg \lambda$ ), car l'intensité diffusée pour une réfraction d'ordre  $p = 2$  (voir Figure 4.10) y est maximale, sans prendre en compte le pic de diffraction à l'angle  $0^\circ$  (voir Figure 4.11).

$$i = \frac{\lambda}{2n \sin(\gamma)} \quad (4.1)$$

$$U = i \cdot f_D \quad (4.2)$$

$$D_{ij}^{Mes} \simeq \Delta \phi_{ij}^{Mes} \left( \frac{D^{Th}}{\Delta \phi_{ij}^{Th}} \right)_{-1} \quad (4.3)$$

avec  $\left( \frac{D^{Th}}{\Delta \phi_{ij}^{Th}} \right)_{-1}$  correspondant à l'inverse de la pente des courbes calibrées et s'exprimant en fonction des grandeurs du problème (rapport d'indice optique, longueur d'onde du laser, demi-angle d'intersection des faisceaux  $\gamma$ , distance entre photodétecteurs). Le principe de comparaison des déphasages mesurés sur les photodétecteurs est schématisé en Figure 4.12.

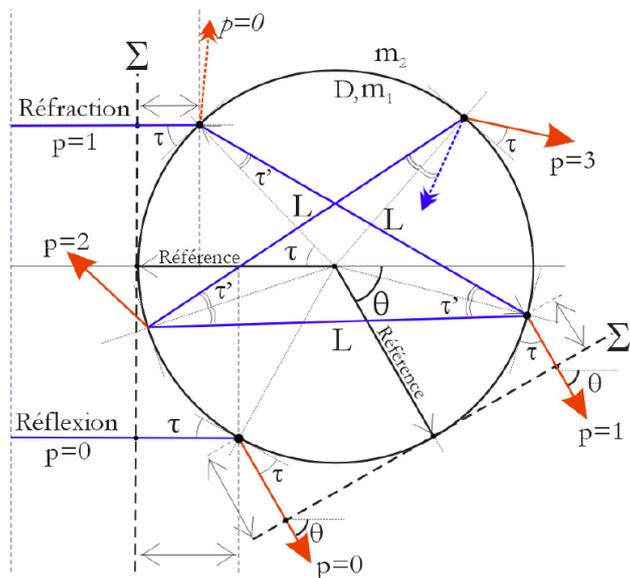


Figure 4.10 : Parcours des rayons d'ordre  $p$  diffusés dans la direction  $\theta$  par une particule de diamètre  $D$ , de rapport d'indice  $m = m_1/m_2$  (d'après Onofri [35])

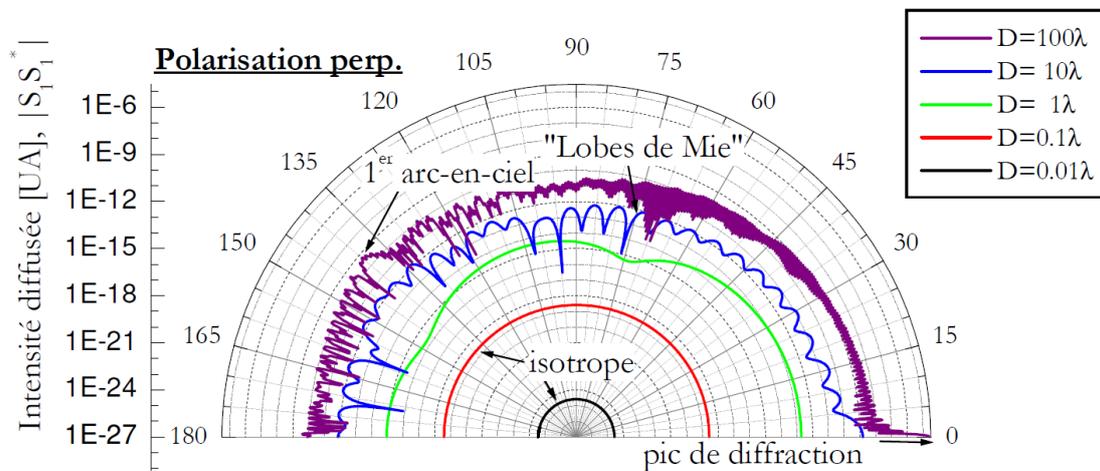


Figure 4.11 : Diagramme de diffusion (coordonnées polaires), d'une goutte d'eau dans l'air, notamment pour la théorie de Mie (à partir de  $10\lambda$ ), d'après Onofri [35]

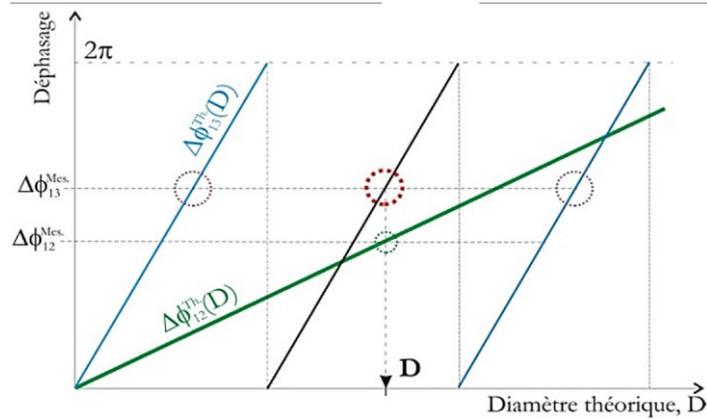


Figure 4.12 : Déphasage des 3 photodétecteurs en fonction du diamètre de goutte (d'après Onofri [35])

Cette méthode a néanmoins quelques limites. Théoriquement, cette mesure ne peut se faire que sur des sprays bien formés et peu denses (volume de mesure relativement éloigné du point d'impact), respectant le critère de sphéricité et dont l'indice de réfraction est connu à l'avance. Bien que les diamètres mesurables par un PDI sont compris entre  $1\ \mu\text{m}$  et  $1\ \text{mm}$  (ordres de grandeurs), l'étendue de mesure effective est limitée par le choix préalable de la tension des photomultiplicateurs (mais modifiable à chaque série de mesures !) : il existe un facteur 100 (environ) entre les extremums de diamètres mesurés. Les statistiques ne se font pas de manière continue mais par classes de diamètre (ex : une classe tous les  $2\ \mu\text{m}$  représente fidèlement un spray d'injecteur à impact).

Sur des sprays relativement denses, plusieurs gouttes peuvent se retrouver au même moment dans le volume de mesure ou dans le parcours des faisceaux laser entre l'émetteur et le récepteur, causant des problèmes de diffusion multiples à l'origine de biais dans les mesures (voir Figure 4.13).

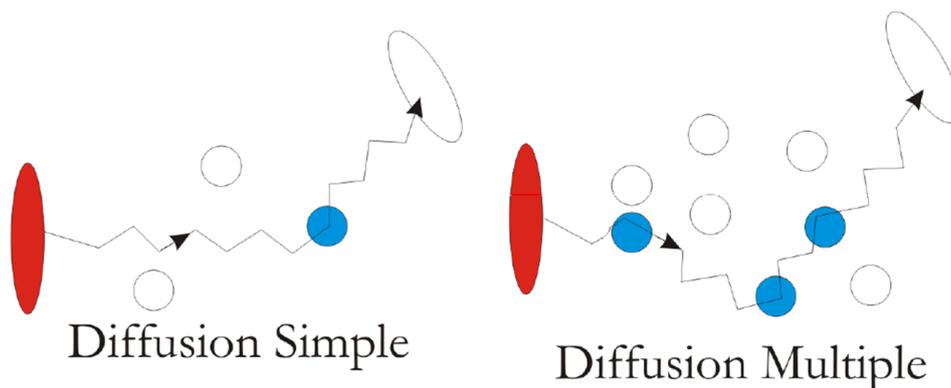


Figure 4.13 : Problèmes de diffusion multiple sur le parcours d'un photon entre l'émetteur et le récepteur (d'après Onofri [35])

Le PDI utilisé pour les mesures est un dispositif à 2 couples de LASER : il est donc capable de mesurer deux composantes de vitesses (marque Artium Technologies, modèle PDI-200 MD, longueurs d'ondes des radiations bleue et verte 491 et 532 nm, distance

focale des lentilles de l'émetteur et du récepteur 500 mm, interfrange correspondante 4,33  $\mu\text{m}$ , angle de collection  $\theta = 40^\circ$ , gamme de diamètre 1,5 – 160  $\mu\text{m}$ , précision +/- 0,5  $\mu\text{m}$ , gamme de vitesse maximale -100 – 400 m/s ajustable).

### 3 Conclusion

L'architecture du banc de pulvérisation comporte de nombreuses similitudes avec le banc de combustion décrit au chapitre suivant, depuis la pressurisation jusqu'à l'injection. De plus, la plupart des méthodes utilisées pour les diagnostics sont également dupliquées sur les deux bancs. Pour ces deux raisons et éviter des répétitions inutiles, on se reportera à la conclusion générale de la partie 2 (voir page 114).



## *Chapitre 5 :*

# *Banc Réactif pour la Combustion*

### *Sommaire*

---

<b>1</b>	<b>Description du banc.....</b>	<b>94</b>
1.1	Étude préliminaire.....	94
1.1.1	Concentration des ergols réels en solution aqueuse.....	94
1.1.2	Conditions favorables à l'allumage.....	95
1.2	Composants généraux du banc.....	98
1.2.1	Vue d'ensemble.....	98
1.2.2	Tête d'injection.....	99
1.2.3	Torche d'allumage.....	101
1.2.4	Chambre de combustion et cols d'éjection.....	102
1.3	Potentiel d'étude.....	104
<b>2</b>	<b>Diagnostics associés.....</b>	<b>105</b>
2.1	Mesures de pression.....	105
2.2	Mesure de débit.....	106
2.3	Régulation pression – débit.....	106
2.4	Imagerie par émission directe et chimiluminescence OH.....	108
2.5	Spectrométrie optique.....	109
2.6	Mesure de température et flux.....	110
2.7	Enregistrement des données, synchronisation.....	111
<b>3</b>	<b>Synthèse des diagnostics.....</b>	<b>112</b>

*Dans ce chapitre, nous cherchons à étudier l'aptitude à la combustion des sprays d'ergols générés par les doublets étudiés par PDI sur le banc non réactif du chapitre 4. L'objectif est d'atteindre les conditions d'amorçage en insérant des cols (de diamètres dégressifs) en sortie de chambre.*

Les théories d'évaporation, ainsi que l'expérience acquise lors des essais de pulvérisation inerte ont mené à la définition (architecture et fonctionnalités) du banc expérimental dédié pour la combustion, que l'on nommera ACSEL (Allumage et Combustion de Sprays d'Ergols Liquides). Puis, à l'aide des diagnostics optiques et physiques détaillés par la suite, nous sommes en mesure d'analyser le processus d'allumage et de combustion de notre système de deux ergols (voir résultats au Chapitre 7). Le banc autorise une certaine modularité dans les conditions d'injection, offrant potentiellement plusieurs configurations de têtes d'injection en doublets ou en triplets.

## 1 Description du banc

### 1.1 Étude préliminaire

#### 1.1.1 Concentration des ergols réels en solution aqueuse

Commençons par donner quelques propriétés des espèces mises en jeu (voir Tableau V-1). Les ergols utilisés sont en fait en solution aqueuse concentrée à un certain pourcentage, souvent donné en masse. La conversion du pourcentage massique (noté  $\%m_{esp/erg}$ ) en volume (noté  $\%V_{esp/erg}$ ) ou en mole (noté  $\%n_{esp/erg}$ ) peut alors se révéler utile pour calculer les propriétés des ergols réels. Ainsi, l'équation générale de répartition de la solution aqueuse entre l'espèce d'intérêt (ici, éthanol ou peroxyde d'hydrogène) concentrée à  $x\%$  ( $x$  relatif à la masse, au volume ou au nombre de mole contenu dans la solution aqueuse) et son solvant (eau) peut s'écrire sous la forme suivante (Eq. (5.1)) :

$$100 \% \text{ sol. aq. ergol} \Leftrightarrow \%x_{esp/erg} \text{ Espèce} + (100 - \%x_{esp/erg}) \text{ Solvant} \quad (5.1)$$

*Tableau V-1 : Propriétés des espèces concentrées à 100 %*

	Masse molaire (g/mol)	Masse volumique (kg/m <sup>3</sup> )
Ethanol C <sub>2</sub> H <sub>5</sub> OH	46	789
Peroxyde d'hydrogène H <sub>2</sub> O <sub>2</sub>	34	1442
Eau H <sub>2</sub> O	18	998

Le Tableau V-2 donne la matrice de conversion (facteur multiplicatif  $\alpha$ ) pour décrire un paramètre de concentration de l'espèce qui nous intéresse dans l'ergol réel ( $\%x_{esp/erg}$ ) en fonction d'un autre paramètre  $\%y_{esp/erg}$  selon l'équation générale (5.2), et en s'appuyant sur les relations d'équivalences de l'équation (5.3) :

$$\%x_{esp/erg} = \frac{\%y_{esp/erg} \times \alpha_{esp}}{\sum_{k=esp}^{solv} \%y_k \times \alpha_k} \quad (5.2)$$

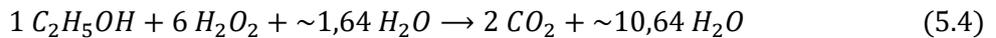
$$m = \rho V = n\mathcal{M} \quad (5.3)$$

Tableau V-2 : Matrice de conversion des concentrations  $x$  en  $y$

Facteur multiplicatif $\alpha$ dans le sens $\%x_{esp/erg} \rightarrow \%y_{esp/erg}$	$\%m_{esp/erg}$	$\%\mathcal{V}_{esp/erg}$	$\%n_{esp/erg}$
$\%m_{esp/erg}$	1	$\rho$	$\mathcal{M}$
$\%\mathcal{V}_{esp/erg}$	$1/\rho$	1	$\mathcal{M}/\rho$
$\%n_{esp/erg}$	$1/\mathcal{M}$	$\rho/\mathcal{M}$	1

### 1.1.2 Conditions favorables à l'allumage

Pour comprendre la démarche de conception d'un tel banc, des estimations des conditions d'injections favorables à l'allumage sont effectuées. Les proportions des réactifs réels sont calculées pour un mélange stœchiométrique (équilibre des espèces atomiques en Eq. (5.4)). L'eau contenue à 12,5 % en masse dans l'oxydant HTP 87,5 % ne participe pas directement à la combustion, elle agit comme un diluant à prendre en compte dans le rapport de mélange (ou dilution) stœchiométrique des ergols réels, tout comme la concentration quasi-pure de l'éthanol à 99 % en masse (Eq. (5.5)).



$$MR_{stœchio}^{Ergols\ réels} = \frac{m_{Ox}}{m_F} = \frac{z_{st}}{\varphi_{st}} \cdot \frac{\mathcal{M}_{H_2O_2}}{\mathcal{M}_{C_2H_5OH}} \cdot \frac{\%m_{(C_2H_5OH/F)}}{\%m_{(H_2O_2/Ox)}} = \frac{6}{1} \cdot \frac{34}{46} \cdot \frac{99,0}{87,5} \simeq 5,02 \quad (5.5)$$

Les propriétés physico-chimiques utiles des ergols ont été recueillies (si disponibilité des données !) pour former une base de données. Ainsi, nous disposons entre autres des masses molaires et volumiques (en fonction de la concentration massique des ergols), et des pressions de vapeur saturante (en fonction de la température) de nos deux ergols. La littérature étant relativement pauvre sur ce sujet, nous avons choisi de procéder à des interpolations ou extrapolations pour avoir nos grandeurs sur une grande gamme de variation (en concentration massique ou en température). Par exemple, les pressions de vapeur saturante du peroxyde d'hydrogène pour différentes concentrations massiques en  $H_2O_2$  et températures sont récupérées et approximées d'après Cain et al. [95]. Ces

équations sont de la forme suivante (Eq. (5.6)) :

$$\log P_{(mm\ Hg)} = A + \frac{B}{T_{(K)}} + \frac{C}{T_{(K)}^2} \quad (5.6)$$

Pour l'éthanol, c'est l'équation de Wagner (1973, Eq. (5.7)) rappelée par Jaubert & Schuffenecker [96] qui nous permet d'obtenir les pressions de vapeur saturante de l'éthanol (pur) pour différentes températures, en fonction des conditions critiques du fluide ( $P_C$  et  $T_C$ , puis de paramètres adaptés au fluide) :

$$\ln \frac{P_{Sat}}{P_C} = \frac{T_C}{T} (AX + BX^{3/2} + CX^3 + DX^6) \text{ avec } X = 1 - \frac{T}{T_C} \quad (5.7)$$

Tableau V-3 : Pression de vapeur saturante des ergols utilisés à différentes températures ( $P_{tot} = 1 \text{ bar}$ )

Espèces	$P_{Sat}$ (mbar)	T (°C)	25	100	150
	$\%m_{esp/erg}$				
Données H <sub>2</sub> O <sub>2</sub>	100		2,91	150	880
	90		4,52	220	1400
	75		8,09	340	2000
H <sub>2</sub> O <sub>2</sub> étudié	87,5		5,12	240	1500
C <sub>2</sub> H <sub>5</sub> OH	99		70	910	4320

Le Tableau V-3 permet d'estimer l'aptitude à l'évaporation des ergols en fonction de la température, en supposant une pression constante de 1 bar. Compte tenu des pressions de vapeur saturante recensées, le peroxyde d'hydrogène est généralement beaucoup moins volatil que l'éthanol, cette différence s'atténuant au fur et à mesure que la température augmente. Lorsqu'à 150 °C, le calcul donne une pression de vapeur saturante supérieure à 1 000 mbar, cela signifie que le fluide est totalement gazeux soumis à  $P_{tot} = 1 \text{ bar}$ , ou qu'il faudrait avoir une pression totale supérieure à  $P_{Sat}$  pour rétablir la phase liquide.

Pour les prochains calculs, on supposera que le diamètre des injecteurs est constant, et que le nombre de doublets d'oxydant est le double de celui de combustible, ceci afin d'atteindre plus facilement des rapports de mélange proches de la stœchiométrie (autour de 5). Le choix de la pression d'injection détermine la richesse globale du mélange liquide (selon expression théorique, voir Eq. (1.14)), puis celle du mélange partiellement évaporé (estimée grâce aux pressions partielles des ergols, voir Eq. (5.8)) atteinte à une certaine température (voir Tableau V-4 et Tableau V-5). Les diamètres moyens de Sauter (SMD) obtenus par la corrélation de Ramamurthi et al. [21], les temps d'évaporation ( $t_{vap}$ ) de chaque ergol (Eq. (3.4)) aux trois températures du Tableau V-3, ainsi que leur rapport

entre oxydant et réducteur sont également estimés, car utiles pour faciliter les conclusions sur un éventuel allumage.

$$\varphi_{gas} = \frac{D_{st}}{D} = \frac{\frac{z_{st} \mathcal{M}_{Ox}}{1 \mathcal{M}_{Fuel}}}{\frac{x_{Ox} \mathcal{M}_{Ox}}{x_{Fuel} \mathcal{M}_{Fuel}}} = z_{st} \frac{x_{Fuel}}{x_{Ox}} = z_{st} \frac{p_{Fuel}}{p_{Ox}}, \quad \text{avec } p_i = P_{Tot} \frac{x_i}{N_{Tot}} \quad (5.8)$$

Tableau V-4 : Exemple de conditions d'injection stœchiométriques

Pression d'injection EtOH [barG]	3
Pression d'injection H <sub>2</sub> O <sub>2</sub> [barG]	11
Diamètre Injecteurs EtOH [mm]	d <sub>0</sub> = α
Diamètre Injecteurs H <sub>2</sub> O <sub>2</sub> [mm]	d <sub>0</sub> = α
Nombre Doublets Like EtOH [-]	N <sub>F</sub>
Nombre Doublets Like H <sub>2</sub> O <sub>2</sub> [-]	N <sub>Ox</sub> = 2N <sub>F</sub>
Richesse du mélange liquide [-]	1,00

Tableau V-5 : Estimation des SMD et t<sub>vap</sub> des ergols pour différentes températures ambiantes dans les conditions d'injection liquide stœchiométriques du Tableau V-4

T [°C]	25	100	150
SMD EtOH [μm]	47	49	50
SMD H <sub>2</sub> O <sub>2</sub> [μm]	54	56	57
Temps Évaporation EtOH [ms]	78	50	52
Temps Évaporation H <sub>2</sub> O <sub>2</sub> [ms]	3341	68	9,5
Rapport SMD Ox/F [-]	1,15	1,14	1,14
Rapport Temps Ox/F [-]	43	1,37	0,18
Richesse du mélange gazeux [-]	104	3,7	1,0

La richesse de 104 témoigne du fait qu'à 25°C et aux pressions d'injection (voir Tableau V-4 et Tableau V-5), l'éthanol est quasiment le seul à s'évaporer. D'ailleurs le temps d'évaporation supposé du peroxyde d'hydrogène corrobore ce résultat : il est 40 fois plus long que celui de l'éthanol. Ce déséquilibre tend à s'estomper à 100°C, la richesse des ergols effectivement évaporés chute à 3,7, valeur plus acceptable pour l'allumage. L'extrapolation à une température supérieure fait tendre asymptotiquement la richesse du mélange évaporé vers la richesse liquide initiale.

Rappelons tout de même que les hypothèses assez fortes de la théorie de Spalding sont reprises pour effectuer ces estimations (Goldsmith & Penner [97]). On peut notamment citer l'hypothèse très simplificatrice de la goutte d'ergol isolée se consumant dans l'air. Les données calculées (au-delà de 100°C) sont donc à prendre avec prudence (notamment le temps d'évaporation du peroxyde d'hydrogène) mais la tendance avec l'augmentation de

la température ambiante reste cohérente. À cause du manque de données sur les ergols liquides et gazeux, le calcul des temps d'évaporation considère le produit  $\rho D$  constant (valeur prise pour l'ergol gazeux dans l'air à 25°C). Nous prendrons une certaine marge en fixant la température seuil pour démarrer une campagne de tests entre 190 et 200 °C (critère qualitatif). Ce critère et les données des tableaux précédents soulignent l'intérêt d'utiliser une torche d'allumage avant l'injection des ergols. La chambre n'étant pas refroidie, de multiples essais avec la torche seule provoquent l'augmentation de température assez rapidement.

Cette partie a fait l'objet d'une publication dans le journal IJEMCP (Indiana et al. [98]).

## 1.2 Composants généraux du banc

### 1.2.1 Vue d'ensemble

Les estimations précédentes font partie des étapes de pré-dimensionnement du banc ACSEL. Elles ont permis de figer quelques configurations de référence, et de rendre compte de la nécessité d'une torche d'allumage (ergols non hypergoliques !). Les essais préliminaires sur ACSEL ont pour objectif de valider ce pré-dimensionnement, notamment la facilité d'allumage avec une torche qui élève la température de la chambre avant injection des ergols. L'architecture générale du banc ACSEL est donnée en Figure 5.1, et le circuit fluide en Figure 5.2.

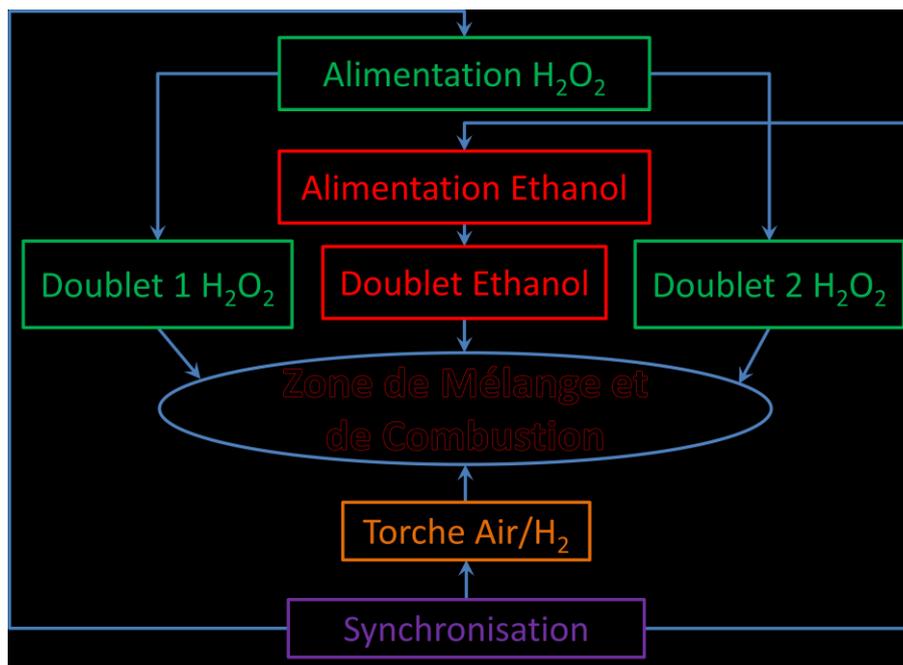


Figure 5.1 : Architecture générale du banc ACSEL

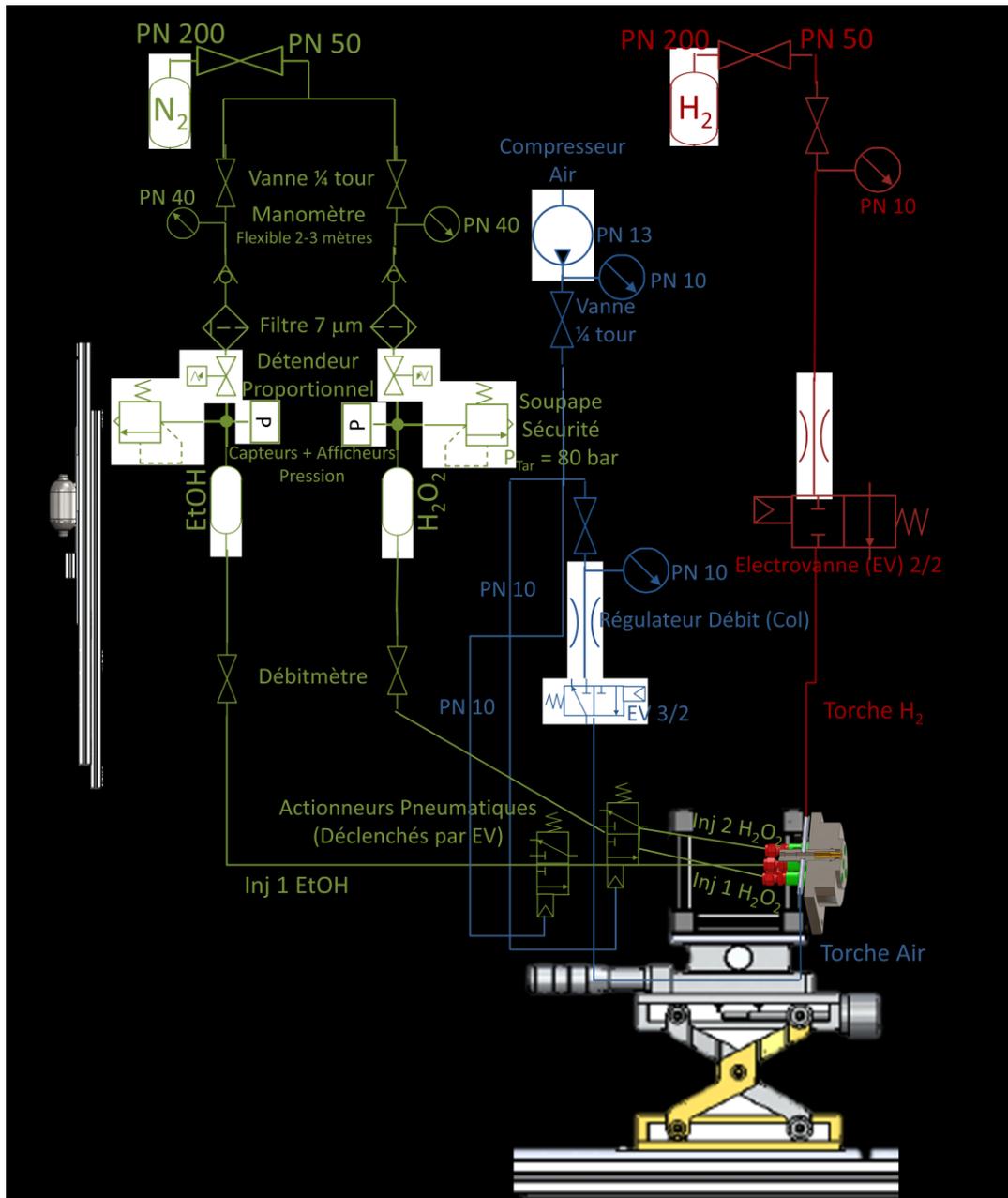


Figure 5.2 : Réseau fluide du banc ACSEL

### 1.2.2 Tête d'injection

Comme on l'a vu au paragraphe 1.1.2, si les mêmes diamètres d'injecteurs sont utilisés, la tête d'injection doit contenir deux doublets de peroxyde d'hydrogène pour un doublet d'éthanol afin d'obtenir plus facilement des points de fonctionnement autour de la stœchiométrie. Le banc ACSEL est constitué de 5 emplacements (voir Figure 5.3) dont trois sont réservés aux doublets d'injection. Pour favoriser le mélange des ergols, l'emplacement central est destiné au combustible, tandis que les emplacements périphériques sont dédiés à l'oxydant. La définition du banc permet également d'avoir des doublets orientables par 90° (voire 45°). Ce degré de liberté autorise la génération de

nappes de combustible et d'oxydant parallèles ou perpendiculaires entre elles et permet donc d'étudier plusieurs configurations d'injection pour analyser l'impact du mélange sur la combustion. Les deux derniers emplacements hébergent un capteur de pression et la torche d'allumage.

Les diamètres d'injecteurs, choisis à 0,30 mm, favorisent l'atomisation rapide, et limitent le débit total du banc à une valeur raisonnable pour une application académique. D'après le plan donné en Figure 5.4, le rapport  $L/d_0$  des injecteurs vaut 20. La distance d'impact est de 3 mm, soit 10 fois le diamètre. Ces deux dernières valeurs ne sont pas optimales si on considère le frottement aux parois (pertes de charges) et les instabilités de jet libre, deux thèmes abordés dans la partie bibliographique (Chapitre 2). Néanmoins, dans la mesure du possible, la création de petites gouttes a été privilégiée aux dépens des critères optimums des autres phénomènes physiques et des contraintes d'usinage.

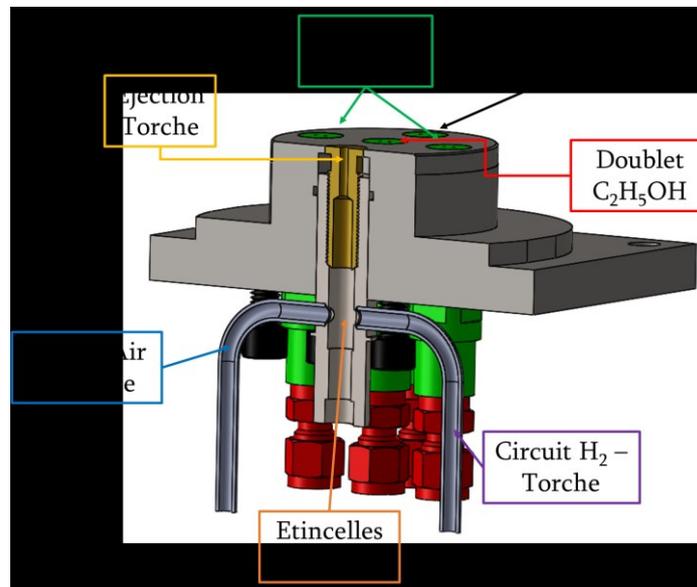


Figure 5.3 : Détail des cinq emplacements de la tête d'injection d'ACSEL

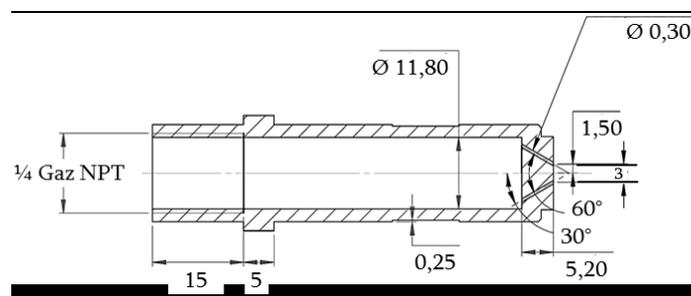


Figure 5.4 : Plan d'un injecteur de diamètre 0,30 mm à 60° d'impact

Une tête d'injection composée de deux triplets OFO (oxydant-fuel-oxydant, voir Figure 5.5) a également été conçue pour reproduire des conditions de débits et de rapports de mélange identiques à celles des doublets like (les  $d_0$  valent toujours 0,30 mm), mais avec un mélange des ergols supposé plus rapide. En effet, sur un triplet, le jet central

représentant l'éthanol rencontre directement un doublet de peroxyde d'hydrogène pour former le point d'impact. Les emplacements de la torche et du capteur piézoélectrique Kistler restent identiques à la précédente tête d'injection.

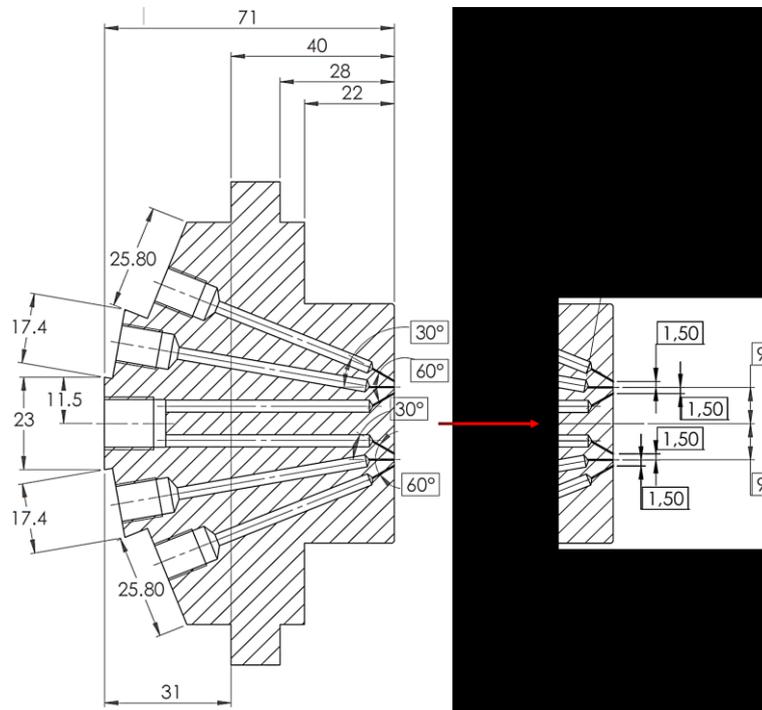
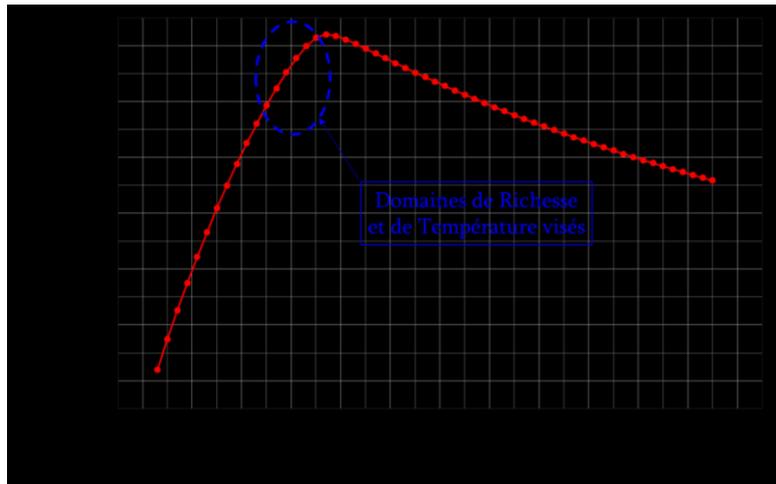


Figure 5.5 : Vue en coupe de la tête d'injection en triplet OFO du banc ACSEL

### 1.2.3 Torche d'allumage

Pour le dimensionnement de la torche, l'idée directrice du calcul est de ne pas dépasser 10 % du débit nominal du banc ACSEL. Pour cela, le paramètre clé est la pression au sein de la torche. De plus, des cols « amont » contrôlent le débit gazeux, et des clapets anti-retour sont disposés sur chaque ligne d'alimentation (air et hydrogène) en aval des cols amont. Le domaine d'inflammation du mélange air/hydrogène étant large, on visera des mélanges pauvres tout en privilégiant une température assez élevée (voir Figure 5.6). Pour un débit total sur ACSEL fixé autour 20 g/s, le choix des sections de passage et d'une pression génératrice de 4 barG pour les deux circuits permet de viser un débit d'environ 2 g/s pour une richesse un peu inférieure à 1 (voir Tableau V-6). Une bobine d'allumage alimentée continuellement en 12 V délivre des étincelles paramétrées à 50 Hz tout au long du fonctionnement de la torche, soit pendant 4 secondes. Cette « haute » cadence permet de stabiliser la torche en optimisant la réactivité du mélange air/hydrogène. On évite ainsi un arrêt prématuré de la torche, synonyme de risque de pulvérisation d'ergols sans allumage et d'une accumulation de liquide ou gaz réactif dans la chambre.

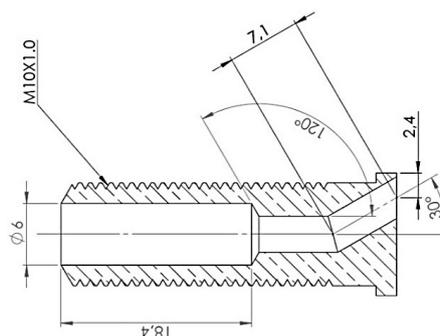


*Figure 5.6 : Température de flamme adiabatique selon la richesse  
(Air/Hydrogène,  $P_{CC} = 2 \text{ atm}$ )*

*Tableau V-6 : Dimensionnement de la torche d'allumage*

Pression Alimentation Air [barG]	4
Pression Alimentation H <sub>2</sub> [barG]	4
Diamètre Minimum Circuit Air [mm]	1,6
Diamètre Minimum Circuit H <sub>2</sub> [mm]	0,5
Débit [g/s]	< 2
Richesse $\phi$	$0,8 < \phi < 1$
Diamètre Ejection Torche [mm]	3,5

Le canal d'éjection de la torche a été conçu de manière à ce que la flamme ou les gaz chauds produits se dirigent vers le centre de la tête d'injection où se trouvent les injecteurs (voir Figure 5.7). Cette configuration entraîne cependant l'impact des gaz brûlés sur la paroi opposée, générant de forts transferts de chaleur localisés dans la zone d'impact.



*Figure 5.7 : Canal d'éjection de la torche de diamètre 3,5 mm incliné à 30° vers les ergols*

### 1.2.4 Chambre de combustion et cols d'éjection

La chambre de combustion s'adapte au diamètre extérieur de la tête d'injection. Pour permettre un accès optique et l'insertion de l'instrumentation au niveau de ses parois, la chambre mesure 40 cm de longueur, présente une section externe carrée et un diamètre interne de 60 mm (voir Figure 5.8). Les accès optiques ont tout de même une largeur limitée à 30 mm (longueur 110 mm) : il est seulement possible de voir la partie centrale

de la chambre (jet d'éthanol et une partie de la zone de mélange avec le peroxyde d'hydrogène, inférieure et supérieure). Des cols d'éjection ont été conçus pour observer progressivement la montée en pression et obtenir l'amorçage (voir Figure 5.9). Les diamètres ont été choisis pour réduire la section de sortie d'un facteur 2 à chaque changement (21 ; 15 ; 10 et 7 mm). Par construction, ces cols peuvent être montés dans les deux sens (convergent ou divergent) ; mais ils seront exclusivement installés dans le sens divergent, afin de créer d'une part des zones de recirculation dans la chambre pour favoriser l'entretien de la combustion ; d'autre part, pour avoir l'amorce d'une tuyère même si la forme et son taux d'expansion n'ont pas été étudiés pour être optimisés.

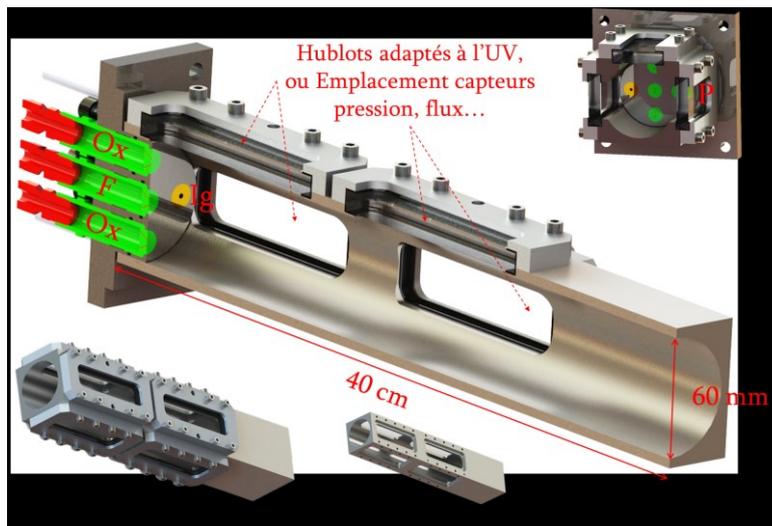


Figure 5.8 : Assemblage des éléments autour de la chambre de combustion

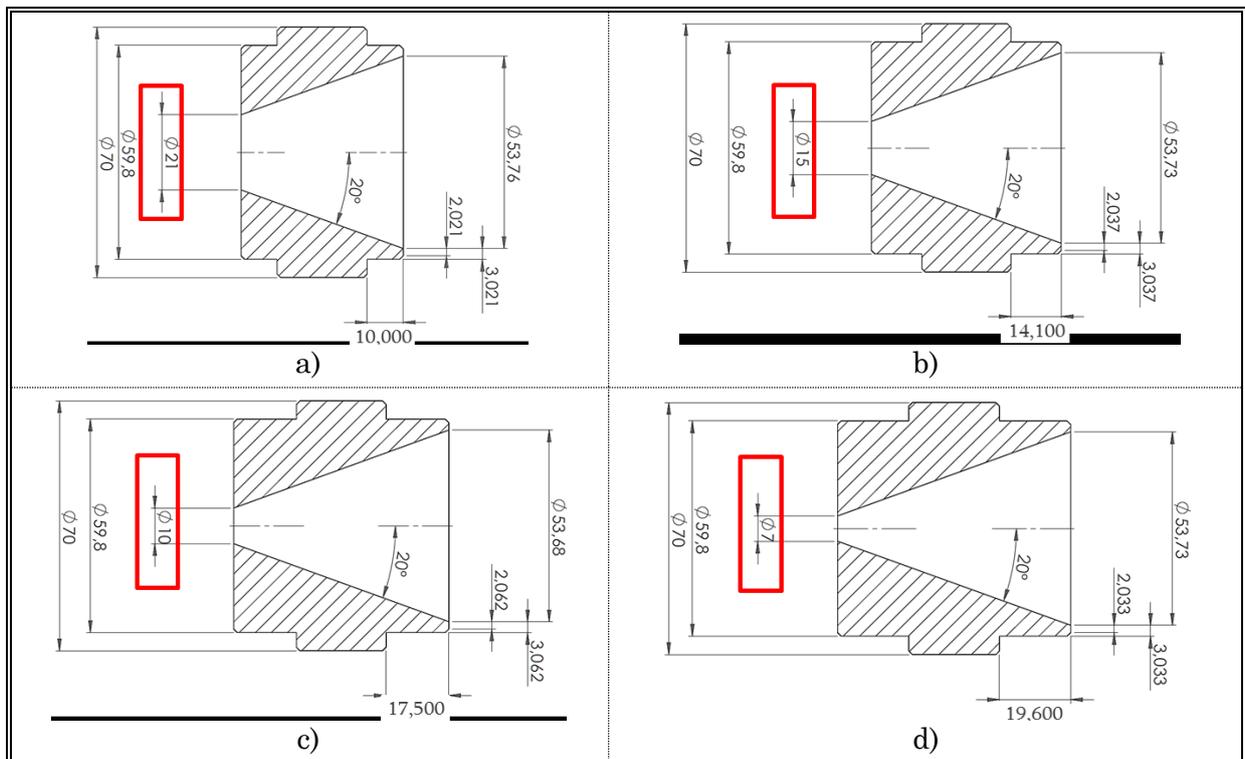


Figure 5.9 : Les 4 cols d'éjection ; a) 21 mm ; b) 15 mm ; c) 10 mm ; d) 7 mm

### 1.3 Potentiel d'étude

Le Tableau V-7 donne les possibilités du banc en regroupant les domaines de variations des paramètres physiques et géométriques d'entrées. Compte tenu des détendeurs installés, le domaine de pression autorisé est fixé entre 3 et 40 bar. Comme convenu précédemment, les diamètres sont fixés à 0,30 mm et le débit total d'ergols est limité à 20 g/s. On étudiera les performances en combustion dans un domaine de richesse compris entre 0,4 et 2, pour lequel la chaleur de réaction et la température de flamme adiabatique sont illustrées dans le cas théorique en Figure 5.10.

En prenant en compte les paramètres donnés dans ce Tableau V-7, il est possible de calculer la longueur caractéristique associée à chaque col, selon l'équation (5.9) (après adaptation de l'équation (1.18) du chapitre 1). La géométrie choisie induit des  $L^*$  élevées.

$$L^* = \frac{V_c}{A_t} = \left(\frac{D_c}{D_t}\right)^2 \times (L_c - L_{RC} - H_c) = \begin{cases} 3,0 \text{ m ; Col } 21 \text{ mm} \\ 5,8 \text{ m ; Col } 15 \text{ mm} \\ 13 \text{ m ; Col } 10 \text{ mm} \\ 26 \text{ m ; Col } 7 \text{ mm} \end{cases} \quad (5.9)$$

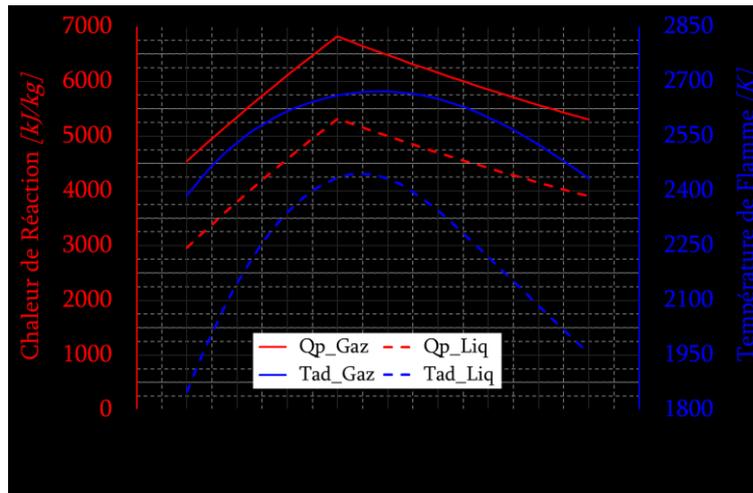


Figure 5.10 : Chaleur de réaction et température adiabatique de flamme selon la richesse (mélange d'ergols EtOH – HTP 87,5% réels,  $P_{CC} = 1 \text{ atm}$ )

Tableau V-7 : Paramètres de fonctionnement du banc ACSEL

Paramètre	Unités	Valeurs
Diamètre injecteur $d_0$	[mm]	0,30
Nombre de doublets EtOH $N_F$	[-]	1
Nombre de doublets H <sub>2</sub> O <sub>2</sub> $N_{Ox}$	[-]	2
Longueur de chambre $L_C$	[mm]	400
Diamètre de chambre $D_C$	[mm]	60
Réduction de longueur de chambre due à la tête d'injection $L_{RC}$	[mm]	22

Diamètres de cols $D_t$	[mm]	21 ; 15 ; 10 ; 7
Profondeur des cols $H_C$	[mm]	10 ; 14,1 ; 17,5 ; 19,6
Rapport d'expansion (Eq. (1.19))	[-]	6,6 ; 12,8 ; 28,8 ; 58,9
Pression d'injection $\Delta P_{inj}$	[barG]	3 – 40
Débit Total Maximum Ergols $\dot{m}_{liq}$	[g/s]	20
Débit Torche Maximum $\dot{m}_{ign}$	[g/s]	2 (10 %)
Domaine de richesse $\Delta\varphi$ (croissant)	[-]	0,4 – 2,0
Domaine de rapport de mélange $\Delta MR$ associé $MR_{St} = 5,02 \pm 0,03$ avec HTP 87,5 % $\pm$ 1%, et EtOH 99%	[-]	12,5 – 2,5
Durée totale d'un essai $\Delta t_{test}$	[s]	< 10
Temps de fonctionnement torche $\Delta t_{ign}$	[s]	4
Temps d'injection ergols $\Delta t_{comb}$ (dont sans torche)	[s]	5 (4)

## 2 Diagnostics associés

### 2.1 Mesures de pression

Nous disposons d'une mesure de pression située sur la partie gaz de chaque ligne d'injection, en amont du réservoir (capteur de marque Gems Sensors, *modèle 3100 series*, échelle de mesure 0 – 40 barG, précision 0,25 % de la pleine échelle). Le principe repose sur une démarche identique à la conversion piézorésistive décrite au paragraphe 2.1 du Chapitre 4. En supposant que la pression en azote est directement transmise aux ergols, et que les pertes de charges sont négligeables sur toute la partie liquide, il est possible d'estimer le débit des ergols par la mesure de la pression d'injection.

Un autre capteur de pression installé en retrait dans la chambre de combustion à l'aide d'un tube en cuivre (permettant de réduire le flux de chaleur subi par le capteur) utilise également ce principe (capteur de marque GE, *modèle UNIK 5000*, échelle de mesure 0 – 10 barG, précision 0,5 % de la pleine échelle). Ce capteur est utilisé pour calculer la moyenne de la pression de combustion lors de l'analyse de performance. Les signaux de pressions sont envoyés vers un convertisseur intensité – tension et récupérés sur un système d'acquisition dont les caractéristiques sont développées au paragraphe 2.7.

En plus du précédent capteur, la pression de combustion est mesurée par deux capteurs de pressions piézoélectriques, dont un est installé longitudinalement en retrait dans la tête d'injection, et l'autre est affleurant à la paroi de la chambre de combustion (capteurs de marque Kistler, *modèle 601A*, sensibilité autour de -16pC/bar, fréquence propre 150 kHz, précision 0,5 % de la pleine échelle). Un amplificateur de charge Kistler

type 5011 convertit la charge électrique transmise par le capteur en une tension proportionnelle, qui est ensuite envoyée sur le même système d'acquisition (voir paragraphe 2.7). Ces deux capteurs possèdent une dynamique nettement plus élevée que le capteur « statique » UNIK 5000, mais celui placé affleurant à la chambre subit une dérive thermique. Ces capteurs dynamiques sont donc en priorité utilisés pour étudier la stabilité de la chambre. La Figure 5.11 regroupe les 5 signaux de pressions d'un essai sur le banc, sachant que l'injection des ergols se situe entre  $t = 3$  s et  $t = 8$  s, moyennant les temps d'ouvertures des vannes et que la torche fonctionne 4 secondes depuis  $t_0 = 0$  s pour chauffer le milieu et favoriser l'allumage des ergols.

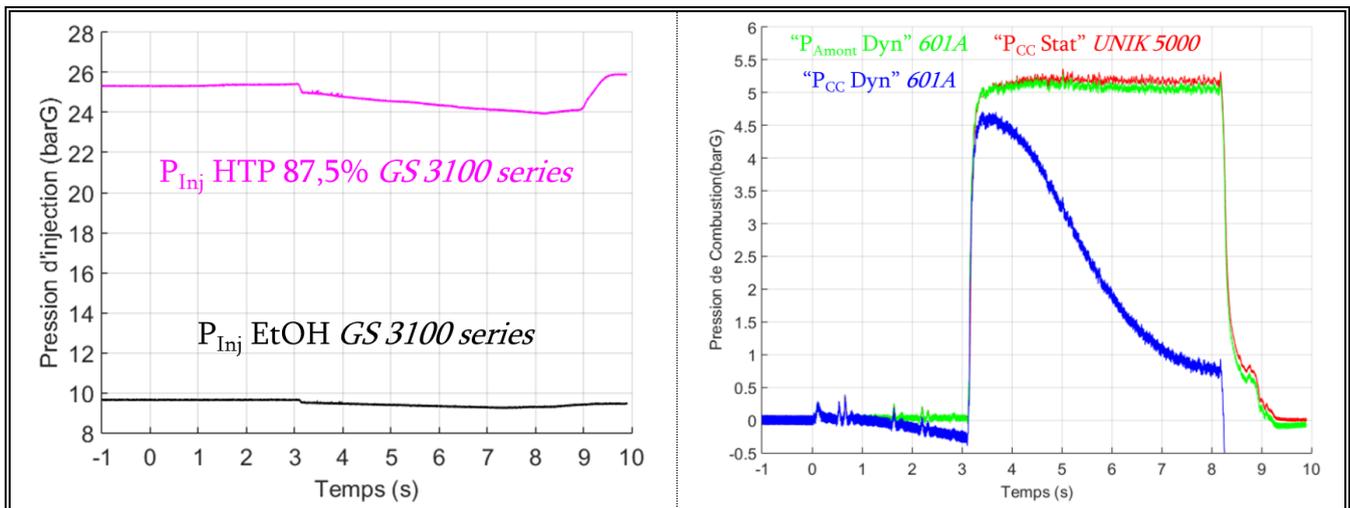


Figure 5.11 : Exemple des 5 signaux de pression pendant un essai sur le banc ACSEL

## 2.2 Mesure de débit

Bien que la mesure de la pression d'injection permette de remonter au débit massique d'ergol, l'incertitude de mesure se cumule (masse volumique, pression d'injection, diamètre d'injection). Afin d'éviter ces biais de mesure, il est préférable d'utiliser des débitmètres massiques de type Coriolis (marque Bronkhorst, modèle M15, précision inférieure à 0,5 % de la pleine échelle pour la gamme de débit souhaitée). La masse volumique étant également mesurée par ces débitmètres, la mesure de débit est possible quel que soit le liquide à l'intérieur. Chaque ligne d'alimentation contient un débitmètre. Ils sont calibrés à 80 g/s. Le temps de réponse de ces débitmètres est faible comparé aux échelles de temps de l'expérience qui s'élève à plusieurs secondes en régime stabilisé. Pour plus de précisions sur leur fonctionnement, on pourra se reporter à l'Annexe A page 209.

## 2.3 Régulation pression – débit

Afin de maîtriser au mieux le débit de chaque ergol, une boucle de régulation fermée en pression est mise en place car les débitmètres utilisés ne proposent pas directement

cette fonction. Ainsi, des détendeurs proportionnels (marque IMF, *modèle D366*, 3 voies détaillées dans l'*Annexe A* page 209, capteur de pression intégré, consigne et recopie 4 – 20 mA correspondant à une pression de 0 – 40 barG) sont installés en aval des détendeurs muraux comme le montre la Figure 5.12. Lorsqu'une consigne de pression est définie (ou consigne d'intensité), le détendeur proportionnel s'attache à réguler la pression en aval (celle des ergols). Le débit d'ergol étant directement fonction de la pression, il oscillera autour d'une valeur cible correspondant à l'ordre du créneau de pression. Cependant, la boucle de régulation est plutôt lente et doit répondre à une chute de pression plus ou moins forte à l'ouverture des vannes (voir Figure 5.11), difficilement rattrapable pendant les cinq secondes d'injection. Les conséquences de ces oscillations de pression d'injection sont limitées car le débit (Eq. (5.10)) est proportionnel à la racine de la pression d'alimentation (retranchée de la contrepression due à la combustion). On peut aussi exprimer le coefficient de débit de l'ensemble lignes d'injection et doublet(s) associé(s) (Eq. (5.11)).

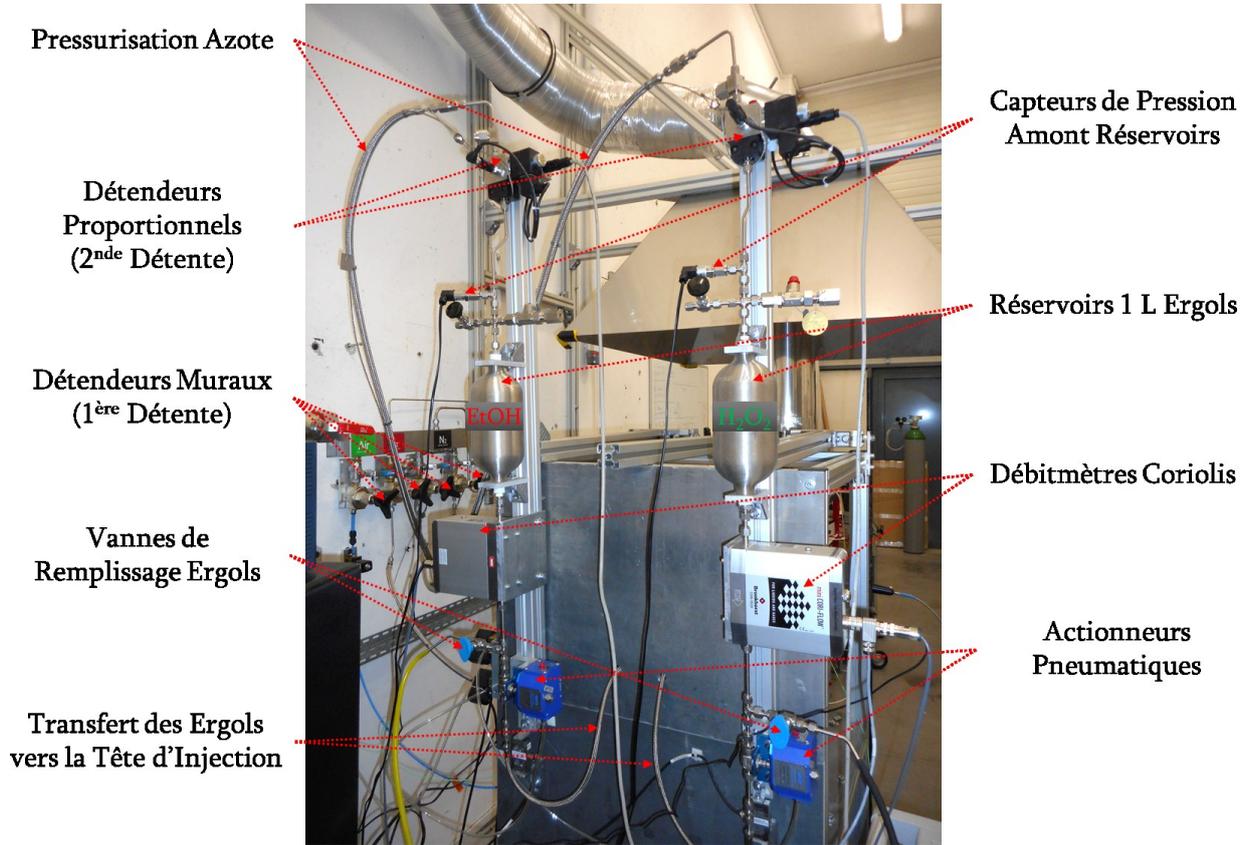


Figure 5.12 : Les principaux éléments des lignes d'alimentation en ergols

$$\dot{m}_{erg} = N_{inj} \times \rho_{erg} V_{inj} S_{inj} = N_{inj} \times \sqrt{2\rho_{erg}(\Delta P_{inj} - \Delta P_{CC})} \times \pi \frac{d_{inj}^2}{4} \quad (5.10)$$

$$C_{d_{ligne\ erg}} = \frac{\dot{m}_{erg,r\acute{e}el}}{\dot{m}_{erg,theo}} \quad (5.11)$$

## 2.4 Imagerie par émission directe et chimiluminescence OH

La Figure 5.8 du paragraphe 1.2 montre l'emplacement des hublots en quartz (Silice HPFS® 7980 OF KrF grade) du banc ACSEL dont l'épaisseur mesure 10 mm +/- 0,1 mm. Les spécifications témoignent d'une transmittance supérieure à 99,90 %/cm à partir de 248 nm et dans la gamme de longueurs d'ondes souhaitée (voir Figure 5.13). Ces hublots peuvent donc être utilisés à la fois en chimiluminescence OH avec un signal transmis de bonne intensité (autour de 310 nm) et en visualisation directe grâce à leur bonne transmittance sur toute la plage UV – Visible – NIR. Il sera donc intéressant d'exploiter le potentiel de ces accès optiques pour étudier le comportement de la flamme dans la chambre, et éventuellement la pulvérisation des ergols dans la chambre de combustion.

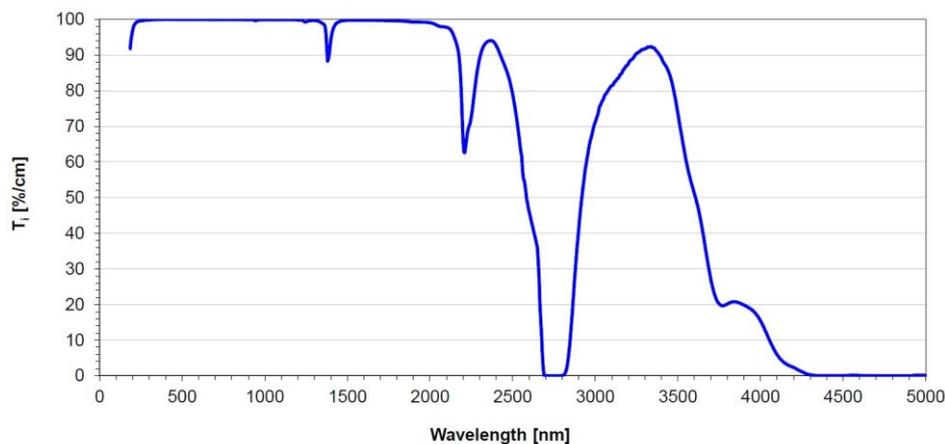


Figure 5.13 : Transmittance des hublots de type HPFS® 7980 KrF grade (image Corning®)

Des visualisations en émission directe constitueront le premier diagnostic optique. Ils seront réalisés par caméra rapide couleur (marque Phantom, modèle V310, résolution maximale 1 280 x 800 pixels, 3 140 images par seconde (*fps*) à la résolution maximale, vitesse d'acquisition maximale 500 000 *fps*, exposition minimale 1  $\mu$ s, dynamique 3x8 bits). Pour des diagnostics plus précis, on pourra s'affranchir des effets d'émission intense dans le visible par l'utilisation de la chimiluminescence OH. Ainsi, la zone effective de réaction pourra être caractérisée. La même caméra que pour l'ombroscopie de la pulvérisation en inerte (voir paragraphe 2.2 du chapitre 4) sera utilisée (marque Photron, modèle Fastcam SA 5, résolution maximale 1 024 x 1 000 pixels, 7 500 *fps* à la résolution maximale, vitesse d'acquisition maximale 775 000 *fps*, exposition minimale 1  $\mu$ s, dynamique 12 bits). Afin de ne pas surcharger inutilement le cœur du mémoire, on renverra le lecteur à l'Annexe A page 209 s'il souhaite avoir une description plus détaillée des éléments liés à l'analyse par chimiluminescence.

On se limite donc ici à rappeler le principe physique à la base de la chimiluminescence. Ce phénomène provient de l'excitation d'une espèce grâce à l'énergie fournie par la réaction

de combustion. Chaque espèce excitée restitue son énergie  $E_1$  sous forme de lumière (onde électromagnétique) à une longueur d'onde particulière  $\lambda$  en revenant dans leur état fondamental d'énergie  $E_0$ . Il est alors possible d'identifier l'espèce elle-même en l'associant à sa longueur d'onde, selon l'équation (5.12) :

$$\Delta E = E_1 - E_0 = h\nu = h \frac{c}{\lambda} \quad (5.12)$$

La Figure 5.14 illustre un exemple des visualisations extraites du banc ACSEL.

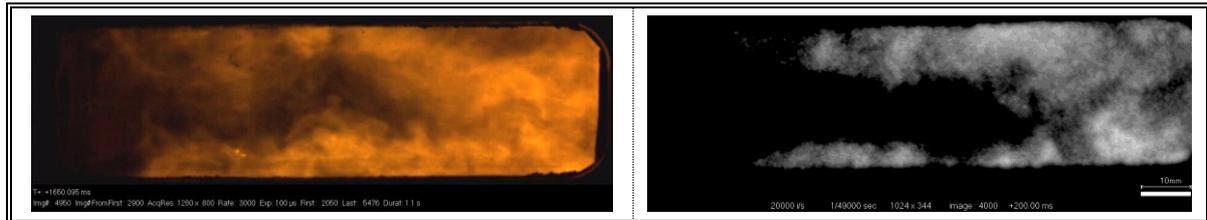


Figure 5.14 : Visualisation directe (a) et chimiluminescence OH (b) sur le 1<sup>er</sup> hublot du banc ACSEL

## 2.5 Spectrométrie optique

Les méthodes de visualisation discutées au paragraphe 2.4 se focalisent sur un spectre relativement restreint de longueur d'onde. En revanche, la spectrométrie optique peut tout aussi bien se concentrer sur une plage de longueurs d'ondes restreinte ou élargie, en fonction du type de spectromètre choisi (ici de marque Ocean Optics, modèle *USB2000+*, domaine de longueurs d'ondes UV – Visible – NIR, temps d'intégration 1 ms jusqu'à plus de 60 s). On étudiera le spectre d'émission de la flamme pour en déduire les espèces caractéristiques du phénomène, ou celles résiduelles en sortie de chambre. Il est alors possible de comparer l'intensité (grossièrement et en échelle arbitraire pour un instrument non calibré) sur chaque longueur d'onde et de différencier ainsi les espèces principales de celles secondaires et du bruit ambiant. Le principe de fonctionnement du boîtier optique sera discuté à l'Annexe A page 209.

Les principaux intermédiaires réactionnels créés lors d'une combustion sont les radicaux  $\text{OH}^*$ ,  $\text{CH}^*$  et  $\text{C}_2^*$  (voir leurs principales caractéristiques au Tableau V-8 et l'exemple en Figure 5.15). Ils émettent dans le domaine ultraviolet et le début du visible, et sont donc en partie invisibles à l'œil nu. À l'inverse, des espèces ne prenant pas directement part à la combustion (suies, espèces additives inertes) peuvent rayonner dans le visible, et parfois de manière plus intense que les radicaux. On ne se contentera donc pas des informations visibles mais on approfondira l'analyse afin de distinguer au moins deux catégories dans la « flamme » (la flamme dite « réactive » et celle seulement « radiative »).

Tableau V-8 : Longueurs d'ondes des pics principaux des radicaux OH\*, CH\* et C<sub>2</sub>\*

OH* [nm]	CH* [nm]	C <sub>2</sub> * [nm]
306 ; 308	388 ; 431	475 ; 516
UV	UV – Vis	Vis

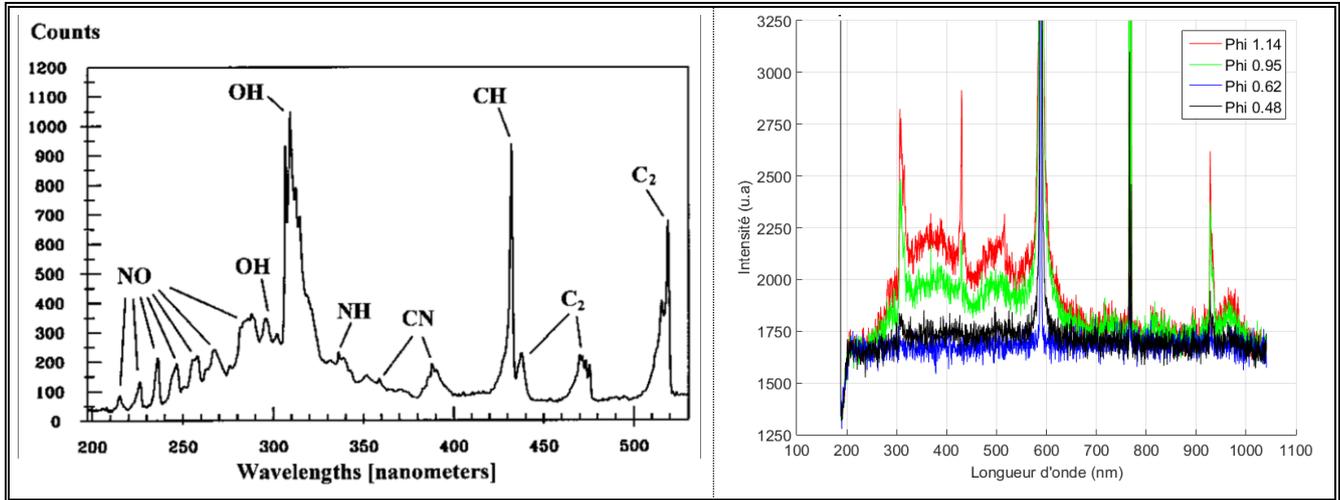


Figure 5.15 : Spectres d'émission ; a) d'une flamme de pré-mélange butane – air (d'après Obertacke [99]) ; b) d'une flamme non pré-mélangée EtOH/HTP 87,5 %

## 2.6 Mesure de température et flux

Un thermocouple de type K (Chromel – Alumel) monté sur la paroi de la chambre de combustion et couplé à un convertisseur tension/température permet de respecter le critère de démarrage des tests défini à la fin du paragraphe 1.1.2 de ce chapitre 5 (température de paroi de la chambre d'environ 200 °C). Les parois n'étant pas adiabatiques, deux thermocouples de type E (Chromel – Constantan) seront utilisés pour mesurer le flux de chaleur pariétal (un affleurant à la surface interne de la chambre et un autre disposé en profondeur dans la paroi comme décrit en Figure 5.16). Les techniques de mesure de flux ont été décrites lors de précédents travaux internes (Sotton [100], Boust [101]). On se contentera ici de rappeler la formulation de la densité de flux perdu aux parois (en W.m<sup>-2</sup>) à l'issue de la résolution du problème inverse de conduction instationnaire (Eq. (5.13)).

$$Q_w(t) = \sqrt{\frac{\lambda \rho c_p}{\pi}} \times \int_{\tau=0}^t \left[ \frac{dT_w(\tau)}{\sqrt{t-\tau}} \right] d\tau \quad (5.13)$$

où  $\lambda, \rho$ , et  $T_w$  sont respectivement la conductivité thermique du matériau (en W.m<sup>-1</sup>.K<sup>-1</sup>), sa masse volumique (en kg.m<sup>-3</sup>), la température mesurée sur le thermocouple de surface (en K). Cette définition suppose une température homogène dans la direction perpendiculaire

de propagation du flux, pour assurer une propagation monodimensionnelle du flux.

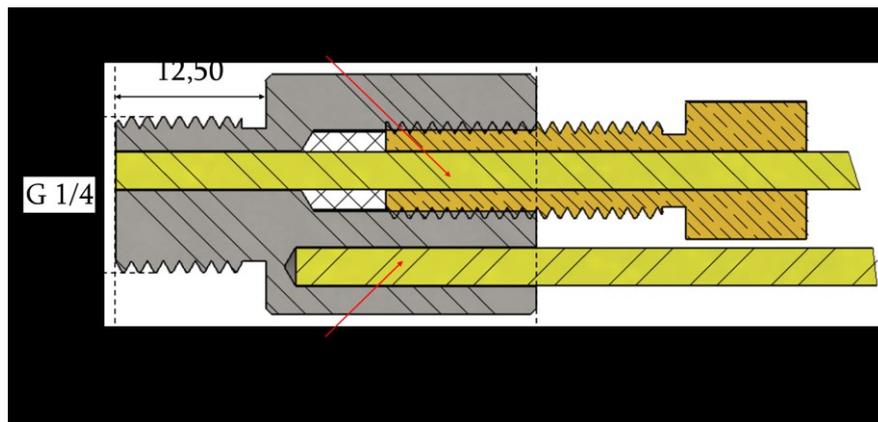


Figure 5.16 : Schéma des deux thermocouples montés sur leur support fluxmètre

## 2.7 Enregistrement des données, synchronisation

L'acquisition de l'ensemble des données physiques au cours du temps est réalisée au moyen d'un module enregistreur (marque Astro-Med, modèle *TMX-18*, carte d'acquisition NIDV-16 à 16 voies, 100 kHz de fréquence d'enregistrement maximale, et 40 kHz de bande passante à -3dB, 16 bits de dynamique de mesure).

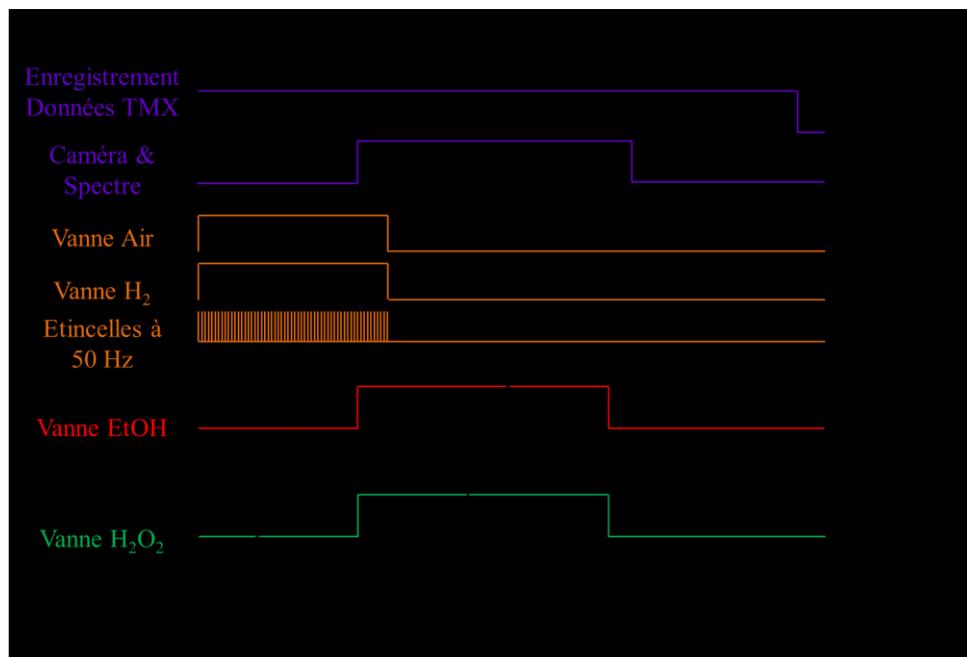


Figure 5.17 : Chronogramme typique des essais sur ACSEL

La séquence d'un essai type, dont le chronogramme est détaillé en Figure 5.17, peut être déclenchée à distance (« *External Trigger* ») au moyen d'un simple bouton poussoir. La synchronisation est assurée par un générateur de délai (marque Quantum Composers, modèle *9528*, 8 voies externes indépendantes, fréquence maximale interne 20 MHz, précision 1 ns, décalage des voies ou « *jitter* » inférieur à 50 ps) sur lequel sont connectés

tous les éléments pilotant la séquence (électrovannes pour ergols et torche, enregistrement des données, acquisition caméra, spectromètre) ainsi que le déclenchement externe. Ce signal reçu correspond à l'origine  $t_0$  de la manipulation. Tous les événements qui suivent sont pilotés par ce générateur de délai (fonctionnement torche, alimentation des lignes en ergols, ordres d'enregistrements, collecte des spectres d'émission...).

### 3 Synthèse des diagnostics

Ce dernier paragraphe est consacré à synthétiser les emplacements des moyens expérimentaux physiques et optiques (voir Figure 5.18, Tableau V-9 et Figure 5.19). Pour résumer, il existe au total 6 emplacements, dont 3 sont utilisés en tant que hublots de visualisation ou pour la spectrométrie, 2 servent à la mise en œuvre des diagnostics physiques, et 1 reste complètement opaque.

Et comme déjà mentionné au Chapitre 4, nous nous reporterons à la seconde partie de la conclusion générale de la partie 2 (voir page 114) pour lire la conclusion du Chapitre 5.

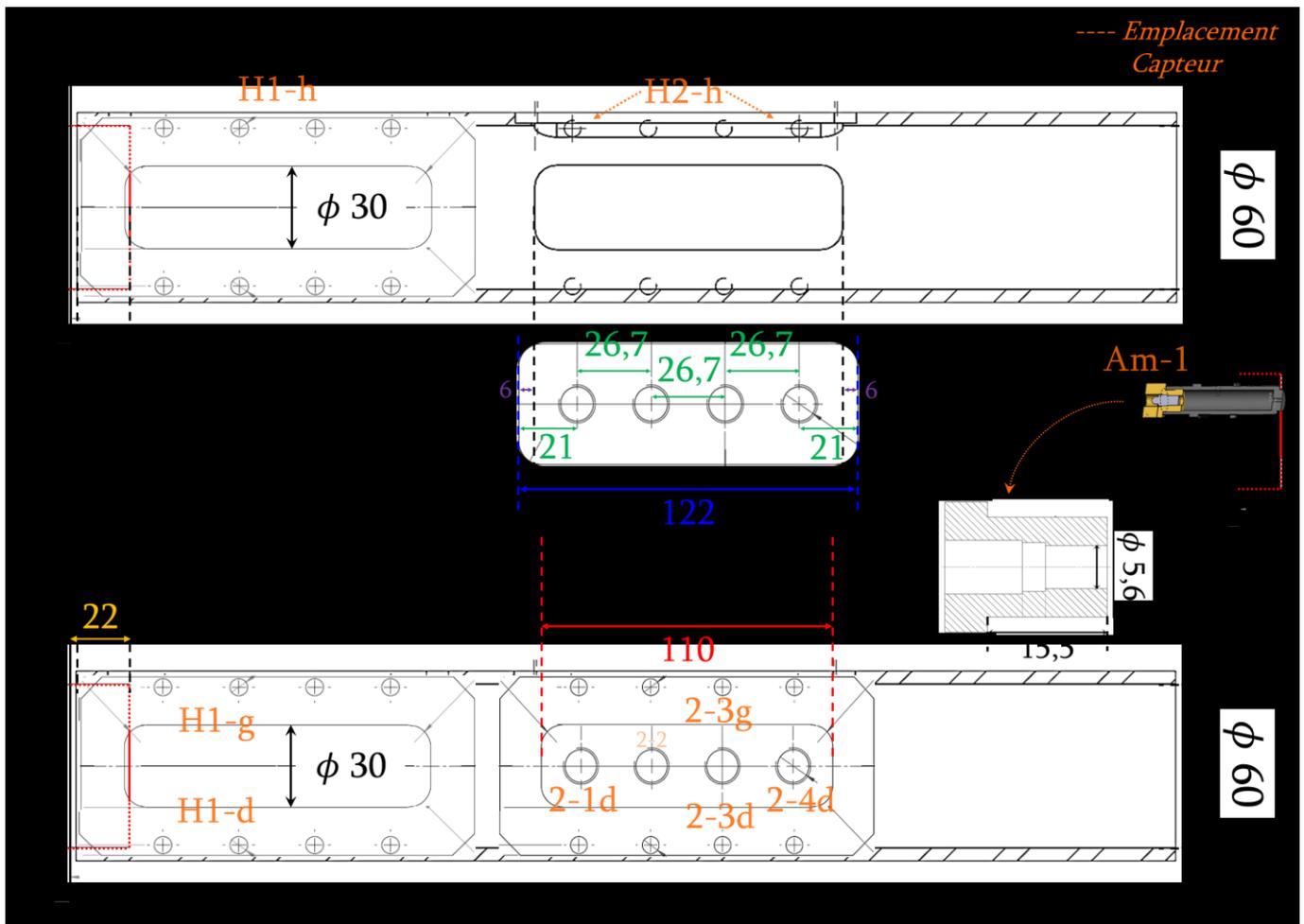


Figure 5.18 : Synthèse des emplacements pour diagnostics physiques et optiques

Tableau V-9 : Position des diagnostics décrits sur la Figure 5.18, amonts et externe

Nom	Position par rapport au plan de la tête d'injection [mm]	Fonction
Am-1	- 52,5 Volume cavité avant capteur 5 cm <sup>3</sup>	Capteur de pression piézoélectrique Amont (retrait) <i>Kistler 601A</i>
H1-d	-2,5 – 109,5 1 <sup>er</sup> hublot face droite	Visualisation directe ( <i>Phantom V310</i> ) Chimiluminescence OH ( <i>Photron SA5</i> )
H1-g	-2,5 – 109,5 1 <sup>er</sup> hublot face gauche	Opaque Derrière hublot de visualisation
H1-h	-2,5 – 109,5 1 <sup>er</sup> hublot face haute	Spectrométrie interne chambre <i>Ocean Optics USB 2000+</i>
H2-h	145,5 – 257,5 2 <sup>ème</sup> hublot face haute	--- Non utilisé ---
2-1d	161,5 2 <sup>ème</sup> hublot emplacement 1 face droite	Température de paroi avant essai Thermocouple <i>Type K</i>
2-2	188,2 2 <sup>ème</sup> hublot emplacement 2	--- Non utilisé ---
2-3d	214,8 2 <sup>ème</sup> hublot emplacement 3 face droite	Capteur de pression piézoélectrique chambre (affleurant) <i>Kistler 601A</i>
2-3g	214,8 2 <sup>ème</sup> hublot emplacement 3 face gauche	Fluxmètre 2 Thermocouples <i>Type E</i>
2-4d	241,5 2 <sup>ème</sup> hublot emplacement 4 face droite	Capteur de pression piézorésistif chambre <i>UNIK 5 000</i>
$\dot{m}_{erg}$ $\Delta P_{inj}$	" – ∞"	Débitmètres <i>Coriolis M-15</i> Capteurs de pression piézorésistifs d'injection des ergols <i>GS 3 100 series</i>
Ej	~ 450 – 480	Spectrométrie externe chambre <i>Ocean Optics USB 2000+</i>

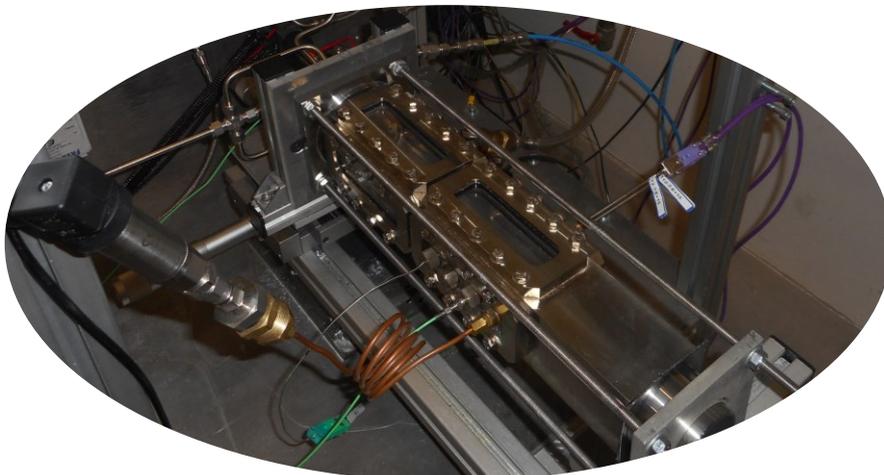


Figure 5.19 : Vue de la chambre de combustion et ses instrumentations

## *Conclusion sur les dispositifs expérimentaux et la métrologie*

---

Deux bancs expérimentaux ont été conçus à l'issue de l'état de l'art et ont été décrits dans cette seconde partie. En accord avec l'intitulé de l'étude, nous avons décidé de séparer les processus de formation de sprays (banc inerte AILEFS) des processus de combustion associant plusieurs sprays (banc réactif ACSEL).

Sur le premier banc, nous réaliserons une étude paramétrique sur des injecteurs académiques et procéderons à la caractérisation des injecteurs du banc ACSEL, à l'aide de visualisations rapides par ombroscopie et d'un dispositif d'interférométrie par phase Doppler. Sur le plan fondamental, les paramètres variables sont multiples, comme le diamètre des injecteurs, leur angle d'impact, la pression d'injection. L'analyse granulométrique se fera en des points considérés représentatifs du spray. Nous caractériserons principalement les jets à impact de type like sur le banc inerte car cette catégorie d'injecteur sera majoritairement utilisée pour les études sur le banc ACSEL décrites au Chapitre 7. Notamment, nous vérifierons si dans nos conditions la topologie de l'atomisation par impact correspond à l'étude bibliographique réalisée. Nous analyserons les distributions de gouttes sur les différents points de mesures, et relèverons leurs diamètres caractéristiques. Dans un second temps, nous comparerons les résultats avec la pulvérisation de doublets unlike et de triplets pour compléter l'analyse, en étudiant les différences de topologie dues aux différences de quantités de mouvement entre les jets libres.

Le second banc a été conçu dans le but d'étudier les processus physiques de la combustion des deux ergols non toxiques que sont l'éthanol et le peroxyde d'hydrogène. Ses constituants principaux sont installés autour des réservoirs de stockage. De part et d'autre de ces derniers, des lignes d'alimentation conduisent les ergols vers les injecteurs qui les pulvérisent dans la chambre de combustion. Les moyens expérimentaux mis en œuvre (mesures de pressions, de débits, de flux thermique, visualisations et spectrométrie optique) permettent l'analyse physique dans des conditions d'allumage et de combustion différentes en termes de rapports de mélange (ou de richesses globales), et de configurations d'injection (par rotation indépendante des doublets, et en triplets). Les essais resteront à puissance réduite (débit maximum  $\dot{m}_{tot}^{Max} = 20 \text{ g/s}$ , pression maximale de dimensionnement en combustion  $P_{CC}^{Max} = 10 \text{ barA}$ ) et seront pilotés à distance selon une séquence définie au préalable. La torche fonctionnera à 10 % du débit total d'ergols.

Les détails de l'exploitation de ces deux bancs feront l'objet de la partie 3 intitulée « Résultats des expérimentations ».





---

---

*PARTIE 3 :*

*Résultats des Expérimentations*

---

---



# *Chapitre 6 :*

## *Essais de Pulvérisation sur*

### *AILEFS*

#### *Sommaire*

---

<b>1</b>	<b>Pulvérisation de doublet like .....</b>	<b>120</b>
1.1	Coplanarité des jets libres et difficultés d'usinage .....	120
1.2	Analyse des visualisations à différentes pressions .....	122
1.2.1	<i>Conditions d'injection .....</i>	<i>122</i>
1.2.2	<i>Résultats de l'ombroscopie.....</i>	<i>123</i>
1.3	Analyse granulométrique .....	127
1.3.1	<i>Influence des conditions expérimentales.....</i>	<i>127</i>
1.3.1.1	<i>Pression, angle d'impact, distance du point de mesure.....</i>	<i>127</i>
1.3.1.2	<i>Diamètre des injecteurs.....</i>	<i>130</i>
1.3.2	<i>Influence du liquide pulvérisé .....</i>	<i>131</i>
<b>2</b>	<b>Pulvérisation de doublet unlike .....</b>	<b>132</b>
2.1	Visualisations par rétro-éclairage.....	132
<b>3</b>	<b>Caractérisation des injecteurs du banc ACSEL.....</b>	<b>134</b>
3.1	Doublets Like.....	134
3.2	Tête d'injection en triplets .....	138
3.2.1	<i>Visualisations par rétro-éclairage.....</i>	<i>138</i>
3.2.2	<i>Analyse granulométrique.....</i>	<i>141</i>
<b>4</b>	<b>Conclusion des essais sur AILEFS .....</b>	<b>143</b>

*L'objectif du chapitre 6 consiste à décrire le plus fidèlement possible les essais d'Atomisation par Impact de jets Liquides pour l'Étude de la Formation des Sprays (banc AILEFS). Il s'agit d'un procédé couramment utilisé pour pulvériser deux phases liquides avec une pression modérée (voir Chapitre 2 de la synthèse bibliographique). Dans un premier temps, le banc de pulvérisation sera utilisé pour étudier des injecteurs académiques. Puis nous caractériserons sur ce même banc la pulvérisation de nos injecteurs dédiés au banc de combustion ACSEL.*

## 1 Pulvérisation de doublet like

Une étude paramétrique est mise en œuvre pour discuter des effets de la pression d'injection, de l'angle d'impact et du diamètre des injecteurs sur la topologie du spray (par ombroscopie) et sur les diamètres caractéristiques des gouttes en un point particulier du spray (par Interférométrie Phase Doppler ou PDI).

### 1.1 Coplanarité des jets libres et difficultés d'usinage

Le banc ACSEL étant destiné à étudier des injecteurs de petits diamètres pour limiter le débit, il est probable que la qualité de l'usinage soit un critère important pour le bon déroulement des essais. Avec un usinage « imparfait » (qualificatif à préciser lors de l'analyse qui va suivre), il faudrait s'attendre à une granulométrie plus grossière qu'elle ne pourrait l'être, résultant sur une évaporation et un mélange entre ergols évaporés plus longs à obtenir. Le protocole de l'expérience mise en place sur le banc inerte vise à estimer la dégradation du niveau d'atomisation du spray si les jets libres ne sont pas correctement alignés ou plutôt coplanaires. À l'aide des verniers présents sur le banc, il est possible d'imposer le décalage d'un jet libre par rapport à l'autre dans un plan perpendiculaire au plan des injecteurs (rotation autour de l'axe Y d'après la Figure 4.2 représentant le banc au Chapitre 4). 5 points sont ainsi expérimentés comme le montrent les images de la Figure 6.1, selon la fraction d'impact exprimée en pourcentage du diamètre du jet libre. Cette influence de la coplanarité des jets a été publiée dans Indiana et al. [98].

Ainsi, les jets libres sont déjà déviés dès un impact inférieur à 25 % du diamètre  $d_0$  : le schéma d'atomisation s'apparenterait presque au régime « *open rim* » (voir Figure 2.18) obtenu pour de faibles nombres de Weber. Cependant, même à 50 et 75 %, le niveau d'atomisation primaire obtenu est loin d'être satisfaisant. On commence à distinguer l'ondulation caractéristique de la nappe liquide et des ligaments : forme analogue au régime « *rimless separation* » de la Figure 2.18). Néanmoins, à 75 % d'impact, la séparation entre atomisation primaire et secondaire semble se rapprocher du point d'impact.

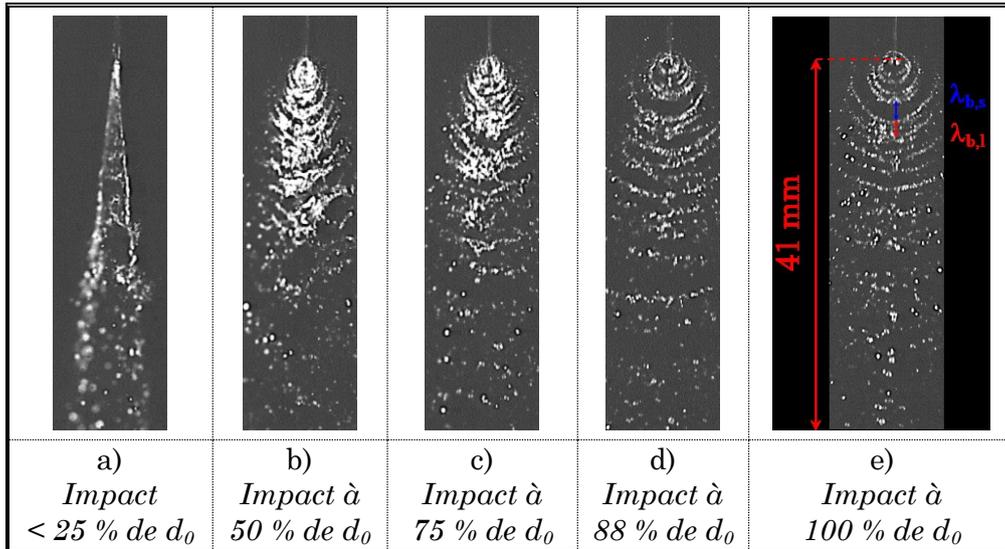


Figure 6.1 : Influence de la coplanarité des jets libres sur l'atomisation à 9 barG ( $d_0 = 0,51 \text{ mm}$ ,  $\alpha_0 = 60^\circ$ )

Les valeurs des deux longueurs d'ondes mesurées à la Figure 6.1 (représentant celles données en Figure 2.17) sont respectivement de 2,23 mm et 1,74 mm. Les corrélations (Eqs. (2.13) et (2.14)) développées par Jung et al. [23] donnent quant à elle, après adaptation aux conditions expérimentales (soit  $Re = 21\,600$ ,  $We = 12\,600$  et  $2\theta = 60^\circ$ ) :  $\lambda_{b,s} = 1,70 \text{ mm}$  ;  $\lambda_{b,l} = 1,73 \text{ mm}$ . Les différences peuvent d'une part être attribuées à la difficulté de choisir l'origine pour le calcul de ces longueurs d'ondes. D'autre part, les exposants et la constante d'ajustement sont adaptés au diamètre des injecteurs utilisé par Jung et al. [23], soit  $d_0 = 1,1 \text{ mm}$ .

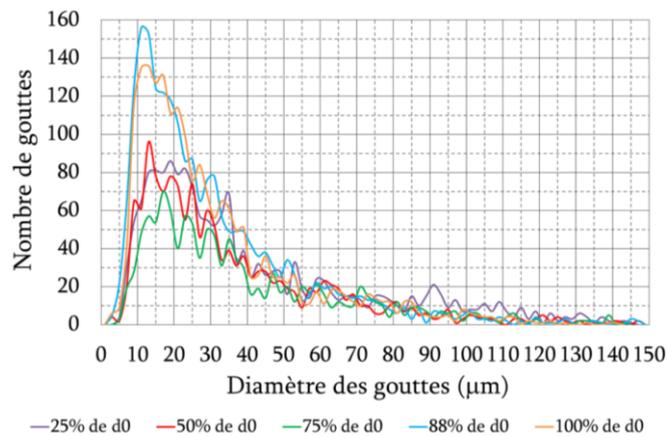


Figure 6.2 : Histogrammes des essais de la Figure 6.1 avec  $X/d_0 = 150$ , pour 2 000 gouttes

La qualité de l'atomisation se remarque également sur les histogrammes de la Figure 6.2. On note une différence de distributions entre les trois premiers et les deux derniers cas pour lesquels les visualisations témoignent d'une réelle amélioration de la pulvérisation. Le spray présente un pic plus élevé et plus étroit (ce qui témoigne d'un SMD plus faible, et d'un spray plus homogène). Le critère de coplanarité des jets libres devant

être respecté pour obtenir un niveau d'atomisation optimal (obtention rapide de ligaments bien formés) sera donc fixé à 90 % de la taille de l'orifice d'injection. Ce résultat impose des tolérances d'usinage appropriées dans le cas d'injecteurs « réels », pour lesquels la qualité d'impact ne peut plus être modifiée une fois ces injecteurs usinés.

## 1.2 Analyse des visualisations à différentes pressions

### 1.2.1 Conditions d'injection

Les essais sont en grande partie réalisés avec de l'eau. Néanmoins, une série d'essais utilise de l'éthanol afin de comparer l'atomisation d'un liquide aux propriétés physico-chimiques différentes de l'eau. Le Tableau VI-1 rappelle d'ailleurs les propriétés essentielles pour définir les conditions d'injections des injecteurs académiques (répertoriées dans le Tableau VI-2), avec adaptation des nombres adimensionnés aux ergols réels.

*Tableau VI-1 : Propriétés des liquides utilisés*

		Eau	Ethanol	Peroxyde d'hydrogène 87,5 % (HTP)
Densité $\rho_{liq}$	$[kg/m^3]$	998	791	1366
Tension superficielle $\sigma_{liq}$	$[N/m]$	0,073	0,022	0,079
Viscosité dynamique $\mu_{liq}$	$[kg/m/s]$	1,002.E-3	1,272.E-3	1,260.E-3

*Tableau VI-2 : Conditions d'injection en eau sur les injecteurs académiques et leurs équivalents sur les ergols d'intérêt*

Diamètre $d_0$ [mm]	Pression d'injection $\Delta P_{inj}$ [barG]	Eau ( $Oh = 0,00678$ )		Ethanol ( $Oh = 0,01759$ )		HTP ( $Oh = 0,00698$ )	
		$Re_{jet}$	$We_{imp}$	$Re_{jet}$	$We_{imp}$	$Re_{jet}$	$We_{imp}$
0,38	9	16 070	2 340	11 270	7 770	14 950	2 160
	15	20 750	3 900	14 550	12 950	19 310	3 610
	30	29 350	7 800	20 580	25 910	27 300	7 215
0,51	9	21 570	3 140	15 130	10 430	20 070	2 900
	15	27 850	5 240	19 530	17 390	25 910	4 840
	30	39 390	10 480	27 620	34 770	36 640	9 680

Dans ce Tableau VI-2, les équations (2.7) et (2.12) sont utilisées pour calculer les nombres de Reynolds  $Re_{jet}$  et de Weber  $We_{imp}$ . Ils représentent respectivement la force

intrinsèque du jet libre et la force de l'impact avec considération de l'angle de collision. Quant au nombre d'Ohnesorge, on trouvera son expression à l'équation (2.9). Les conditions d'injections s'apparentent aux schémas de « *Ligament structure* » et « *Fully developed pattern* » décrits en synthèse bibliographique par l'équipe de Ciezki ([26]-[27]). La comparaison des nombres de Reynolds et de Weber entre l'eau et le peroxyde d'hydrogène nous permet de supposer que leur comportement à la pulvérisation des jets libres et à l'atomisation devrait être équivalent. La similitude à même pression n'est plus assurée entre l'eau et l'éthanol. Ces résultats peuvent être vus sous un autre angle. Si on se réfère au nombre de Weber, qui traduit la cohésion du liquide et donc son atomisation, il faut par exemple vérifier qu'une pression de 9 barG est suffisante à l'éthanol pour avoir un comportement approchant celui de l'eau pulvérisée à 30 barG.

### 1.2.2 Résultats de l'ombroscopie

Les visualisations par rétro-éclairage (Figure 6.3 à Figure 6.6) constituent une première approche pour analyser le comportement dynamique des sprays à impact de doublets like. Les sprays seront étudiés selon deux angles de vues (parallèle et perpendiculaire au plan formé par les jets libres, notés respectivement vues de face et de côté), correspondant aux axes mineur et majeur de ces sprays.

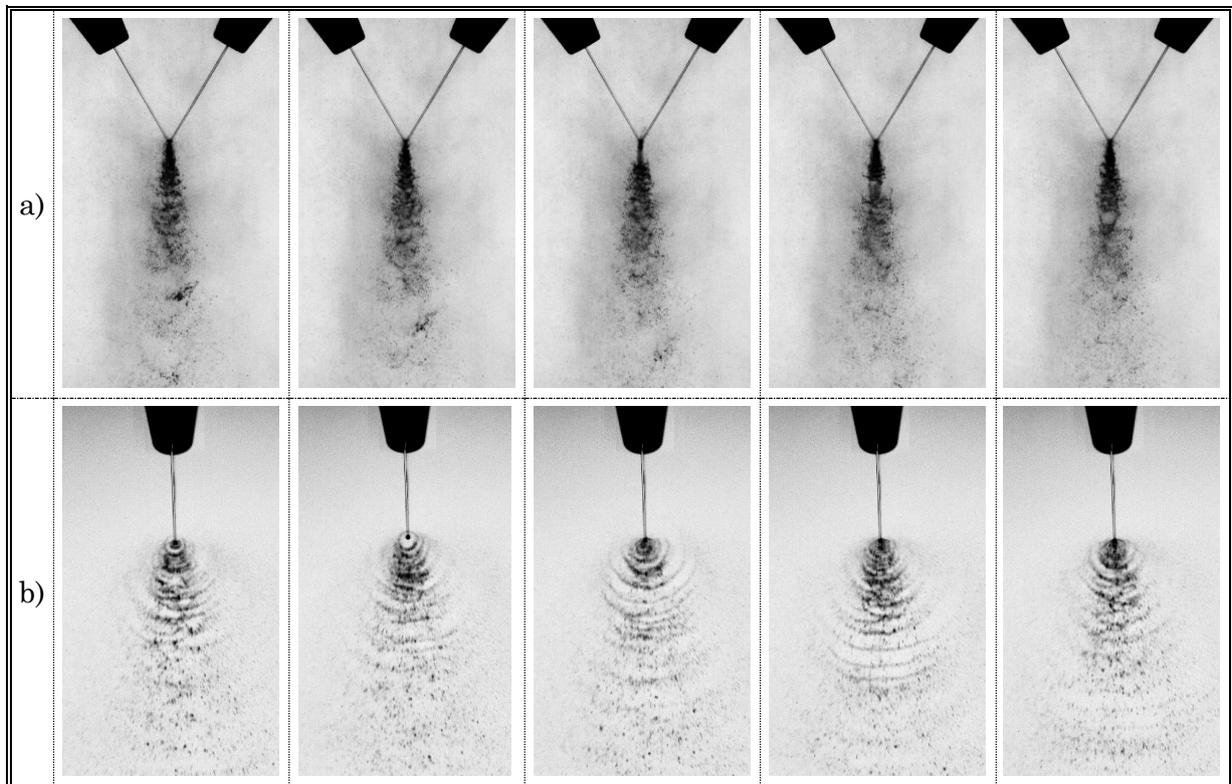
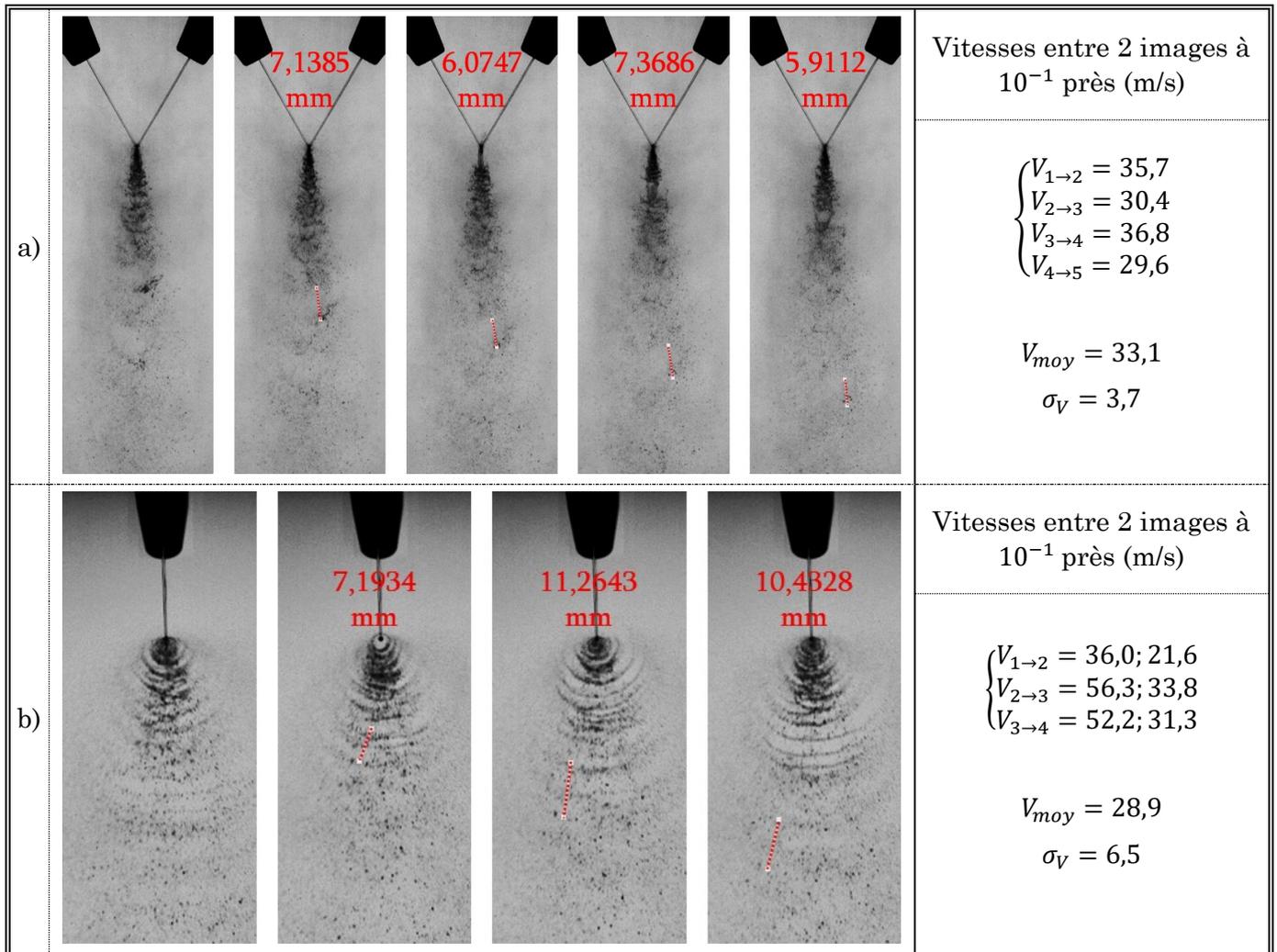


Figure 6.3 : Ombroscopie de doublet like, avec  $d_0 = 0,51$  mm et  $\Delta P_{inj} = 9$  barG ;  
a) Vues de face (5 000 fps, 1/106 000 s,  $\Delta t = 200$   $\mu$ s);  
b) Vues de côté (3 000 fps, 1/54 000 s,  $\Delta t = 333$   $\mu$ s)

PARTIE 3 :  
Résultats des Expérimentations

Les Figure 6.3 et Figure 6.4 montrent les sprays pour une pression d'injection faible (9 barG) à plus haute cadence et plus petit temps d'exposition que les deux dernières, ceci afin de mettre en évidence le régime d'atomisation ainsi que son aspect ondulatoire et instationnaire. On retrouve bien la structure en ligaments (voire pleinement développée) vue en synthèse bibliographique pour des nombres de Reynolds et Weber d'impact équivalents ([26]-[27]).



*Figure 6.4 : Estimation des vitesses de structures distinctives pour les conditions de la Figure 6.3*

Pour une pulvérisation de doublet like, la théorie prévoit un développement majoritaire du spray dans le plan médian entre les deux injecteurs (axe majeur), ce qui peut s'expliquer car les deux jets libres ont, dans le sens strict du mot « like », la même quantité de mouvement : la résultante vectorielle doit s'établir dans le plan médian des injecteurs (les deux composantes transversales de la vitesse s'annulent pour ne garder que la vitesse longitudinale). C'est pourquoi l'angle de développement du spray est plus grand sur les vues de côté que sur les vues de face. En plus de la turbulence intrinsèque, quelques instabilités aérodynamiques sont visibles (propagation de bulles d'air, intersection d'ondes

ligamentaires non « parallèles », etc.). Ces légères perturbations sont principalement dues aux fluctuations de pression d'alimentation, mais n'impactent pas le processus global d'atomisation. Pour toutes ces raisons, le spray, au lieu d'être complètement bidimensionnel (on parle en général de spray elliptique), adopte un comportement plutôt tridimensionnel tout en conservant sa direction d'expansion privilégiée : le spray est alors plutôt conique à base elliptique.

Pour le cas présent, la vitesse de paquets de gouttes distinctifs peut être estimée. Même si l'écart-type sur ces 3 ou 4 mesures atteint jusqu'à 22 % de la valeur moyenne, les résultats numériques donnés en Figure 6.4 restent cohérents comparés à la vitesse théorique du jet libre qui s'élève à 42,5 m/s par résolution de l'équation de Bernoulli. Le freinage aérodynamique, et l'angle d'impact dissipant l'énergie cinétique sur tout l'angle d'expansion du spray sont les principaux facteurs responsables de la réduction de vitesse observée. De manière générale, l'atomisation est très rapide même avec une pression assez faible, par rapport aux pressions extrêmement élevées régnant au cœur des injecteurs de moteurs Diesel.

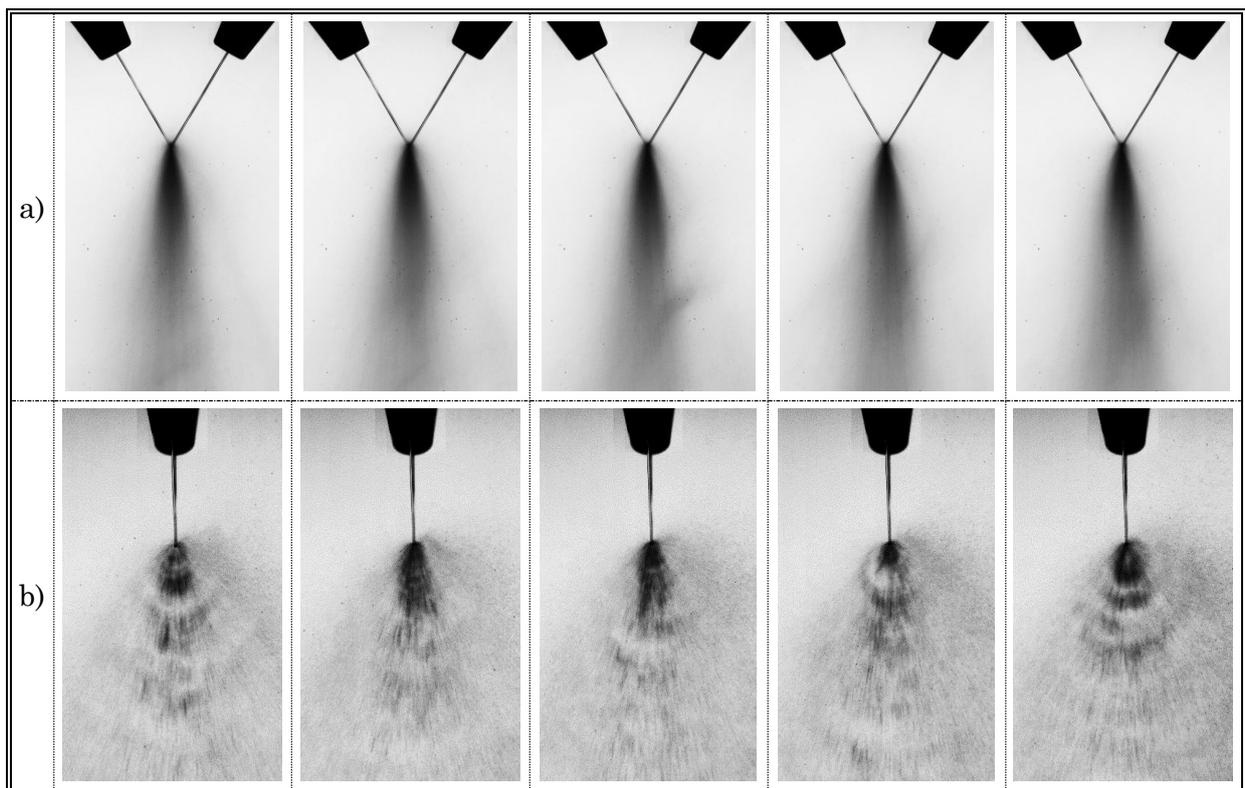


Figure 6.5 : Ombroscopie de doublet like, avec  $d_0 = 0,51 \text{ mm}$  et  $\Delta P_{inj} = 15 \text{ barG}$ ;  
a) Vues de face (125 fps, 1/125 s,  $\Delta t = 8 \text{ ms}$ ) ;  
b) Vues de côté (125 fps, 1/15 000 s,  $\Delta t = 8 \text{ ms}$ )

Les Figure 6.5 et Figure 6.6 se concentrent sur la topologie moyenne des sprays (basse cadence et long temps d'exposition). Elles visent notamment à déterminer des régions à

PARTIE 3 :  
Résultats des Expérimentations

fort gradient de densité de liquide (frontières interne et externe) tout en estimant leur angle d'expansion moyen. Ces paramètres trouvent leur intérêt lorsqu'il s'agit d'associer des doublets dans les moteurs fusées. Ils influencent l'interaction entre sprays, et peuvent donc affecter la longueur de mélange des ergols.

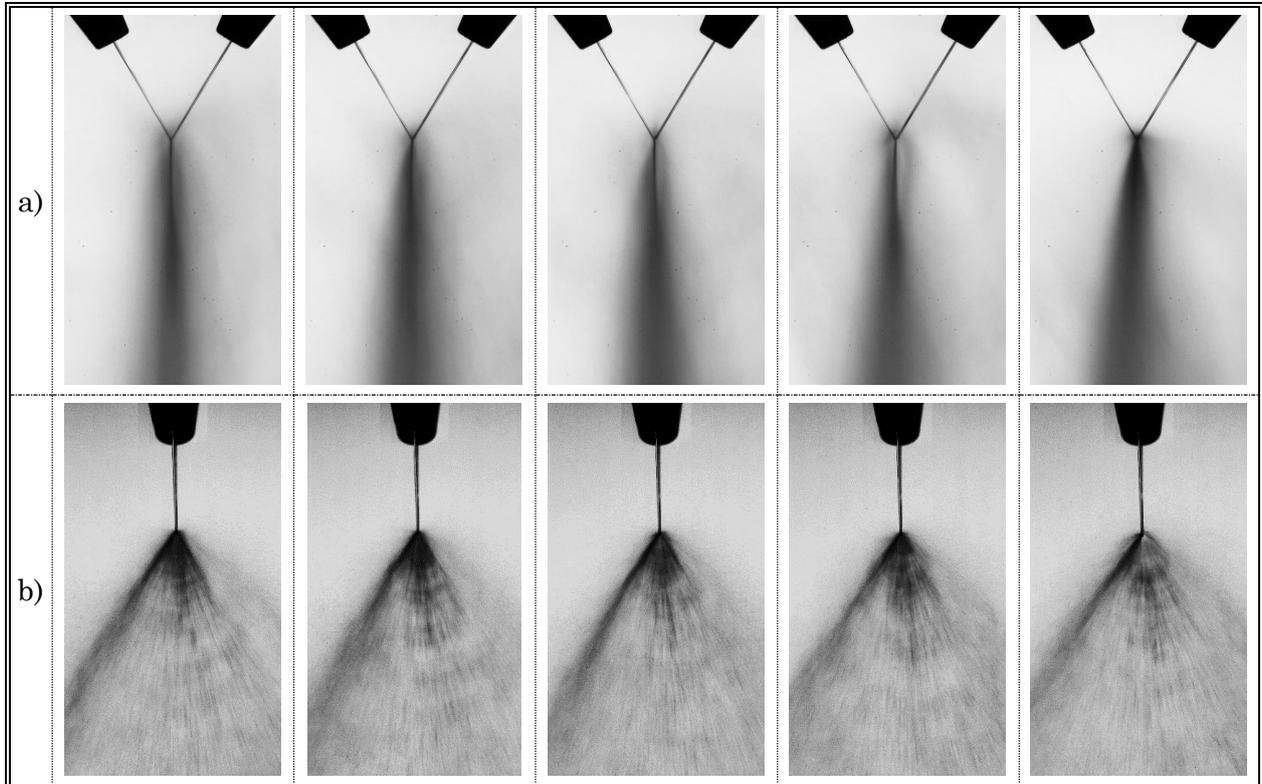


Figure 6.6 : Ombroscopie de doublet like, avec  $d_0 = 0,51 \text{ mm}$  et  $\Delta P_{inj} = 30 \text{ barG}$ ;  
 a) Vues de face (125 fps,  $1/125 \text{ s}$ ,  $\Delta t = 8 \text{ ms}$ ) ;  
 b) Vues de côté (125 fps,  $1/15\,000 \text{ s}$ ,  $\Delta t = 8 \text{ ms}$ )

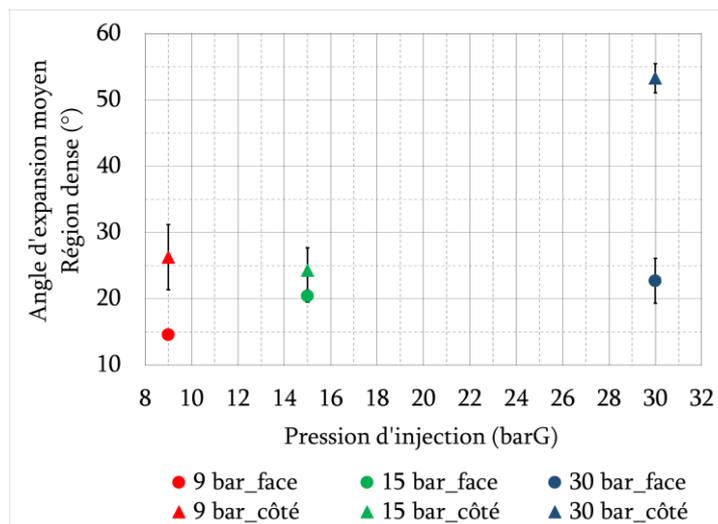


Figure 6.7 : Angles d'expansion de la région du spray dense en fonction de la pression d'injection, avec application d'une méthode de seuil sur la distribution

Sur les vues de face, la région dense en liquide est nettement visible car beaucoup plus sombre : la lumière homogène du fond est plus atténuée en traversant cette région du

spray. La masse « pulvérisée » est donc contenue majoritairement dans cette région. Sur les vues de côté, un temps d'exposition plus faible rend plus difficile la détection du contour de la région dense. L'angle du « noyau » du spray est donc calculé à l'aide de plusieurs méthodes numériques développées par Michalski & Vauvy [102], et détaillées dans l'Annexe B page 213. La méthode retenue est celle du seuil défini à partir du maximum d'une distribution gaussienne standard du spray. La moyenne est réalisée sur 250 images par groupes de 5 images pour obtenir un angle unique pour chaque condition (voir Figure 6.7). Tout autour du noyau principal, un nuage secondaire apparaît, qui contient des gouttes beaucoup plus petites. Il présente des contours plus diffus. Même si ce brouillard contient très peu d'« informations » concernant le spray (masse), les gouttes le composant sont très volatiles et sont déviées facilement grâce aux forces de cisaillement et à la turbulence : elles sont susceptibles de rencontrer le nuage secondaire d'un autre spray, et de favoriser le mélange. Il se peut donc que ces gouttes jouent un rôle non négligeable dans l'allumage des sprays d'ergols (voir discussion autour de la Figure 6.18b).

### 1.3 Analyse granulométrique

L'analyse granulométrique vient compléter l'analyse qualitative du comportement dynamique des sprays à impact de doublets like effectuée lors des visualisations. On reprendra donc l'étude paramétrique pour quantifier l'influence des conditions expérimentales de pulvérisation.

#### 1.3.1 Influence des conditions expérimentales

##### 1.3.1.1 Pression, angle d'impact, distance du point de mesure

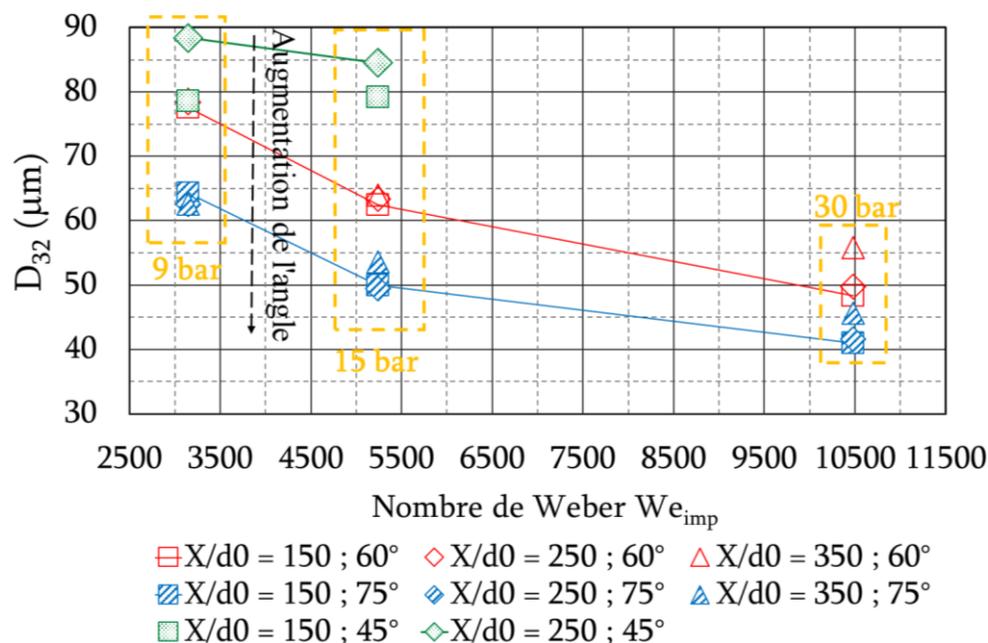
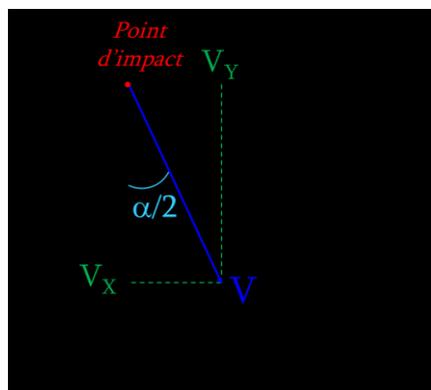


Figure 6.8 : Influence de la pression et de l'angle d'impact sur le SMD ( $d_0 = 0,51 \text{ mm}$ )

Les Figure 4.1 à Figure 4.3 du Chapitre 4 montrent comment il est possible de faire varier la pression et l'angle d'impact des injecteurs académiques. Ainsi, les essais en pression sont réalisés selon 3 trois angles d'impact ( $\alpha_0 = 45^\circ ; 60^\circ$  et  $75^\circ$ ) : les résultats de l'analyse par PDI sont présentés sur les Figure 6.8 à Figure 6.10. Comme le prédit la théorie de l'atomisation, l'augmentation du nombre de Weber relatif à la collision tend à augmenter la proportion de la force donnée à un liquide (i.e. : liée à la pression d'injection) par rapport à la cohésion de ce liquide (sa résistance à sa dissociation). C'est pourquoi aux volumes de mesures étudiés, l'augmentation de la pression provoque une diminution du diamètre moyen de Sauter (SMD).

D'autre part, l'angle d'impact engendre deux composantes de vitesses : la première, axiale ( $V_x$ ), traduit principalement la propension du liquide à poursuivre sa trajectoire indépendamment de l'autre jet ; la seconde, transversale ( $V_y$ ), témoigne de la « volonté » du jet libre à impacter son analogue. L'augmentation de l'angle d'impact génère une composante transversale de la vitesse et un nombre de Weber plus élevés ( $\frac{\partial We_{imp}}{\partial \alpha_0} > 0$  pour  $\alpha_0 \in [0; 90]$ ) et tend à favoriser la destruction de la nappe liquide, d'où une production de plus petites gouttes. De plus, on retrouve bien la tendance à la stagnation des SMD obtenue dans les travaux de Ramamurthi et al. [21] pour des nombres de Reynolds et Weber similaires, stagnation par rapport au diamètre de l'injecteur (rappel en Figure 2.29). On peut supposer également que le processus d'atomisation est achevé car le SMD ne change pas significativement entre les trois points pour lesquels la distance adimensionnée augmente. De même, aucune modification notable du SMD n'est apparue pour un déplacement  $\Delta Y$  transverse du point de mesure à X constant. L'invariance du SMD par la variation de ces deux paramètres justifie l'utilisation de celui-ci en tant que grandeur caractéristique : il représente donc bien l'ensemble du spray atomisé.



*Figure 6.9 : Composantes de la vitesse dans le repère du point d'impact*

En comparant entre deux conditions expérimentales spécifiques, on remarque que les SMD obtenus sont quasiment identiques entre 15 barG  $60^\circ$  et 9 barG  $75^\circ$ , dénommé « cas

1 » ci-dessous (autre exemple analogue avec le « cas 2 » : 30 barG à 60° et 15 barG à 75°). Tout se passe comme s'il y avait conversion de l'inertie (diminution de la pression d'injection) en une force d'impact (augmentation de l'angle d'impact). Une conservation de la vitesse transversale constituerait alors un moyen *a priori* pour obtenir des SMD inchangés avec des conditions d'injection différentes. La Figure 6.9, l'équation (6.1) et l'application numérique qui suit (Eq. (6.2)) résument cette analyse.

$$V_{Y_1} = V_{Y_2} \Leftrightarrow \sqrt{\frac{2\Delta P_1}{\rho_1}} \times \sin\left(\frac{\alpha_1}{2}\right) = \sqrt{\frac{2\Delta P_2}{\rho_2}} \times \sin\left(\frac{\alpha_2}{2}\right) \quad (6.1)$$

$$\begin{cases} AN \text{ cas 1} : V_{Y_1} = 27 \text{ m/s et } V_{Y_2} = 26 \text{ m/s} \\ AN \text{ cas 2} : V_{Y_1} = 39 \text{ m/s et } V_{Y_2} = 33 \text{ m/s} \end{cases} \quad (6.2)$$

Le cas n°1 fonctionne parfaitement, tandis que l'application numérique n°2 tempère un peu la portée de ce résultat. Toutefois, dans le cas d'une étude préliminaire, les ordres de grandeurs sur les vitesses pour obtenir des SMD constants sont respectés. Le calcul pour une égalité parfaite donne 20 barG au lieu de 15 barG pour le cas 2, en conservant les trois autres paramètres. Ce phénomène est assez sensible à la pression, paramètre plus « incertain » que l'angle d'impact, en raison des pertes de charges inconnues au sein de l'injecteur et de la commande de pression. Un autre couple de solution qui fonctionne à 0,1 m/s près serait par exemple 28 barG 60° (soit 2 bar de moins) et 18 barG 75° (soit 3 bar de plus), ce qui donne :  $V_Y \approx 37 \text{ m/s}$ .

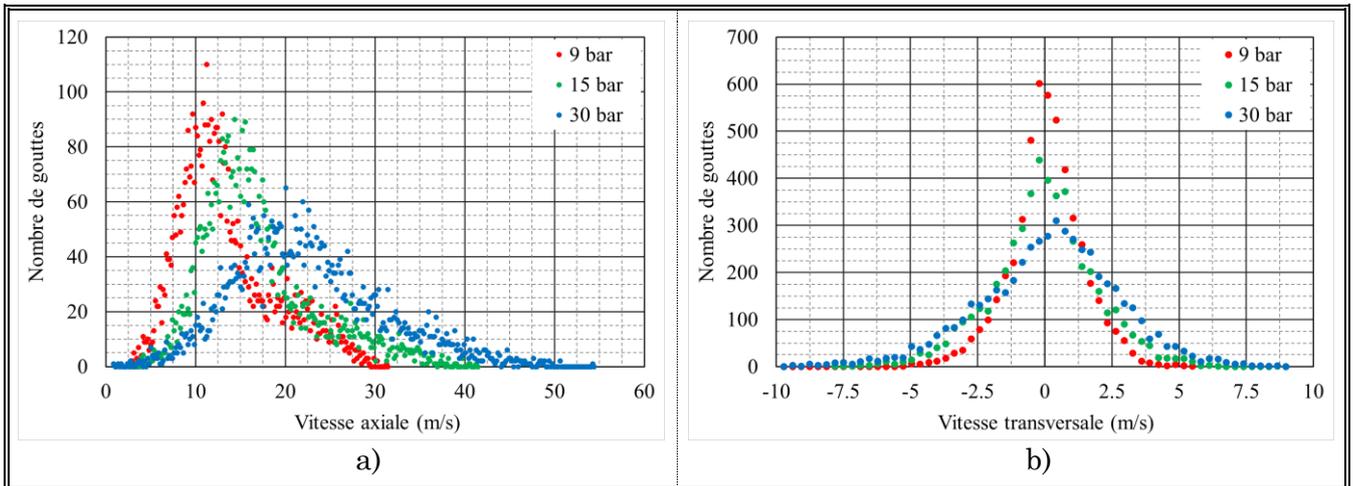


Figure 6.10 : Influence de la pression sur les histogrammes de vitesses d'un doublet like ( $d_0 = 0,51 \text{ mm}$  ;  $\alpha_0 = 60^\circ$  ;  $X/d_0 \approx 350$ ) ; a) Vitesse axiale ; b) Vitesse transversale

Sur les histogrammes de la Figure 6.10, l'augmentation de la pression d'injection tend à générer des gouttes plus rapides dans la direction principale de propagation du spray (axiale, voir Figure 6.10a), d'où la diminution du maximum de la distribution (basé sur un même nombre de gouttes) et l'évasement synonyme de répartition plus homogène de la

quantité de mouvement sur l'ensemble des gouttes. La Figure 6.10b représente le phénomène analogue dans la direction mineure du spray (transversale). De plus, les gouttes ayant moins d'inertie à plus faible pression, il est logique de moins les voir se décaler par rapport à l'axe médian : le pic est donc maximal et plus resserré pour 9 barG. Enfin, on retrouve dans cette direction le caractère symétrique de la pulvérisation de doublets like, puisque les distributions de la vitesse transversale sont centrées sur 0 m/s. Ces tendances sur les histogrammes respectent les essais de pulvérisation déjà effectués dans la littérature.

Pour la suite, l'angle de 60° sera conservé car il réalise un bon compromis entre diamètres des gouttes modérés et quantité de mouvement axiale. Le retour de jet vers la tête d'injection (« *backsplash phenomenon* » en anglais), phénomène à éviter si les ergols sont corrosifs, est ainsi réduit par rapport à un angle d'impact plus élevé.

### 1.3.1.2 Diamètre des injecteurs

Les deux diamètres d'injecteurs les plus petits disponibles ont été comparés par PDI. La Figure 6.11 représente les SMD obtenus en fonction de la pression.

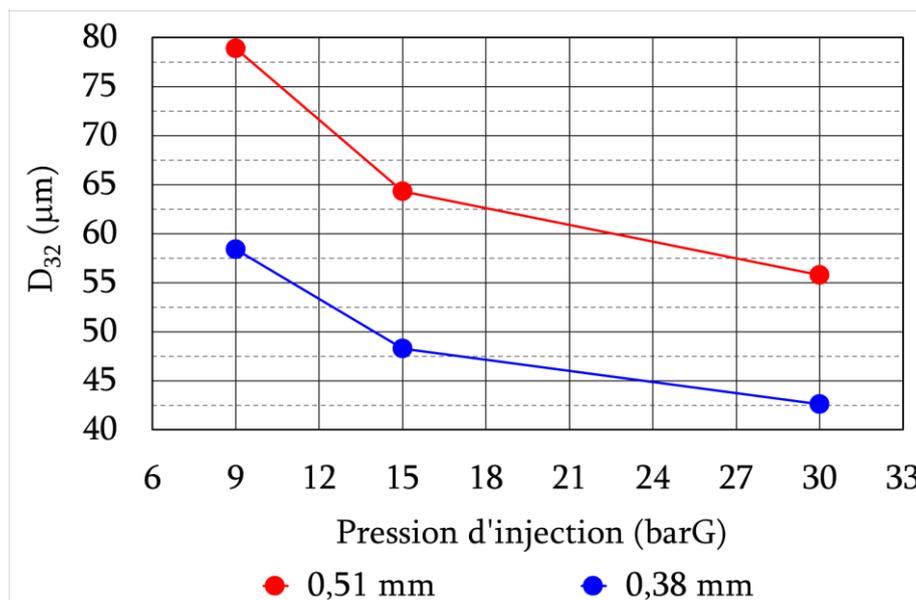


Figure 6.11 : Influence du diamètre d'injecteur  $d_0$  sur le SMD des sprays

Dans les mêmes conditions d'injection, la comparaison des diamètres donne une augmentation moyenne de 33 % pour le SMD des injecteurs de 0,51 mm de diamètre par rapport à ceux mesurant 0,38 mm de diamètre. Rappelons que la corrélation donnée à l'équation (2.25) et sa tendance d'évolution en fonction des paramètres (Eq. (2.26) extraite de Ryan et al. [40]) expriment le rapport de SMD proportionnel à la puissance 2/3 du rapport de diamètre de chaque injecteur. Le déroulement des calculs pour notre cas est résumé au Tableau VI-3. L'écart inférieur à 10 % montre que la puissance 2/3 de la

corrélation est globalement applicable à notre cas.

Tableau VI-3 : Valeurs numériques de l'analyse granulométrique

<b>Données brutes SMD (<math>\mu\text{m}</math>)</b>			
<i>Diamètre injecteur (mm)</i>	<i>Pression d'injection <math>\Delta P_{inj}</math> (barG)</i>		
	9	15	30
$d_{01} = 0,38$	58,4	48,3	42,6
$d_{02} = 0,51$	78,9	64,3	55,8
<b>Comparaison avec corrélation</b>			
<i>Rapport diamètre injecteur</i>	<i>Rapport <math>\frac{SMD_2}{SMD_1}</math></i>		
$\left(\frac{d_{02}}{d_{01}}\right)^{\frac{2}{3}} \approx 1,22$	1,35	1,33	1,31
	$\left(\frac{SMD_2}{SMD_1}\right)_{moy} \approx 1,33$		
<b>Ecart de l'expérience par rapport à la corrélation</b>			
+ 9,0 %			

### 1.3.2 Influence du liquide pulvérisé

Les propriétés physico-chimiques de l'éthanol et de l'eau sont sensiblement différentes (voir Tableau VI-1). En s'appuyant sur la synthèse bibliographique, des visualisations avec de l'éthanol ne montreraient pas de changement significatif sur le comportement du spray, puisqu'il s'agit toujours d'un fluide newtonien étudié à des nombres de Reynolds et de Weber équivalents. On ne réalise donc qu'une analyse granulométrique d'un spray d'éthanol, l'eau étant bien représentative du peroxyde d'hydrogène en solution aqueuse.

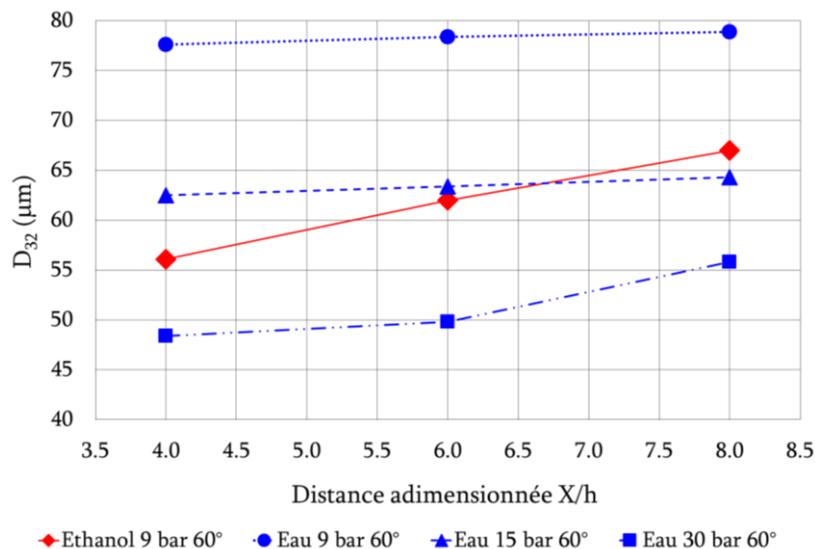


Figure 6.12 : Comparaison des SMD pour l'éthanol et l'eau,  $d_0 = 0,51$  mm,  $h = 22$  mm

Une pulvérisation à 9 barG en éthanol semble être suffisante pour étudier le changement de fluide sur le comportement du spray vis-à-vis des nombres de Reynolds et de Weber. En effet, après comparaison avec les valeurs numériques du Tableau VI-1, il n'y a pas de similitude directe en nombre de Weber, car sinon les SMD pour les cas de l'éthanol pulvérisé à 9 barG et de l'eau pulvérisée à 30 barG devraient mieux se confondre (voir hypothèse émise au paragraphe 1.2.1, discussion autour du Tableau VI-2). C'est la même conclusion en ce qui concerne le nombre de Reynolds car les SMD de l'eau pulvérisée à 15 barG sont équivalents au cas de l'éthanol pulvérisé à 9 barG (une fois l'atomisation terminée, donc en un point suffisamment éloigné du point d'impact), alors que cette équivalence devrait être obtenue pour une pulvérisation d'éthanol à 30 barG s'il y avait une similitude directe en nombre de Reynolds. Or, il a déjà été observé expérimentalement (voir paragraphe 1.3.1.1) que l'augmentation de la pression d'injection diminue le SMD obtenu, d'où cette absence de similitude constatée. En tout cas, la diminution de diamètre pour une même pression d'injection est significative (jusqu'à - 20  $\mu\text{m}$  pour le SMD). Dès lors, l'éthanol s'atomise et s'évapore plus vite que l'eau (ou le peroxyde d'hydrogène).

Cette analyse granulométrique avec deux liquides aux propriétés différentes n'a donc pas permis de détecter une similitude en nombre adimensionné (de Reynolds ou de Weber). Ainsi, ce travail d'identification d'une possible similitude doit être poursuivi afin de faciliter la transposition des données numériques récoltées avec de l'eau vers le(s) liquide(s) spécifiquement utilisé(s) pour l'étude.

## 2 Pulvérisation de doublet unlike

### 2.1 Visualisations par rétro-éclairage

Pour certains couples d'ergols, il est courant d'utiliser des jets unlike de diamètres différents afin d'atteindre plus facilement le point de fonctionnement souhaité (rapport de mélange lié au débit massique, donc à la masse volumique des ergols, la pression d'injection et la surface des injecteurs). Ce passage aux jets unlike permet aussi de réduire l'encombrement de la tête d'injection, la masse de la structure et la longueur de mélange des ergols pour des points de fonctionnement adaptés. La pulvérisation qui en résulte est alors impactée par ces conditions d'injections dissymétriques. Ce paragraphe propose un aperçu des visualisations en vue d'une comparaison avec le cas « like ».

Dans le cas de doublet unlike en diamètre mais à pression constante, le spray moyenné est légèrement dissymétrique (voir Figure 6.13). Il y a une déviation dans le sens du jet libre qui a le flux de quantité de mouvement le plus élevé. En effet, bien que les pressions

d'injection soient identiques (le rapport de quantité de mouvement est unitaire entre les deux jets, voir l'équation (6.3)), les diamètres différents font augmenter le débit d'un jet par rapport à l'autre (les flux de quantité de mouvement sont différents, voir l'équation (6.4)).

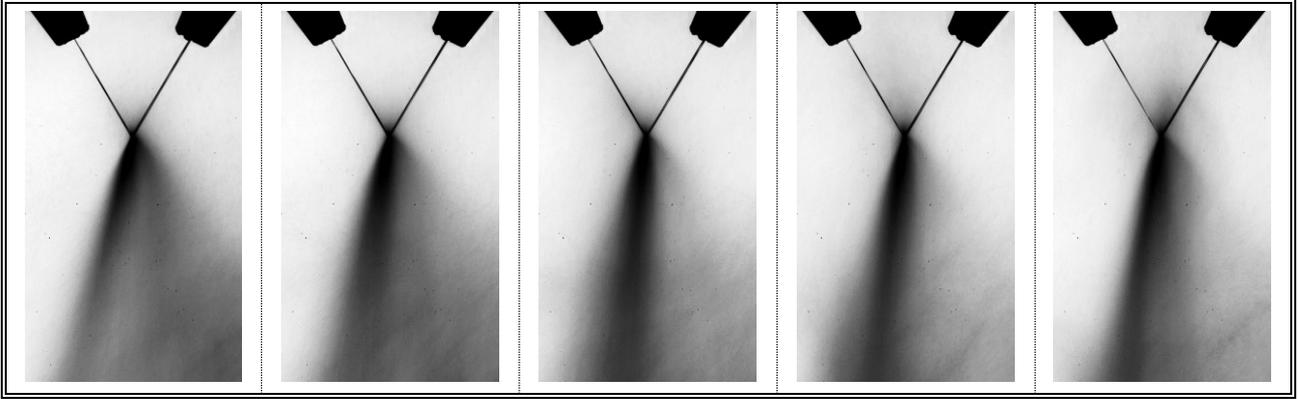


Figure 6.13 : Ombroscopie de doublet unlike en diamètre, avec  $d_{0,g} = 0,38 \text{ mm}$  et  $d_{0,d} = 0,51 \text{ mm}$  et  $\Delta P_{inj,g=d} = 30 \text{ barG}$  ; temps de pose 8 ms,  $\Delta t = 8 \text{ ms}$

$$\left. \frac{m_d V_d}{m_g V_g} \right|_{\text{Volume} = \text{cste}} = \frac{\rho_d V_d}{\rho_g V_g} = \frac{V_d}{V_g} = \sqrt{\frac{\Delta P_d}{\Delta P_g}} = \frac{V_d^2}{V_g^2} = 1 \quad (6.3)$$

$$\left. \frac{\dot{m}_d V_d}{\dot{m}_g V_g} \right|_{\text{Volume} = \text{cste}} = \frac{\rho_d V_d^2 S_d}{\rho_g V_g^2 S_d} = \frac{d_{0,d}^2}{d_{0,g}^2} = \frac{0,51^2}{0,38^2} = 1,8 \quad (6.4)$$

La Figure 6.14 s'intéresse au doublet unlike en pression (mais pour des diamètres constants) dans des conditions d'injections conduisant à un mélange équivalent à la stœchiométrie s'il s'agissait du couple peroxyde d'hydrogène/éthanol (30barG/9barG). La déviation est nettement plus importante que pour la Figure 6.13. En effet, les quantités exprimées sous forme de rapports dans les précédentes équations sont encore moins uniformes (Eqs. (6.5) et (6.6)).

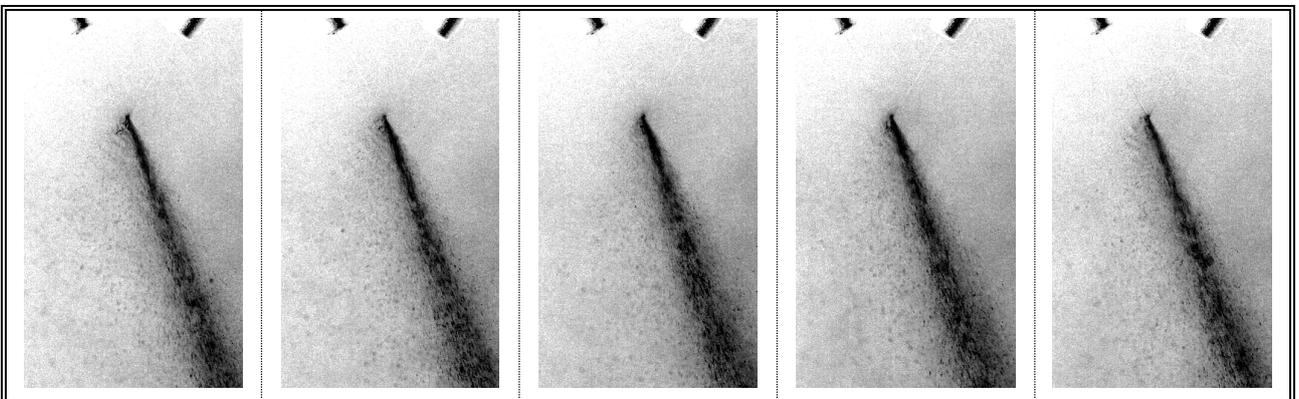


Figure 6.14 : Pulvérisation de doublet unlike en pression, avec  $d_0 = 0,51 \text{ mm}$ ,  $\Delta P_{inj,g} = 30 \text{ barG}$  et  $\Delta P_{inj,d} = 9 \text{ barG}$  ; temps de pose 0,2 ms,  $\Delta t = 2 \text{ ms}$

$$\frac{\rho_g V_g}{\rho_d V_d} = \frac{V_g}{V_d} = \sqrt{\frac{\Delta P_g}{\Delta P_d}} = \sqrt{\frac{30}{9}} = 1,8 \quad (6.5)$$

$$\frac{\rho_g V_g^2 S_g}{\rho_d V_d^2 S_d} = \frac{V_g^2}{V_d^2} = \frac{\Delta P_g}{\Delta P_d} = \frac{30}{9} = 3,3 \quad (6.6)$$

L'atomisation pour ce type d'injection est donc fortement impactée par les différences de quantité de mouvement. La non-homogénéité peut alors causer une succession d'événements, potentiellement problématiques pour une transposition en réactifs. On citera notamment une atomisation secondaire beaucoup plus longue et grossière d'un côté du spray, résultant sur des temps d'évaporation incompatibles avec une combustion rapide ; puis un mauvais mélange ou fort gradient de rapport de mélange en ergols pouvant conduire au manque de réactivité, voire l'extinction prématurée.

Quelle que soit la configuration de doublet unlike mise en place, on a donc remarqué que la répartition de masse est moins homogène que dans le cas des doublets like, et ce d'autant plus qu'un des rapports adimensionnés précédemment évoqués est éloigné de l'unité. Pour anticiper les contraintes d'allumage et de combustion sur le banc ACSEL, il est plus judicieux de revenir en configuration like (déjà discuté dans tout le paragraphe 1), ou d'utiliser des triplets (alternative au doublet unlike fortement dissymétrique), afin de rétablir une certaine symétrie dans les sprays (voir résultats au paragraphe 3.2).

## 3 Caractérisation des injecteurs du banc ACSEL

Les résultats obtenus lors de l'étude de jets libres non coplanaires (voir paragraphe 1.1) nous poussent à caractériser les injecteurs dédiés au banc de combustion ACSEL. Nous étudierons d'abord la pulvérisation des doublets (voir paragraphe 3.1, puis celles des triplets au paragraphe 3.2, en analysant notamment l'influence du jet central dans la phénoménologie de la pulvérisation).

### 3.1 Doublets Like

Les trois injecteurs du banc ACSEL ont été caractérisés par PDI selon les conditions résumées au Tableau VI-4. Les histogrammes de diamètres et vitesses ainsi que les diamètres moyens de Sauter font partie de l'analyse granulométrique réalisée.

Tableau VI-4 : Conditions d'injection pour chaque ligne d'alimentation ; Transposition aux ergols

Doublet ACSEL $d_0 = 0,30 \text{ mm}$	$\Delta P_{inj}$ [barG]	Eau ( $Oh = 0,00678$ )			Ethanol ( $Oh = 0,01759$ )		HTP 87,5 ( $Oh = 0,00698$ )	
		$Re$	$We$	$C_d$	$Re$	$We$	$Re$	$We$
N1 – C <sub>2</sub> H <sub>5</sub> OH	9	12 690	1 850	0,672	8 900	6 140		
	15	16 380	3 080	0,665	11 490	10 230		
	30	23 170	6 160	0,658	16 250	20 450		
N2 – H <sub>2</sub> O <sub>2</sub> _1 N3 – H <sub>2</sub> O <sub>2</sub> _2	9	12 690	1 850	0,485			11 810	1 710
	15	16 380	3 080	0,480			15 240	2 850
	30	23 170	6 160	0,637			21 560	5 700

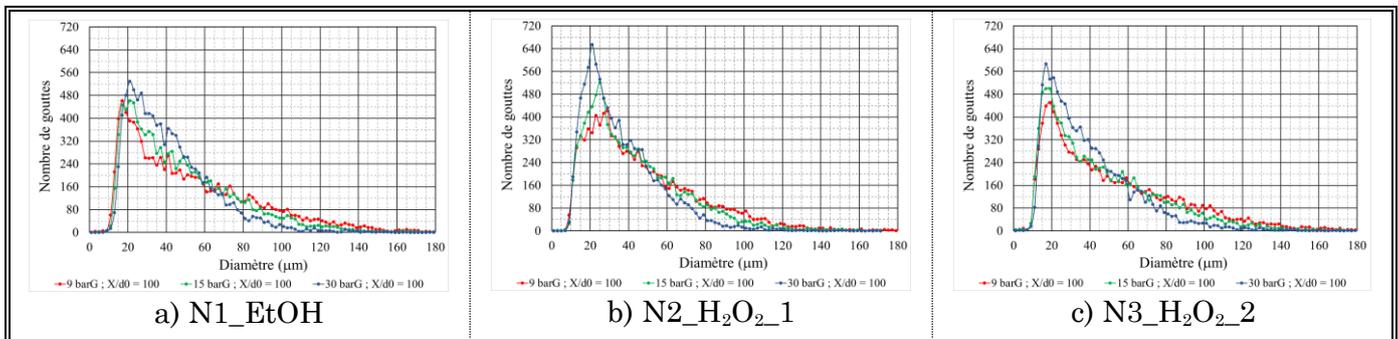


Figure 6.15 : a) b) c) Histogrammes des trois injecteurs ACSEL basé sur 10 000 gouttes, à  $X/d_0 = 100$

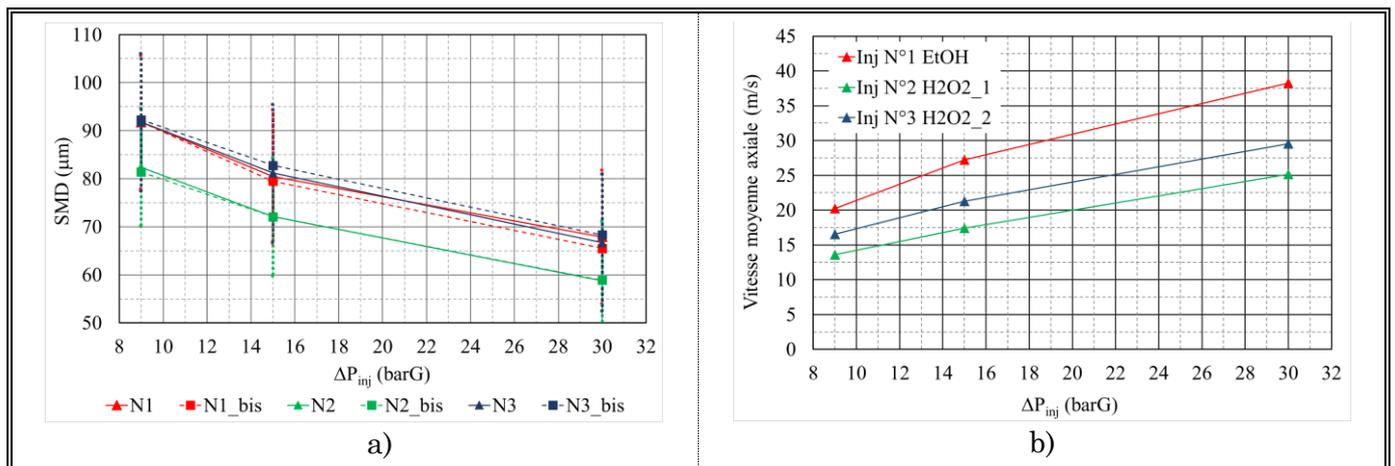


Figure 6.16 : Influence de la pression d'injection sur les résultats de l'analyse granulométrique à  $X/d_0 = 100$  pour chaque injecteur : a) SMD pour chaque injecteur (deux mesures par injecteur) ; b) Vitesse moyenne axiale (une seule mesure)

Les histogrammes de la Figure 6.15 sont assez similaires pour les trois injecteurs même si le second semble compter en proportion beaucoup plus de gouttes de petites tailles. Le maximum tend aussi à s'élever légèrement et la distribution à se resserrer pour

des pressions croissantes. Cette tendance se traduit une nouvelle fois en une décroissance du SMD pour une variation croissante de pression (voir Figure 6.16a). Les faibles disparités sur les histogrammes (accentuées sur l'injecteur numéro 2) provoquent des dispersions sur les valeurs du SMD (qui est minimum pour l'injecteur 2), ce qui souligne bien que l'usinage est complexe et qu'il peut aboutir à des différences de coplanarité des jets libres, résultant sur une différence d'expansion des trois sprays. Cependant, si on intègre les écarts-type des diamètres de gouttes fournis par l'analyse granulométrique, on peut en conclure que les différences observées sur ces trois injecteurs restent comprises dans la valeur de la dispersion. Au point de mesure de  $X/d_0 = 100$ , la vitesse axiale évolue à l'inverse du SMD pour les gammes de pressions étudiées (voir Figure 6.16b), ce qui est en accord avec les tendances données au Chapitre 2 (Eq. (2.26)). En effet, une pression d'injection élevée procure au spray plus d'inertie, donc une vitesse élevée. Pour ces vitesses élevées, la traînée des gouttes (« freinage aérodynamique ») dans l'environnement est alors plus grande, ce qui implique que les gouttes se disloquent plus facilement, d'où un SMD faible.

La Figure 6.17a présente les histogrammes de vitesse axiale pour l'injecteur n°1. Les tendances sont équivalentes aux injecteurs académiques de la Figure 6.10a, mais l'espacement entre les distributions est beaucoup plus net car le paramètre adimensionné  $X/d_0$  est trois fois plus petit pour la mesure de l'injecteur n°1 d'ACSEL. L'écart de pression (i.e. : de quantité de mouvement) se fait alors plus ressentir à cette distance sur les gouttes du spray. Elles n'ont pas encore eu le temps de s'homogénéiser par l'action de l'environnement due à la plus courte distance parcourue depuis le point d'impact. La Figure 6.17b cartographie en quelque sorte l'ensemble des 10 000 gouttes mesurées dans le volume de mesure. Deux parties plus ou moins perpendiculaires se distinguent : la première, verticale, correspond aux très petites gouttes mesurées et peu rapides (disons entre 0 et 30  $\mu\text{m}$ ). Ainsi, même si de nombreuses gouttes (entre 30 et 40 % du total) se situent dans cette zone (voir la pdf cumulée en nombre sur la Figure 6.18a), la pdf cumulée de masse de la Figure 6.18b montre qu'elles représentent seulement 5 % de la masse totale du spray. Cette classe de gouttes de faible diamètre est le précurseur de la phase gazeuse qui se développe. Sa contribution sera donc forte lors de la phase d'allumage. La seconde zone contient les grosses gouttes ayant conservé une grande partie de la quantité de mouvement initiale : elles sont environ 60 % en nombre et détiennent 95 % de la masse du spray. Ce sont ces gouttes qui vont prendre plus de temps pour s'évaporer lors des essais en combustion. Il est donc logique de retrouver les diamètres caractéristiques du spray dans cette zone, et plus particulièrement sur la tranche inférieure depuis 30  $\mu\text{m}$  jusqu'au

MMD correspondant à l'essai, car le nombre de gouttes recensées sur chaque classe de diamètre influence aussi les  $D_{ij}$  (voir Tableau VI-5).

Pour résumer, les gouttes de la première zone piloteront le processus d'allumage alors que celles de la seconde zone auront davantage un rôle dans la structure de la flamme de diffusion, en particulier la longueur d'initiation de la combustion, fortement dépendante de la vitesse des plus grosses gouttes qui s'évaporent en dernier.

Tableau VI-5 : Influence de la pression sur quelques diamètres caractéristiques (inj. N°1)

$\Delta P_{inj}$ [barG]	$D_{10}$ [ $\mu\text{m}$ ]	$D_{20}$ [ $\mu\text{m}$ ]	$D_{30}$ [ $\mu\text{m}$ ]	$D_{32}$ [ $\mu\text{m}$ ]	MMD [ $\mu\text{m}$ ]
9	51,4	61,3	70,1	91,8	105
15	46,3	54,1	61,5	79,5	92
30	40,8	46,2	51,9	65,5	73

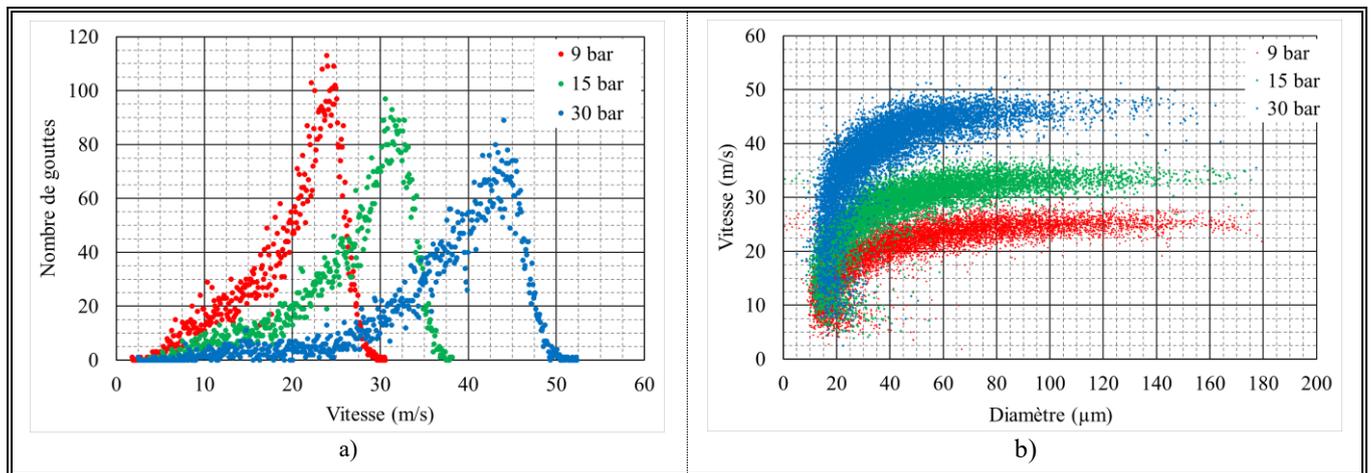


Figure 6.17 : Influence de la pression ( $X/d_0 = 100$  pour l'injecteur N°1) sur : a) les histogrammes de vitesse axiale ; b) le diagramme vitesse axiale – diamètre de gouttes

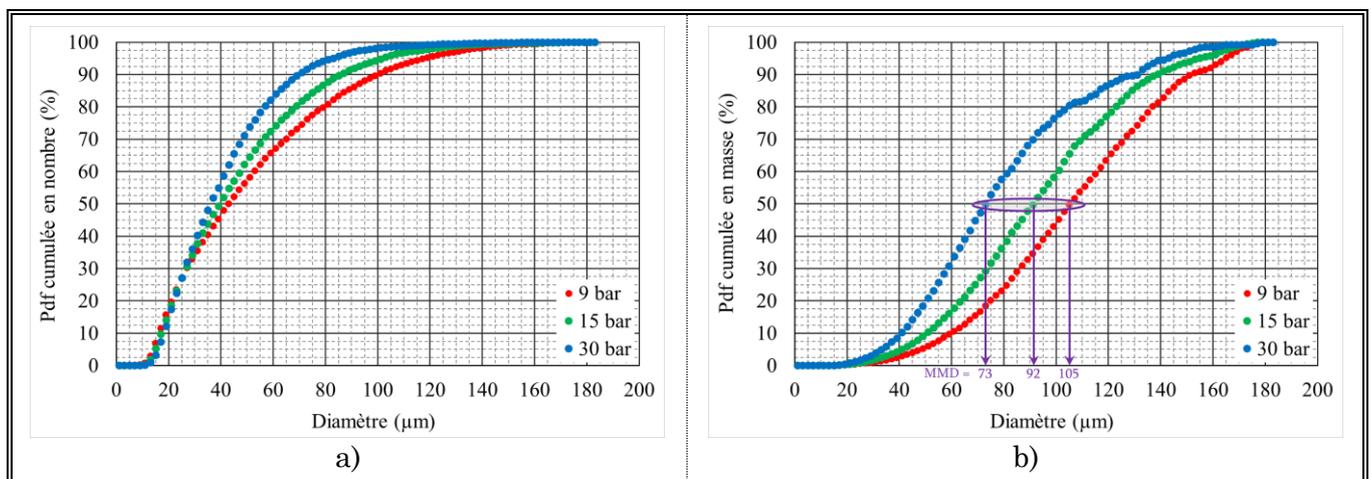


Figure 6.18 : Influence de la pression ( $X/d_0 = 100$  pour l'injecteur N°1) sur : a) les pdf cumulées du nombre de gouttes ; b) les pdf cumulées de la masse des gouttes détectées dans le volume de mesure et MMD correspondant

## 3.2 Tête d'injection en triplets

Comme pour les essais de pulvérisation précédents, on utilise de l'eau pour les deux lignes d'injection. Ainsi, les conditions d'injection permettent aussi bien d'étudier des triplets « like » (même pression sur les deux lignes indépendantes), des doublets « like » en n'alimentant pas les singulets centraux, que des triplets « unlike » (pressions différentes entre doublets et singulets), ce dernier cas étant plus représentatif des prochains essais en combustion.

### 3.2.1 Visualisations par rétro-éclairage

Les diamètres identiques des jets issus du doublet et du singulet central (vertical par rapport au doublet) imposent en théorie un spray symétrique quelles que soient les conditions de pression d'injection des deux lignes. La Figure 6.19 montre un processus d'atomisation très similaire au cas du doublet like (ondes ligamentaires qui se fragmentent complètement en gouttes au bout d'une centaine de diamètres). Les conditions d'injection sont résumées aux équations (6.7) et (6.8). L'angle d'expansion du spray de droite (voir Figure 6.19a) semble légèrement plus faible. La différence d'angle est d'ailleurs visible sur les vues de côté : sur la Figure 6.19b, on voit la superposition des deux triplets dans le plan de la caméra. Mais avec un seul triplet (Figure 6.19c : celui de droite), l'angle d'expansion dans l'axe majeur du spray est plus faible.

$$\frac{\rho_{doub} V_{doub}}{\rho_{sing} V_{sing}} = \frac{V_{doub}}{V_{sing}} = \sqrt{\frac{\Delta P_{doub}}{\Delta P_{sing}}} = \sqrt{\frac{15}{15}} = 1 \quad (6.7)$$

$$\frac{\rho_{doub} V_{doub}^2 S_{doub}}{\rho_{sing} V_{sing}^2 S_{sing}} = \frac{N_{doub} V_{doub}^2}{N_{sing} V_{doub}^2} = \frac{N_{doub}}{N_{sing}} = \frac{2}{1} = 2 \quad (6.8)$$

L'atomisation entre les deux sprays est donc très légèrement différente, rappelant les faibles disparités observées entre les trois doublets d'injecteurs du banc ACSEL (voir paragraphe 3.1). Cependant, ces variations demeurent selon toute vraisemblance trop faibles pour induire une influence notable sur la combustion. Les visualisations moyennées par un long temps d'exposition (Figure 6.20), permettent de visualiser rapidement la concentration volumique des gouttes tout le long du spray grâce à l'intensité de l'ombre.

Chapitre 6 :  
Essais de Pulvérisation sur AILEFS

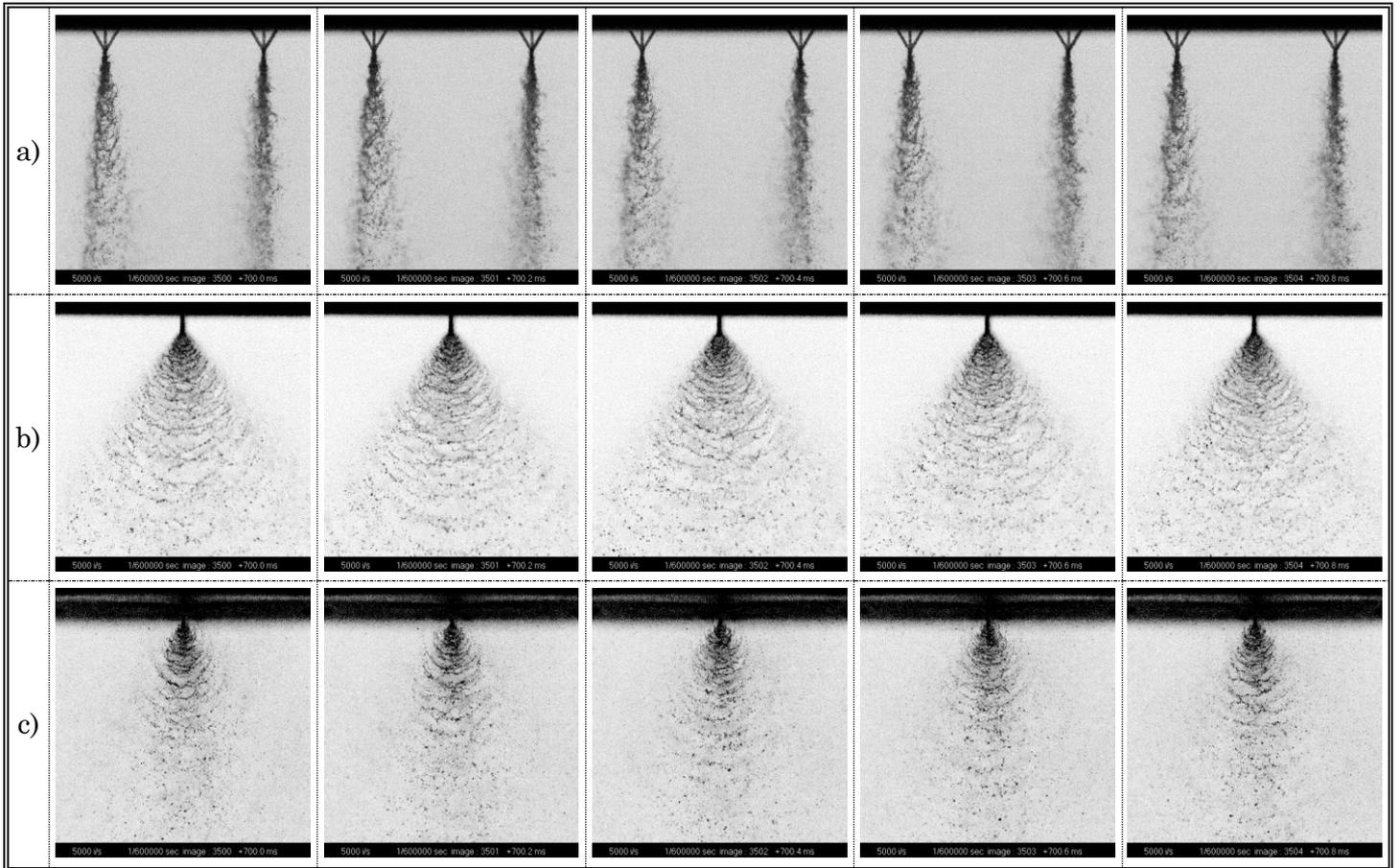


Figure 6.19 : Ombroscopie de triplets like, avec  $d_0 = 0,30$  mm et  $\Delta P_{inj} = 15$  barG ;  
 a) Vues de face (temps de pose  $1,67 \mu s$ ,  $\Delta t = 200 \mu s$ ) ;  
 b) Vues de côté 2 triplets (temps de pose  $1,67 \mu s$ ,  $\Delta t = 200 \mu s$ ) ;  
 c) Vues de côté 1 seul triplet alimenté (temps de pose  $1,67 \mu s$ ,  $\Delta t = 200 \mu s$ )

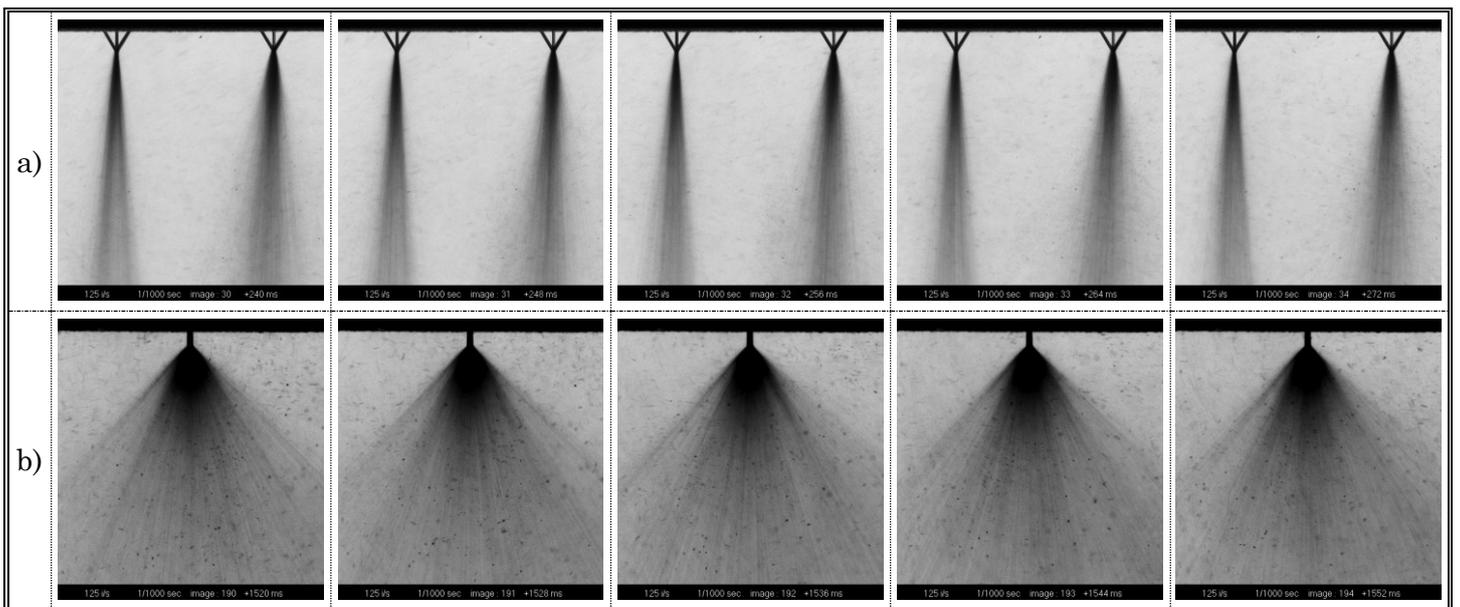


Figure 6.20 : Ombroscopie de triplets like, avec  $d_0 = 0,30$  mm et  $\Delta P_{inj} = 15$  barG ;  
 a) Vues de face (temps de pose  $1$  ms,  $\Delta t = 8$  ms) ;  
 b) Vues de côté (temps de pose  $1$  ms,  $\Delta t = 8$  ms)

PARTIE 3 :  
Résultats des Expérimentations

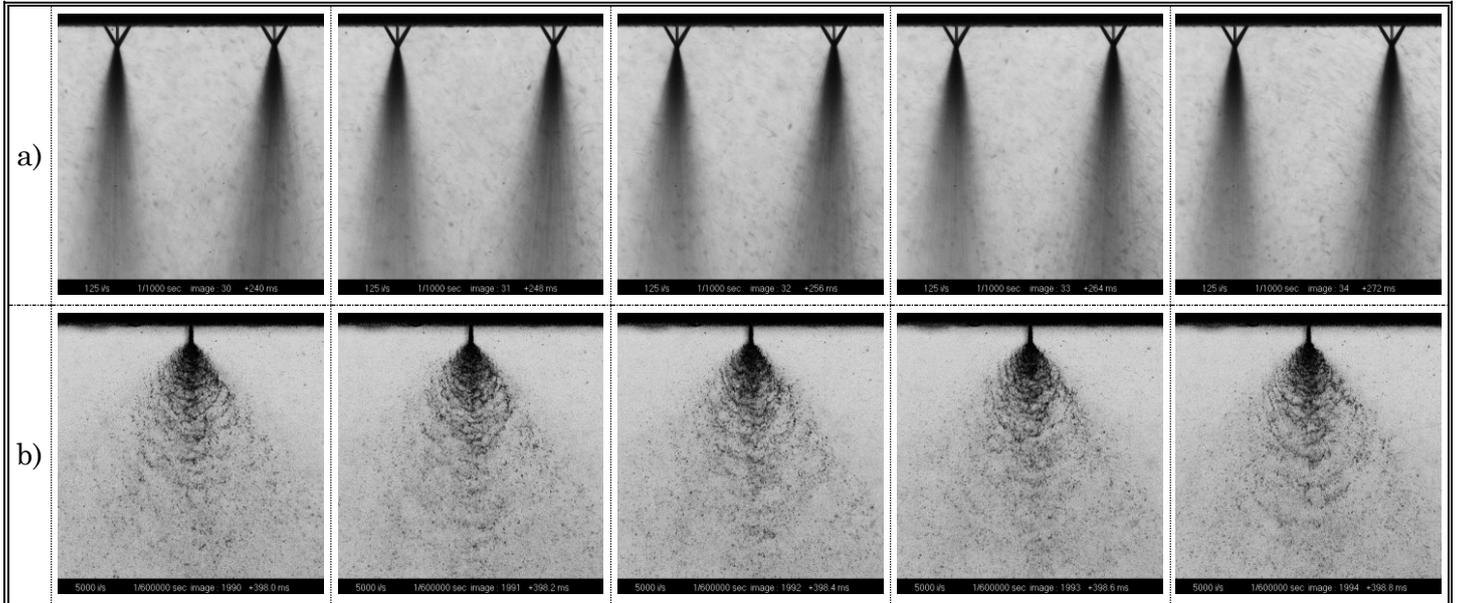
Dans des conditions d'injections dissymétriques plus adaptées au rapport de mélange en combustion (voir les rapports aux équations (6.9), (6.10) et Figure 6.21), les différences sont aussi difficiles à détecter, mais il semble que les ondes ligamentaires ne se développent pas autant, le jet central à pression différente venant perturber la pulvérisation du doublet. Cependant, le rapport (6.10) fait tendre vers une pulvérisation de doublets seuls.

$$\frac{\rho_{doub} V_{doub}}{\rho_{sing} V_{sing}} = \frac{V_{doub}}{V_{sing}} = \sqrt{\frac{\Delta P_{doub}}{\Delta P_{sing}}} = \sqrt{\frac{30}{9}} = 1,8 \quad (6.9)$$

$$\frac{\rho_{doub} V_{doub}^2 S_{doub}}{\rho_{sing} V_{sing}^2 S_{sing}} = \frac{N_{doub} V_{doub}^2}{N_{sing} V_{doub}^2} = \frac{N_{doub}}{N_{sing}} \times \frac{\Delta P_{doub}}{\Delta P_{sing}} = \frac{2}{1} \times \frac{30}{9} = 6,7 \quad (6.10)$$

$$\varphi_{simulée} = \frac{\frac{z_{st}}{1} \cdot \frac{\mathcal{M}_{H_2O_2}}{\mathcal{M}_{C_2H_5OH}} \cdot \frac{\%m_{(C_2H_5OH/F)}}{\%m_{(H_2O_2/Ox)}}}{\frac{N_{Ox-doub}}{N_{F-sing}} \cdot \sqrt{\frac{(\rho_{liq} \Delta P_{inj})_{Ox-doub}}{(\rho_{liq} \Delta P_{inj})_{F-sing}}}} = 1,04 \quad (6.11)$$

Ainsi, pour un cas identique en combustion sans contrepression, les pressions de 9 barG pour l'éthanol, et 30 barG pour le peroxyde d'hydrogène, simulent un mélange stœchiométrique (voir Eq. (6.11) adaptée des Eqs. (1.13), (1.14) et (5.5)).



*Figure 6.21 : Ombroscopie de triplets unlike,  $d_0 = 0,30$  mm et  
 $\Delta P_{inj-Ox} = 30$  barG ;  $\Delta P_{inj-F} = 9$  barG ;  
a) Vues de face (temps de pose 1 ms,  $\Delta t = 8$  ms) ;  
b) Vues de côté 2 triplets (temps de pose 1,67  $\mu$ s,  $\Delta t = 200$   $\mu$ s)*

### 3.2.2 Analyse granulométrique

Des essais par PDI dans des conditions analogues aux doublets ACSEL ont été conduits (voir Figure 6.22 et Figure 6.23).

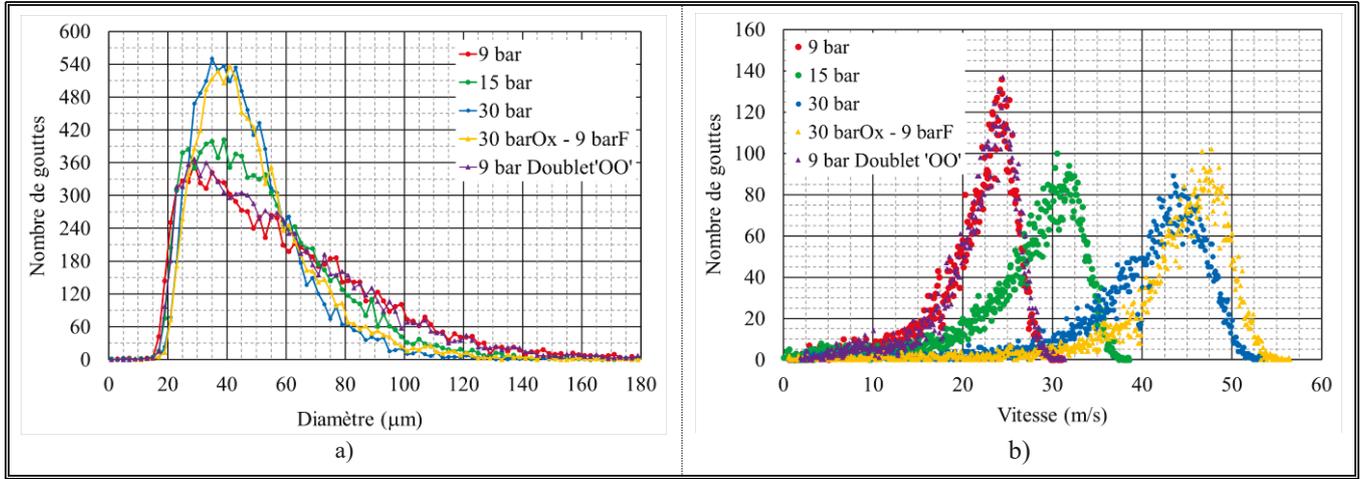


Figure 6.22 : Influence de la pression ( $X/d_0 = 100$  pour les triplets OFO) sur :  
a) les histogrammes de diamètres ; b) les histogrammes de vitesse axiale

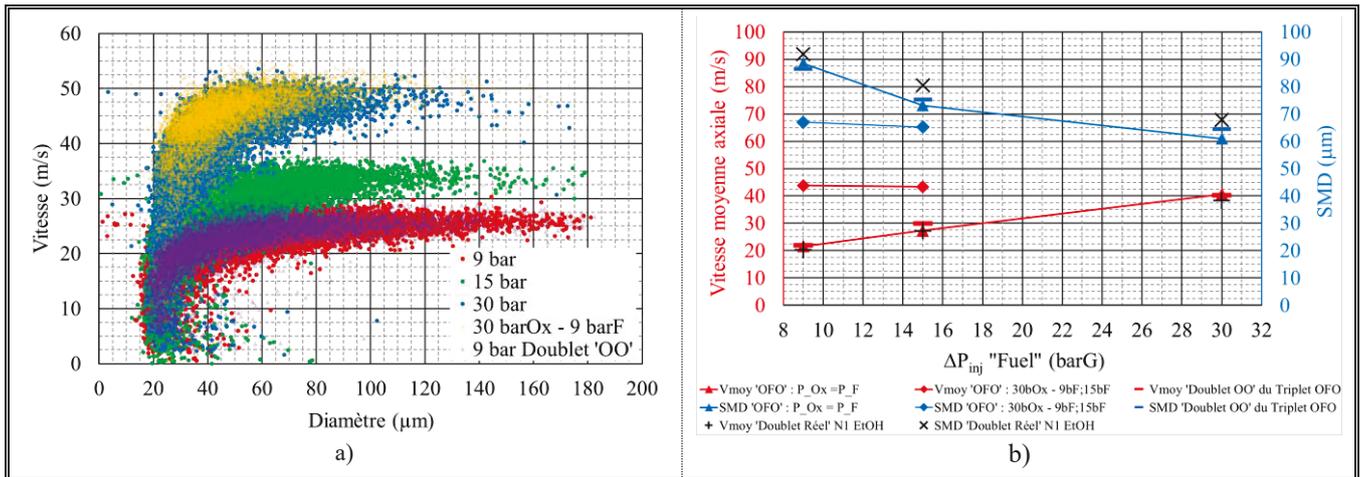


Figure 6.23 : Influence de la pression ( $X/d_0 = 100$ ) en triplets like et unlike puis en doublets, sur : a) les diagrammes vitesse axiale – diamètre de gouttes ; b) les SMD et vitesses axiales moyennes et comparaison avec les doublets OO et doublets purs

Le cas « unlike » plus représentatif des conditions réelles d'injection sur ACSEL a été traité (celui des équations (6.9), (6.10) et Figure 6.21). Les données en triplets « like » ont donc servi de moyens de comparaison. Même si seuls les résultats à  $X/d_0 = 100$  sont illustrés, les mesures ont aussi été effectuées à  $X/d_0 = 50$  et  $150$ . Le compromis entre une mesure proche du point d'impact comportant un taux de validation correct de la chaîne de mesure a donc été retenu (respectivement 55, 71 et 83 % en moyenne pour les distances adimensionnées de 50, 100 et 150). Ainsi, comme lors des visualisations, l'ajout du jet central, qu'il soit à pression égale ou différente, ne perturbe pas ou ne favorise pas de manière significative le niveau d'atomisation générale. La majeure partie de la masse et

du flux de quantité de mouvement étant donnés par le doublet, les distributions de gouttes et de vitesses axiales d'un jet central à 9 barG ou à 30 barG sont fortement similaires (courbes jaunes et bleues des Figure 6.22 et Figure 6.23a).

Le constat est le même pour les SMD : la pulvérisation de triplets aboutit à des résultats très proches de ceux en doublets (pour les trois  $X/d_0$  expérimentés), que ce soit avec le doublet réel (injecteur N°1 d'éthanol), ou que ce soit avec le doublet OO du triplet OFO (voir Figure 6.23b). Ce résultat est cohérent avec les précédentes déductions (voir discussion autour des Figure 6.8 et Figure 6.9) : le SMD est plutôt lié à la vitesse d'impact et l'ajout du jet central n'a aucune influence sur la valeur de  $V_\gamma$ . La taille des gouttes sera donc dictée par la pression d'injection du doublet OO.

La seule influence du jet central pourrait concerner le transport des gouttes. En effet, l'augmentation de la vitesse jet central de 9 barG à 30 barG devrait emporter les gouttes, en un temps donné, un peu plus loin de la tête d'injection. Ce qui amènerait les distributions de gouttes à s'évaporer et brûler d'autant plus loin que la vitesse relative du jet d'éthanol serait élevée. Cependant, pour  $X/d_0 \leq 100$ , la vitesse axiale mesurée reste inchangée pour les configurations testées. Ce n'est qu'à  $X/d_0 = 150$  que l'on retrouve une influence légère du jet central (gain de vitesse axiale). Le taux de validation est donc une problématique à ne pas négliger. Sa décroissance rapide en se rapprochant du point d'impact montre alors les difficultés du système de mesure à effectuer un diagnostic précis lorsque la densité de liquide est trop importante.

L'analyse de ces essais montre que la pulvérisation de triplets est quasiment identique à celle de doublets. L'influence des propriétés physico-chimiques (masse volumique, tension de surface et viscosité) des liquides n'a pas été traitée ici car l'eau est assez représentative du peroxyde d'hydrogène, ergol injecté à un débit d'environ 5:1 par rapport à l'éthanol. Cependant, l'éthanol génère des gouttes plus petites, on pourrait donc s'attendre à obtenir un SMD légèrement inférieur en transposant aux ergols réels. En plus d'une réduction d'encombrement de la tête d'injection, la différence majeure en passant aux triplets doit provenir de la combustion. La structure de la flamme devrait être différente puisque la manière d'injecter l'éthanol et le peroxyde d'hydrogène varie. En présence d'une flamme, les gouttes d'ergols qui s'évaporent seraient *a priori* beaucoup plus rapidement en contact. Il faudra donc vérifier s'il y a une conséquence sur le taux de réaction en début de chambre, et sur la performance globale de la combustion (efficacité  $\eta_{C^*}$ , voir Eq. (1.17)).

## 4 Conclusion des essais sur AILEFS

Le banc AILEFS avait pour objectif d'étudier la pulvérisation fondamentale par impact de jets. La grande modularité du banc a favorisé la mise en œuvre de multiples configurations d'injection. Ainsi, la pulvérisation de doublets like et unlike a été analysée, de même que l'atomisation de triplets like et unlike en pression. De manière générale, les résultats des visualisations et de l'analyse granulométrique en doublets et triplets like témoignent d'un comportement équivalent. Le spray généré est relativement symétrique par rapport au plan médian des injecteurs, la formation des ondes et des ligaments est similaire. Sur l'intervalle de pression (ou de nombres de Reynolds et Weber) étudié, les diamètres caractéristiques suivent l'évolution déjà observée dans la littérature, notamment chez Ramamurthi et al. [21], à savoir une décroissance liée à l'augmentation de pression, tendant asymptotiquement vers un diamètre constant aux nombres de Reynolds élevés. Ce résultat est d'autant plus visible que l'échelle affichée s'étend jusqu'au diamètre  $d_0$  des orifices (ici  $d_0 = 510$  et  $380 \mu\text{m}$  pour les injecteurs académiques et  $300 \mu\text{m}$  pour les injecteurs du banc ACSEL). De cette façon, on remarque facilement que le passage de 9 à 30 barG ne permet « que » de perdre quelques pourcents supplémentaires sur les diamètres par rapport à  $d_0$ . Pour fixer les idées, à 9 barG, la décroissance du diamètre a déjà atteint entre 70 et 80 % de  $d_0$  ; à 30 barG, ce pourcentage augmente seulement de 5 à 10 %. Cependant, ces valeurs peuvent s'accroître et avoir leur importance lorsqu'il s'agit d'étudier l'évaporation (diamètre équivalent en surface) et la combustion (diamètre équivalent en volume). La pulvérisation par impact de jets est donc très efficace même à pression relativement basse. Cependant, si on veut gagner en homogénéité du spray et travailler à débit plus élevé, il est nécessaire d'augmenter la pression d'injection.

Les résultats en doublets unlike ont par contre montré une forte dissymétrie des sprays, dirigés vers le jet de plus grande inertie. L'atomisation n'est alors plus du tout homogène et peut potentiellement se révéler incompatible avec un allumage et une combustion satisfaisants. Le recours à la pulvérisation de triplets « unlike » permet de rétablir une symétrie certaine, car même avec une pression différentielle entre le doublet et le singulet central, ce qui importe au premier ordre reste la symétrie de pression du doublet. D'ailleurs, les différences de mesures (SMD et vitesse axiale) sont négligeables entre les doublets like et les triplets unlike. De plus, le mélange des ergols par triplets est théoriquement beaucoup plus rapide puisqu'il a lieu dès la région d'atomisation primaire.

Dans le prochain chapitre, nous mettrons nos injecteurs à l'épreuve du feu (!) en vue d'étudier le comportement des ergols réels en combustion.



## *Chapitre 7 :*

# *Essais en Combustion sur ACSEL*

### *Sommaire*

---

<b>1</b>	<b>Essais préliminaires à débit croissant .....</b>	<b>146</b>
1.1	Les différentes phases chronologiques d'un essai type.....	146
1.2	Détermination du point de fonctionnement de la torche.....	148
1.3	Utilisation des différents cols et relations pression-débit .....	149
1.4	Montée en régime sur les cols non amorcés .....	151
<b>2</b>	<b>Essais à débit constant sur cols amorcés .....</b>	<b>154</b>
2.1	Configuration de référence .....	154
2.1.1	<i>Imagerie rapide .....</i>	<i>157</i>
2.1.2	<i>Paramètres d'influences de la pression de combustion .....</i>	<i>159</i>
2.1.3	<i>Analyse spectrale du panache de sortie.....</i>	<i>161</i>
2.1.4	<i>Performance en combustion.....</i>	<i>163</i>
2.2	Comparaison avec la rotation des injecteurs.....	168
2.2.1	<i>Visualisations directes et chimiluminescence OH.....</i>	<i>168</i>
2.2.2	<i>Comparaison des performances.....</i>	<i>171</i>
2.2.3	<i>Stabilité des signaux de pressions et des visualisations .....</i>	<i>173</i>
2.3	Essais de combustion en triplets unlike.....	178
2.3.1	<i>Comparaisons des visualisations directes .....</i>	<i>178</i>
2.3.2	<i>Comparaison des performances.....</i>	<i>180</i>
2.3.3	<i>Comparaison de la stabilité de la combustion.....</i>	<i>181</i>
<b>3</b>	<b>Conclusion des essais sur ACSEL.....</b>	<b>183</b>

*Après quelques détails sur le déroulement des essais sur ACSEL (banc d'Allumage et de Combustion de Sprays d'Ergols Liquides), nous conduirons des tests préliminaires réalisés à débit croissant et richesse décroissante. À la suite de ces essais, une étude plus approfondie sera effectuée à débit constant en exploitant l'ensemble des possibilités du banc. Dans ces conditions, une analyse de performance et de stabilité en combustion du couple d'ergols dans différentes configurations d'injection sera mise en place.*

## 1 Essais préliminaires à débit croissant

### 1.1 Les différentes phases chronologiques d'un essai type

On distingue toujours plusieurs étapes dans l'essai. D'après le chronogramme de la Figure 7.2 (voir aussi Figure 5.17 du Chapitre 5), il y a les phases ou instants :

- de « *Pré-trigger* » (phase de 1s depuis  $t_{rec} = -1s$  à  $t_0 = 0s$ ) : enregistrement des conditions au repos (avant le début de l'essai) ;
- de « *Trigger* » (instant  $t_0 = t_{rec} + 1s = 0s$ ) ;
- de « *Pré-allumage* » (phase de 3s entre  $t_0$  et  $t_0 + 3s$ ) : seule la torche fonctionne pour élever la température de la chambre de combustion avant l'injection des ergols ;
- d' « *Allumage* » (instant  $t_{ign} = t_0 + 3s$ ) : les ergols sont injectés à partir de cet instant ; il faut quand même compter le petit décalage temporel correspondant au temps d'ouverture des vannes (autour de 150 ms). À partir de cet instant, le mélange s'enflamme, et la montée en pression est assez brusque car le débit total atteint rapidement le créneau prédéfini puis s'équilibre autour de cette valeur ;
- de « *Trigger spectro*  $t_{spc}$  » et « *Trigger caméra*  $t_{cam}$  » : l'enregistrement des images débute en même temps que l'analyse spectrale. En fonction du paramétrage choisi, le déclenchement de ces phases a lieu :
  - au trigger « allumage » (ouverture des vannes d'ergols) :  $t_{ign} = t_0 + 3s$  ;
  - 500 ms avant  $t_{ign}$  ;

L'analyse spectrale se fait en différents instants à partir de  $t_{spc}$ . Ceci permet d'obtenir un niveau d'émission ambiant avant l'allumage (condition de référence), puis un suivi du spectre d'émission pendant les phases de combustion et d'arrêt de l'injection. Le temps

d'intégration du spectromètre est de 450 ms pour un intervalle de temps entre les fronts montants déclenchant une acquisition au spectromètre de 500 ms. Ainsi, sur un même essai, on dispose de plusieurs spectres d'émission :

- au plus 1 avant le trigger « *Allumage* » ;
  - 10 - 11 (pour 500 ms entre les spectres) pendant les phases de combustion ;
  - quelques-uns pendant la vidange des injecteurs.
- de « *Combustion avec torche* » (phase de 1s entre  $t_0 + 3s$  et  $t_0 + 4s$ ) : la torche aide à l'allumage des ergols (le col est orienté vers les sprays comme l'illustre la Figure 7.1 en essais inerte) puis reste active pendant 1 seconde afin de ne pas risquer l'extinction prématurée ;



Figure 7.1 : Spray central dévié par la torche vu de haut (Essai inerte à l'eau)

Cet essai inerte montre bien la déviation que provoque la torche sur le spray central (vue du dessus). L'effet attendu en réactif est similaire, à la différence près que le jet de gaz chauds issus de la torche et le confinement entraîne l'évaporation rapide des sprays d'éthanol et de peroxyde d'hydrogène, puis cet environnement chaud engendre le processus de combustion.

- d'« *Arrêt torche* » (instant  $t_{\overline{ign}} = t_0 + 4s$ ) : il est probable de distinguer une faible chute de pression à cet instant, due à la baisse du débit total de gaz dans la chambre de combustion ;
- de « *Combustion autonome* » (phase de 4s entre  $t_0 + 4s$  et  $t_0 + 8s$ ) : la combustion est auto-entretenu avec une localisation de la flamme semblant s'établir un peu en aval de la tête d'injection ;
- de « *Fin de combustion* » (instant  $t_{\overline{comb}} = t_0 + 8s$ ) : les vannes d'alimentation en ergols se ferment, avec le même temps de latence qu'à l'ouverture de l'ordre de

la centaine de millisecondes ;

- de « Vidange des lignes d'injection » (phase après  $t_0 + 8s$ ) : les vannes étant fermées, les ergols dans les conduites entre les vannes et la tête d'injection peuvent encore s'écouler par aspiration et par gravité, avec un débit quasiment nul. Le milieu étant encore chaud, la combustion continue si les deux ergols entrent en contact, ou s'il y a présence d'oxygène dans la chambre. La pression relative dans la chambre de combustion redescend donc rapidement à 0 barG.

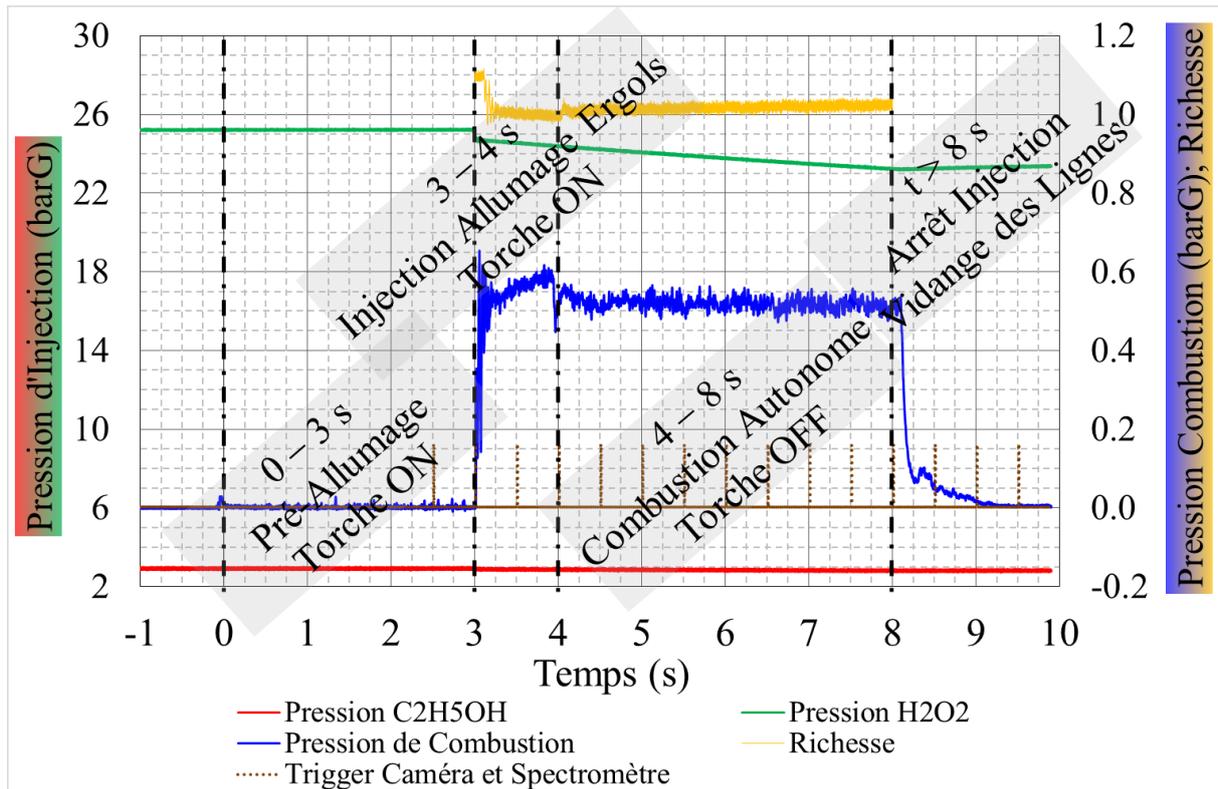


Figure 7.2 : Chronogramme typique d'un essai de combustion

## 1.2 Détermination du point de fonctionnement de la torche

Pour étudier le fonctionnement de la torche, 2 capteurs de pression sont disposés sur chaque ligne d'alimentation (air et hydrogène) de part et d'autre du col amont. Rappelons que les dimensions respectives des cols air, hydrogène et d'éjection de la torche sont de 1,60 mm, 0,50 mm et 3,50 mm. La pression génératrice est choisie identique sur chaque ligne. Des essais sont réalisés entre 2 et 7 barG par incrément de 1 bar. La pression en amont et en aval des cols est mesurée (voir Figure 7.3) pour extraire la richesse et le débit total de gaz (voir Figure 7.4).

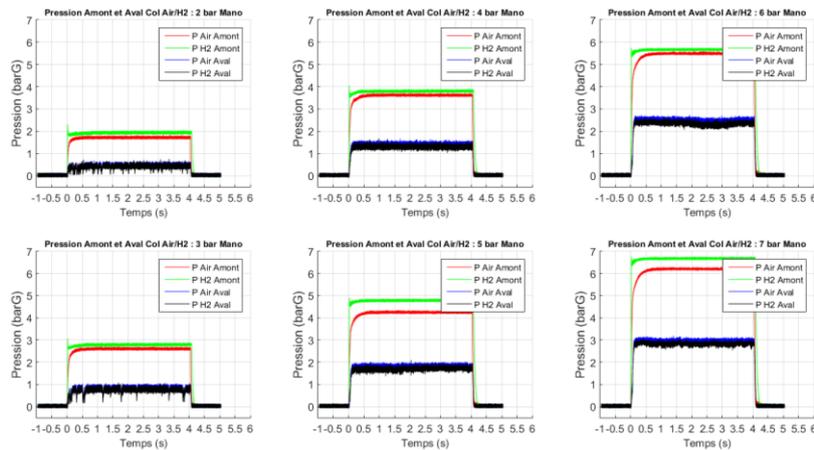


Figure 7.3 : Profils de pression en amont et en aval des cols d'air et d'hydrogène pour une pression génératrice identique fixée (en haut : 2 – 4 – 6 barG ; en bas : 3 – 5 – 7 barG)

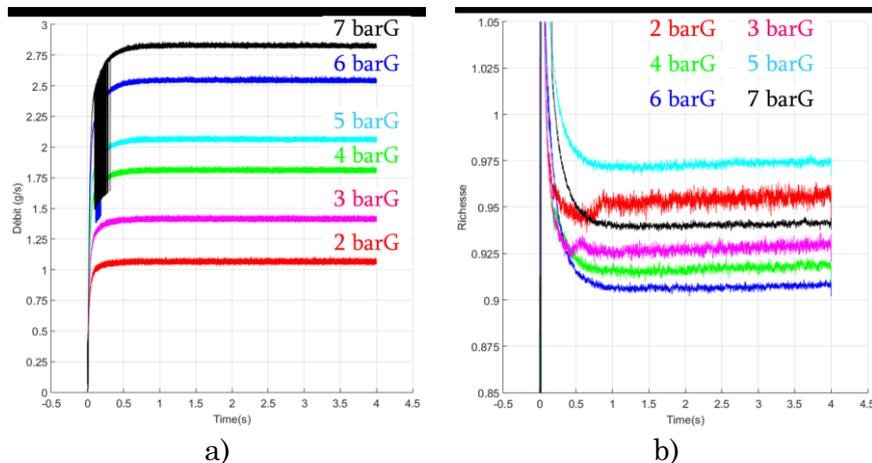


Figure 7.4 : Débit total et richesse pour une pression génératrice entre 2 et 7 barG

La pression génératrice de 4 barG a été retenue comme point de fonctionnement de la torche pour plusieurs raisons : le débit total ne dépasse pas les 2 g/s (voir Figure 7.4a) : le critère de 10 % par rapport au débit du banc ACSEL est bien respecté, et la richesse résultante se situe bien autour de 0,90 (voir Figure 7.4b, courbe verte) comme souhaité lors du dimensionnement (se référer à la Figure 5.6 et au Tableau V-6). Enfin, il s'agit du premier cas de pression génératrice (limite inférieure) pour laquelle la pression aval est stable (voir Figure 7.3) : on ne risque donc pas de désamorçage ou d'extinction successive comme c'est le cas à 2 et 3 barG en amont.

### 1.3 Utilisation des différents cols et relations pression-débit

Une étude préliminaire a été effectuée sur les 4 cols d'éjection présentés à la Figure 5.9 pour estimer le niveau de pression dans la chambre de combustion, qui est majoritairement fonction du débit. Ainsi, les figures suivantes ont été obtenues à pression d'injection d'éthanol visée constante (i.e. : débit éthanol quasi-constant). La variation de débit total (entre 10 et 20 g/s environ) s'obtient par augmentation du débit de peroxyde

d'hydrogène. Plusieurs points à rapport de mélange différents (tendant vers des mélanges de plus en plus pauvres) sont donc réalisés. La Figure 7.5 regroupe les essais préliminaires pour les 4 cols, tandis que la Figure 7.6 illustre le profil de pression pour les points à débit maximal sur chaque col.

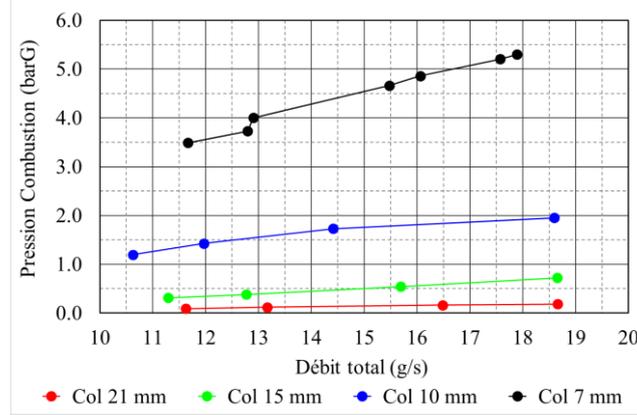


Figure 7.5 : Mise en évidence de la relation pression de combustion – débit sur les 4 cols

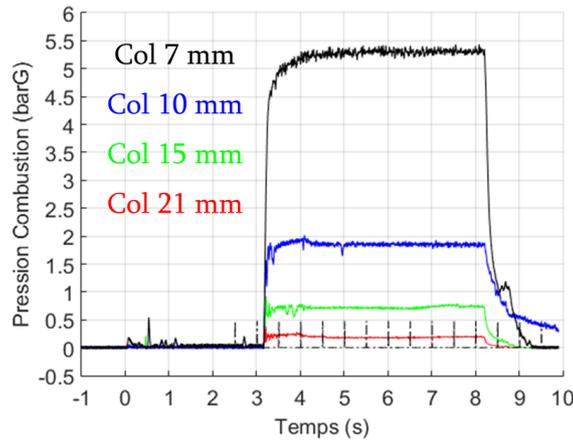


Figure 7.6 : Profils de pression au point de débit maximal de la Figure 7.5

Pour estimer les conditions d'amorçage au niveau des cols, on peut choisir une grandeur moyenne du coefficient de compressibilité isentropique des gaz brûlés  $\gamma_{gb}$ . On encadrera  $\gamma_{gb}$  entre 1,1 et 1,3 afin d'avoir une idée de la sensibilité de ce paramètre autour d'une valeur de 1,2 représentative des conditions de combustion adiabatique du mélange éthanol/péroxyde d'hydrogène à 87,5 % en masse. Les relations isentropiques pour la pression (Eq. (7.1)) permettent alors d'estimer la pression d'amorçage par rapport à la pression atmosphérique en fixant le nombre de Mach au col  $M_t = 1$  (Eq. (7.2)).

$$\frac{P_{stat}}{P_{tot_{comb}}} = \left(1 + \frac{\gamma_{gb} - 1}{2} M_t^2\right)^{\frac{-\gamma_{gb}}{\gamma_{gb} - 1}} \quad (7.1)$$

$$\frac{P_{stat}}{P_{tot_{comb}}}\Big|_{M_t=1} = \left(\frac{\gamma_{gb} + 1}{2}\right)^{\frac{-\gamma_{gb}}{\gamma_{gb} - 1}} \approx \begin{cases} 0,54 & \text{pour } \gamma_{gb} = 1,3 \text{ soit } \Delta P_c(\text{barG}) = 0,83 \\ 0,56 & \text{pour } \gamma_{gb} = 1,2 \text{ soit } \Delta P_c(\text{barG}) = 0,77 \\ 0,58 & \text{pour } \gamma_{gb} = 1,1 \text{ soit } \Delta P_c(\text{barG}) = 0,71 \end{cases} \quad (7.2)$$

Ainsi, le col est amorcé pour un saut de pression due à la combustion supérieur à 0,80 barG. D'après la Figure 7.5, la section de 21 mm de diamètre n'offre aucune condition d'amorçage quels que soient les débits totaux dans la gamme étudiée ; celle de diamètre 15 mm semble être à la limite de l'amorçage pour le débit maximal ; enfin, les cols de 10 et 7 mm aboutissent, d'après les mesures effectuées comparées à la théorie, aux conditions d'amorçage pour tous les essais effectués. Ceci sera vérifié ultérieurement lors des visualisations en sortie de col. Mais on peut déjà donner un aperçu des résultats des essais préliminaires réalisés avec les « cols non amorcés » de 21 et 15 mm.

## 1.4 Montée en régime sur les cols non amorcés

Reprenons les données de pressions pour les séries de quatre essais à débit croissant (voir Figure 7.7).

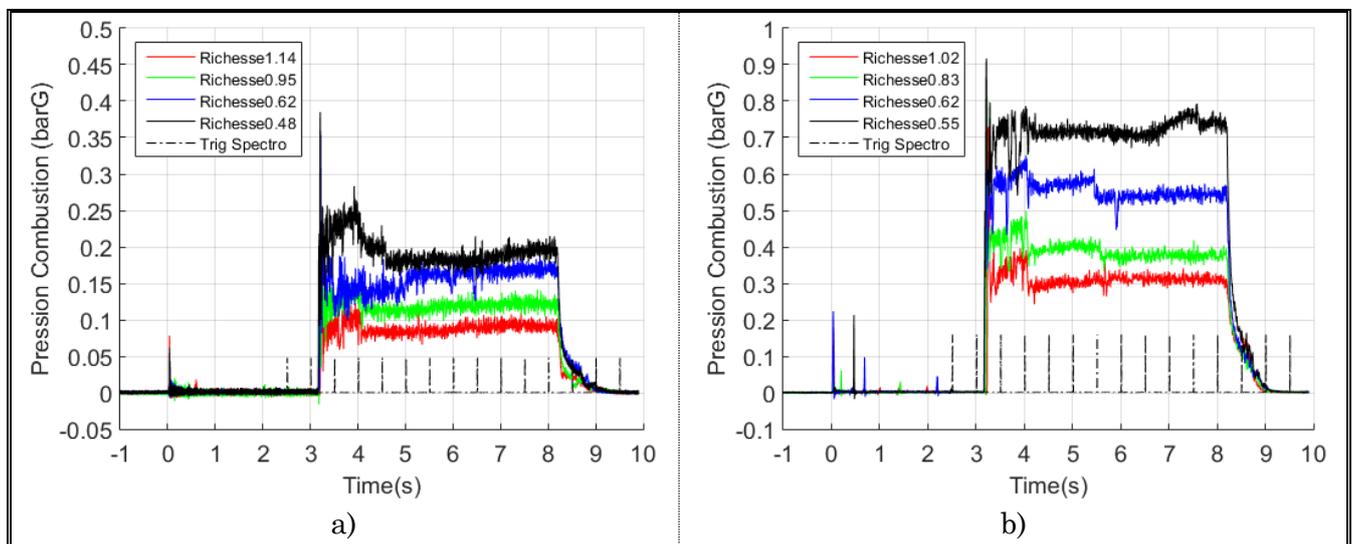
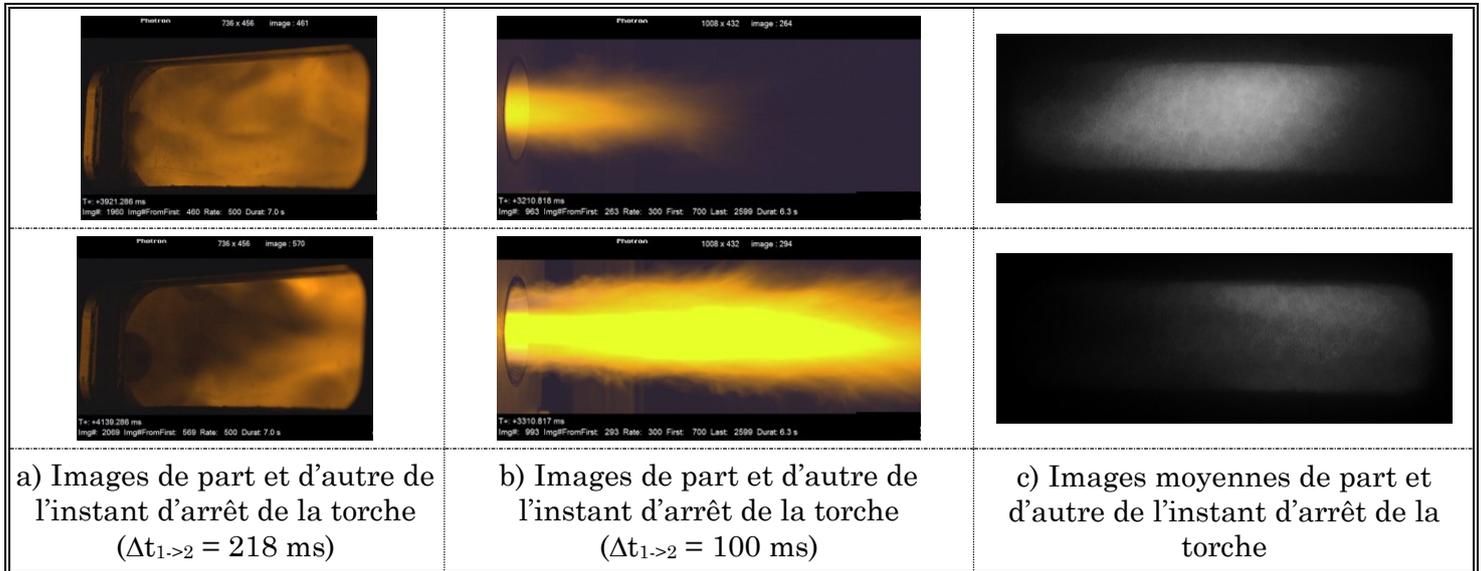


Figure 7.7 : Pression de combustion à différentes richesses ; a) Col 21 mm ; b) Col 15 mm

Sans compter le décalage dû au temps d'ouverture des vannes, les signaux de pression chambre témoignent que les sprays s'enflamment dès qu'ils sont pulvérisés dans la chambre ( $t_{ign} = t_0 + 3s$ ). On distingue en général une chute de pression à l'arrêt de la torche ( $t_{ign} = t_0 + 4s$ ) due à sa contribution au débit total de gaz passant par le col d'éjection de la chambre, à ajouter au débit total d'ergols. Néanmoins, cette chute devient d'autant plus négligeable que la pression de combustion est élevée. En approchant de la fin de la phase de combustion auto-entretenu, la pression chambre semble avoir tendance à augmenter légèrement. Ceci est dû au détendeur proportionnel (voir Figure 5.12 du Chapitre 5, et Figure A.1 de l'Annexe A page 209) répondant à la diminution du niveau de pressurisation : un regain tardif de pression d'injection fait augmenter le débit, qui se traduit par la hausse de la pression de combustion. Cette chute se fait seulement ressentir lorsque la consigne de pression (i.e. : équivalente au débit visé) est suffisamment élevée

PARTIE 3 :  
Résultats des Expérimentations

car le débit est proportionnel à la racine de la pression (derniers cas, noir voire bleu sur la Figure 7.7). L'amorçage étant loin d'être atteint, on peut s'attendre à avoir un faible rendement de combustion à l'intérieur de la chambre dû au saut de pression trop faible. Cette hypothèse semble vérifiée par les visualisations (voir Figure 7.8). Les premières campagnes de tests se sont focalisées sur l'interaction de la torche avec les ergols.



*Figure 7.8 : Interaction torche/ergols pour le col de 21 mm, pour 3 essais à la richesse théorique de 1,1 ; a) dans la chambre, b) à sa sortie, c) par chimiluminescence OH dans la chambre ;*

Deux notions importantes peuvent être déduites de ces observations. Premièrement, dans la chambre de combustion, la flamme semble se stabiliser plus près de la tête d'injection lorsque la torche fonctionne (voir Figure 7.8a et c). À l'éjection (voir Figure 7.8b), la torche en fonctionnement engendre une flamme relativement peu intense, et plus courte par rapport à l'image sans torche 100 ms plus tard. Cette variation significative de longueur de flamme est probablement due à la présence d'éléments réactifs (à base d'hydrogène et d'oxygène) issus de la torche (flamme ou gaz brûlés à haute température) qui améliorent le taux de réaction chimique globale de la combustion, puisque la trop faible pression ne peut pas réaliser cette tâche. Quant à son intensité après arrêt de la torche, elle ne peut être due qu'à des espèces issues de l'éthanol et/ou du peroxyde d'hydrogène. Deuxièmement, les visualisations soulignent l'intérêt de diminuer la section de sortie pour contenir au mieux la zone réactive dans la chambre (ici, les performances durant la phase de combustion autonome sont vraisemblablement réduites à cause de l'arrêt de la torche). Si la pression chambre augmentait, la réactivité et le temps de séjour des espèces augmenteraient également en conséquence. Une fois l'amorçage des cols d'éjection obtenu, la comparaison des performances en combustion serait alors simplifiée. Ces premiers résultats ont en partie été présentés dans Indiana et al. [110].

La Figure 7.9 montre toutefois qu'il est possible d'étudier la réactivité en sortie de chambre selon les conditions de richesse et de cols. Ainsi pour ces deux cols, la flamme en sortie est d'autant plus réactive que le mélange initial est riche. En effet, l'éthanol imbrûlé peut toujours réagir avec l'oxygène de l'atmosphère pour former les intermédiaires réactionnels détectés ( $\text{OH}^*$  autour de 308 nm, bande spectrale de  $\text{CH}^*$  autour de 388 nm et 431 nm, bandes spectrales de  $\text{C}_2^*$  autour de 475 et 516 nm ou « Swan bands »,  $\text{H}_2\text{O}$  dans la région proche infrarouge 900 – 1100 nm). Les émissions en  $\text{CH}^*$  et  $\text{C}_2^*$  sont des bons indicateurs de la richesse car ils sont en théorie émis uniquement en mélange riche ([103]-[109]). La tendance à la disparition des intermédiaires réactionnels avec le déplacement vers un mélange pauvre est en tout cas respectée pour le panache de la flamme, même si les résultats des richesses calculées un peu inférieures à 1 (ex :  $\phi = 0,95$  en Figure 7.9a) montrent encore de faibles pics en  $\text{CH}^*$  et  $\text{C}_2^*$ . Mais ceux-ci sont en fait plus noyés dans un continuum d'émission.

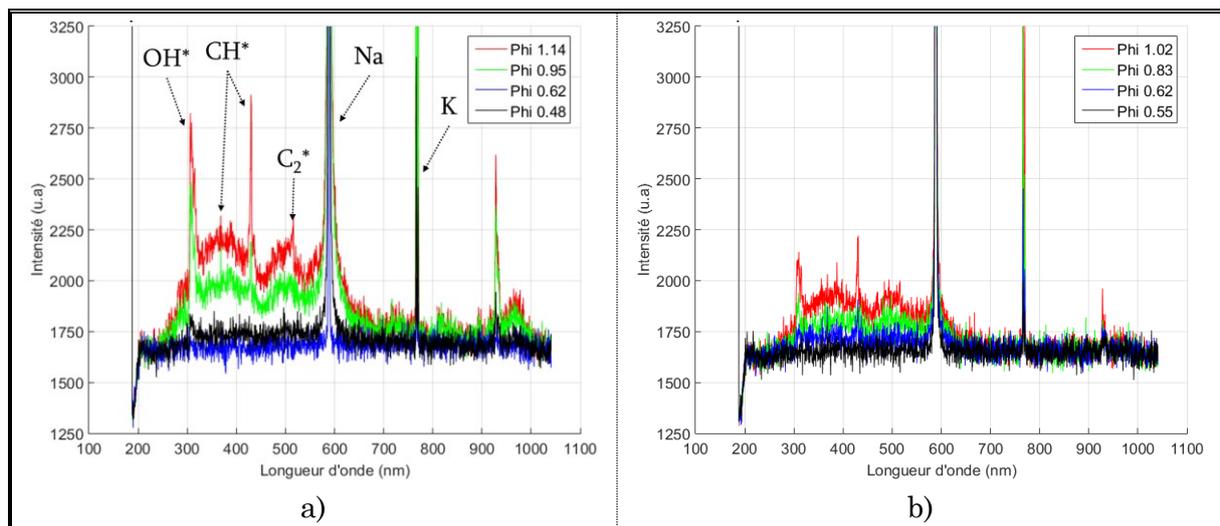


Figure 7.9 : Spectres d'émission à l'éjection pour différentes richesses ;  
a) Col 21 mm ; b) Col 15 mm

Les 2 pics saturés suivants (Na à 589 nm et K à 770 nm) sont des espèces stabilisatrices introduites dans le peroxyde d'hydrogène en solution aqueuse (Meeker [111], Whitehead [112]). Elles ne prennent donc pas directement part à la combustion mais induisent un fort rayonnement jaune orangé de la flamme rendant négligeable le rayonnement des espèces réactionnels de l'ultraviolet et visible. Il est fort probable que le pic dans le proche infrarouge (925 nm environ) soit un autre stabilisant. Pour distinguer les espèces émises, l'utilisation du spectromètre est donc justifiée ; tout comme l'utilisation de la chimiluminescence  $\text{OH}^*$  intensifiée en ajoutant un filtre associé à la caméra pour n'étudier que l'émission des radicaux  $\text{OH}^*$ .

Dans le prochain paragraphe, nous étudierons les cols de 10 et 7 mm en parcourant la

gamme de richesses pour laquelle le banc ACSEL a été conçu (*i.e.* :  $\varphi \sim 0,4 - 2,0$ ) et en visant sur chaque série d'essais un débit constant. Pour ce faire, le débit d'éthanol sera augmenté tout en diminuant le débit de peroxyde d'hydrogène.

## 2 Essais à débit constant sur cols amorcés

En s'appuyant sur les premiers résultats donnés en Figure 7.6, le col de 7 mm est largement amorcé. La pression obtenue s'approche de la pression limite de 10 bar fixée lors du dimensionnement du banc ACSEL. Cette raison nous pousse à réduire le débit total pour ce col uniquement. L'étude sur toute la gamme de richesse sera principalement réalisée avec un débit de 15 g/s (75 % du débit maximal fixé). Par contre, le col de 10 mm n'impose « aucune » restriction de débit. Une valeur cible de 19 g/s sera donc également choisie (soit 95 % du débit maximal). Cependant, afin de comparer ces deux cols dans des conditions de débit identiques, nous nous autorisons à expérimenter quelques points à 19 g/s (respectivement 15 g/s) pour le col de 7 mm (respectivement 10 mm). Dans ces conditions, le mélange stœchiométrique est le point visé.

Par l'imagerie rapide, nous cherchons d'une part à étudier le comportement des ergols à l'allumage ( $t_{ign} = t_0 + 3s$ ), d'autre part à détecter la structure générale du processus de combustion (en moyenne et en instantané pour visualiser qualitativement l'intensité de turbulence), en vue d'identifier d'éventuelles différences selon les conditions d'injection (rapport de mélange et configuration des doublets). Les données physiques sont récoltées tout au long de l'essai mais nous nous intéressons principalement aux trois dernières secondes de la phase de combustion autonome ( $t_0 + 5s \leq t \leq t_0 + 8s$ ), pour un calcul des grandeurs moyennes qui ne prendra pas en compte l'effet de la torche.

### 2.1 Configuration de référence

Notre configuration standard est celle pour laquelle les jets libres sont tous compris dans le plan médian vertical de la chambre (voir Figure 7.10 qui présente une visualisation de la pulvérisation avec de l'eau). Les sprays sont donc majoritairement parallèles et le mélange n'est *a priori* pas optimisé.

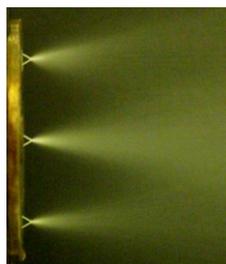


Figure 7.10 : Pulvérisation d'eau dans la configuration de référence (sans rotation)

La connaissance des coefficients de débit de l'ensemble lignes d'injection d'ergols – doublets d'injection (définis aux équations (5.10) et (5.11)) donne une indication, avant tout essai de combustion, des pertes de charges qui devront être compensées par la pression d'injection délivrée sur chaque ligne, ceci afin d'obtenir avec le plus de précision possible la richesse visée au préalable. La contrepression due à l'insertion des cols d'éjection (que l'on retrouve aux Figure 7.5 et Figure 7.6) doit également être prise en compte dans la pression d'injection. La conception des lignes jusqu'aux doublets, notamment les rapports des diamètres internes des lignes par rapport à celui des doublets, ajouté au grand volume mort avant l'entrée dans les orifices de 0,3 mm (voir Figure 5.4 ; pour rappel,  $L/d_0 = 20$ ), font que le coefficient de débit de l'ensemble est principalement dû aux orifices d'injection de diamètre  $d_0$ .

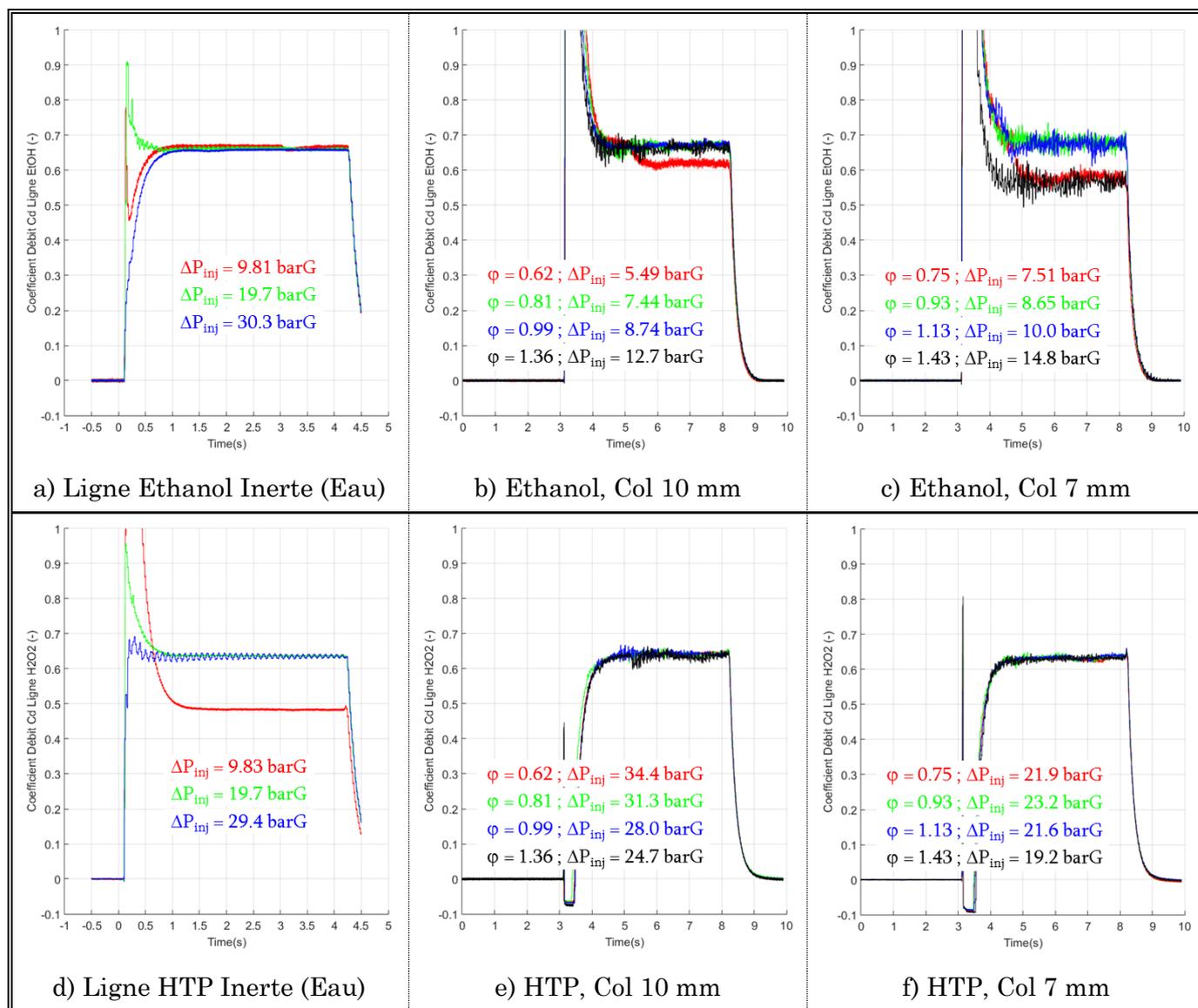


Figure 7.11 : Coefficients de débit des lignes d'injection et doublets ;  
a-b-c) éthanol en conditions inertes, puis réelles sur chaque col ;  
d-e-f) peroxyde d'hydrogène en conditions inertes, puis réelles sur chaque col

La Figure 7.11 donne un aperçu de l'évolution des coefficients de débits de l'ensemble pendant des tests à l'eau, puis pendant les premiers essais en combustion sur les deux cols d'éjection amorcés. L'utilisation d'orifices droits à  $L/d_0$  élevés explique les coefficients de débits moyens d'environ 0,65 sur les lignes (voir Figure 2.9 et Figure 2.10 d'après Royne & Dey [20]). Ici, le  $C_d$  de la ligne oxydante est nettement plus faible autour de 10 barG qu'à des niveaux supérieurs à 20 barG. Cette chute à faible pression n'impacte pas les essais en combustion puisque pour obtenir les rapports de mélange souhaités, la pression d'injection du peroxyde d'hydrogène est la plupart du temps supérieure à 20 barG. On retrouve d'ailleurs lors des essais en combustion des coefficients « standards » pour les deux lignes.

Cette chute du  $C_d$  peut d'une part être due à la variation de pression (voir Figure 7.11d), ainsi qu'à sa régulation lente par le détendeur proportionnel, dont son comportement est décrit au paragraphe 2.3 du Chapitre 5. D'autre part, la présence intempestive d'un élément organique ou d'une poussière dans les doublets de 300  $\mu\text{m}$  de diamètre peut aussi expliquer ce phénomène. Les images de la Figure 7.12 corroborent cette dernière hypothèse. En effet, sur les photos des doublets prises après les essais en combustion, une impureté semble s'être logée au sein de l'un des orifices du doublet d'éthanol (Figure 7.12b). Elles montrent également les imperfections d'usinage et une certaine rugosité qui constituent d'autres arguments en faveur d'une limitation du coefficient de débit, qui ne dépasse pas 0,70.

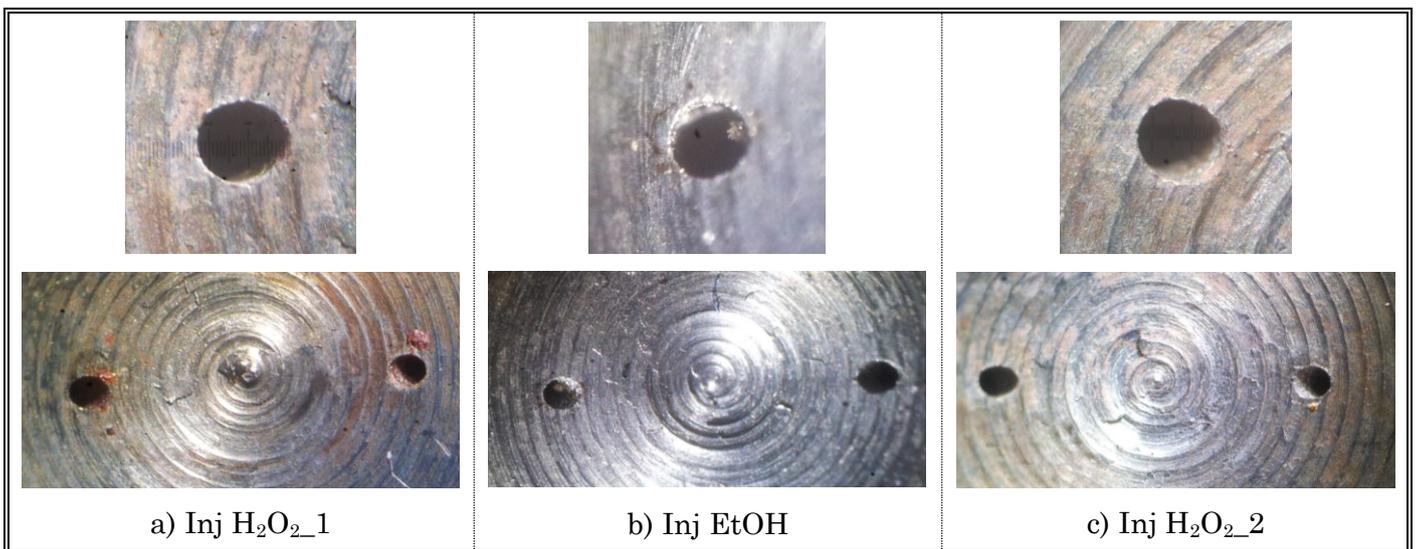


Figure 7.12 : Zoom sur un orifice d'injecteur, et vue d'ensemble des doublets

Comme le montre l'équation (7.3), le terme d'incertitude relative sur le diamètre  $d_0$  des orifices est prépondérant (d'un facteur 2 ou 4 sur les autres termes). L'incertitude sur le  $C_d$  est donc assez sensible à la variation de l'incertitude absolue de  $d_0$ . La tolérance

d'usinage demandée sur les injecteurs fixe leur incertitude à  $d_0 = 0,30 \text{ mm} \pm 0,02 \text{ mm}$ . On utilisera donc cette incertitude absolue. Pour cette raison, les incertitudes moyennes sur les coefficients de débit en combustion (voir Eqs. (7.3) et (7.4)) dépassent les 10 %. L'insertion de piges calibrées de 0,25 ; 0,30 et 0,35 mm de diamètre représente un autre moyen rapide de vérifier grossièrement ces tolérances (mais seulement à 0,05 mm près). On peut restreindre très arbitrairement cet intervalle de 0,05 mm, en quantifiant la facilité d'insertion des piges dans les orifices. Par exemple, celle de 0,25 mm y rentre très facilement, celle de 0,30 mm est bien ajustée, et bien sûr celle de 0,35 mm n'y rentre pas du tout...

$$\Delta C_{d_{erg}} \Big|_{moyen} = \frac{\sum_{N_{tot}} \left[ C_d \times \left( \frac{\Delta \dot{m}_{erg}}{\dot{m}_{erg}} + \frac{1}{2} \left( \frac{\Delta \rho_{erg}}{\rho_{erg}} + \frac{\Delta(\Delta P_{inj})}{\Delta P_{inj} - \Delta P_{CC}} + \frac{\Delta(\Delta P_{CC})}{\Delta P_{inj} - \Delta P_{CC}} \right) + 2 \frac{\Delta d_0}{d_0} \right) \right]}{N_{tot}} \quad (7.3)$$

$$\text{A.N. : } \begin{cases} C_{d_{EtOH}} \Big|_{moyen} = \begin{cases} 0,66 \pm 0,10 ; \text{ soit } 16 \% \\ \text{Cols } 10 \text{ et } 7 \text{ mm} \\ 0,65 \pm 0,11 ; \text{ soit } 16 \% \end{cases} \\ C_{d_{HTP}} \Big|_{moyen} = \begin{cases} 0,64 \pm 0,09 ; \text{ soit } 14 \% \\ \text{Cols } 10 \text{ et } 7 \text{ mm} \\ 0,63 \pm 0,09 ; \text{ soit } 15 \% \end{cases} \end{cases} \text{ avec } \begin{cases} \rho_{EtOH @ 99 \pm 0,5 \%} = 791 \pm 2 \text{ kg/m}^3 \\ \rho_{HTP @ 87,5 \pm 1 \%} = 1366 \pm 6 \text{ kg/m}^3 \\ \Delta P_{inj} = \pm 0,10 \text{ barG} \\ \Delta P_{CC} = \pm 0,02 \text{ barG} \\ d_0 = 0,30 \pm 0,02 \text{ mm} \end{cases} \quad (7.4)$$

### 2.1.1 Imagerie rapide

À la cadence de 3 000 images par seconde, il est possible de voir l'évolution temporelle du processus rapide d'allumage des ergols par la torche. Deux types d'allumages sont présentés en Figure 7.13.

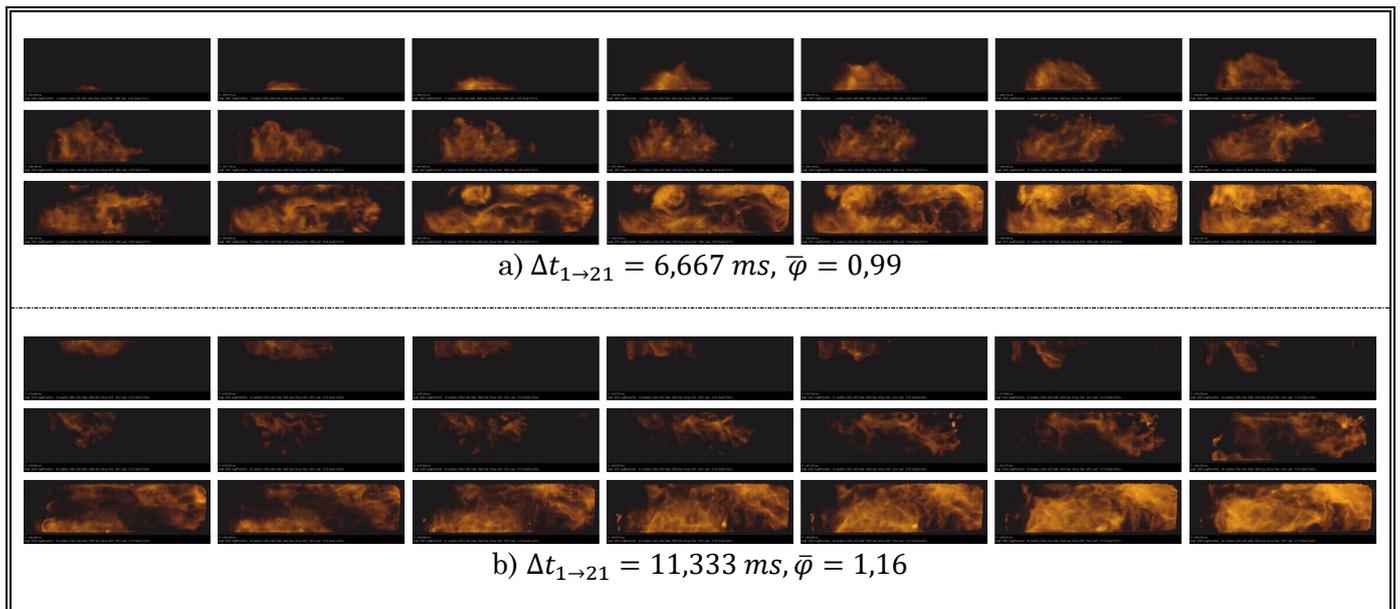


Figure 7.13 : Deux zones d'allumage (temps de pose 100  $\mu\text{s}$ ), col de 7 mm ; a) inférieure ; b) supérieure

La flamme se propage aléatoirement à partir des zones inférieure ou supérieure de la chambre, au niveau du premier hublot, à peu près dans l'angle solide que forment les gaz brûlés éjectés par la torche. L'existence de ce côté aléatoire traduit bien l'aspect très turbulent de l'écoulement à l'intérieur de la chambre de combustion.

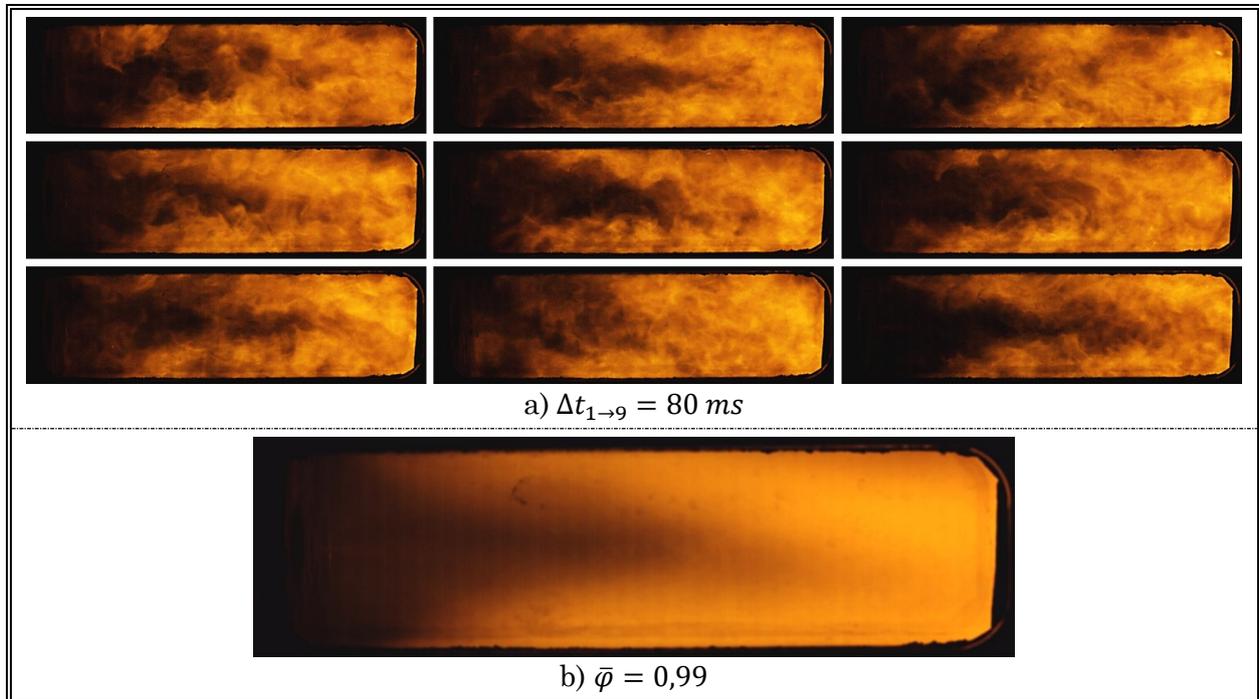


Figure 7.14 : Col de 7 mm : a) Images instantanées (temps de pose  $100 \mu\text{s}$ ) pour un mélange stœchiométrique ; b) Moyenne basée sur 900 images soient 300 ms

Une fois la combustion établie, torche éteinte, on note que le processus reste fortement turbulent et tridimensionnel (voir Figure 7.14a). Sur des images successives instantanées, des zones de recirculation sont visibles. L'image moyenne de la Figure 7.14b permet de séparer l'effet fluctuant lié à la turbulence et ainsi représenter le comportement global de la flamme. Les frontières de la zone réactive forment un « double-V » : ce comportement s'apparente clairement à celui d'une flamme de diffusion. Le spray central d'éthanol sépare la chambre en deux zones symétriques. La région sombre du milieu indique que le combustible pulvérisé n'a pas encore été mélangé avec l'oxydant issu des sprays périphériques de peroxyde d'hydrogène. Le rapport de mélange local n'est pas propice à une réaction chimique rapide, car certainement trop éloigné de la stœchiométrie. Mais la pression d'injection génère assez de quantité de mouvement à l'éthanol pour diffuser vers les zones inférieures et supérieures, qui sont riches en peroxyde d'hydrogène (le processus est analogue pour l'oxydant diffusant vers le combustible). Notons au passage que, comme évoqué dans le calcul préliminaire, le processus d'évaporation des ergols implique un temps d'induction : on distingue légèrement le spray central d'éthanol, qui n'est à ce stade pas entièrement vaporisé. Puis, les conditions aérodynamiques turbulentes jouent leur

rôle d'accélérateur du transport des espèces et favorisent le mélange. La flamme s'établit donc, compte tenu du temps chimique, à la rencontre des sprays diffusés, d'où la forme finale de la flamme en moyenne.

### 2.1.2 Paramètres d'influences de la pression de combustion

Les signaux de pression sont tracés pour chaque col d'éjection en parcourant une gamme de richesse assez large (voir Figure 7.15). De manière générale, la richesse n'influence pas significativement la pression de combustion. Dans le domaine exploré, c'est la valeur du débit des ergols et la dimension du col d'éjection qui contrôlent la pression au premier ordre (rappel en Figure 7.5).

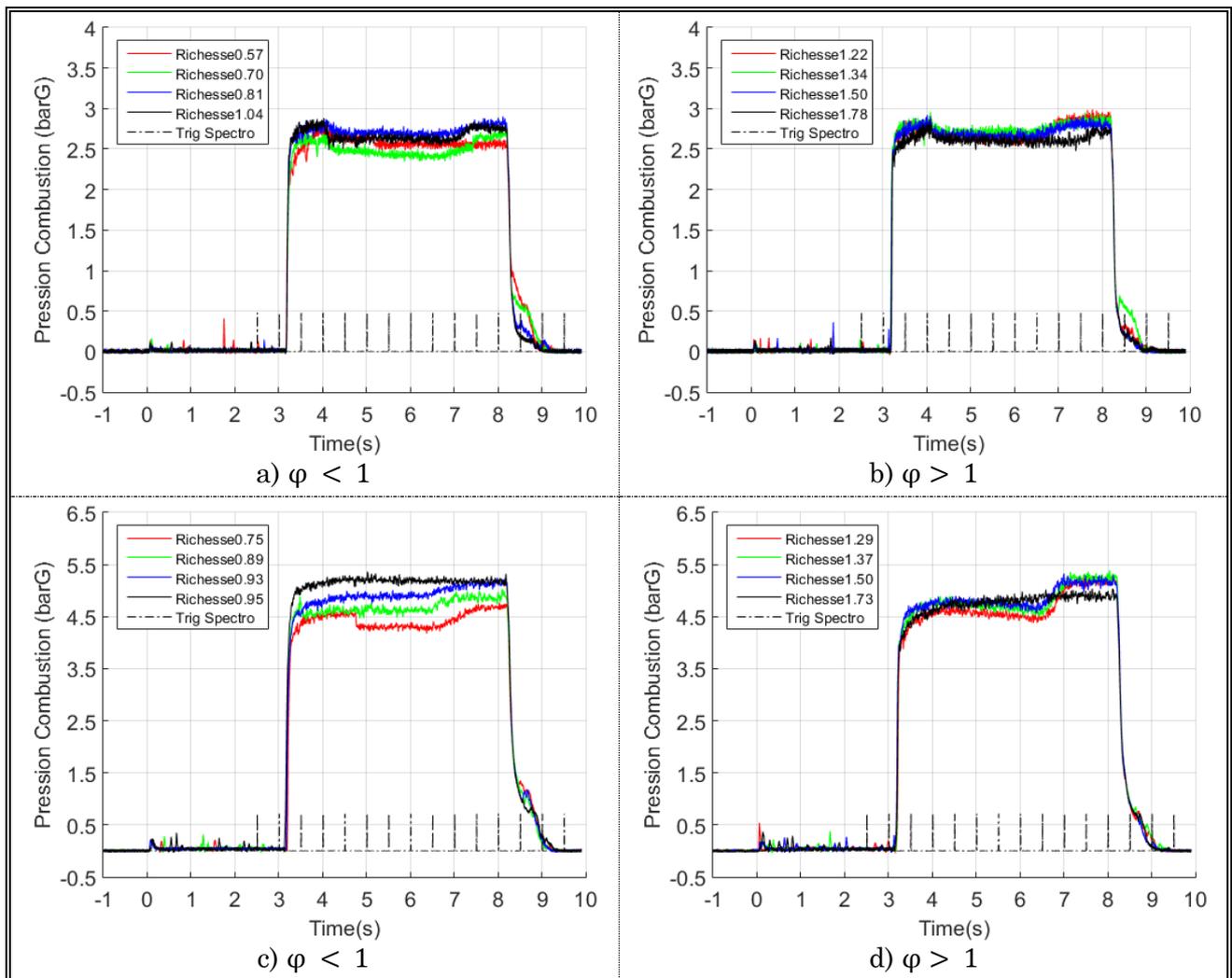


Figure 7.15 : Profils de la pression de combustion pour différentes richesses, au débit de référence visé pour chaque col : a, b) Col 10 mm à 19 g/s ; c, d) Col 7 mm à 15 g/s

Rappelons que le calcul des grandeurs moyennes porte sur les valeurs mesurées entre  $t_i = t_0 + 5s$  et  $t_f = t_0 + 8s$ . La régulation en pression d'injection par le détendeur vient donc quelques fois perturber le créneau stabilisé de pression de combustion. La richesse a un effet moindre, mais néanmoins évident sur la pression de combustion, qui présente un

PARTIE 3 :  
Résultats des Expérimentations

---

maximum autour de  $\phi = 1,2$  (voir Figure 7.16). Ce résultat est courant en combustion puisqu'un mélange stœchiométrique est, par définition, un mélange optimum théorique vis-à-vis de la réaction chimique sans dissociation. Les températures et pressions chutent d'autant plus que l'on s'éloigne de la stœchiométrie. Cependant, les effets de dissociations des espèces (réactions endothermiques) sont souvent non négligeables, pour des températures supérieures à 1 700 K environ (ce qui est le cas ici). Celles-ci provoquent un décalage du maximum de température, et donc de pression lorsque le milieu est confiné, du côté des richesses supérieures à 1. Mais le calcul de la vitesse caractéristique expérimentale reste le paramètre le plus représentatif puisqu'il prend en compte la pression de combustion rapportée au débit total d'ergols injectés (voir paragraphe 2.1.4).

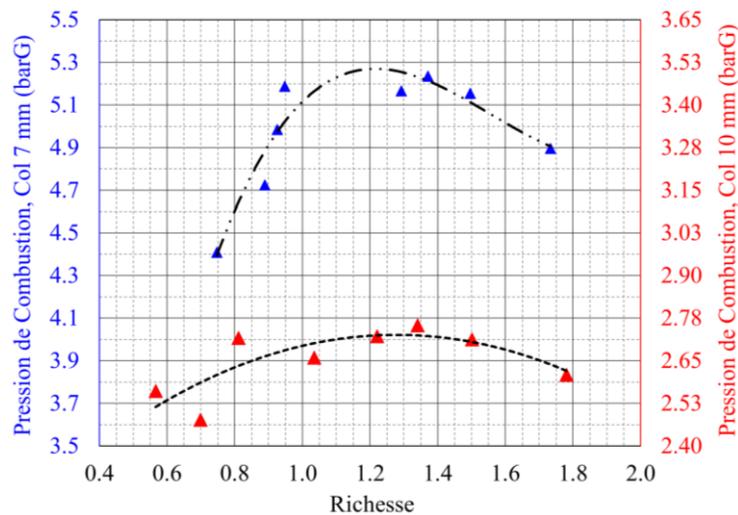


Figure 7.16 : Influence de la richesse sur la pression de combustion pour les cas de la Figure 7.15

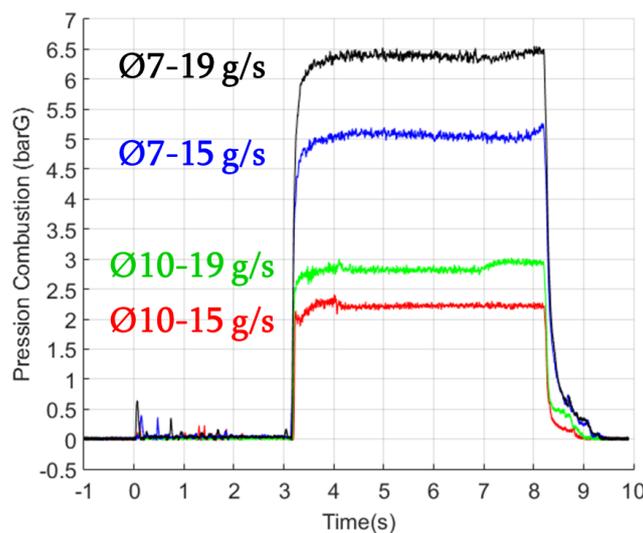


Figure 7.17 : Pression de combustion à la stœchiométrie, sur les cols de 10 et 7 mm

Pour illustrer la sensibilité du débit par rapport à la pression, les signaux de pressions ont été tracés pour les deux cols d'éjection et les deux débits de 15 et 19 g/s cibles (voir

Figure 7.17). Le Tableau VII-1 regroupe les calculs d'écart de pressions moyennes par rapport à l'augmentation des débits moyens. On note bien qu'au premier ordre, une fois le diamètre du col choisi, l'augmentation du débit (par exemple de 23 %) engendre une augmentation du même ordre de grandeur sur la pression (26 %). Les temps de séjour étant dépendants du débit, les pertes de chaleurs aux parois le sont également ; ce qui explique en partie pourquoi le taux n'est pas strictement conservé. Les délais d'allumage et les fluctuations de pression chambre sont également rassemblées au Tableau VII-1.

*Tableau VII-1 : Analyse numérique de la dynamique de l'allumage et de la combustion*

Données moyennes en combustion autonome	Col 10 mm		Col 7 mm	
	Débit 1	Débit 2	Débit 1	Débit 2
Débit moyen (g/s) ; (Richesse)	15,43 ; (1,03)	18,83 ; (1,04)	15,13 ; (1,01)	18,64 ; (0,98)
Ecart relatif (%)	+ 22,0 %		+ 23,2 %	
Pression moyenne (barG)	2,221	2,855	5,051	6,385
Ecart relatif (%)	+ 28,6 %		+ 26,4 %	
Délai d'allumage 10-90% (ms)	28	73	143	158
Délai d'allumage 10-95% (ms) Eq. (3.5)	40	146	225	270
Amplitude maximale des fluctuations de pression (%) Eq. (3.6)	6,4	10	5,5	4,2

Le délai d'allumage moyen à 10-90 % (respectivement 10-95%) est de 100 ms (respectivement 170 ms), avec un écart-type sur ces 4 mesures assez élevé de 61 ms (respectivement 101 ms), dû à la considération des deux cols d'éjection pour effectuer ce calcul. Les performances d'allumage sur le banc ACSEL se rapprochent des études menées sur le peroxyde d'hydrogène avec un combustible hypergolique et/ou en décomposition catalytique par Kwon ([58]-[64]). Pendant la phase de combustion autonome, les fluctuations de la pression de combustion sont comprises entre 4 et 10 % (identiques aux études en biergol [58]-[64]). Le processus de combustion peut être qualifié de stable, si on se réfère au critère de 10 à 20 % abordé au paragraphe 2.2 du Chapitre 3.

### 2.1.3 Analyse spectrale du panache de sortie

L'analyse spectrale en sortie de chambre constitue une des approches pour estimer qualitativement l'avancement de la réaction en fonction des richesses moyennes. Les visualisations ont permis de déterminer une zone de visée du spectromètre. Avec des

PARTIE 3 :  
Résultats des Expérimentations

temps d'intégration de 450 ms pour collecter chaque spectre, il est pertinent de pointer vers un des premiers disques de Mach (voir Figure 7.18), structures caractéristiques d'une tuyère fortement sous-détendu, traduisant l'amorçage du col et analysées entre autres par Bayeh [113].

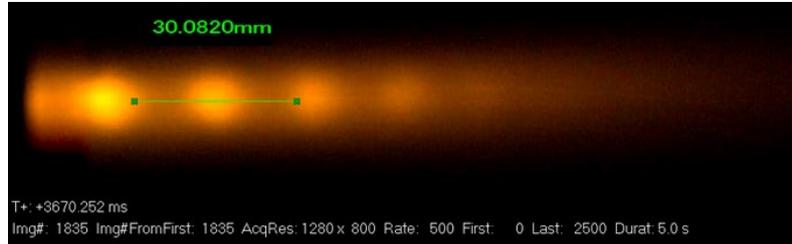


Figure 7.18 : Zone de visée du spectromètre optique centrée sur un disque de Mach

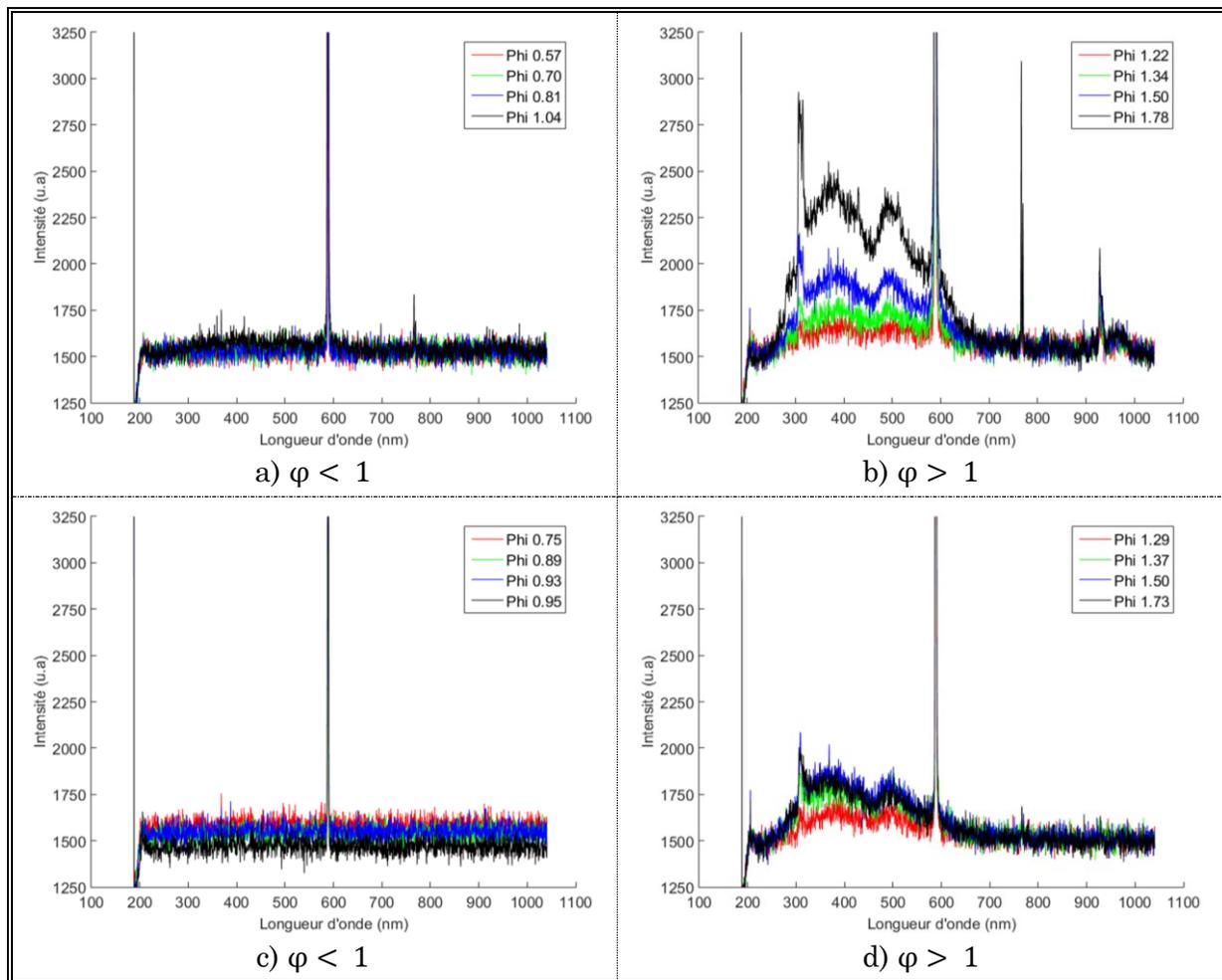


Figure 7.19 : Spectres d'émission du panache d'éjection dans les conditions de la Figure 7.15 : a, b) Col 10 mm à 19 g/s ; c, d) Col 7 mm à 15 g/s

La Figure 7.19 illustre les spectres collectés pour les mêmes essais que ceux présentés en Figure 7.15. Les résultats pour les deux cols d'éjection amorcés sont sensiblement équivalents aux résultats préliminaires des cols non amorcés illustrés en Figure 7.9. Ainsi, en mélange pauvre, la longueur de chambre permet une combustion entière de l'éthanol par le peroxyde d'hydrogène et l'oxydant en excès ne peut pas réagir avec l'atmosphère

également oxydante. Plus le mélange est riche, plus la quantité d'éthanol imbrûlé est importante : ces imbrûlés peuvent alors réagir avec l'oxygène de l'atmosphère (formation de OH\*). La pression pour le col de 7 mm est plus élevée d'un facteur 2,2 pour un même débit total (voir Tableau VII-1) : le temps de séjour des espèces dans la chambre augmente en proportion, autorisant un délai supérieur pour la réaction chimique. Les ergols ont alors plus de temps pour brûler à l'intérieur du foyer, ce qui diminue la quantité imbrûlée en sortie et se traduit par une intensité spectrale réduite collectée par le spectromètre.

### 2.1.4 Performance en combustion

La vitesse caractéristique théorique (Eq. (7.5)) est estimée à l'aide une démarche 0D. Celle-ci prend en compte les données thermodynamiques des gaz frais et gaz brûlés, récupérées grâce au code de calcul 0D GASEQ. On a besoin des températures  $T$ , masses molaires  $\mathcal{M}$ , chaleurs massiques à pression constante  $C_p$ , coefficients de compressibilité isentropique  $\gamma$ , et chaleurs latentes de vaporisation des ergols. Ces grandeurs thermodynamiques sont ensuite recalculées par rapport à la richesse (elle-même déduite des débits massiques) et la pression de combustion réelles pendant l'essai. On a ensuite accès à la vitesse caractéristique expérimentale (Eq. (7.6)). Une méthode itérative détaillée aux équations suivantes permet notamment de déterminer l'avancement de la réaction  $\lambda_m$  (Eq. (7.8)) en estimant les grandeurs thermodynamiques moyennes à l'issue de la réaction (Eqs. (7.9), (7.11), (7.12) et (7.14), toutes fonctions de l'avancement  $\lambda_m$ ). En régime amorcé (Eq. (7.15)), la méthode converge sur l'avancement réel lorsque le débit total expérimental est obtenu (Eq. (7.16)). L'équation (7.18) est alors vérifiée et on obtient l'efficacité de combustion (Eq. (7.19)).

$$C^*_{theo}(\varphi) = \sqrt{\frac{R T_{gb}(\varphi)}{\gamma_{gb}(\varphi) \times \mathcal{M}_{gb}(\varphi)}} \times \left[ \frac{2}{\gamma_{gb}(\varphi) - 1} \right]^{\frac{-(\gamma_{gb}(\varphi)+1)}{2(\gamma_{gb}(\varphi)-1)}} \quad (7.5)$$

$$C^*_{exp} = \frac{P_{CC} A_t}{\dot{m}_{liq_{tot,exp}}} \quad (7.6)$$

$$T_{gf}(\varphi) = T_{mél,initial} = \frac{\sum_{k=1}^3 \dot{m}_k^{liq} C_{p_k}^{gas, T_k^{vap}} T_k^{vap}}{\sum_{k=1}^3 \dot{m}_k^{liq} C_{p_k}^{gas, T_k^{vap}}}, \quad avec \quad (7.7)$$

$C_{p_k}^{gas, T_k^{vap}} ; T_k^{vap}$  obtenus dans GASEQ pour  $k = \{EtOH; H_2O_2; H_2O\}$

$$Avancement : \lambda_m = \frac{m_{gb}}{m_{Tot}} \quad (7.8)$$

$$C_{p_{mél,final}}(\lambda_m) = \lambda_m C_{p_{gb}}(\varphi) + (1 - \lambda_m) C_{p_{gf}}(\varphi) \quad (7.9)$$

$$Bilan de masse : m_{mél,final} = m_{gb} + m_{gf} \quad (7.10)$$

$$\mathcal{M}_{mél,final}(\lambda_m) = \frac{\mathcal{M}_{gf}(\varphi)}{1 + \lambda_m \left( \frac{\mathcal{M}_{gf}(\varphi)}{\mathcal{M}_{gb}(\varphi)} - 1 \right)} \quad (7.11)$$

$$\gamma_{mél,final}(\lambda_m) = \frac{C_{p,mél,final}}{C_{p,mél,final} - \frac{R}{\mathcal{M}_{mél,final}}} \quad (7.12)$$

Conservation de l'enthalpie massique :  $h_{mél,final} = \lambda_m h_{gb} + (1 - \lambda_m) h_{gf}$  (7.13)

$$T_{mél,final}(\lambda_m) = T^* + \lambda_m \frac{C_{p,gb}^T (T_{gb}(\varphi) - T^*)}{C_{p,mél,final}} + (1 - \lambda_m) \frac{C_{p,gf}^T (T_{gf}(\varphi) - T^*)}{C_{p,mél,final}} \quad (7.14)$$

$$M_t = \sqrt{\frac{2}{\gamma_{mél,final} - 1} \times \left[ \left( \frac{P_{atm}}{P_{CC}} \right)^{\frac{1-\gamma_{mél,final}}{\gamma_{mél,final}}} - 1 \right]} = \begin{cases} 1 & \text{si } M_{t,calculé} > 1 \\ M_{col} & \text{si } M_{t,calculé} \leq 1 \end{cases} \quad (7.15)$$

$$\dot{m}_{liq}(\lambda_m) = \sqrt{\frac{\gamma_{mél}}{R} \frac{\mathcal{M}_{mél}}{M_t} \left( 1 + \frac{\gamma_{mél} - 1}{2} M_t^2 \right)^{\frac{-(\gamma_{mél}+1)}{2(\gamma_{mél}-1)}} \frac{P_{CC} A_t}{\sqrt{T_{mél}}}} \quad (7.16)$$

Convergence quand  $\dot{m}_{liq}(\lambda_m) = \dot{m}_{liq,tot,exp}$

$$C^*_{iteration}(\lambda_m) = \sqrt{\frac{R T_{mél}(\lambda)}{\gamma_{mél}(\lambda) \times \mathcal{M}_{mél}(\lambda)}} \times \left[ \frac{2}{\gamma_{mél}(\lambda) - 1} \right]^{\frac{-(\gamma_{mél}(\lambda)+1)}{2(\gamma_{mél}(\lambda)-1)}} \quad (7.17)$$

Alors  $C^*_{exp} = C^*_{iteration}(\lambda_{m,final})$  (7.18)

$$\eta_{C^*} = \frac{C^*_{iteration}}{C^*_{theo}} \quad (7.19)$$

La poussée est également estimée en assimilant le col à la section d'éjection (rappel de la géométrie en Figure 5.9 et Tableau V-7 : pour les cols de 10 et 7 mm, distance axiale moyenne 62 mm, rapport d'expansion moyen 43,8, angle de divergent constant de 20°). Le divergent du col n'a pas été étudié pour générer une détente optimale comme pourrait le faire une tuyère adaptée. Ainsi, la formulation de la poussée (rappel de la formule général à l'équation (7.20)) peut s'écrire avec les données du calcul (Eqs. (7.21) à (7.22)) :

$$F_N = \dot{m}_{liq,tot} V_{ej} + (P_{ej} - P_{atm}) A_{ej} \quad (7.20)$$

avec

$$V_{ej} = \sqrt{\frac{\gamma_{mél}(\lambda) R}{\mathcal{M}_{mél}(\lambda)}} \times T_{t,mél}(\lambda) \times \left( 1 + \frac{\gamma_{mél} - 1}{2} M_t^2 \right)^{-1} \quad (7.21)$$

$$P_{ej} - P_{atm} = (P_{CC,barG} + P_{atm}) \left( 1 + \frac{\gamma_{mél} - 1}{2} M_t^2 \right)^{\frac{-\gamma_{mél}(\lambda)}{\gamma_{mél}(\lambda)-1}} - P_{atm} \quad (7.22)$$

La Figure 7.20 fournit les résultats de l'analyse 0D issue des mesures expérimentales, en termes de vitesses caractéristiques et rendements associés, mettant en relief l'influence de la richesse du mélange initial. De manière analogue à la Figure 7.16, les vitesses caractéristiques expérimentales, tout comme le rendement de combustion évoluent vers un maximum pour une richesse comprise entre 1,0 et 1,2 (se reporter aussi à la Figure 7.27).

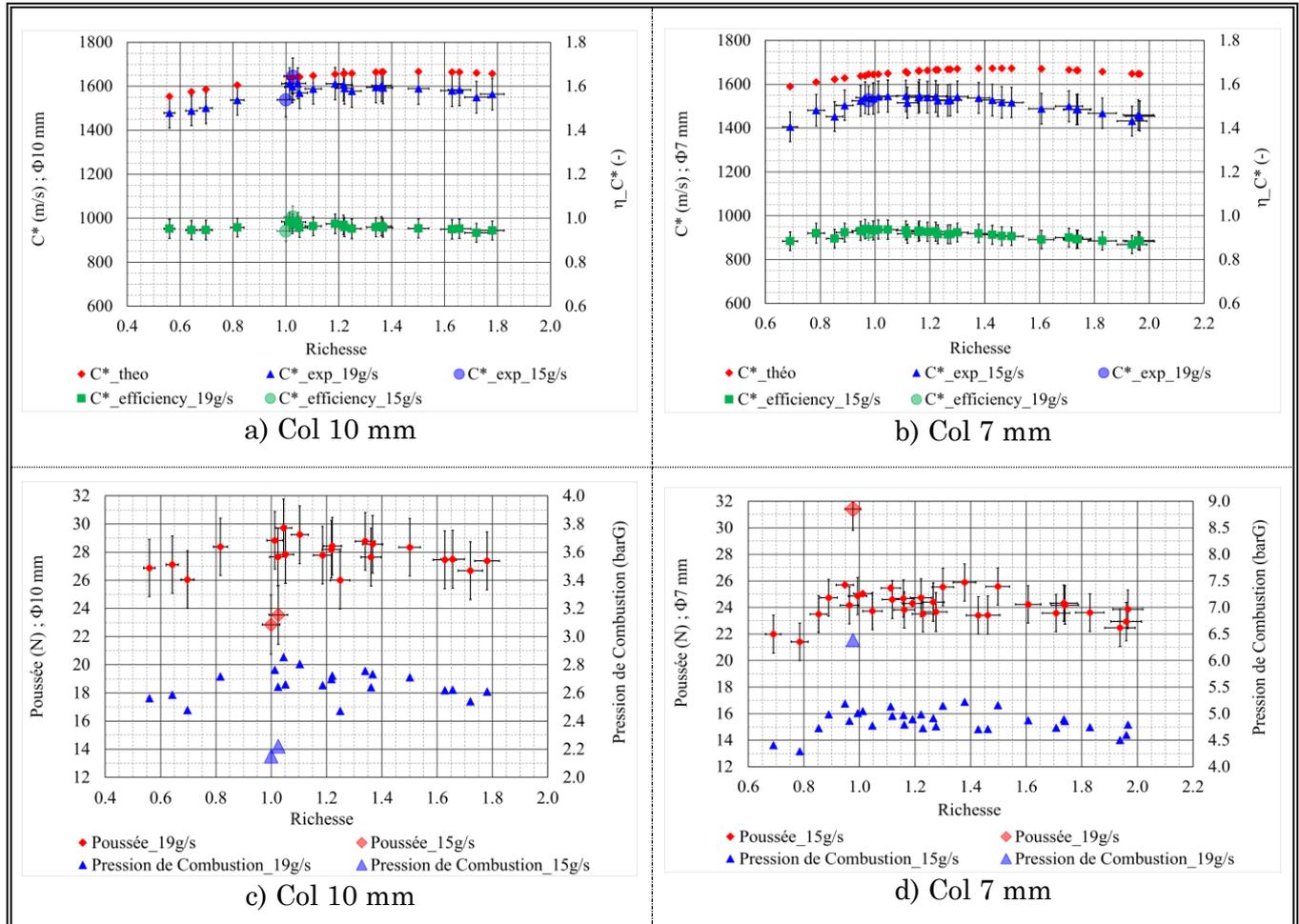


Figure 7.20 : Analyse de performance selon les deux débits sur chaque col :  
a, b) Vitesse caractéristique et rendement de combustion en fonction de la richesse ;  
c, d) Estimation de poussée et pression de combustion mesurée en fonction de la richesse

Remarque 1 : Les difficultés de cette démarche d'analyse résident dans la mise en place des conditions aux limites de l'expérience. Les données théoriques initiales et finales de la réaction sont calculées avec l'hypothèse assez forte d'une combustion isobare et adiabatique. Mais une fois ces données thermodynamiques récupérées, les équations précédentes s'écrivent en fonction de deux paramètres seulement : la richesse globale connue initialement grâce aux débits mesurés, et l'avancement de la réaction, paramètre de sortie du calcul. Des calculs d'incertitudes sont nécessaires pour quantifier la précision des mesures expérimentales et calculs qui en découlent.

*Remarque 2 : cette méthode de détermination de l'avancement, des vitesses caractéristiques et du rendement de combustion ne fonctionne pas en régime non amorcé. En effet, pour les débits visés, la pression de combustion pour des sections d'éjection trop grandes n'est pas suffisante, la vitesse caractéristique expérimentale diverge et devient supérieure à la vitesse théorique. Le rendement de combustion atteindrait des valeurs supérieures à 1, ce qui est impossible. Il faut donc que la chambre soit « isolée » de l'extérieur, et donc que le col d'éjection soit amorcé. Autrement dit, un col amorcé supprime la dépendance du nombre de Mach dans l'équation de convergence (7.16), et force le couple de valeurs débit – pression de combustion à n'avoir qu'une solution possible, empêchant ainsi la divergence.*

Sur la gamme de richesses étudiée, le rendement de combustion  $\eta_{c^*}$  prend des valeurs élevées entre 0,93 et 0,98 (respectivement 0,87 et 0,93) pour le col de 10 mm (respectivement 7 mm). Ces valeurs indiquent que la pression qui règne dans la chambre de combustion assure un temps de résidence (Eq. (7.23)) suffisamment long par rapport au temps chimique caractéristique, pour les deux débits visés. Ce temps de résidence est d'autant plus grand que la pression de combustion est élevée (ou que le diamètre du col est petit). Ainsi, le temps de résidence est à peu près doublé pour le col de 7 mm (voir Figure 7.21) par rapport au col de 10 mm (cf. rapport de pression entre ces deux cols). La variation de débit n'a pas donc pas d'influence significative sur le rendement de combustion, tout comme sur les temps de résidence, car le rapport pression sur débit est quasiment constant pour les deux débits sur chaque col (écart inférieur à 0,5 % selon les données du Tableau VII-1) : cela sous-entend que la longueur caractéristique de la chambre est suffisamment élevée pour permettre le même degré d'avancement de la réaction. C'est donc la légère augmentation du flux aux parois (voir Figure 7.22) lors de la diminution du col d'éjection qui permet d'expliquer la légère diminution du rendement de combustion pour le col de 7 mm. En effet, le changement de col d'éjection sur toutes les conditions de richesses explorées génère des temps de séjour et des pressions supérieurs, d'où un transfert de chaleur aux parois plus élevé.

$$t_{res} = \frac{\mathcal{M}_{mél} \cdot P_{CC} \cdot V_{CC}}{R \cdot T_{mél,final}(\lambda_m) \cdot \dot{m}_{liq,tot}} \quad (7.23)$$

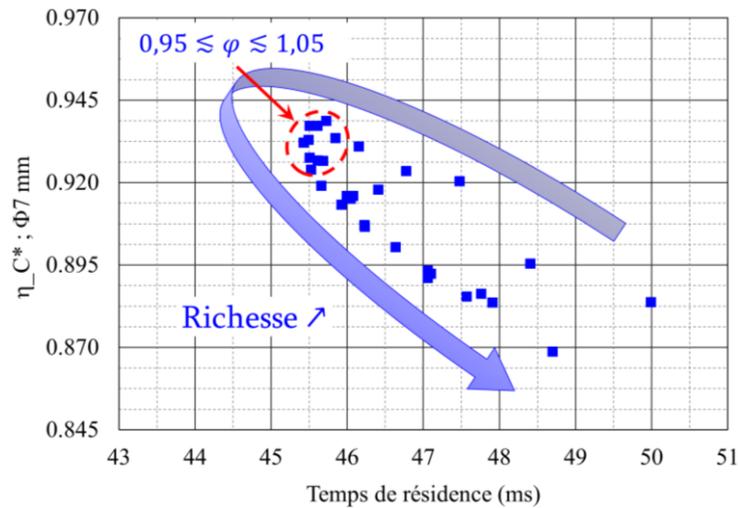


Figure 7.21 : Temps de résidence des espèces dans la chambre pour le col de 7 mm

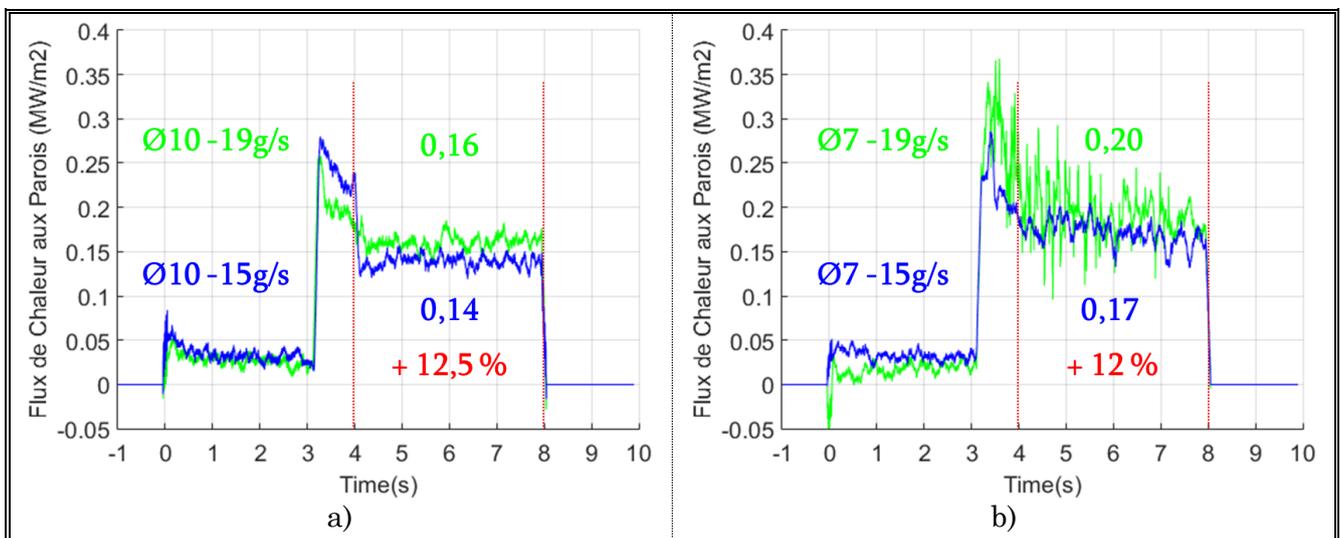


Figure 7.22 : Flux de chaleur pariétal dans la configuration de référence pour deux conditions de débits par col : a) Col 10 mm ; b) Col 7 mm

L'incertitude cumulée sur les vitesses expérimentales et théoriques explique l'obtention d'un rendement de combustion très proche de 1 par valeurs supérieures dans certains cas. Les équations (7.24) et (7.27) permettent d'estimer les incertitudes absolues et relatives sur la vitesse caractéristique expérimentale et la richesse pour les cols de 10 et 7 mm, avec les incertitudes absolues de chaque paramètre.

L'incertitude sur l'impulsion spécifique  $I_{sp}$  (Eq. (1.22)) est estimée grâce aux équations (7.20) à (7.22) (voir Eqs. (7.28) et (7.29) pour les résultats). Cependant, les valeurs obtenues ne peuvent être prises comme référence absolue. Pour la même raison que celle mentionnée lors du calcul de la poussée, la section d'éjection est assimilée à la section du col. La tuyère étant loin d'avoir une forme optimale, le coefficient de poussée  $C_F$  (Eq. (1.20)) est donc très faible (de l'ordre de 1, compte tenu de notre géométrie de sortie). C'est pourquoi l'impulsion spécifique atteint seulement 160 secondes.

$$\Delta C^*|_{moyen} = \frac{\sum_{N_{tot}} \left[ C^* \times \left( \frac{\Delta P_{CC}}{P_{CC}} + 2 \cdot \frac{\Delta D_t}{D_t} + \frac{\Delta \dot{m}_{liq,tot}}{\dot{m}_{liq,tot}} \right) \right]}{N_{tot}} = \begin{cases} \pm 72,1 \text{ m/s} ; 4,6 \% \\ \text{Cols 10 et 7 mm} \\ \pm 70,8 \text{ m/s} ; 4,7 \% \end{cases} \quad (7.24)$$

$$\text{avec} \quad \begin{cases} \Delta P_{CC} = \pm 0,02 \text{ barG} \\ \Delta D_t = \pm 0,1 \text{ mm} \\ \Delta \dot{m}_{liq,tot} = \Delta \dot{m}_{EtOH} + \Delta \dot{m}_{HTP} = \pm (0,04 + 0,08) = \pm 0,12 \text{ g/s} \end{cases} \quad (7.25)$$

$$\Delta \varphi|_{moyen} = \frac{\sum_{N_{tot}} \left[ \varphi \times \left\{ \frac{\Delta Z_{st}}{Z_{st}} + \sum_{erg \text{ réel } i} \left( \frac{\Delta \mathcal{M}_{erg \ 100\% i}}{\mathcal{M}_{erg \ 100\% i}} + \frac{\Delta \% m_{erg \ i}}{\% m_{erg \ i}} + \frac{\Delta \dot{m}_{erg \ i}}{\dot{m}_{erg \ i}} \right) \right\} \right]}{N_{tot}} \quad (7.26)$$

$$\text{A.N. : } \Delta \varphi|_{moyen} = \begin{cases} \pm 0,033 ; \text{ soit } 2,9 \% \\ \text{Cols 10 et 7 mm} \\ \pm 0,040 ; \text{ soit } 3,2 \% \end{cases} \text{ avec} \quad \begin{cases} \% m_{EtOH} = 99,5 \pm 0,5 \% \\ \% m_{HTP} = 87,5 \pm 0,5 \% \\ \mathcal{M}_{EtOH \ 100\%} = 46,07 \pm 0,002 \text{ g/mol} \\ \mathcal{M}_{H_2O_2 \ 100\%} = 34,01 \pm 0,001 \text{ g/mol} \end{cases} \quad (7.27)$$

$$\Delta I_{sp}|_{moyen} = \frac{\sum_{N_{tot}} \left[ I_{sp} \times \left( 2 \cdot \left\{ \frac{\Delta \dot{m}_{liq,tot}}{\dot{m}_{liq,tot}} + \frac{\Delta D_t}{D_t} \right\} + \frac{\Delta(V_{ej})}{V_{ej}} + \frac{\Delta(P_{ej})}{P_{ej} - P_{atm}} + \frac{\Delta(P_{atm})}{P_{ej} - P_{atm}} \right) \right]}{N_{tot}} \quad (7.28)$$

$$\text{A.N. : } I_{sp}|_{moyen} = \begin{cases} 155 \text{ s} \pm 12,5 \text{ s} ; \text{ soit } 8,0 \% \\ \text{Cols 10 et 7 mm} \\ 162 \text{ s} \pm 10,6 \text{ s} ; \text{ soit } 6,6 \% \end{cases} \text{ avec} \quad \begin{cases} \Delta(V_{ej}) = 0 \text{ m/s, calcul théo.} \\ \Delta(P_{atm}) = 0 \text{ bar, supposé 1atm} \\ \Delta(P_{ej}) = \Delta(P_{CC}) = \pm 0,02 \text{ barG} \end{cases} \quad (7.29)$$

Une partie des résultats sur les cols d'éjection amorcés a servi de support à une communication scientifique internationale lors de la *Joint Propulsion Conference 2016*, notamment l'analyse des pressions, des spectres, des performances en combustion, ainsi que les pertes thermiques aux parois (voir Indiana et al. [114]).

## 2.2 Comparaison avec la rotation des injecteurs

### 2.2.1 Visualisations directes et chimiluminescence OH

La rotation à 90° de l'injecteur central pulvérisant l'éthanol permet *a priori* de diffuser la nappe de combustible plus rapidement (perpendiculairement) vers les nappes parallèles d'oxydant (voir Figure 7.23b) situé en périphérie de la chambre de combustion. De même, la rotation des deux injecteurs d'oxydants aura tendance à alimenter en oxydant le centre de la chambre plus concentré en ergol réducteur, optimisant la longueur de mélange (voir Figure 7.23c). Rappelons que les hublots donnent accès à une zone de 30 x 110 mm.

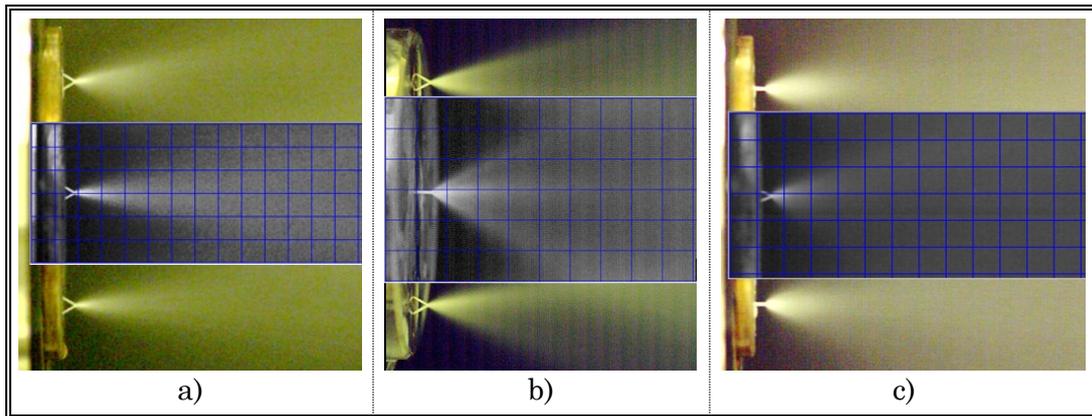


Figure 7.23 : Pulvérisation d'eau : a) configuration de référence (rappel) ; b) rotation du combustible ; c) rotation des oxydants ; Quadrillage de la largeur du hublot (30 mm)

Les images enregistrées au niveau du premier hublot (visualisations directes en Figure 7.24, et par chimiluminescence en Figure 7.25) montrent la sensibilité de la combustion à la rotation des injecteurs.

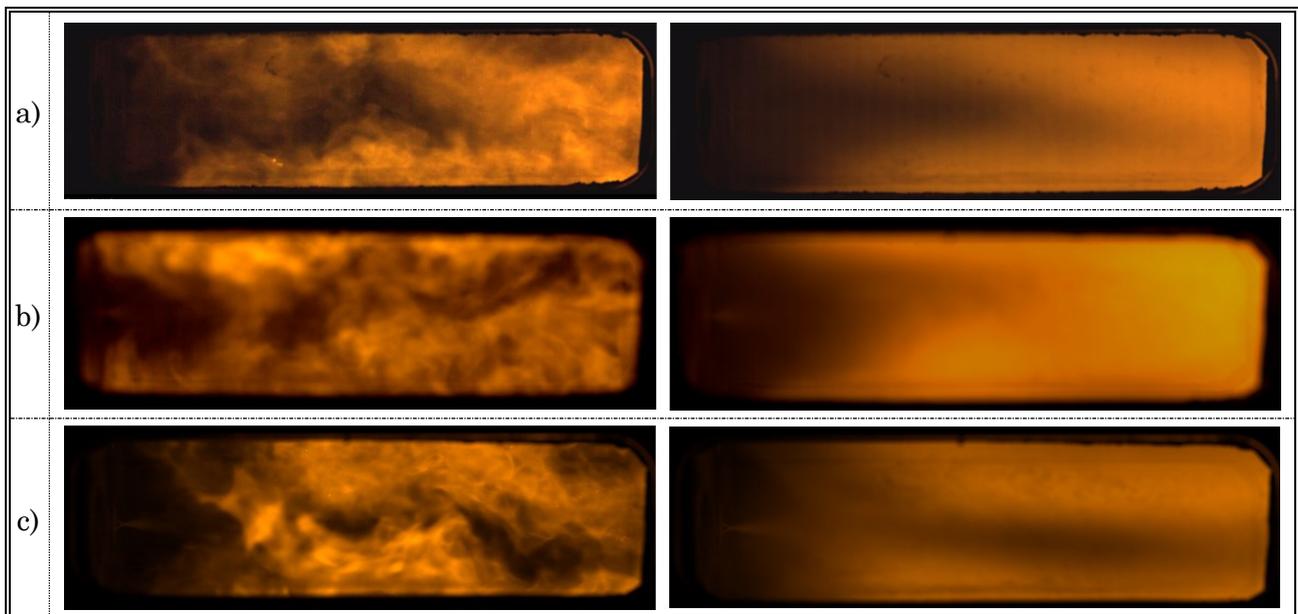
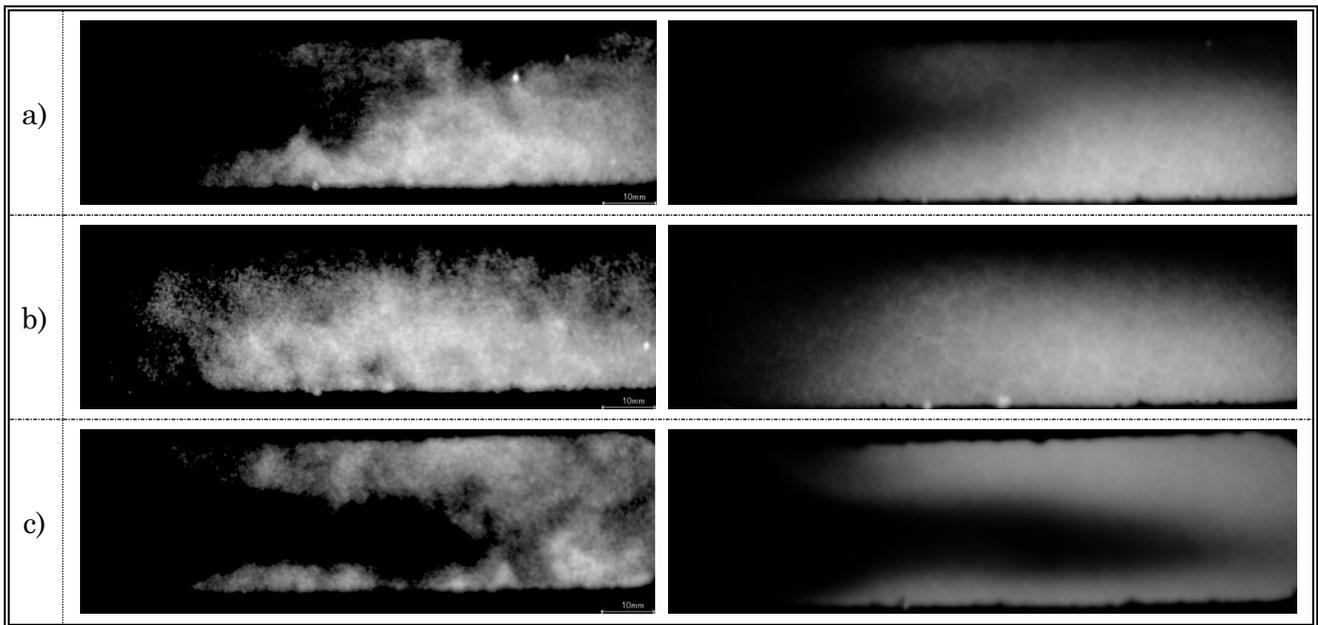


Figure 7.24 : Phase de combustion autonome en visualisation directe (image instantanée, temps de pose 100  $\mu$ s, et moyenne sur 900 images) dans les trois configurations d'injection, pour le col de 7 mm et un mélange stœchiométrique ; a) rappel de la référence ; b) rotation combustible ; c) rotation oxydants

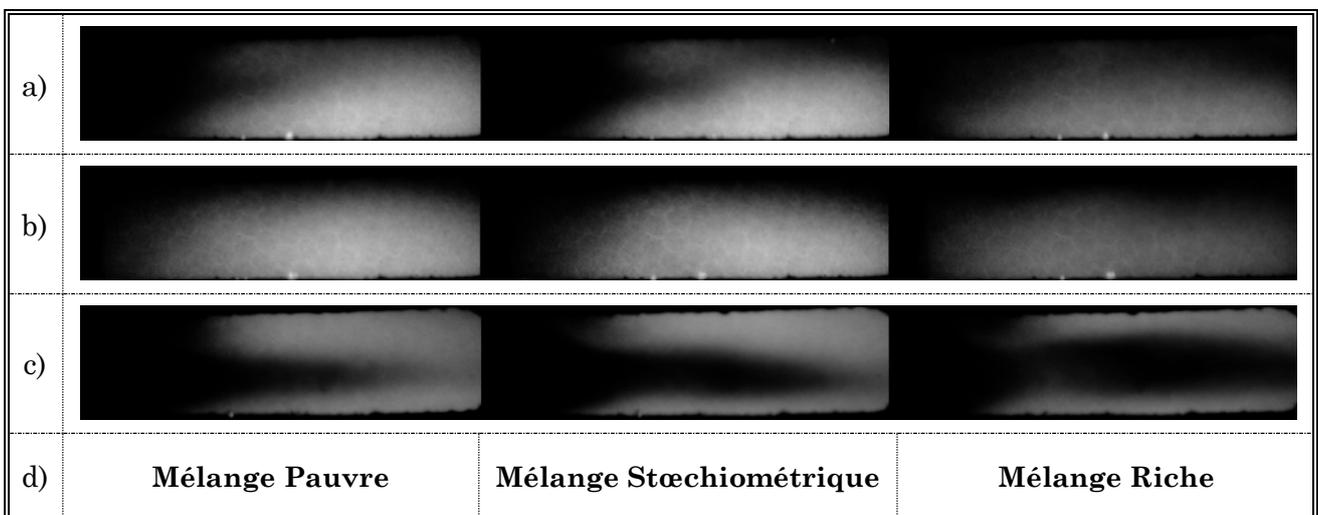
Les visualisations par chimiluminescence OH laissent apparaître une accélération (spatiale) de la combustion lors de la rotation de l'injecteur central combustible. La zone de réaction, matérialisée par la zone d'émission spontanée OH, est en effet plus intense au centre de la chambre dans le cas b). Comparée à la configuration d'injection de référence pour lesquelles les nappes qui se développent sont relativement parallèles (éloignant la zone de mélange des ergols vers l'aval, d'où ce manque de réactivité proche injection), la rotation de l'éthanol envoie une distribution de gouttes qui s'évaporent facilement vers la zone de mélange des ergols. Cette rotation augmente donc la réactivité proche injection.

PARTIE 3 :  
Résultats des Expérimentations

Inversement, pour la rotation des doublets d'oxydants (voir Figure 7.25c en chimiluminescence OH), les deux zones de réaction en V persistent plus longtemps avant de se rejoindre au centre. En effet, il faut cette fois-ci déplacer cinq fois plus de masse de peroxyde d'hydrogène vers la zone de mélange pour atteindre le rapport de mélange stœchiométrique en phase gazeuse (qui vaut environ 5, d'après Eq. (5.5)). Le peroxyde d'hydrogène s'évaporant moins facilement que l'éthanol (voir résultats obtenus au paragraphe 1.3.2 du chapitre 6), les conditions favorables à la réaction en phase gazeuse seront donc décalées.



*Figure 7.25 : Phase de combustion autonome en chimiluminescence avec le col de 7 mm (image instantanée, temps de pose 15  $\mu$ s, et moyenne sur 5 000 images) dans les trois configurations d'injection pour le col de 7 mm et un mélange stœchiométrique ; a) référence ; b) rotation combustible ; c) rotation oxydants*



*Figure 7.26 : Influence de la richesse sur les moyennes de chimiluminescence avec le col de 7 mm ; a) référence ; b) rotation combustible ; c) rotation oxydants ; d) Richesse*

Pour compléter cette approche et mieux cerner la phénoménologie mise en jeu, l'influence de la richesse globale (par le débit relatif d'éthanol) a été étudiée. Sur la Figure 7.26, la différence d'intensité de chimiluminescence spontanée OH collectée selon la richesse du mélange (environ 0,85 ; 1,0 et 1,4) donne un indice sur la réactivité du mélange. En prenant comme référence le mélange stœchiométrique (intensité maximale), l'écart d'intensité est moins visible pour le mélange pauvre (écart de richesse de seulement - 0,15) que pour le mélange riche (écart de richesse de + 0,4, soit plus du double que pour l'écart sur le mélange pauvre).

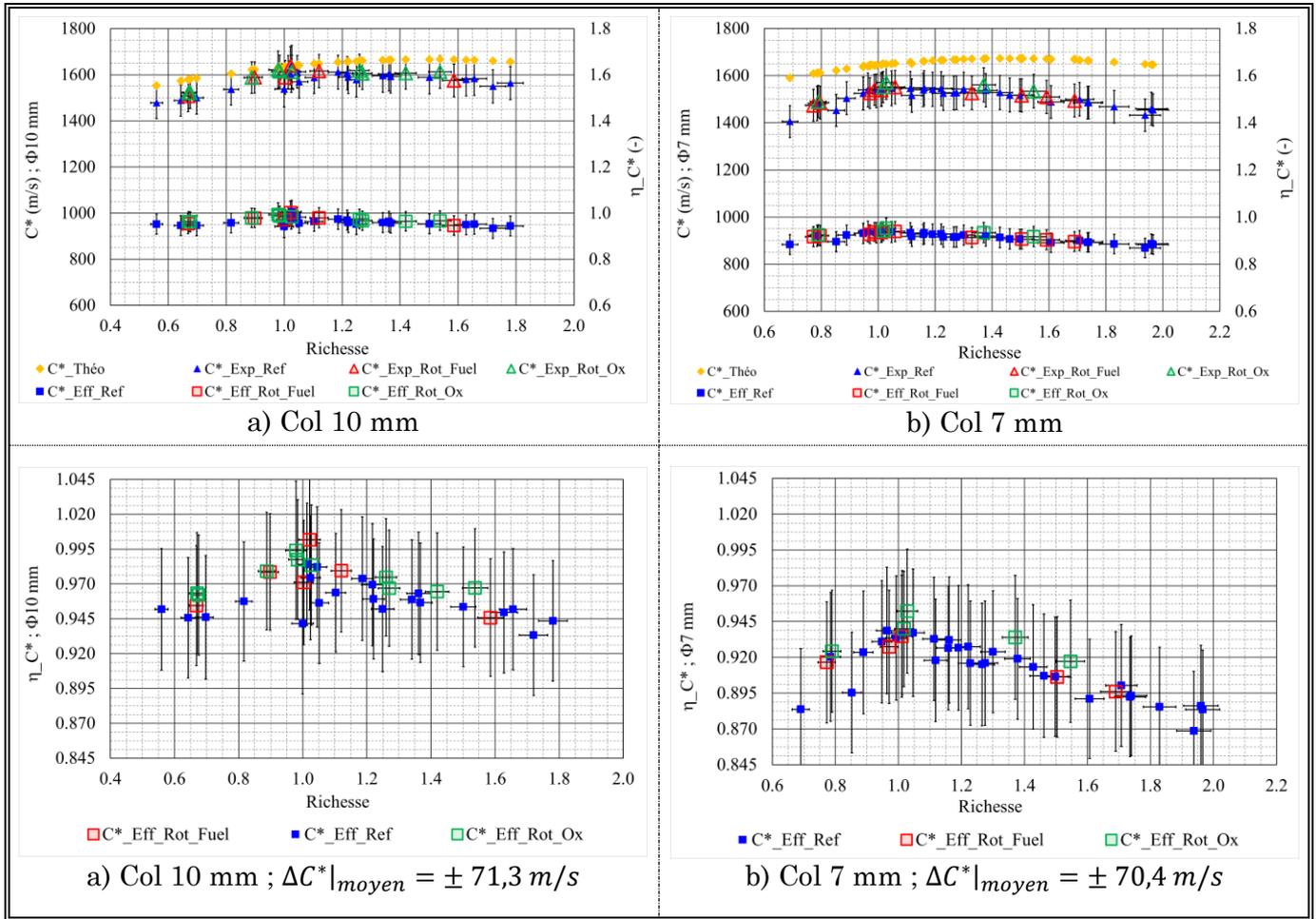
On note ainsi que dans le cas de référence ou celui de la rotation de l'injecteur d'éthanol, le début de la zone d'émission spontanée OH semble se rapprocher de la tête d'injection alors que l'on augmente la richesse (augmentation relative de la pression et la vitesse de l'éthanol injecté). Dès lors, le mélange éthanol-peroxyde d'hydrogène est accru dans la zone des sprays de  $H_2O_2$ . En revanche, lors de la rotation des injecteurs de  $H_2O_2$ , l'accroissement de la richesse, toujours obtenu par augmentation de la pression d'injection d'éthanol, entraîne un moins bon mélange : la quantité de mouvement accrue du spray d'éthanol se traduit par une concentration plus forte en ergol réducteur dans tout le plan médian horizontal de la chambre : il est moins rapidement diffusé vers la périphérie. Le mélange n'est pas favorisé, bien au contraire, il faut attendre plus longtemps pour que la diffusion du peroxyde d'hydrogène vers le centre de la chambre puisse permettre l'obtention d'une richesse favorable à l'établissement de la flamme de diffusion.

### 2.2.2 Comparaison des performances

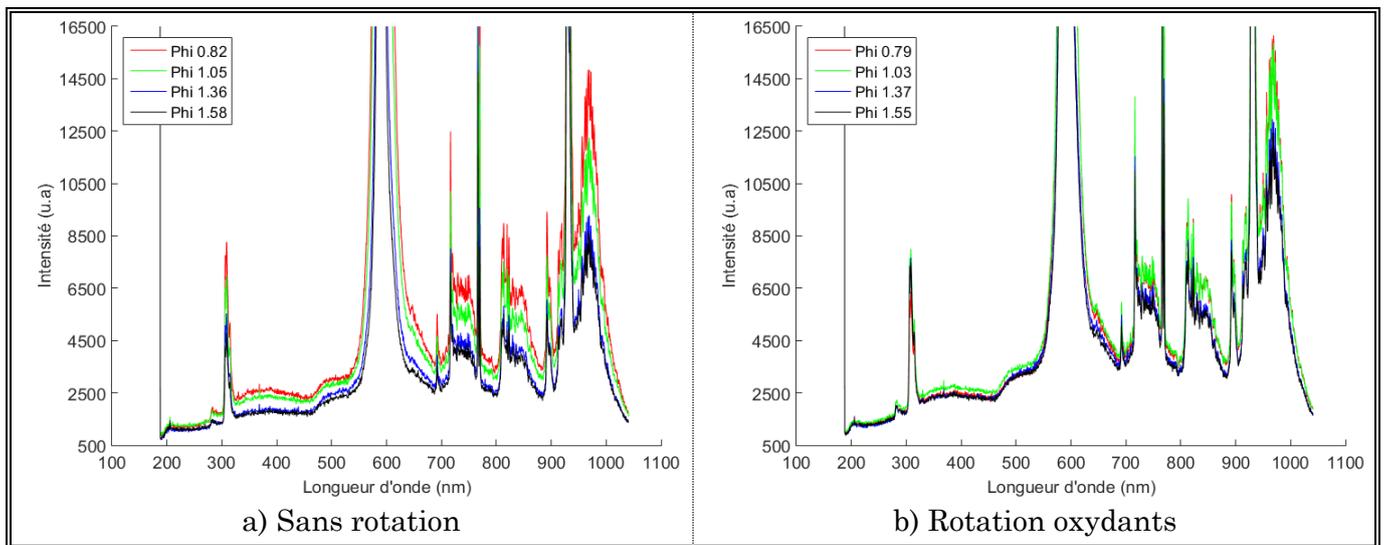
La Figure 7.27 rassemble les rendements de combustion des trois configurations d'injection testées en doublets like sur ACSEL. De manière générale, on ne détecte pas d'influence significative des rotations sur le rendement de combustion, ni sur les spectres d'émissions en sortie de chambre : ces derniers ne seront donc pas présentés. Encore une fois, la longueur caractéristique de la chambre est largement suffisante pour obtenir un comportement global équivalent quels que soient le col, la configuration d'injection et le débit total utilisés. L'influence de la configuration d'injection (rotation ou pas des injecteurs) ne se situe qu'au niveau de la stabilisation de la flamme de diffusion comme observé au paragraphe 2.2.1 précédent. Les tests présentés dans la suite de ce mémoire, réalisés avec une tête d'injection composée de deux triplets conforteront ce résultat (voir paragraphe 2.3). Pour observer sur les paramètres globaux comme la vitesse caractéristique et le rendement une influence du processus de pulvérisation, il serait nécessaire de raccourcir la longueur de la chambre de combustion (par exemple à 1/4 de sa longueur actuelle de 400 mm). Cette nouvelle longueur représenterait à peu près la

PARTIE 3 :  
Résultats des Expérimentations

longueur du premier hublot avec son support. La longueur caractéristique de la chambre  $L^*$  reviendrait à des valeurs de l'ordre de quelques mètres au lieu de plus d'une dizaine de mètres actuellement (rappel Eq. (5.9)).



*Figure 7.27 : Analyse de performance incluant les essais avec rotations*



*Figure 7.28 : Spectres d'émission à l'intérieur de la chambre au niveau du premier hublot*

La Figure 7.28 présente les spectres d'émission mesurés au sein de la chambre de combustion à travers le hublot (emplacement « *HI-h* » de la Figure 5.18). L'intensité lumineuse collectée dans la chambre est nettement plus élevée que dans le panache à l'éjection. Apparaissent également sur les spectres de nombreuses raies d'émission pour des longueurs d'ondes supérieures à celle du sodium ( $\lambda > 589 \text{ nm}$ ). Le spectromètre n'ayant pas été calibré, il n'est actuellement pas possible de procéder à une étude quantitative. Cependant, une sensibilité relative à la richesse est observée, comme lors des essais précédents (rappel Figure 7.9 et Figure 7.19). La sensibilité est moindre pour la rotation des doublets d'oxydants. Ces résultats à l'intérieur de la chambre laissent penser qu'une investigation plus poussée permettrait d'extraire des informations intéressantes sur le processus de combustion comme la température, par analyse détaillée des intensités de ces raies d'émissions.

### 2.2.3 Stabilité des signaux de pressions et des visualisations

Comme souligné dans le paragraphe 2.1.2, les fluctuations maximales de pression calculées ne dépassaient pas 10 % de la pression moyenne de combustion pendant la phase de combustion autonome (se reporter à l'équation (3.6) et au Tableau VII-1). Ceci nous a permis de qualifier la combustion comme stable. L'objectif de ce paragraphe est d'identifier les éventuelles fréquences de ces fluctuations de pression. Pour cela, les signaux de pression des capteurs piézoélectriques sont enregistrés à une fréquence d'acquisition de 100 kHz. Le spectre fréquentiel est recherché durant la phase stabilisée de la combustion, torche éteinte pour  $t_0 + 5s \leq t \leq t_0 + 8s$ , ce qui représente 300 000 points.

*Tableau VII-2 : Fréquence des premiers modes selon Huzel & Huang [2]*

	Longitudinal 1L [kHz]	Tangentiel 1T [kHz]	Radial 1R [kHz]
Fréquence Propre des 1 <sup>ers</sup> Modes	1,46	10,3	21,3
Vitesse moyenne du son $a_c$ [m/s]	1050		

$$a_c = \sqrt{\gamma_{mél,final}(\lambda_m) \cdot \frac{R}{\mathcal{M}_{mél,final}(\lambda_m)} \cdot T_{ch}} \quad (7.30)$$

*avec*  $T_{ch} = f(T_{mél,final}(\lambda_m); M_{ch} \ll 1) \cong T_{mél,final}(\lambda_m)$

Le Tableau VII-2 donne les fréquences théoriques des premiers modes longitudinal, tangentiel et radial en s'appuyant sur leur définition rappelée par Huzel & Huang [2] (voir Figure 3.14). La vitesse du son  $a_c$  a été calculée sur chaque essai selon l'équation (7.30), avec les données numériques estimées après convergence du calcul 0D développé au

paragraphe 2.1.4 (à l'avancement  $\lambda_m$  final). Nous en déduisons une valeur moyenne.

La Figure 7.29 représente les signaux de pressions (chambre et amont) dans le domaine fréquentiel pour un mélange stœchiométrique dans les trois configurations de rotations, avec le col d'éjection de 7 mm. La Figure 7.29-1/ correspond à l'analyse sur l'ensemble des 3 secondes. Les amplitudes sont présentées en échelle logarithmique. L'amplitude de la composante continue (située dans la décade entre  $10^5$  et  $10^6$  Pa) correspond à la valeur moyenne de la pression de combustion mesurée. Cette amplitude est nettement plus élevée que le plus grand pic secondaire à 12,4 kHz : celui-ci ne dépasse pas 100 Pa sur tous les essais. Le rapport de puissance est de l'ordre de 3 en faveur du pic continu. Les instabilités de combustion sont donc environ 1 000 fois inférieures au signal continu de pression. L'hypothèse de stabilité est ainsi vérifiée. L'analyse des amplitudes ne peut se poursuivre au-delà de 25 kHz, l'atténuation due à la bande passante du système d'acquisition ne le permettant pas sans prise en compte de sa fonction de transfert. Il est néanmoins possible de fournir quelques interprétations sur les valeurs fréquentielles de ces pics.

Si les transformées de Fourier des signaux de pressions sont calculées par décomposition de ces 3 secondes en 6 intervalles de 0,5 s (50 000 points) et échantillonnage en utilisant  $2^{16} = 65\,536$  points, on distingue toujours le pic à 12,4 kHz mais de nombreux autres pics apparaissent après quelques secondes d'essais, surtout pour les derniers intervalles (voir Figure 7.29-1/ pour le capteur affleurant à la paroi de la chambre). C'est notamment le cas pour la fréquence de 8,06 kHz et harmoniques autour de 16, 24 et 32 kHz. La fréquence de ce premier pic (8,06 kHz) est très supérieure à la valeur du premier mode longitudinal calculé au Tableau VII-2, mais s'apparente davantage au mode tangentiel, estimé à 10,3 kHz, ou d'une combinaison des deux modes... Mais la valeur moyenne de la célérité du son (1 050 m/s) prise pour le calcul OD est approximative et calculée à partir d'une combustion isobare adiabatique. Ces instabilités qui apparaissent clairement sur les deux ou trois derniers intervalles d'études laissent supposer que les instabilités se développent progressivement dans la chambre. Elles peuvent être dues au couplage avec la régulation de l'injection par le détendeur proportionnel qui devient justement active autour de 6,5 – 7,0 secondes (rappel Figure 7.15).

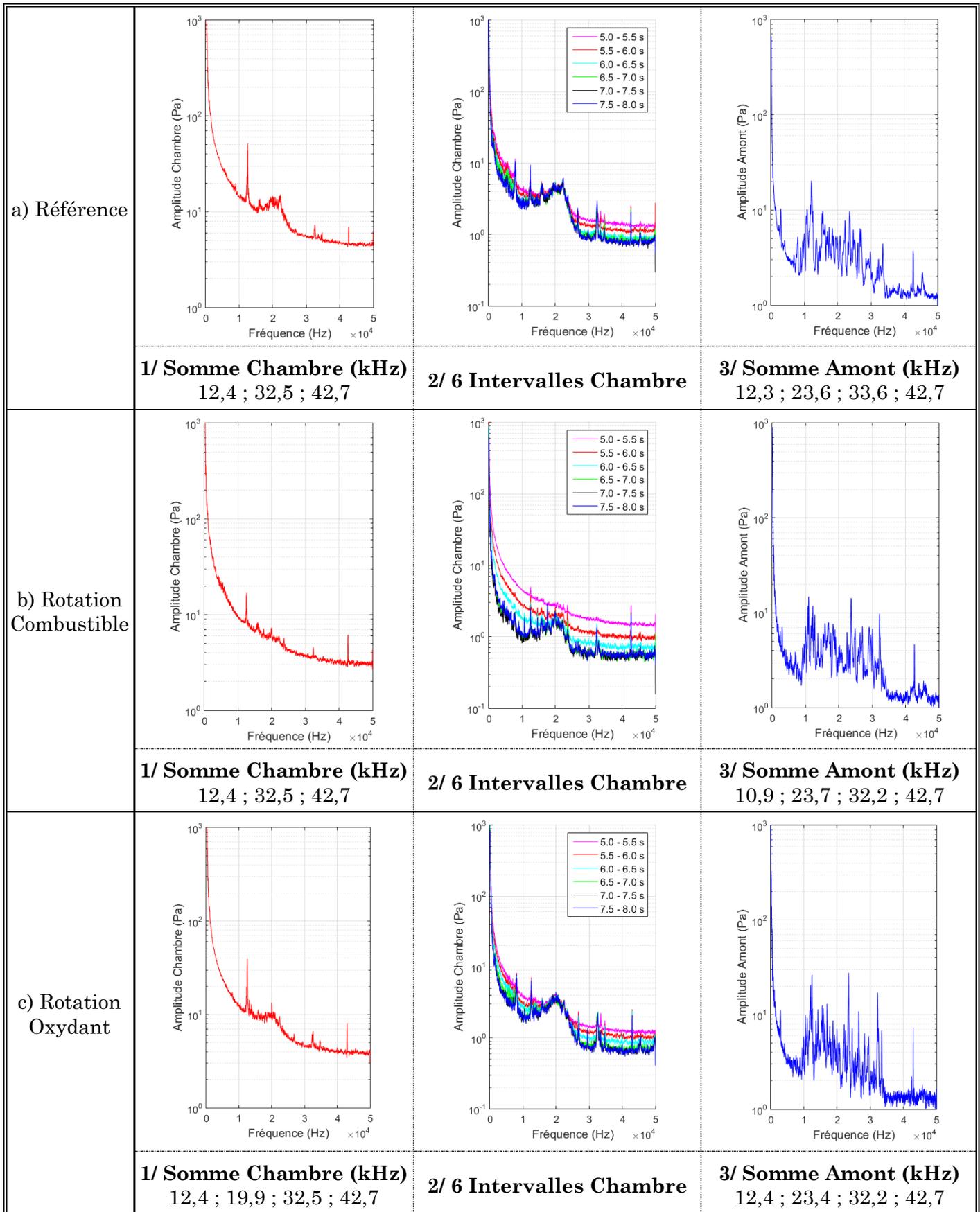
Le spectre de fréquence du capteur placé en amont est quasiment identique sur toutes les configurations (voir Figure 7.29-3/). Le capteur amont ne ressent pas l'instabilité à 8,06 kHz, mais identifie bien les autres pics autour de 12, 24, 34 et 42 kHz. Le bruit est plus important que le capteur dans la chambre car il est placé en retrait de la tête d'injection.

C'est en fait l'acoustique de la cavité de 5 cm<sup>3</sup> (longueur 45,3 mm) qui génère le bruit et homogénéise la réponse fréquentielle du capteur (estimation du premier mode longitudinal à 11,6 kHz).

De manière générale, il semble qu'avec le même traitement de signal, on puisse établir une relation d'ordre pour les instabilités intrinsèques de nos configurations, en comparant les amplitudes et le bruit qui les entoure. Ainsi, d'après les profils des signaux de la pression chambre sur chaque intervalle, la configuration de référence (a) a l'air plus instable qu'avec une rotation des doublets oxydants (c), qui semble elle-même plus instable qu'avec rotation du doublet d'éthanol (a). Le pic à 8,06 kHz et ses harmoniques sont d'ailleurs amortis dans cette dernière configuration quelle que soit la richesse du mélange (voir Figure 7.29b-2/ et Figure 7.30).

Ainsi, la richesse n'influence pas au premier ordre la stabilité de combustion. Elle ne joue que sur la pénétration des sprays et donc la longueur de combustion. C'est plutôt la configuration d'injection qui pilote la stabilité de combustion. En brisant la symétrie transversale des nappes (par n'importe quelle rotation, même si celle de l'éthanol donne un meilleur contraste), un des modes d'instabilité a vraisemblablement été amorti. Ce phénomène bien connu se traduit dans la pratique par l'utilisation de séparateurs (« baffles ») installés dans les moteurs réels. Sur le banc ACSEL, la faible amplitude de ces fluctuations de pression montre qu'il n'y a pas de couplage acoustique avec la combustion, soit grâce à une stabilité suffisante, soit en raison de la faible puissance thermique du banc. Quoi qu'il en soit, elles ne sont pas dangereuses pour l'intégrité du banc.

PARTIE 3 :  
Résultats des Expérimentations



*Figure 7.29 : Analyse de Fourier de la pression chambre (transverse) et amont (longitudinal) en mélange stœchiométrique : fréquence d'acquisition de 100 kHz, atténuation due à la bande passante à -3 dB de 40 kHz, dans les 3 configurations d'injections a, b et c*

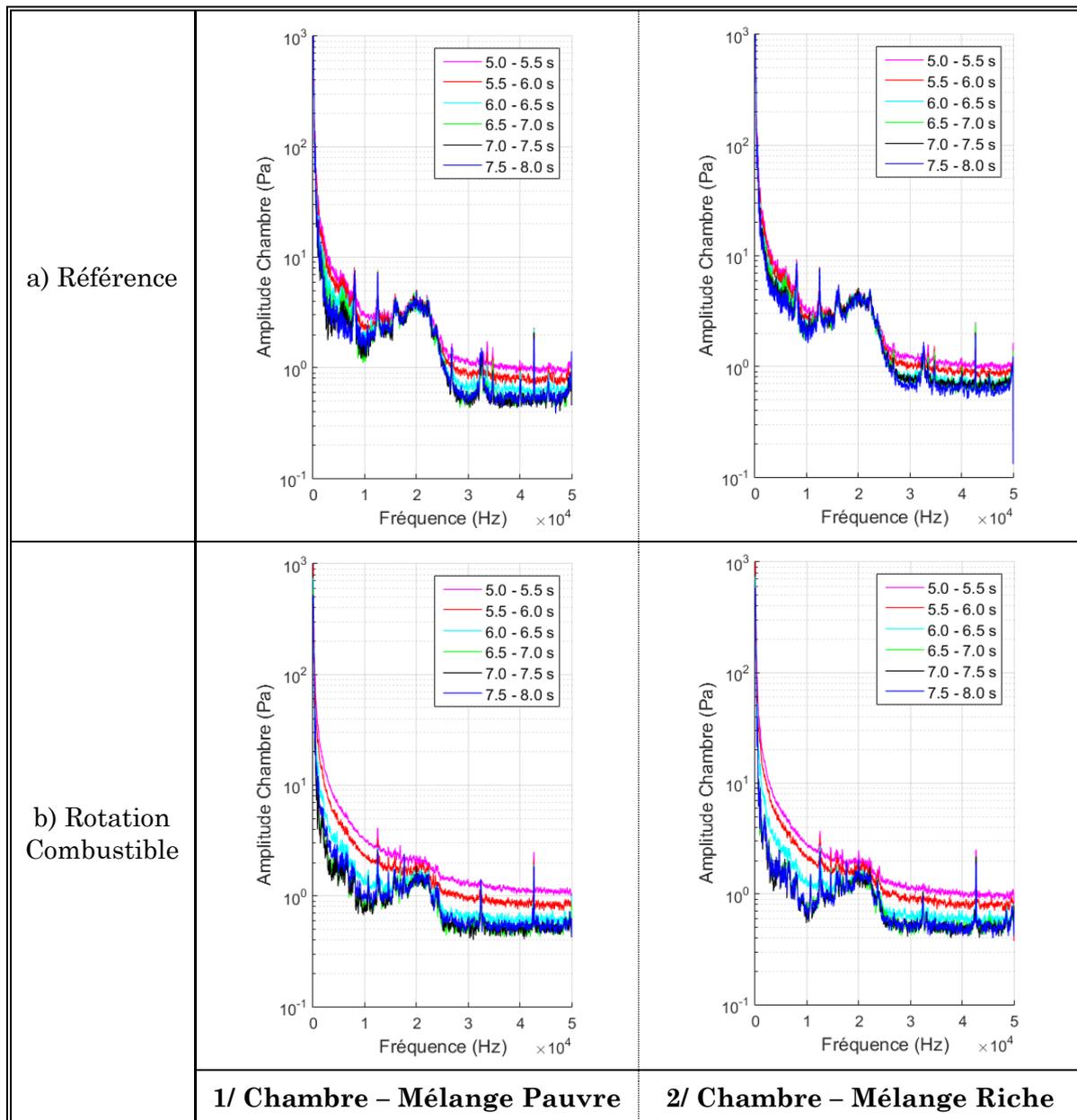


Figure 7.30 : Stabilisation de la pression chambre par rotation du combustible

Une tentative d'analyse de Fourier des images de chimiluminescence a été entreprise afin d'étudier les éventuelles similitudes avec les signaux de pression, mais n'a pas donné de résultats exploitables. La cadence d'acquisition pour la chimiluminescence de 20 kHz reste encore trop faible pour comparer aux diagnostics de pression à 100 kHz, car au mieux, l'analyse des images peut se faire jusqu'à 10 kHz, ce qui ne permet pas de comparer avec efficacité la réponse fréquentielle des signaux de pressions qui s'étend jusqu'à 50 kHz.

## 2.3 Essais de combustion en triplets unlike

### 2.3.1 Comparaisons des visualisations directes

De manière analogue à ce qui est fait pour les doublets, les coefficients de débit des lignes sont déterminés avec de l'eau avant les essais de combustion. Compte tenu des dimensions mises en jeu, une attention systématique doit être portée au dispositif d'injection qui peut très facilement être obstrué par la présence d'un déchet organique se trouvant dans une ligne d'injection. Les valeurs dégradées des coefficients de débit ont nécessité un nettoyage dans une cuve à ultrason.

Ce n'est qu'après ce nettoyage que l'on retrouve des coefficients de débits satisfaisants pendant les essais en combustion (voir Figure 7.31). Même si les visualisations et analyse granulométrique avaient souligné de légères différences sur les deux triplets (voir Chapitre 6 paragraphe 3.2), on voit bien, d'après les images instantanées réalisées en combustion (voir Figure 7.32), que la flamme présente un comportement identique sur les deux triplets. En effet, on retrouve une flamme de diffusion symétrique mais cette fois, la flamme doit sa structure aux sprays coniques comportant déjà les deux ergols ; l'absence de combustion au centre provient de l'absence d'ergol directement liée au mode d'injection. Les proportions quasiment stœchiométriques de l'injection sont favorables à la remontée de la flamme et sa stabilisation pratiquement confondue avec le point d'impact du triplet.

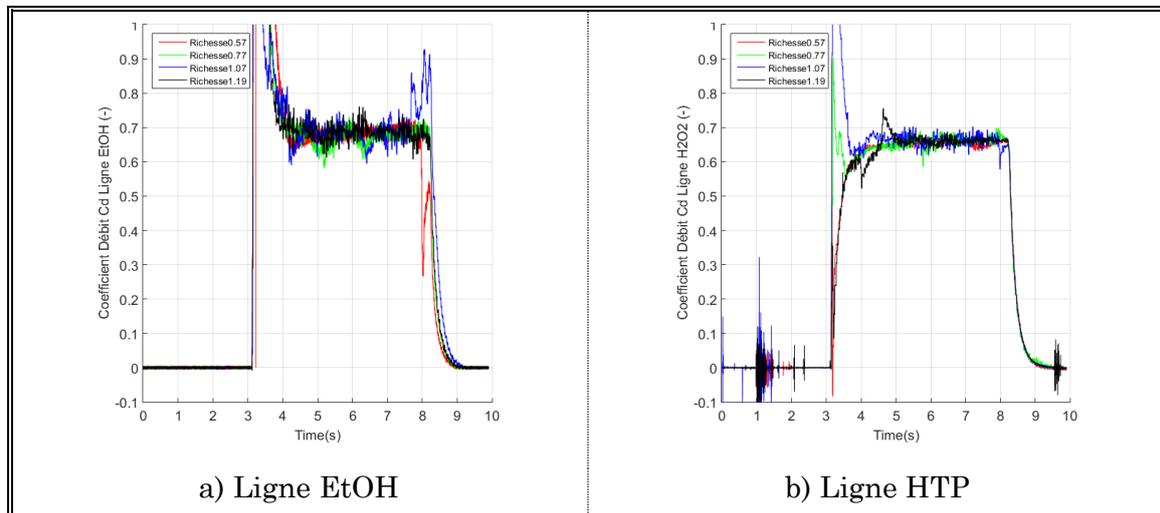


Figure 7.31 : Coefficients de débit des lignes d'injection et triplets OFO en combustion

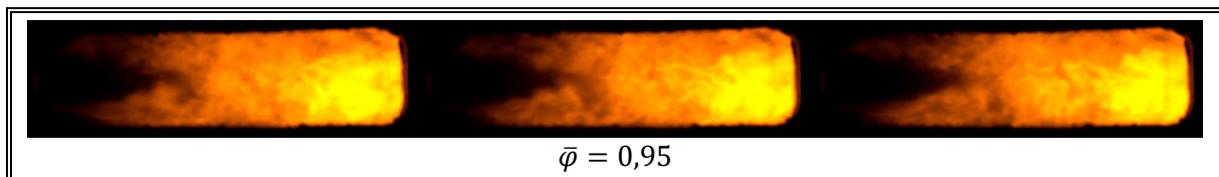


Figure 7.32 : Essai en triplets OFO proche de la stœchiométrie (temps de pose  $100 \mu\text{s}$  ;  $\Delta t = 0,666 \text{ ms}$ )

La Figure 7.33 illustre le décrochement de la flamme pour des richesses croissantes. Le rapport de mélange stœchiométrique du couple éthanol/peroxyde d'hydrogène étant élevé (5,02 d'après l'équation (5.5)), une variation de richesse à débit constant est principalement caractérisée par une augmentation importante de la pression d'injection de l'éthanol par rapport à une moindre diminution de la pression d'injection du peroxyde d'hydrogène. Ainsi, entre les richesses minimale de 0,57 (voir Figure 7.33-1/) et maximale de 2,26 (voir Figure 7.33-8/), la pression du combustible a augmenté de 16 bar tandis que celle de l'oxydant a « seulement » diminué de 7 bar. Prenons comme référence le point proche de la stœchiométrie (voir Figure 7.33-3/) : la flamme se développe classiquement en « double V », et de manière homogène entre les sprays. L'intersection entre les deux « V » se situe au niveau du plan médian horizontal de la chambre, avant que les deux sprays ne se rapprochent géométriquement. Les mélanges pauvres se stabilisent plus près du point d'impact, allant même jusqu'à le dépasser à contre-courant pour former en moyenne une seconde structure en V (grâce au brouillard de petites gouttes pulvérisées proche du point d'impact) pour le cas le plus pauvre (voir Figure 7.33-b1/). À l'inverse, lorsque la richesse est supérieure à 1, la quantité de mouvement plus importante de l'éthanol déstabilise la flamme. C'est ainsi que la flamme perd petit à petit sa structure en W à cause de l'évasement des deux sprays allant même jusqu'à adopter un profil complètement décroché pour les profils moyennés des richesses maximales (voir Figure 7.33-b7-8/).

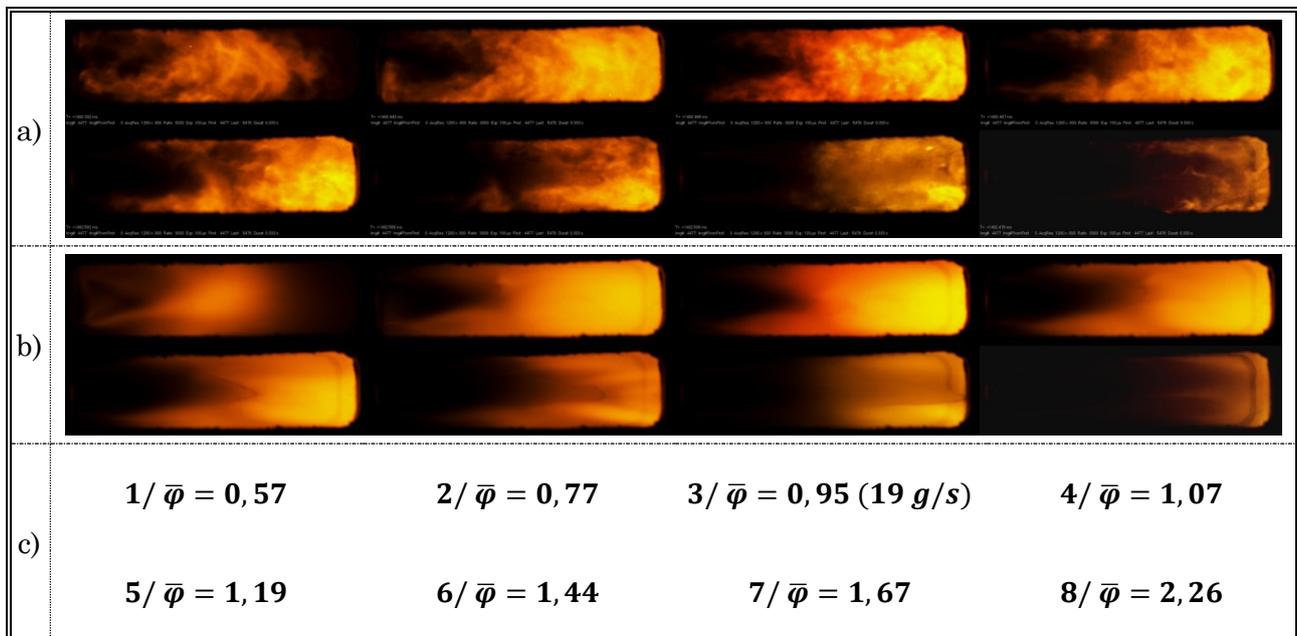


Figure 7.33 : Influence de la richesse globale sur la longueur d'accroche de la flamme sur les sprays, pendant la phase de combustion autonome à 15 g/s ; a) images instantanées (temps de pose 100  $\mu$ s) ; b) moyenne sur 1 000 images ; c) richesses moyennes des 8 essais : de gauche à droite, et de haut en bas

Pour résumer l'influence des phénomènes physiques, la diminution modérée (- 7 bar entre les cas 1/ et 8/) de la pression d'injection du peroxyde d'hydrogène tend à augmenter légèrement les SMD (de 6  $\mu\text{m}$ , en interpolant les résultats obtenus au paragraphe 3.2.2 du chapitre 6 pour de l'eau considérée représentative du peroxyde d'hydrogène) et les temps d'évaporation (la granulométrie du triplet est principalement dictée par celle du doublet), tandis que l'augmentation plus importante de la pression d'injection du jet central (+ 16 bar entre les cas 1/ et 8/) va augmenter la vitesse moyenne axiale du triplet (de 14 m/s) et décaler les conditions favorables à la réaction en phase gazeuse (évaporation plus éloignée de la tête d'injection). Ces deux effets favorisent l'éloignement progressif de la position de stabilisation de la flamme en mélange riche.

### 2.3.2 Comparaison des performances

Les performances en combustion de la tête d'injection en triplets sont comparées à toutes les configurations d'injection précédentes, en reprenant la méthode de calcul des vitesses expérimentales et des rendements de combustion (voir Figure 7.34). Comme pressenti lors des résultats de rotations de doublets, la longueur de chambre élevée ne permet pas de savoir si la tête d'injection en triplets améliore ou dégrade le processus de combustion : on retrouve des valeurs déjà obtenues pour le col de 7 mm, soit des efficacités de combustion comprises entre 88 et 94 %.

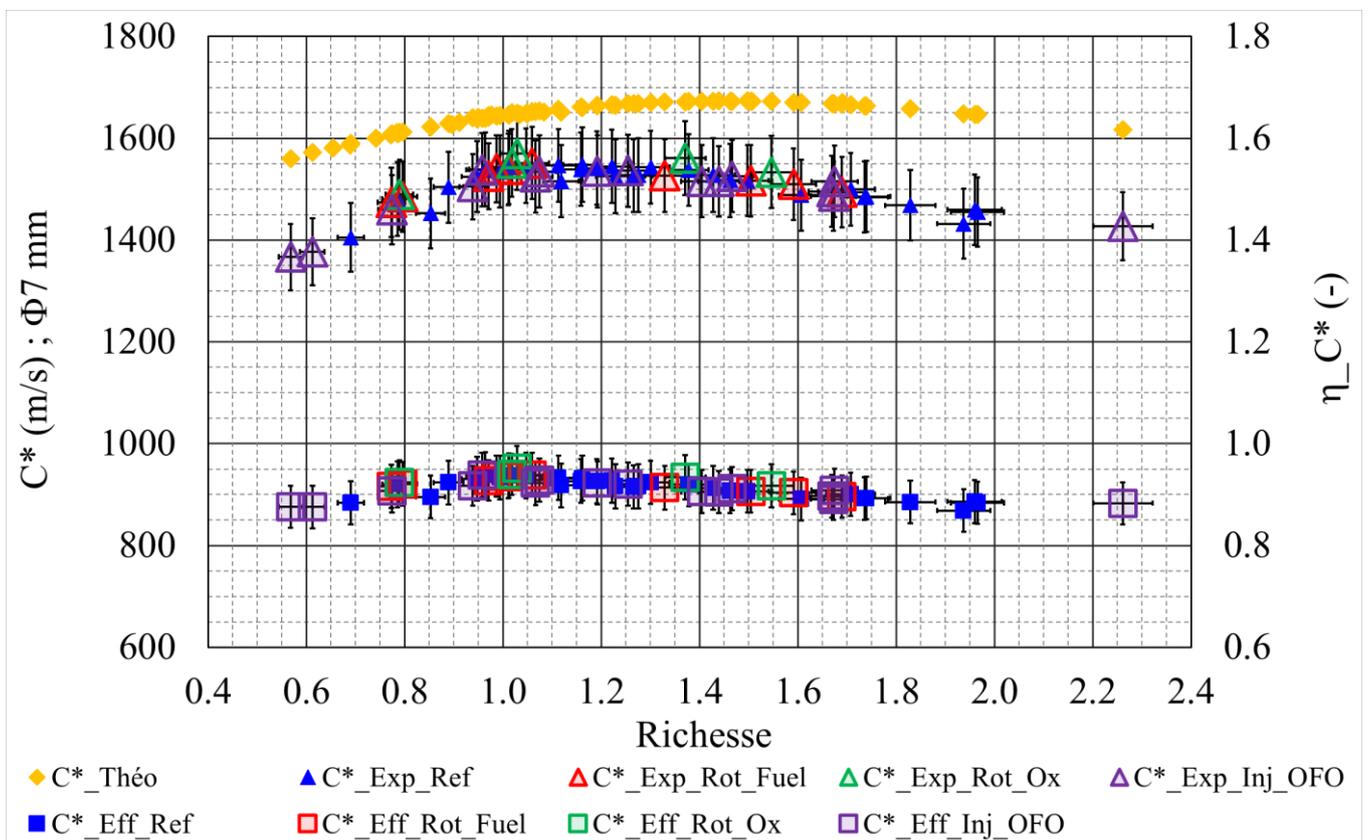


Figure 7.34 : Analyse de performance incluant les données des triplets OFO

Les performances étant identiques, on ne présentera pas l'analyse des spectres d'émissions qui est analogue aux cas précédents (espèces détectées dans le panache de sortie pour des cas de mélanges riches), de même que les calculs 0D de poussée (en moyenne 25 N) et d'impulsion spécifique (d'environ 160 secondes sans une tuyère optimisée). On se référera donc aux Figure 7.19, Figure 7.20, et l'équation (7.29) pour en avoir une idée plus précise.

Aussi, l'*Annexe C* (voir page 217) présente un résumé de l'analyse de performance pour quelques essais réalisés sur toutes les configurations d'injections expérimentées.

### 2.3.3 Comparaison de la stabilité de la combustion

Considérons maintenant la stabilité de l'injection en triplets, pour trois conditions d'injection à différentes richesses, par analyse fréquentielle des signaux de pressions de combustion. D'après la Figure 7.35, le niveau d'instabilité semble, pour des richesses supérieures ou égales à 1, intermédiaire entre les essais de référence sans rotation (voir Figure 7.29a) et les essais avec rotation des doublets. Le pic situé autour de 42 kHz semble ici décalé à 40 kHz mais plus intense. Le mélange pauvre illustré ici s'apparente plus aux essais stabilisés par rotations. Ici, la richesse, par son influence sur le décrochement de la flamme, a donc un impact sur la stabilité de la combustion.

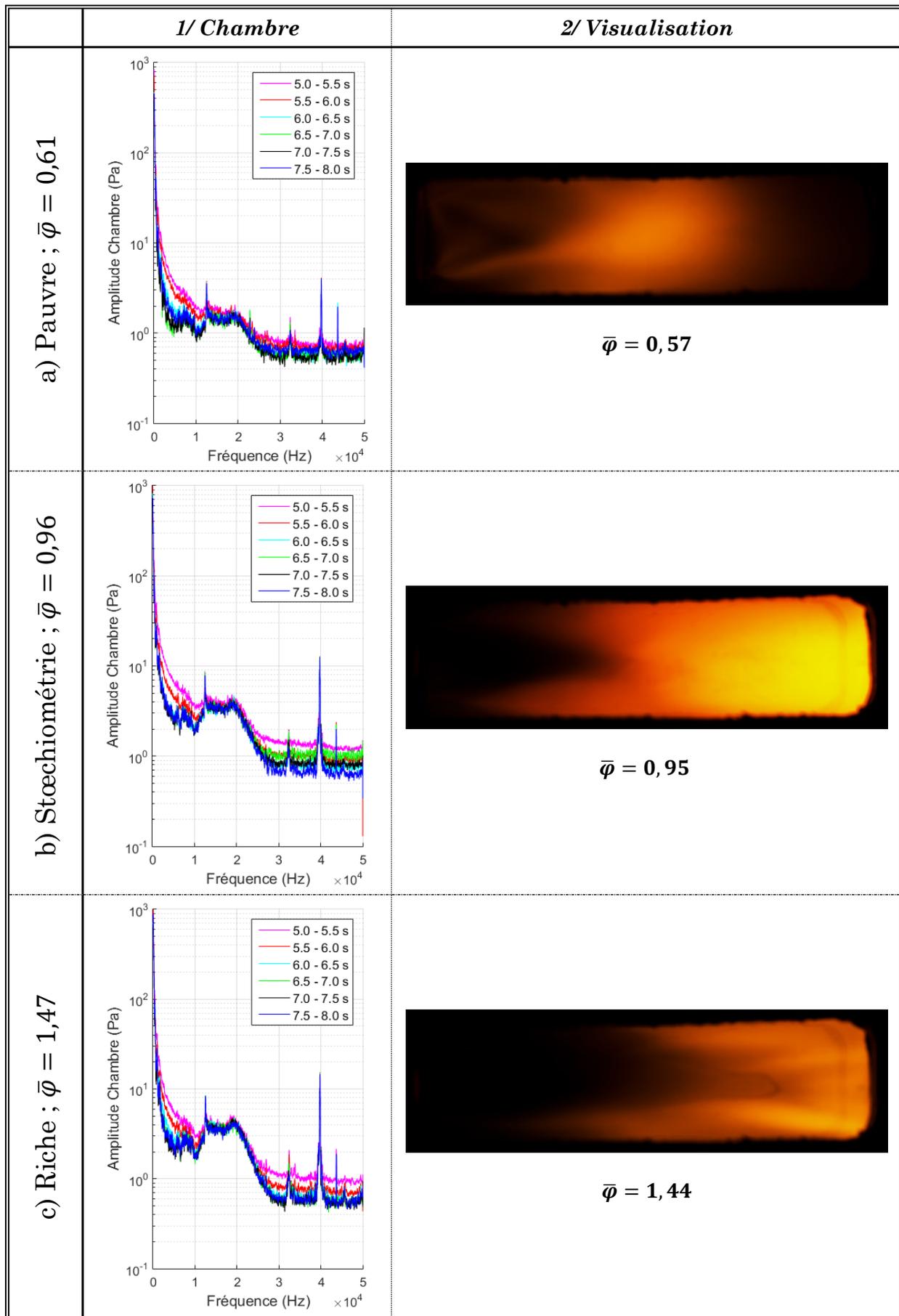


Figure 7.35 : Analyse de Fourier de la pression chambre (transverse) et amont (longitudinal) pour 3 richesses : fréquence d'acquisition de 100 kHz

### 3 Conclusion des essais sur ACSEL

Les essais sur le banc ACSEL ont été entrepris en vue de caractériser le comportement et les performances de l'allumage et de la combustion du couple d'ergols étudiés, à savoir l'éthanol (en tant que combustible) et le peroxyde d'hydrogène concentré à 87,5 % en masse (en tant qu'oxydant). La particularité de cette association réside dans l'absence de préchambre catalytique pour décomposer avant combustion le peroxyde d'hydrogène. De cette façon, les deux doublets sont injectés en phase liquide dans la chambre de combustion, l'utilisation d'une torche d'allumage est donc indispensable pour initier la réaction. Les diagnostics optiques et physiques de la combustion ont permis d'atteindre progressivement l'amorçage du col, par réduction de son diamètre. C'est à partir de l'amorçage que l'analyse des performances en combustion a été effectuée (principalement  $C^*$ ,  $\eta_{C^*}$ ). Les essais ont montré que les ergols peuvent s'allumer sur une gamme relativement large de richesse (environ 0,4 – 2,3). Sur cet intervalle, la longueur caractéristique de la chambre est largement suffisante pour permettre au système à trois paramètres (débit total, pression chambre, temps de séjour des espèces) d'être compatible avec une combustion presque complète, de sorte que les rendements de combustion obtenus atteignent entre 87 et 98 % (soit entre 1 400 et 1 600 m/s pour  $C^*$ ), tous essais confondus. Ces rendements sont équivalents aux études réalisées sur du peroxyde d'hydrogène décomposé, par association avec du kérosène, ou un autre combustible non toxique, éventuellement hypergolique avec le peroxyde d'hydrogène ([58]-[67]). Rappelons tout de même que la cinétique chimique du peroxyde d'hydrogène est réputée pour être lente, ce qui induit des longueurs caractéristiques de chambre supérieures (environ 2 fois celles du couple LOx-LH<sub>2</sub> ou du couple NTO/MMH). En outre, les premiers résultats sur les cols non amorcés argumentaient en faveur d'une longue chambre (combustion très incomplète). Mais le remplacement des cols a rétabli la combustion majoritairement dans la chambre. L'analyse spectrale dans le panache en sortie corrobore ce résultat puisque les mélanges pauvres ne réagissent plus, tandis que les produits de combustion toujours réducteurs dans le cas de mélanges riches peuvent à nouveau réagir en sortie de chambre avec l'oxygène de l'air ambiant pour former les intermédiaires réactionnels observés expérimentalement. Mais insistons sur le fait que l'éthanol qui pouvait potentiellement réagir avec le peroxyde d'hydrogène l'a effectivement fait à l'intérieur de la chambre. L'intensité d'émission collectée par le spectromètre au niveau du premier hublot est d'ailleurs nettement plus élevée sur tout le spectre de longueurs d'ondes.

L'analyse par chimiluminescence a quant à elle montré les phénomènes physiques mis en jeu dans la structure macroscopique de la zone réactive. Les influences du mélange et

du comportement à l'évaporation des ergols (richesse locale en phase gazeuse) ont été soulignées par l'étude comparative des configurations d'injection par rotation des doublets.

Les pertes thermiques aux parois, un peu supérieures pour le col de 7 mm, sont une conséquence du temps de résidence plus important. Elles permettent d'expliquer la légère baisse du rendement de combustion pour le col de 7 mm comparé au col de 10 mm. La rotation des doublets n'a pas permis de détecter un éventuel avantage ou inconvénient sur les rendements, toujours en raison de la longueur de chambre élevée. Cependant, la rotation de l'éthanol a amorti le premier mode détecté autour de 8 kHz et ses harmoniques dans les autres configurations sur le capteur placé transversalement dans la chambre. Nous avons également remarqué que les instabilités se développent en cours d'essai, pour atteindre l'amplitude maximale à l'intervalle de temps juste avant la fermeture des vannes. Cette observation peut être reliée au couplage avec la régulation de la pression d'injection, ou à la thermique de paroi de la chambre. Quoi qu'il en soit, il serait intéressant de réaliser des essais sur des temps d'injection plus long, afin de voir le comportement de ces instabilités au cours du temps (stabilisation, amplification ou amortissement)...

Les essais sur la tête d'injection en triplets ont abouti aux mêmes rendements, même si sur le premier tiers de la chambre (au niveau du hublot), la structure de la flamme interagissant avec la pulvérisation des sprays est différente. En effet, l'injection des ergols à richesse élevée a conduit à l'éloignement de la zone de stabilisation de la flamme, mettant ainsi en évidence l'influence de l'augmentation de la vitesse relative du jet d'éthanol, sans pour autant mener à l'extinction (« *lift-off* »). Ce décrochement progressif s'est répercuté sur une dynamique de la pression de combustion un peu plus instable. Le processus de combustion a donc démontré une stabilité intermédiaire comparée aux essais de doublets de référence et par rotation des doublets d'injection (très similaire aux essais par rotation en mélange pauvre, mais se rapprochant plus des essais sans rotation des doublets en mélange riche).

En conclusion, tous les essais convergent vers la même idée : la combustion est presque complète, néanmoins l'analyse demande à être poussée un peu plus loin. Si on vise à classifier les configurations d'injections en fonction des différences de performance et de stabilité en combustion afin d'opter pour la configuration la meilleure, il devient nécessaire de poursuivre les travaux en réduisant la longueur de chambre. Par exemple, une réduction à environ un quart de sa longueur actuelle, soit une longueur de 100 mm équivalente au premier hublot monté sur son support, donnerait une longueur caractéristique  $L^*$  d'environ 7 m.





---

---

*Conclusions & Perspectives*

---

---

## Conclusions

Les travaux qui ont mené à l'écriture de ce manuscrit avaient pour but de caractériser expérimentalement, et à échelle réduite, divers phénomènes physiques se produisant dans les chambres de poussée installées sur les étages de lanceurs spatiaux utilisant des ergols liquides stockables. Ainsi, l'étude s'est articulée autour de 3 phénomènes principaux : nous devons analyser la pulvérisation de jets liquides en vue de former des sprays, puis étudier l'allumage de ces sprays réactifs constitués de gouttes et de vapeurs d'ergols combustibles et oxydantes, et quantifier les performances de combustion de ce système « bi-ergolique ». Nous nous sommes particulièrement focalisés à décrire le premier et le dernier point, l'allumage étant l'instant intermédiaire, transitoire par nature sur des temps caractéristiques relativement courts.

Le point innovant de l'étude consistait surtout à étudier des ergols stockables qualifiés de non toxiques par la communauté (voir projet GRASP), non hypergoliques, et qui sont injectés directement en phase liquide.

Le premier chapitre a été volontairement dédié à la description générale du cadre d'étude qu'est la propulsion spatiale. Celui-ci s'est donc consacré à rappeler les grands principes permettant à des lanceurs spatiaux de réaliser leur mission, à savoir d'amener une charge utile (satellites, sondes, ou équipage dans le cas de « vols habités ») à bon port, c'est-à-dire sur une trajectoire (orbite) précisée avant lancement. La comparaison des techniques utilisées (principalement moteurs à propulsion par ergols solides, cryogéniques, stockables, ou par gaz froids) sur de tels engins spatiaux a participé à identifier les ordres de grandeurs des performances obtenues sur des moteurs à ergols liquides. On retiendra notamment que les vitesses caractéristiques théoriques  $C^*$  (respectivement les impulsions spécifiques  $I_{sp}$ ) s'échelonnent généralement autour de 1 500 à 2 500 m/s (respectivement 250 à 500 s), les valeurs minimales (respectivement maximales) s'appliquant plutôt aux ergols stockables (respectivement cryogéniques).

La synthèse bibliographique sur les deux chapitres suivants a permis d'identifier les différents phénomènes prenant place lors de la pulvérisation (atomisation primaire, secondaire, ondes hydrodynamiques, ligaments), de l'allumage et de la combustion. Ont été mises en évidence les influences de la géométrie interne des injecteurs conduisant à des coefficients de débit de l'ordre de 0,5 à 0,7 ; et les corrélations entre pression d'injection, angle d'impact et tailles de gouttes, constituants discrets d'un spray mono-

disperse. Sur une large bande de fréquences, les instabilités de combustion parfois observées expérimentalement sont causées par les multiples couplages entre ondes acoustiques, alimentation des ergols, atomisation ondulatoire, dégagement de chaleur par la flamme, ou encore son interaction avec les parois. Sur des ergols stockables moins toxiques type kérosène, éthanol ou peroxyde d'hydrogène, le critère d'instabilité généralement retenu est compris autour de 10 à 20 % de la pression régnant dans la chambre de combustion. Il a néanmoins été observé que des instabilités de combustion de faible amplitude pouvaient favoriser le processus général de combustion et aboutir à une meilleure efficacité de combustion  $\eta_{C^*}$ .

L'état de l'art a plutôt fait ressortir des études utilisant à la fois du peroxyde d'hydrogène décomposé avec du kérosène ou un autre composé chimique type « surrogate », mais très peu avec de l'éthanol [66]. Inversement, l'éthanol est plutôt associé à un ergol cryogénique oxydant (LOx). L'étude trouve donc pleinement sa justification dans ce constat, d'autant plus que dans la littérature, le peroxyde d'hydrogène est toujours injecté gazeux, après décomposition catalytique.

À la suite de l'étude bibliographique, nous avons sélectionné des injecteurs à impact (doublets à 60° d'impact ; triplets à 2 fois 30°) couramment utilisés pour générer des sprays d'ergols stockables. Le diamètre  $d_0$  des injecteurs a été réduit à 0,30 mm (rapport  $L/d_0 = 20$ ) afin de limiter le débit total et les temps d'évaporation des ergols pour cette étude sur des bancs académiques. Deux bancs expérimentaux ont donc été conçus et installés lors de ces travaux de thèse en vue de dissocier l'étude fondamentale de la pulvérisation, ou Atomisation par Impact de jets Liquides pour l'Étude de la Formation de Sprays (banc AILEFS), de l'étude de l'Allumage et de la Combustion de Sprays d'Ergols Liquides (banc ACSEL). Ce dernier banc avait donc pour but de reproduire, à l'échelle réduite de quelques injecteurs, les conditions expérimentales de combustion à pression constante que l'on retrouve dans des configurations à échelle réelle, sur les centaines d'injecteurs que contient un moteur spatial classique haute performance à ergols liquides. La puissance étant réduite en raison de son faible débit, l'alimentation retenue pour les deux bancs, à savoir une pressurisation par gaz inerte (azote), s'est révélée être la plus simple à mettre en œuvre.

L'exploitation de ces deux bancs expérimentaux, associée à la mise en place de diagnostics optiques et physiques, a permis de dégager des premiers résultats. Sur le premier banc inerte, la comparaison des visualisations par ombroscopie des doublets de type like, ainsi que celle de triplets reste globalement similaire. De même, la comparaison de l'analyse granulométrique par Interférométrie Phase Doppler (méthode PDI) de ces configurations d'injection reproduit assez fidèlement les tendances observées sur de précédentes études. C'est particulièrement le cas pour la corrélation utilisée par Ramamurthi et al. [21], qui est en fait une linéarisation de celle obtenue par Ryan et al. [40] quelques années auparavant. Les résultats ont été obtenus à une distance adimensionnée minimale de  $X/d_0 = 100$ , car ceux réalisés plus proche ( $X/d_0 = 50$ ), montraient un taux de validation insuffisant pour être considérés comme réellement représentatifs. En effet, la technique de la PDI se base sur une hypothèse de sphéricité parfaite des gouttes, ce qui est incompatible avec la mesure de la granulométrie limite à l'injection ( $X/d_0$  tendant vers 0), donnée pourtant primordiale pour la simulation numérique et pour les interactions réelles en conditions réactives. En ce qui concerne la pulvérisation de doublets unlike, celle-ci peut rapidement devenir dissymétrique si les rapports de paramètres d'injection quelconques entre jets sont éloignés de l'unité. Ce problème pour la combustion peut être résolu en passant aux triplets unlike (résultats équivalents à la pulvérisation de doublets like).

Les nombreux essais réalisés en combustion sur le banc ACSEL ont permis tout d'abord de montrer que les ergols « verts » (ou *green propellants*) que sont l'éthanol et le peroxyde d'hydrogène concentré à 87,5 % en masse pouvaient s'allumer en un délai assez court (environ 150 ms) à l'aide d'une torche de faible puissance (10 % du débit total d'ergol), puis s'auto-entretenir en combustion à débit constant de 20 g/s maximum pendant une petite dizaine de secondes. Cette valeur n'est sans aucun doute pas une limite au-delà de laquelle on risque l'extinction, mais a été fixée pour favoriser la multiplication des essais sur une campagne, le régime stationnaire étant rapidement atteint. L'amorçage du col d'éjection a été obtenu pour des diamètres de 10 et 7 mm, ce qui a donné suite à une analyse systématique de performance, connaissant le débit massique total d'ergols (environ 15 à 19 g/s), et le saut de pression dû à la combustion (entre 2 et 7 barG, selon le débit et le col utilisés). Les vitesses caractéristiques obtenues sont comprises entre 1 400 à 1 600 m/s, soient des valeurs de l'ordre de grandeur des autres systèmes bi-ergols stockables couramment utilisés en propulsion spatiale, ou au stade d'étude prospective. Les rendements de combustion sont donc très satisfaisants (87 à 98 %). Les fluctuations de pression mesurées dans la chambre sont relativement faibles (4 à 10 %), de telle sorte

que les instabilités de combustion, lorsqu'elles existent, restent de faibles amplitudes.

Les changements de configurations entrepris (rotations des doublets, tête d'injection en triplets) n'ont pas abouti à des améliorations ou des dégradations significatives de performance : la longueur de chambre relativement importante en est la principale responsable. Sur la configuration reposant sur deux triplets, la flamme interagit plus fortement avec le processus de pulvérisation, en adoptant une structure assez dépendante des conditions d'injection (rapport de mélange ou richesse liquide). Quant aux instabilités de combustion, elles ont été amorties par la rotation spécifique du doublet d'éthanol situé au centre de la chambre. La pulvérisation en triplet aboutit à des niveaux d'instabilités intermédiaires entre la configuration de référence des doublets sans rotation, et les rotations des doublets.

## Perspectives

**A**u cours des travaux sur la pulvérisation, nous avons été confrontés à la fois à la puissance mais aussi aux limites de l'Interférométrie Phase Doppler. En effet, l'ensemble des résultats obtenus à  $X/d_0 = 100$  ou plus loin (distributions de diamètre et de vitesse, diamètres caractéristiques) peuvent servir à l'élaboration d'un modèle numérique, puis à sa validation ou son recalage. Mais, s'il s'agit pour un code numérique de connaître les conditions plus proches de l'injection (granulométrie limite, sphéricité, vitesses...), il faudra changer de technique de mesure optique, pour un diagnostic volumique type tomographie ou autres, par exemple pulsé et intensifié sur une région restreinte proche du point d'impact.

Comme les injecteurs présents sur des moteurs réels ont généralement des diamètres différents en raison du rapport de débit à atteindre, et que leur agencement est assez compact (d'où l'utilité des jets unlike), l'étude de la pulvérisation dans ces conditions et en des points représentatifs pourra aussi être réalisée sur des bancs adaptés. Des comparaisons pourront notamment être évaluées pour des diamètres de l'ordre du millimètre autorisant des débits plus élevés avec des pressions d'injection analogues.

**E**n ce qui concerne les essais de combustion, les travaux réalisés ont montré que l'association de l'éthanol avec le peroxyde d'hydrogène, tous deux ergols stockables, semble prometteuse en matière de vitesse caractéristique et d'efficacité de combustion.

Cette contribution est un argument supplémentaire en faveur de la poursuite des études pour remplacer efficacement les ergols classiques à haute performance type NTO/MMH ou dérivés. Sur des bancs adaptés, on pourra par exemple s'atteler à augmenter les débits à quelques centaines de grammes par seconde pour étudier le comportement du couple éthanol/péroxyde d'hydrogène à plus haute puissance, afin de devenir encore plus représentatif des conditions réelles d'injection. Sur des temps d'essais plus longs, l'étude du développement des instabilités C'est d'ailleurs l'objectif du banc PERGOLA exploité actuellement au sein de l'Institut PPRIME de Poitiers.

Les visualisations directes et de chimiluminescence OH ont souligné le caractère tridimensionnel du processus de combustion de sprays. L'ensemencement sur ce genre d'injecteurs et d'ergols n'est pas vraiment envisageable ; par contre les techniques de fluorescence PLIF, même si elles sont bidimensionnelles, pourraient permettre de reconstruire le phénomène 3D à l'aide de plusieurs plans.

Même si la combustion se déroule bien, les performances propulsives du banc n'ont pas été réellement abordées : il serait donc intéressant de réaliser une tuyère aérodynamiquement adaptée (forme et rapport d'expansion étudiés pour), puis d'estimer les performances à l'aide d'une balance de poussée.

Il est aussi nécessaire de réduire drastiquement la longueur de chambre, même si les temps chimiques caractéristiques du peroxyde d'hydrogène non décomposé sont assez élevés. De cette façon, les longueurs caractéristiques ainsi obtenues seraient alors plus raisonnables pour un moteur spatial et permettraient d'analyser les éventuelles différences observées, afin de mieux sélectionner les configurations d'injecteurs (rotation de doublets Ox/F, triplets, voire association de deux triplets par rotation pour former un sextuplet, ou d'autres configurations multiples...) les plus favorables à l'efficacité et à la stabilité de la combustion.

Il serait de plus intéressant de procéder à une étude quantitative des intensités des spectres d'émissions obtenus dans la chambre, afin de se faire une idée plus précise de la température et des espèces prépondérantes dans les mécanismes réactionnels de la cinétique du couple éthanol/péroxyde d'hydrogène. Un autre diagnostic d'analyse spectrale, notamment à l'aide de photomultiplicateurs filtrés spécifiquement à une ou plusieurs longueurs d'ondes préalablement définies, donnerait peut-être plus de sensibilité dans l'analyse. Egalement, sur les doublets mais surtout sur la tête d'injection en triplets, les 10 premiers centimètres de la chambre d'injection sont le siège de l'interaction flamme/sprays. Les diagnostics physiques comme la mesure de pression et du

flux thermique dans cette partie de chambre pourraient permettre d'analyser plus en détail cette interaction et son incidence sur les instabilités. Enfin, l'évaporation n'étant pas instantanée, des mesures de tailles de gouttes en conditions réactives seraient utiles pour affiner l'étude granulométrique, notamment en vue d'aider à la validation de codes de simulation numérique.

Enfin, à moyen terme, d'autres candidats potentiels au remplacement des ergols actuels pourraient être mis à l'épreuve sur le banc ACSEL, car comme on l'a vu dans l'état de l'art, de multiples possibilités existent, surtout en ce qui concerne le combustible. Il semble en tout cas plausible à plus long terme d'envisager ce remplacement. En approfondissant les études avec l'éthanol et le peroxyde d'hydrogène, ces ergols verts pourraient un jour être aptes à réaliser des missions sur certains types de moteurs, comme les moteurs de satellites, pour effectuer les manœuvres d'ajustement des orbites (moteurs d'apogée, contrôle d'attitude...), ou sur des sondes pour des missions interplanétaires...



---

---

*Bibliographie & Index*

---

---

---

*Références bibliographiques*

---

- [1] Sutton, G. P., Biblarz, O., 2010, "Rocket Propulsion Elements", 8<sup>th</sup> édition, Editeur : John Wiley & Sons, Inc., ISBN : 978-0-470-08024-5
- [2] Huzel, D. K., Huang, D. H., 1992, "Modern Engineering for Design of Liquid-Propellant Rocket Engines", Rocketdyne Division of Rockwell International, *Progress in Astronautics and Aeronautics, Vol. 147*, American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA), ISBN : 1-56347-013-6
- [3] Mattingly, J. D., 2006, "Elements of Propulsion: Gas Turbines and Rockets", *AIAA Education Series*, ISBN : 978-1-56347-779-3
- [4] Shafer, J. I., 1969, "Solid Rocket Propulsion", *Space Technology*, Editeur: Seifert, H., S., New York: Wiley
- [5] Wernimont, E., Ventura, M., Garboden, G., Mullens, P., 1999, "Past and Present Uses of Rocket Grade Hydrogen Peroxide", 2<sup>nd</sup> *International Hydrogen Peroxide Propulsion Conference*, West Lafayette, IN, USA
- [6] Chehroudi B., Talley D., Yang V., 2010, "Liquid Propellants and Combustion: Fundamentals and Classifications", *Encyclopedia of Aerospace Engineering*, Editeur : John Wiley & Sons, Ltd.
- [7] Casiano, M. J., Hulka, J. R., Yang, V., 2010, "Liquid Propellant Rocket Engine Throttling: a Comprehensive Review", *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 26, No. 5, pp. 897-923
- [8] Popp, M., Hulka, J., Yang, V., Habiballah, M., 2004, "Liquid Rocket Thrust Chambers", *Progress in Astronautics and Aeronautics, Vol. 200*, American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA)
- [9] Farmer, R. C., Anderson, P. G., Cheng, G. C., 1995, "RP-1 Combustion Chemistry", *Propellant Chemistry for CFD Applications*, CFD Workshop NASA/MSFC, Huntsville, AL, USA
- [10] NASA, "Detail Specification Propellant, Rocket Grade Kerosene", MIL-DTL-25576E
- [11] Gohardania, A. S., Stanojev, J., Demairéb, A., Anfloc, K., Persson, M., Wingborgd, N., Nilsson, C., 2014, "Green Space Propulsion: Opportunities and Prospects", *Progress in Aerospace Sciences*, Vol. 71, pp. 128-149
- [12] Ley, W., Wittmann, K., Hallmann, W., 2009, "Handbook of Space Technology", Editeur : John Wiley & Sons, Ltd.
- [13] Jiang, X., Siamas, G. A., Jagus, K., Karayiannis, T. G., 2010, "Physical Modelling and Advanced Simulations of Gas-Liquid Two-Phase Jet Flows in Atomization and Sprays", *Progress in Energy and Combustion Science*, Vol. 36, pp. 131-167
- [14] Kim, S., Lee, D. J., Lee, C. S., 2009, "Modeling of Binary Droplet Collisions for Application to Inter-Impingement Sprays", *International Journal of Multiphase Flow*, Vol. 35, pp. 533-549

- 
- [15] Pilch, M., Erdman, C. A., 1987, "Use of Breakup Time Data and Velocity History Data to Predict the Maximum Size of Stable Fragments for Acceleration-Induced Breakup of a Liquid Drop", *International Journal of Multiphase Flow*, Vol. 13, N. 6, pp. 741–757
- [16] Gelfand, B. E., 1996, "Droplet Breakup Phenomena in Flows with Velocity Lag", *Progress in Energy and Combustion Science*, Vol. 22, N. 3, pp. 201–265
- [17] Chen, X., Ma, D., Yang, V., Popinet, S., 2013, "High-Fidelity Simulations of Impinging Jet Atomization", *Atomization and Sprays*, Vol. 23, N. 12, pp. 1079-1101
- [18] Rapport Interne Sous-Direction Technique CNES, "Travaux ONERA sur le Fonctionnement de la Chambre de Combustion du Moteur Viking", Réf. RT NT – 252 0000 – 1203 – CNES – 01
- [19] Gill G. S., Nurick W. H., 1976, "Liquid Rocket Engine Injectors", *NASA Space Vehicle Design Criteria (Chemical Propulsion)*, NASA SP-8089
- [20] Royne, A., Dey, C., J., 2006, "Effect of Nozzle Geometry on Pressure Drop and Heat Transfer in Submerged Jet Arrays", *International Journal of Heat and Mass Transfer*, Vol. 49, pp. 800-804
- [21] Ramamurthi, K., Nandakumar, K., Patnaik, R. K., 2004, "Characteristics of Sprays Formed by Impingement of a Pair of Liquid Jets", *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 20, N. 1, pp.76-82
- [22] Whelan, B. P., Robinson, A. J., 2009, "Nozzle Geometry Effects in Liquid Jet Array Impingement", *Applied Thermal Engineering*, Vol. 29, pp. 2211-2221
- [23] Jung, K., Khil, T., Yoon, Y., 2006, "Effects of Orifice Internal Flow on Breakup Characteristics of Like-Doublet Injectors", *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 22, N. 3, pp. 653-660
- [24] Nurick, W. H., Clapp, S. D., 1969, "An Experimental Technique for Measurement of Injector Spray Mixing", *Engineering Notes, Journal of Spacecraft*, Vol. 6, N. 11, pp. 1312-1315
- [25] Dombrowski, N., Hooper, P. C., 1964, "A Study of the Sprays Formed by Impinging Jets in Laminar and Turbulent Flow", *Journal of Fluids Mechanics*, Vol. 18, N. 3, pp. 392-400
- [26] Von Kampen, J., Ciezki, H. K., Tiedt, T., Madlener, K., 2006, "Some Aspects of the Atomization Behavior of Newtonian and of Shear-thinning Gelled non-Newtonian Fluids with an Impinging Jet Injector", *Spray'06 – Workshop*, Löwenstein, Allemagne
- [27] Bailardi, G., Negri, M., Ciezki, H. K., 2010, "Several Aspects of the Atomization Behavior of Various Newtonian Fluids with a Like-on-Like Impinging Jet Injector", *ILASS-Europe 2010, 23rd Annual Conference on Liquid Atomization and Spray Systems*, Brno, République Tchèque
- [28] Chihiro, I., Watanabe, T., Himeno, T., 2008, "Study on Atomization Process of Liquid Sheet Formed by Impinging Jets", *44th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, Hartford, CT, USA
-

- [29] Zheng, G., Nie, W., Feng, S., Wu, G., 2015, "Numerical Simulation of the Atomization Process of a Like-Doublet Impinging Rocket Injector", *Procedia Engineering*, Vol. 99, pp. 903-938
- [30] Arienti, M., Li, X., Soteriou, M. C., Eckett, C. A., Sussman, M., Jensen, R., 2010, "Coupled Level-Set/Volume-of-Fluid Method for the Simulation of Liquid Atomization in Propulsion Device Injectors", *46<sup>th</sup> AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, Nashville, TN, USA
- [31] Rupe, J. H., 1953, "The Liquid Phase Mixing of a Pair of Impinging Streams", *Jet Propulsion Lab. Progress Rept. 20-195*, California Inst. of Technology, Pasadena, CA, USA
- [32] Ashgriz, N., Brocklehurst, W., Talley, D., 2001, "Mixing Mechanisms in a Pair of Impinging Jets", *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 17, N. 3, pp. 736-749
- [33] Elko, E. R., Stary, M. L., 1950, "Final Report and Design Handbook of Acid-Aniline Rocket Motor and Injector Design", *Aerojet Engineering Corp., Rept. 455*, Azusa, CA, USA
- [34] Yuan, T., Chen, C., Chen, Y. D., Huang, B., 2012, "The Observation of the Atomization and Mixing of Doublet-Jets Impinging Sprays at Elevated Ambient Pressures", *ICLASS 2012, 12<sup>th</sup> Triennial International Conference on Liquid Atomization and Spray Systems*, Heidelberg, Allemagne
- [35] Onofri, F., 2013, "Granulométrie Optique", *9<sup>ème</sup> Ecole de Vélocimétrie et Granulométrie LASER pour la Mécanique des Fluides*, Ecole Thématique de l'AFVL, Ile d'Oléron, France
- [36] Kang, B. S., Poulikakos, D., 1996, "Holography Experiments in a Dense High-Speed Impinging Jet Spray", *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 12, N. 2, pp. 341-348
- [37] Poulikakos, D., 1997, "Determination of Structure, Temperature and Concentration in The Near-Injector Region of Impinging Jets Using Holographic Techniques", *Technical Report of Department of Mechanical Engineering*, University of Illinois, Chicago, IL, USA
- [38] Lefebvre, A. H., 1989, "Atomization and Sprays", *Hemisphere Publishing Corporation*, pp. 91-92
- [39] Knight, R. M., Nurick, W. H., Zajac, L. J., 1969, "Correlation of Spray Drop Size Distribution and Injector Variables", *Rocketdyne Report NASA R-7995*, Contract NAS7-726, 1969
- [40] Ryan, H. M., Anderson W. E., Pal S., 1995, "Atomization Characteristics of Impinging Liquid Jets", *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 11, N. 1, pp. 135-145
- [41] Spalding, D. B., 1953, "The Combustion of Liquid Fuels", *International Symposium on Combustion*, Vol. 4, N. 1, pp. 847-864
- [42] Goldsmith, M., 1955, "The Burning of Single Drops of Fuel in Oxidizing Atmospheres", *PhD. Thesis of California Institute of Technology*, Pasadena, CA, USA
-

- 
- [43] Abramzon, B., Sirignano, W. A., 1989, "Droplet Vaporization Model for Spray Combustion Calculations", *International Journal of Heat and Mass Transfer*, Vol. 32, N. 9, pp. 1605-1618
- [44] Imaoka, R. T., Sirignano, W. A., 2005, "Transient Vaporization and Burning in Dense Droplet Arrays", *International Journal of Heat and Mass Transfer*, Vol. 48, N. 21-22 pp. 4354-4366
- [45] Law, C. K., Law, H. K., 1982, "A  $d^2$ -Law for Multicomponent Droplet Vaporization and Combustion", *AIAA Journal*, Vol. 20, No. 4, pp. 522-527
- [46] Law, C. K., 2006, "Combustion Physics", *Cambridge University Press*
- [47] Cessou, A., 2014, "Combustion Diphasique", *14<sup>ème</sup> Ecole de Combustion*, Ecole Thématique du CNRS, Chaumont-sur-Tharonne, France
- [48] Aggarwal, S. K., 1998, "A Review of Spray Ignition Phenomena: Present Status and Future Research", *Progress in Energy and Combustion Science*, Vol. 24, pp. 565-60
- [49] Coxhill, I., Richardson, G., Sweeting, M., 2002, "An Investigation of a Low Cost HTP/Kerosene 40 N Thruster for Small Satellites", *38<sup>th</sup> AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, Indianapolis, IN, USA
- [50] Scharlemann, C., Schiebl, M., Marhold, K., Tajmar, M., Miotti, P., Kappenstein, C., Batonneau, Y., Brahmi, R., Hunter, C., 2006, "Development and Test of a Miniature Hydrogen Peroxide Monopropellant Thruster", *42<sup>nd</sup> AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, Sacramento, CA, USA
- [51] Pirault-Roy, L., Kappenstein, C., Guérin, M., Eloirdi, R., Pillet, N., 2002, "Hydrogen Peroxide Decomposition on Various Supported Catalysts Effect of Stabilizers", *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 18, No. 6, pp. 1235-1241
- [52] Sorge, A. R., Turco, M., Pilone, G., Bagnasco, G., 2004, "Decomposition of Hydrogen Peroxide on  $MnO_2/TiO_2$  Catalysts", *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 20, No. 6, pp. 1069-1075
- [53] Krishnan, S., Sang-Hee, A., Choong-Won, L., 2010, "Design and Development of a Hydrogen Peroxide Rocket Engine Facility", *Jurnal Mekanikal*, Vol. 30, pp. 24-36
- [54] Thomas, A., Stober, K. J., Al Otaibi, R., Alotaibi, M., Almuqati, N., Evans, B. J., Gao, H., Shreeve, J., Cantwell, B. J., 2016, "Ignition Delay Testing of Various Hypergolic Ionic liquids and Oxidizers", *52<sup>nd</sup> AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, Propulsion and Energy Forum*, Conference Paper AIAA 2016-4782, Salt Lake City, UT, USA
- [55] Rønningen, J.-E., Kolsgaard, A., Husdal, J., Haugen, K. L., Rudi, S., Stenseth, A., Hegre, J. S., Øye, I., 2016, "Development of a High-Performance Hydrogen Peroxide Monopropellant Thruster for Launcher Applications", *Space Propulsion 2016*, Conference Paper SP2016\_3124715, Rome, Italie
- [56] Lestrade, J.-Y., Prévot, P., Messineo, J., Anthoine, J., Casu, S., Geiger, B., 2016, "Development of a Catalyst for Highly Concentrated Hydrogen Peroxide", *Space Propulsion 2016*, Conference Paper SP2016\_3125136, Rome, Italie
-

- 
- [57] Roberts, G. T., Musker, A. J., Castelli, R., Moeys, R. W., Trouton, P., 2016, "Development of a 400 N HDPE/HTP Hybrid Rocket Motor", *Space Propulsion 2016*, Conference Paper SP2016\_3124643, Rome, Italie
- [58] Jo, S., An, S., Kim, J., Yoon, H., Kwon, S., 2010, "Autoignition Tests by Injecting Kerosene into Vortex of Decomposed Hydrogen Peroxide", *46<sup>th</sup> AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, Nashville, TN, USA
- [59] An, S., Jo, S., Wee, J., Yoon, H., Kwon S., 2010, "Preliminary Flight Test of Hydrogen Peroxide Retro-Propulsion Module", *Acta Astronautica*, Vol. 67, pp. 605-612
- [60] Jo, S., An, S., Kim, J., Yoon H., Kwon S., 2011, "Performance Characteristics of Hydrogen Peroxide/Kerosene Staged-Bipropellant Engine with Axial Fuel Injector", *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 27, No. 3, pp. 684-691
- [61] Moon, Y., Park, C., Jo, S., Kwon, S., 2014, "Design Specifications of H<sub>2</sub>O<sub>2</sub>/Kerosene Bipropellant Rocket System for Space Mission", *Aerospace Science and Technology*, Vol. 33, pp. 118-121
- [62] Kang, H., Jang, D., Kwon, S., 2016, "Demonstration of 500N Scale Bipropellant Thruster Using Non-Toxic Hypergolic Fuel and Hydrogen Peroxide", *Aerospace Science and Technology*, No. 49, pp. 209-2014
- [63] Heo, S., Kwon, S., Jung, S., 2016, "Development of Hydrogen Peroxide/Kerosene 2,500 N Bipropellant Thruster for Long-term Operation by Film Cooling", *52<sup>nd</sup> AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, Propulsion and Energy Forum*, Conference Paper AIAA 2016-5091, Salt Lake City, UT, USA
- [64] Kang, S., Lee, L., Lee, E., Kwon, S., 2016, "Design and Performance Evaluation of Hybrid Rocket using 95 wt.% H<sub>2</sub>O<sub>2</sub>", *52<sup>nd</sup> AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, Propulsion and Energy Forum*, Conference Paper AIAA 2016-4864, Salt Lake City, UT, USA
- [65] Brikner, N., Protz, J., 2011, "Modeling of the Decomposition and Combustion of Hydrogen Peroxide and Ethanol for Design of a Bipropellant Microrocket Engine", *47<sup>th</sup> AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, San Diego, CA, USA
- [66] Woschnak, A., Krejci, D., Schiebl, M., Scharlemann, C., 2013, "Development of a Green Bipropellant Hydrogen Peroxide Thruster for Attitude Control on Satellites", *Progress in Propulsion Physics*, Vol. 4, pp. 689-706
- [67] Matsushima, J., Kaku, M., Banno, M., Sahara, H., Araki, Y., 2016, "Development of Propulsion System with Bi-propellants Based on Green Propellant for Microsatellite", *52<sup>nd</sup> AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, Propulsion and Energy Forum*, Conference Paper AIAA 2016-4906, Salt Lake City, UT, USA
- [68] Sakaki, K., Kakudo, H., Nakaya, S., Tsue, M., Isochi, H., Suzuki, K., Makino, K., Hiraiwa, T., 2015, "Optical Measurements of Ethanol/Liquid Oxygen Rocket Engine Combustor with Planar Pintle Injector", *51<sup>st</sup> AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, Propulsion and Energy Forum*, Conference Paper AIAA 2015-3845,
-

---

Orlando, FL, USA

- [69] Sakaki, K., Kakudo, H., Nakaya, S., Tsue, M., Kanai, R., Inagawa, T., Hiraiwa, T., 2015, "Effect of Injection Configuration of Planar Pintle Injector on Combustion Characteristics of Ethanol/Liquid Oxygen Rocket Engine Combustor", *59<sup>th</sup> Japan Society for Aeronautical and Space Sciences Annual Meeting*, Conference Paper
- [70] Sakaki, K., Kakudo, H., Nakaya, S., Tsue, M., Kanai, R., Suzuki, K., Inagawa, T., Hiraiwa, T., 2016, "Performance Evaluation of Rocket Engine Combustors using Ethanol/Liquid Oxygen Pintle Injector", *52<sup>nd</sup> AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, Propulsion and Energy Forum*, Conference Paper AIAA 2016-5080, Salt Lake City, UT, USA
- [71] Méry, Y., Hakim, L., Scouflaire, P., Vingert, L., Ducruix, S., Candel, S., 2013, "Experimental Investigation of Cryogenic Flame Dynamics under Transverse Acoustic Modulations", *Comptes Rendus Mécanique*, Vol. 341, No. 1-2, pp. 100-109
- [72] Crocco, L., 1969, "Research on Combustion Instability in Liquid Propellants Rockets", *Symposium on Combustion and Flame, and Explosion Phenomena*, Vol. 12, No. 1, pp. 85-99
- [73] Harrje, D. T., 1972, "Liquid Propellant Rocket Combustion Instability", NASA SP-194
- [74] Combs, L. P., Oberg, C. L., Coultas, T. A., Evers Jr., W. H., 1974, "Liquid Rocket Engine Combustion Stabilization Devices", *NASA Space Vehicle Design Criteria (Chemical Propulsion)*, NASA SP-8113, NASA Lewis Research Center
- [75] Santoro, R. J., Anderson, W. E., 1994, "Combustion Instability Phenomena of Importance to Liquid Propellant Engines", *Annual Report*, Pennsylvania State Univ University Park.
- [76] Culick, F. E. C., Vigor, Y., 1995, "Overview of Combustion Instabilities in Liquid-Propellant Rocket Engines", *Liquid Rocket Engine Combustion Instability, Progress in Astronautics and Aeronautics Vol. 169*, pp. 3-37
- [77] Natanzon, M. S., Culick, F. E. C., 2008, "Combustion Instability", *Progress in Astronautics and Aeronautics Vol. 222*, AIAA
- [78] Tong, A. Y., Sirignano, W. A., 1989, "Oscillatory Vaporization of Fuel Droplets in an Unstable Combustor", *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 5, No. 3, pp. 257-261
- [79] Sengissen, A., 2006, "Simulation aux Grandes Echelles des Instabilités de Combustion : vers le Couplage Fluide/Structure", *Thèse de Doctorat de l'Institut National Polytechnique de Toulouse*, 2006
- [80] Cheuret, F., 2005, "Instabilités Thermo-Acoustiques de Combustion Haute Fréquence dans les Moteurs Fusées", *Thèse de Doctorat de l'Université de Provence Aix Marseille*, 2005
- [81] Oefelein, J. C., Yang, V., 1993, "Comprehensive review of liquid-propellant combustion instabilities in F-1 engines", *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 9, No. 5, pp. 657-677

- 
- [82] Hulka, J. R., Jones, G. W., 2010, "Performance and Stability Analyses of Rocket Thrust Chambers with Oxygen/Methane Propellants", *46<sup>th</sup> AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, Nashville, TN, USA
- [83] Austin, B. L., Heister, S. D., Anderson, W. E., 2005, "Characterization of Pintle Engine Performance for Nontoxic Hypergolic Bipropellants", *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 21, N. 4, pp. 627-635
- [84] Richecoeur, F., Ducruix, S., Scouflaire, P., Candel, S., 2008, "Experimental Investigations of High-Frequency Combustion Instabilities in Liquid Rocket Engine", *Acta Astronautica*, Vol. 62, pp. 18-27
- [85] Staschus, C., Frederick, R. A., 2016, "An Overview of Combustion Instabilities and Rocket Engine Injector Design", *52<sup>nd</sup> AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, Propulsion and Energy Forum*, Conference Paper AIAA 2016-4724, Salt Lake City, UT, USA
- [86] Gejji, R. M., Austin, B. L., Anderson, W. E., 2016, "Experimental Investigation of Transverse Combustion Instabilities in a High Pressure Multi-Element Combustor", *52<sup>nd</sup> AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, Propulsion and Energy Forum*, Conference Paper AIAA 2016-5083, Salt Lake City, UT, USA
- [87] Seo, S., 2015, "Identification of Nonlinear Characteristics of Pressure Fluctuations at Spontaneous Combustion Instabilities", *Aerospace Science and Technology*, Vol. 45, pp. 114-120
- [88] Gröning, S., Hardi, J. S., Suslov, D., Oschwald, M., 2016, "Injector-Driven Combustion Instabilities in a Hydrogen/Oxygen Rocket Combustor", *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 32, No. 3, pp. 560-573
- [89] Qin, J., Zhang, H., Wang, B., 2016, "Numerical Investigation on Combustion Instability in a small MMH/NTO Liquid Rocket Engine", *52<sup>nd</sup> AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, Propulsion and Energy Forum*, Conference Paper AIAA 2016-5087, Salt Lake City, UT, USA
- [90] Urbano, A., Selle, L., Staffelbach, G., Cuenot, B., Schmitt, T., Ducruix, S., Candel, S., 2016, "Exploration of Combustion Instability Triggering using Large Eddy Simulation of a Multiple Injector Liquid Rocket Engine", *Combustion and Flame*, Vol. 169, pp. 129-140
- [91] Yuan, L., Shen, C., 2016, "Computational Investigation on Combustion Instabilities in a Rocket Combustor", *Acta Astronautica*, Vol. 127, pp. 634-643
- [92] Onofri, F., Barbosa, S., Boutier, A., 2012, "Diffusion de la Lumière par les Particules", *Métrie LASER pour la Mécanique des Fluides : Granulométrie et Techniques Spectroscopiques*, Chap. 1, Editions: Hermès/Lavoisier ISBN : 978-2-7462-38822-0
- [93] Bachalo, W. D., Houser, M. J., 1984, "Analysis and Testing of a New Method for Drop Size Measurement Using Laser Scatter Interferometry", NASA-CR-174636
- [94] Onofri, F., Barbosa, S., Boutier, A., 2012, "Granulométrie LASER", *Métrie LASER pour la Mécanique des Fluides : Granulométrie et Techniques Spectroscopiques*, Chap.
-

- 
- 2, Editions: Hermès/Lavoisier ISBN : 978-2-7462-38822-0
- [95] Cain, E. F. C., Constantine, M. T., Williams, M. M., Youel, K. J., 1967, "Hydrogen Peroxide Handbook", *Rocketdyne Report R-6931*, AFRPL-TR-67-144
- [96] Jaubert, J.-N., Schuffenecker, L., 1997, "Pressions de Vapeur Saturantes des Composés Organiques", *Techniques de l'Ingénieur*, Dossier k670, pp. 1-15
- [97] Goldsmith, M., Penner, S. S., 1954, "On the Burning of Single Drops of Fuel in an Oxidizing Atmosphere", *Jet Propulsion*, California Institute of Technology, Publication 57, pp. 245-251
- [98] Indiana, C., Bellenoue, M., Boust, B., 2015, "Experimental Investigations of Drop Size Distributions with Impinging Liquid Jets using Phase Doppler Anemometer", *International Journal of Energetic Materials and Chemical Propulsion*, Vol. 14, No. 3, pp. 241-264
- [99] Obertacke, R., Wintrich, H., Wintrich, F., Leipertz, A., 1996, "A New Sensor System for Industrial Combustion Monitoring and Control using UV Emission Spectroscopy and Tomography", *Combustion Science and Technology*, Vol. 121, pp. 133-151
- [100] Sotton, J., 2003, "Interactions entre une Combustion Turbulente et la Paroi dans une Enceinte Fermée", *Thèse de Doctorat de l'Université de Poitiers*, Ecole Nationale Supérieure de Mécanique et d'Aérotechnique
- [101] Boust, B., 2006, "Étude Expérimentale et Modélisation des Pertes Thermiques Pariétales lors de l'Interaction Flamme – Paroi Instationnaire", *Thèse de Doctorat de l'Université de Poitiers*, Ecole Nationale Supérieure de Mécanique et d'Aérotechnique
- [102] Michalski, Q., Vauvy, A., 2015, "Analyse de la Pulvérisation par Impact de Doublet d'Injection : Modélisation Géométrique Simple de l'Enveloppe d'Expansion du Spray", *Rapport Interne de l'Ecole Nationale Supérieure de Mécanique et d'Aérotechnique*
- [103] Hardalupas, Y., Orain, M., Panoutsos, C. S., Taylor, A. M. K. P., Olofsson, J., Seyfried, H., Richter, M., Hult, J., Aldén, M., Hermann, F., Klingmann, J., 2004, "Chemiluminescence Sensor for Local Equivalence Ratio of Reacting Mixtures of Fuel and Air (FLAMESEEK)", *Applied Thermal Engineering*, Vol. 24, pp. 1619-1632
- [104] Kojima, J., Ikeda, Y., Nakajima, T., 2005, "Basic Aspects of OH(A), CH(A), and C<sub>2</sub>(D) Chemiluminescence in the Reaction Zone of Laminar Methane-Air Premixed Flames", *Combustion and Flame*, Vol. 140, pp. 34-45
- [105] Panoutsos, C. S., Hardalupas, Y., Taylor, A. M. K. P., 2009, "Numerical Evaluation of Equivalence Ratio Measurement using OH\* and CH\* Chemiluminescence in Premixed and Non-Premixed Methane-Air Flames", *Combustion and Flame*, Vol. 156, pp. 273-291
- [106] Schefer, R. W., Kulatilaka, W. D., Patterson, B. D., Settersten, T. B., 2009, "Visible Emission of Hydrogen Flames", *Combustion and Flame*, Vol. 156, pp. 1234-1241
- [107] García-Armingol, T., Hardalupas, Y., Taylor, A. M. K. P., Ballester, J., 2014, "Effect of Local Flame Properties on Chemiluminescence-Based Stoichiometry Measurement", *Experimental Thermal and Fluid Science*, Vol. 53, pp. 93-103
-

- [108] Stamatoglou, P., 2014, "Spectral Analysis of Flame Emission for Optimization of Combustion Devices on Marine Vessels", Master of Science Thesis, *Division of Combustion Physics, Department of Physics*, Lund University
- [109] Trindade, T., Ferreira, A., Fernandes, E., 2014, "Characterization of Combustion Chemiluminescence: an Image Processing Approach", *Procedia Technology*, Vol. 17, pp. 194-201
- [110] Indiana, C., Boust, B., Bellenoue, M., 2015, "Ignition of Sprays from Impinging Jets of Green Propellants: Ethyl Alcohol and Hydrogen Peroxide", *Proceedings of the European Combustion Meeting – 2015*, Conference Paper P2-45, Budapest, Hongrie, ISBN 978-963-12-1257-0
- [111] Meeker, R. E., 1960, "Stabilization of Hydrogen Peroxide", Berkeley, California, *U.S.3114606 Patent, assignor to Shell Oil Company*, New York, N.Y., a Corporation of Delaware, filled 30 Mar. 1960, Ser. No. 18,486 9 Claims. (Cl. 23-2075)
- [112] Whitehead, J. C., 1998, "Hydrogen Peroxide Propulsion for Smaller Satellites", *12<sup>th</sup> AIAA/USU Conference on Small Satellites*, Conference Paper SSC98-VIII-1, Logan, UT, USA
- [113] Bayeh, A. C., 2009, "Analysis of Mach Disks from an Underexpanded Nozzle using Experimental and Computational Methods", *47<sup>th</sup> AIAA Aerospace Sciences Meeting including The New Horizons Forum and Aerospace Exposition, Aerospace Sciences Meetings*, Orlando, FL, USA
- [114] Indiana, C., Bellenoue, M., Boust, B., Petitot, S., 2016, "Experimental Combustion Investigations from Like-Impingement Sprays of Green Propellants", *52<sup>nd</sup> AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, Propulsion and Energy Forum*, Conference Paper AIAA 2016-4692, Salt Lake City, UT, USA

---

**Index**


---

- allumage**  
*délai*..... 69, 157, 161  
*torche*..... 101, 147
- Analyse de Fourier**..... 176, 182
- apogée** ..... 11
- Ariane 5**..... 11, 12, 17, 29, 43
- atomisation**  
*efficacité du mélange* ..... 56  
*ondes hydrodynamiques* ..... 48, 121, 138  
*primaire* ..... 36, 52, 86  
*secondaire* ..... 36, 52, 86, 120, 134
- break up**..... *Voir atomisation*
- C\***..... *Voir vitesse caractéristique*
- C<sub>2</sub>H<sub>5</sub>OH** ..... 95, 135
- catalyseur** ..... 69, 161
- chimiluminescence**..... 108, 170
- coefficient de poussée**..... 14, 167
- col**  
*amorçage du col* ..... 150, 154, 166, 183  
*d'éjection* ..... 103, 168
- combustion**  
*chambre*..... 103  
*efficacité* ..... 69, 163, 165, 172  
*émission spectrale de flamme* ..... 153, 162, 172  
*flamme* ..... 159  
*fluctuations de pression* ..... 69, 161  
*fréquences propres*..... 74  
*instabilités*..... 72, 173  
*pression* ..... 150, 151, 159, 160, 161, 165  
*rendement* ..... *Voir efficacité de combustion*
- D32** ..... *Voir SMD*
- débit**  
*coefficient de débit*..... 107, 155, 157, 178  
*massique* ..... 105, 132, 163
- dilution**..... 14, *Voir rapport de mélange*
- doublets**  
*like*..... 43, 100, 124, 130, 156  
*unlike* ..... 43, 132, 133
- EAP** ..... 18, 19
- EPC** ..... 22, 29
- ergol**  
*liquide cryogénique*..... 27  
*liquide stockable* ..... 27
- éthanol** ..... 68, 122, 131, 158, 183
- évaporation**  
*de gouttes* ..... 64  
*régression du diamètre* ..... 65  
*temps* ..... 65
- excentricité** ..... 11
- flux thermique**..... 110, 166
- fragmentation**..... *Voir atomisation*
- GTO**..... 10, 11, 13
- H<sub>2</sub>O<sub>2</sub>** ..... 95, 135, *Voir peroxyde d'hydrogène*
- HTP**..... *Voir peroxyde d'hydrogène*
- hydrazine**..... 27, 70, 183
- hydrogène liquide** ..... 22, 27, 29, 70, 183
- impulsion spécifique**..... 15, 29, 167
- incertitude** ..... 157, 167
- inclinaison**..... 11
- injecteurs**..... 122, 135  
*à aiguillot*..... 42, 71  
*à plaque déflectrice* ..... 42  
*coaxiaux* ..... 42  
*coaxiaux à tourbillon* ..... 42  
*doublets à impact*..... 42  
*pomme de douche*..... 42
- Interférométrie Phase Doppler**..... *Voir PDI*
- kérosène spatial**..... 30, 68
- L\***..... *Voir longueur caractéristique*
- LH<sub>2</sub>** ..... *Voir hydrogène liquide*
- longueur caractéristique** ..... 14, 70, 166
- LOx**..... *Voir oxygène liquide*
- MMH** ..... *Voir hydrazine*
- moteur**  
*à ergols liquides*..... 23  
*à propulsion solide*..... 18  
*géométrie de charge du propergol*..... 19
- N<sub>2</sub>H<sub>4</sub>** ..... *Voir hydrazine*
- N<sub>2</sub>O<sub>4</sub>** ..... *Voir peroxyde d'azote*
- nombre**  
*de Mach, M* ..... 150, 164  
*de Reynolds, Re*..... 39, 122, 132  
*de Weber, We* ..... 39, 122, 132  
*d'Ohnesorge, Oh* ..... 39, 123
- NTO**..... *Voir peroxyde d'azote*
- ombroscopie**..... 86, 123, 133, 139, 140
- orbite** ..... 11
- oxygène liquide** ..... 22, 27, 29, 70, 183
- PDI**..... 87, 120, 128, 141
- périgée** ..... 11
- peroxyde d'azote** ..... 27
- peroxyde d'hydrogène**..... 68, 122, 158, 183
- peroxyde d'azote** ..... 70, 183
- poussée**..... 11, 15, 19, 164, 165
- pression**  
*capteur piézoélectrique* ..... 101, 105  
*capteur piézorésistif*..... 86, 105
- propergol**  
*solide* ..... 19
- propulsion**  
*liquide* ..... 22  
*par gaz froids*..... 31  
*solide* ..... 18
-

<b>pulvérisation</b> .....	41, 132	<i>région diluée</i> .....	36, 90
<b>rapport de mélange</b> .....	14, 25, 47, 105	<i>topologie</i> .....	120, 125
<b>richesse</b> .....	14, 105, 151, 159, 166, 167, 183	<i>unimodal</i> .....	57, 121
<b>RP-1</b> .....	<i>Voir kérosène spatial</i>	<i>vitesse axiale</i> .....	129, 135, 137, 141
<b>SMD</b> .....	52, 59, 128, 130, 135, 141	<i>vitesse transversale</i> .....	129
<b>spray</b> .....	36	<i>zone de jet libre</i> .....	36, 120
<i>allumage</i> .....	66, 127	<b>temps de résidence</b> .....	166, 167
<i>angle d'expansion</i> .....	125, 126, 138	<b>triplets</b> .....	138, 178
<i>bimodal</i> .....	57	<b>tuyère</b> .....	164
<i>conique</i> .....	125	<b>UDMH</b> .....	<i>Voir hydrazine</i>
<i>d'ergol</i> .....	158	<b>vitesse</b>	
<i>distribution de gouttes</i> .....	57, 121, 129, 135, 141	<i>caractéristique</i> .....	14, 163, 165, 167, 172
<i>elliptique</i> .....	125	<i>d'éjection effective</i> .....	11, 32
<i>ligament</i> .....	36	<i>libération</i> .....	14
<i>pdf cumulée</i> .....	137	<i>satellisation</i> .....	14
<i>région dense</i> .....	36, 90, 126	<b><math>\eta C^*</math></b> .....	<i>Voir efficacité de combustion</i>

---

---

*Annexes*

---

---



## Annexe A

### Complément sur les caractéristiques techniques des diagnostics physiques et optiques du banc ACSEL

Pour réguler la pression d'injection des ergols, un détendeur proportionnel est utilisé en amont des réservoirs. Le circuit interne du détendeur, dont les 3 voies associées aux 3 modes de fonctionnement sont présentées en Figure A.1, permet au système de délivrer une pression régulée autour d'une valeur cible définie avant essai, ceci afin d'atteindre le rapport de mélange souhaité. Le débit des ergols qui résulte de cette régulation est quasiment constant sur les 5 secondes d'essai en combustion.

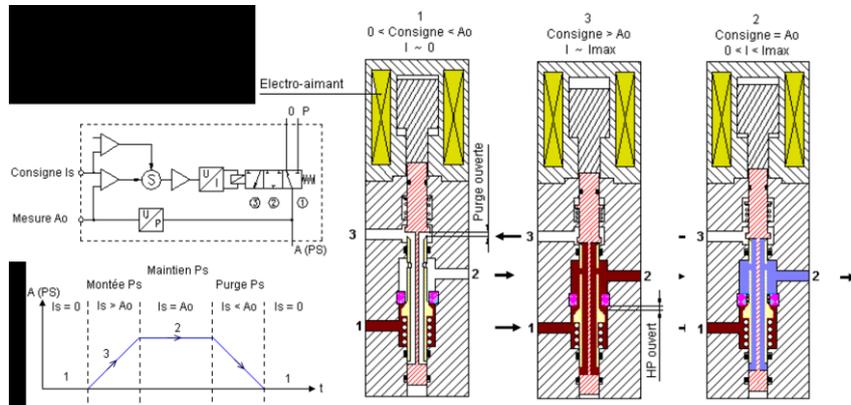


Figure A.1 : Schéma de principe du détendeur proportionnel D366 avec ses 3 positions (image IMF<sup>®</sup>)

Comme leur nom l'indique, les débitmètres de type Coriolis installés pour le calcul des débits des ergols fonctionnent selon le principe de l'effet Coriolis. À l'instar du cyclone en rotation dans l'atmosphère terrestre, cet effet s'applique à toute unité de fluide de masse  $m$  en translation à la vitesse  $\vec{V}$  sur un corps solide oscillant, correspondant à une vitesse de rotation  $\vec{\Omega}$ . La force subie par ce fluide, dite force de Coriolis  $\vec{F}_c$ , a une direction perpendiculaire aux deux vecteurs précédents, et a pour expression (Eq. (A.1)) :

$$\vec{F}_c = -2m\vec{\Omega} \wedge \vec{V} \quad (\text{A.1})$$

Le boîtier des débitmètres contient une carte électronique, un capteur optique, un tube capillaire et deux actionneurs. Le tube capillaire forme une boucle dont les deux parties verticales parallèles passent dans les intervalles formés par les actionneurs, comme le montre la Figure A.2. Une fois le débitmètre sous tension, les actionneurs fonctionnent alternativement et génèrent un champ magnétique provoquant les oscillations du tube à sa fréquence propre (autour de 370 Hz chez les tubes Bronkhorst). Au passage du fluide, cette fréquence de vibration est modifiée et les oscillations du tube sont déphasées dans

l'espace et dans le temps. Ces informations sont détectées et mesurées par le capteur optique. Ce déphasage est directement proportionnel au débit massique, tandis que la fréquence d'oscillation de l'ensemble tube – fluide donne la masse volumique du fluide introduit. Cette fréquence est d'autant plus basse que le fluide est dense.

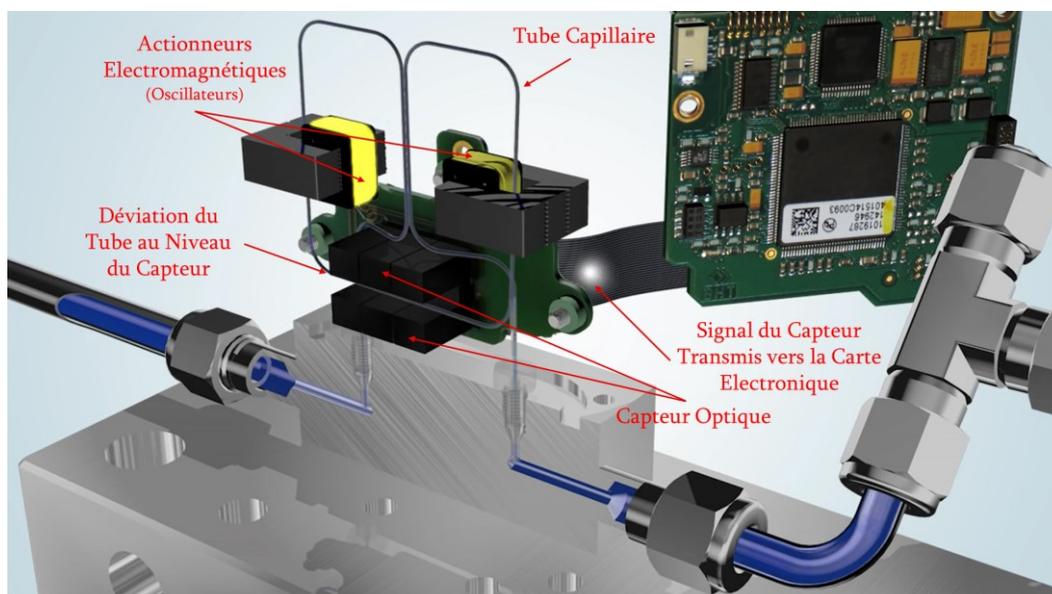


Figure A.2 : Principaux éléments du débitmètre à effet Coriolis (image Bronkhorst®)

Les ergols suivent ensuite la direction des lignes, pour être injectés et brûlés dans la chambre de combustion. La technique d'observation de chimiluminescence OH suppose d'étudier uniquement le phénomène de combustion à une longueur d'onde spécifique, correspondant au pic d'émission des radicaux OH\*, qui s'établit dans l'ultraviolet à 310 nm. Un filtre OH est donc placé entre l'objectif et la caméra (marque Asahi Spectra, modèle ZBPA310 Bandpass Filter 50x50 mm, CWL 310 nm +/- 2 nm, FWHM 10 nm +/- 2 nm, dont les caractéristiques de transmission sont données en Figure A.3).

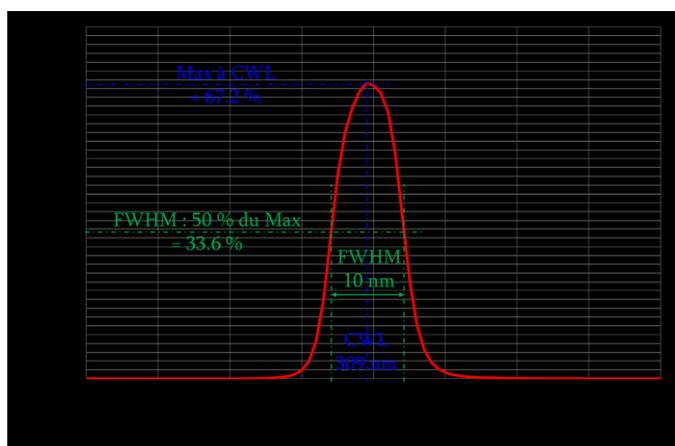


Figure A.3 : Caractéristiques du filtre OH ZBPA310 (adapté d'Asahi-Spectra®)

Afin d'accroître la qualité du signal reçu et traité par la caméra, un intensificateur (marque Hamamatsu Photonics, modèle C10880-03C, exposition minimale 10 ns, réponse

spectrale mesurable 185 – 900 nm illustrée en Figure A.4, avec un pic à 430 nm) est également installé sur la caméra. L'intensificateur est nécessaire car le phénomène de chimiluminescence est malgré tout assez peu intense comparé au rayonnement visible, et ses échelles de temps sont faibles.

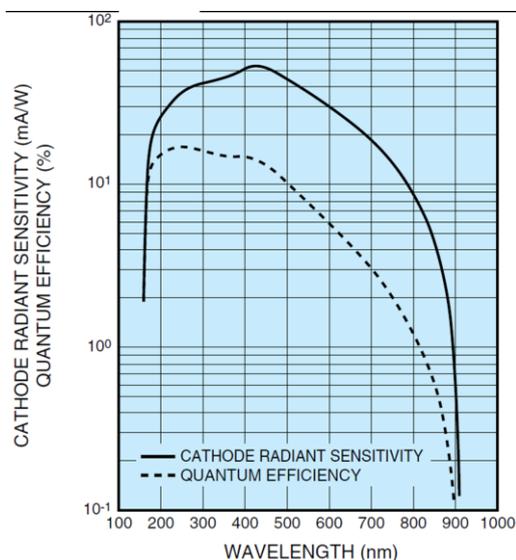


Figure A.4 : Réponse spectrale de l'intensificateur C10880-03C (image Hamamatsu®)

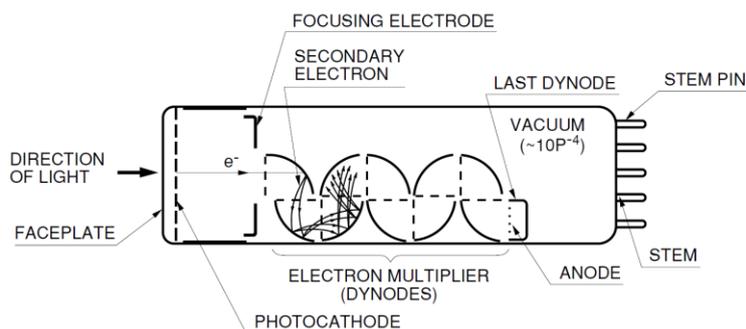


Figure A.5 : Schéma de principe d'un tube photomultiplicateur (image Hamamatsu®)

Bien que l'objectif soit compatible aux ultraviolets, le capteur CCD de la caméra SA 5 ne peut « lire » les photons OH ; l'intensificateur présente donc deux avantages. Une photocathode semi-conductrice composée de multiples métaux alcalins (par exemple Sb-Na-K-Cs) convertit l'énergie des photons incidents en électrons : c'est l'effet photoélectrique dont le principe ne sera pas détaillé. Ces derniers sont ensuite multipliés par émissions secondaires dans un photomultiplicateur (voir Figure A.5), jusqu'à être collectés par l'anode. Une « image photoélectrique » lisible par le capteur CCD lui est alors transmise. Le second avantage est la diminution du temps d'exposition minimum d'un facteur 100.

Pour une analyse optique de la combustion plus générale comparée à la chimiluminescence, un spectromètre a pour objectif de collecter les spectres d'émissions de la flamme en des instants choisis. La technique de spectrométrie permet en effet de

scanner un large domaine de longueurs d'ondes allant de l'ultraviolet au proche infrarouge. Brièvement, le fonctionnement du spectromètre Ocean Optics utilisé repose sur la décomposition des ondes électromagnétiques au passage d'éléments dispersants, similaires au prisme. Une lentille pointant vers le phénomène à mesurer (flamme) transmet, par l'intermédiaire d'une fibre optique, l'ensemble du spectre émis par la flamme. Cette fibre est connectée au spectromètre optique (boîtier) présenté en Figure A.6 via l'élément « 1 ».

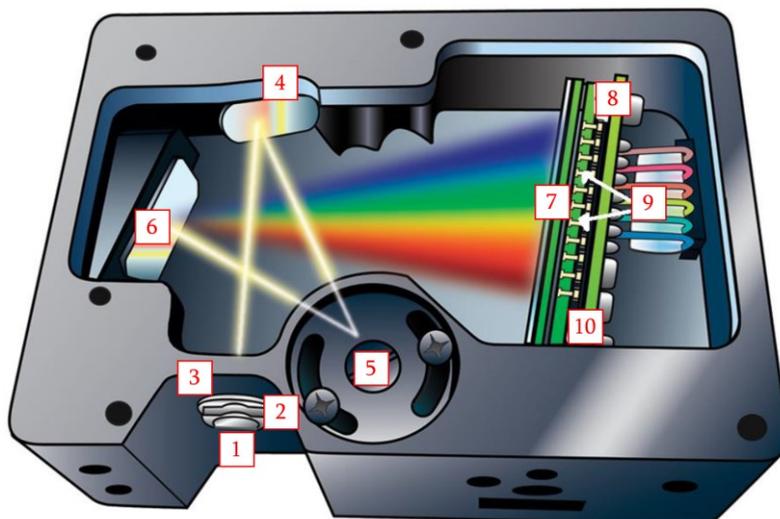


Figure A.6 : Boîtier du spectromètre optique (image Ocean Optics®)

La lumière passe ensuite par une ouverture (« 2 », mesurant entre  $5\ \mu\text{m}$  à  $200\ \mu\text{m}$  en fonction de l'appareil) afin de contrôler l'intensité qui sera transmise au capteur et éviter son endommagement. Un filtre (« 3 ») disposé à l'entrée du boîtier restreint le spectre à la plage de longueurs d'ondes mesurables par celui-ci (ici environ  $200 - 1100\ \text{nm}$ ). La lumière se réfléchit ensuite sur un miroir de collimation (« 4 ») assurant la bonne focalisation des rayons vers l'élément diffractant (« 5 »). Les rayons ainsi dispersés se dirigent vers un autre miroir (« 6 ») qui les renvoie « indépendamment » vers le détecteur (« 8 ») convertissant le signal optique en signal numérique. Il s'agit d'un capteur CCD à 2048 éléments offrant une sensibilité en longueur d'onde très satisfaisante, au minimum de  $0,1\ \text{nm}$  (dans notre application, elle est de  $0,46\ \text{nm}$ ). Les éléments « 9 » et « 10 » sont optionnels et ne sont donc pas décrits.

## Annexe B

### Méthodes numériques de détermination de l'angle d'expansion d'un spray

Une méthode d'analyse des intensités des images d'ombroscopie réalisées sous deux angles de vue (face et côté) a été utilisée afin de déterminer numériquement les angles d'expansions d'un spray généré par impact de jets liquides selon les deux axes (majeur et mineur) de ce spray. La Figure 6.7 du Chapitre 6 illustre le résultat de cette analyse. Nous répertorions et comparons dans cette annexe les 3 méthodes numériques mises en œuvre par Michalski & Vauvy [102].

Rappelons tout d'abord le repère associé au point d'impact (voir Figure B.1), ainsi qu'un exemple des deux vues correspondantes (voir Figure B.2).

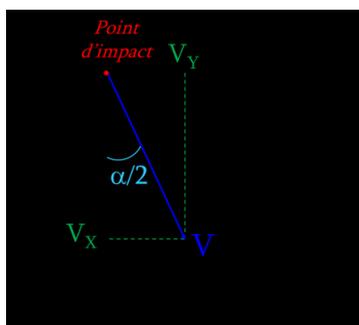


Figure B.1 : Repère associé au point d'impact ; Plan (X-Y) pour vue de face ; Plan (X-Z) pour vue de côté

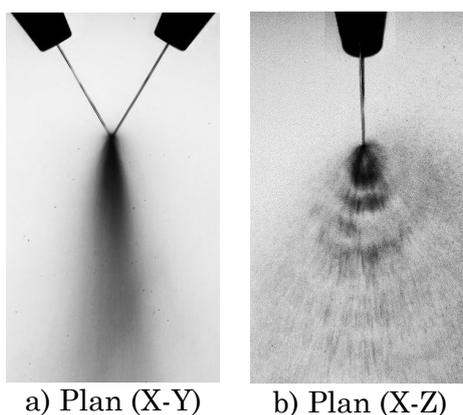


Figure B.2 : Ombroscopie de doublet like moyennées par un long temps d'exposition ;  
a) Vue de face : temps de pose 8 ms ; b) Vue de côté : temps de pose 0,066 ms

Donnons-nous ensuite une distribution gaussienne normale, qui représentera les gouttes du spray à une certaine distance X du point d'impact, au travers de l'intensité du niveau de gris dans le plan considéré ((X-Y) pour la vue de face (voir Eq. (B.1)), et (X-Z) pour la vue de côté (voir Eq. (B.2)) :

$$f(x, y) = \frac{1}{\sqrt{2\pi} \cdot \sigma_y(x)} \times e^{\left(-\frac{1}{2} \left(\frac{y - \mu_y(x)}{\sigma_y(x)}\right)^2\right)} \quad (\text{B.1})$$

$$f(x, z) = \frac{1}{\sqrt{2\pi} \cdot \sigma_z(x)} \times e^{\left(-\frac{1}{2} \left(\frac{z - \mu_z(x)}{\sigma_z(x)}\right)^2\right)} \quad (\text{B.2})$$

Dans la suite de la description des fonctions de distributions, nous ne détaillerons que celle dans le plan (X-Y). Afin de simplifier encore plus l'écriture, les spécificités des grandeurs caractéristiques  $\sigma$  (écart-type) et  $\mu$  (valeur moyenne) de la distribution ne seront plus visibles. Mais, le lecteur veillera à bien distinguer ces termes en fonction du plan, et pourra substituer  $y$  par  $z$  pour retrouver les équations dans l'autre plan.

Écrivons l'abscisse du plan considéré sous la forme (Eq. (B.3)) :

$$y = \mu + \beta\sigma \quad (\text{B.3})$$

Le terme  $\beta$  sera explicité par la suite, et variera en fonction de la méthode utilisée. Deux angles sont utiles pour définir complètement le spray à une distance  $X$  donnée. L'angle d'expansion théorique réel, noté  $\alpha$ , sera défini à partir de la caractérisation numérique de la frontière du spray (bords gauche et droit). La déviation du spray par rapport à la verticale, notée  $\delta$ , doit aussi être prise en compte lorsqu'elle existe, pour ne pas inclure sa contribution dans l'angle d'expansion  $\alpha$ . Ainsi, à partir de ces deux angles, de la position du point d'impact  $(x_i, y_i)$ , et des équations de la bissectrice du cône d'expansion et d'un des bords, nous déterminons les grandeurs  $\mu$  (Eq. (B.4)) et  $\sigma$  (Eq. (B.5)) :

$$\mu = \frac{x - x_i}{\tan(\delta)} + y_i \quad (\text{B.4})$$

$$\sigma = \frac{1}{\beta} \cdot \left( \frac{x - x_i}{\tan\left(\alpha - \frac{\delta}{2}\right)} + y_i - \mu \right) \quad (\text{B.5})$$

Les trois façons de déterminer les bords du spray à partir de la distribution du niveau de gris sont :

- une méthode de seuil, qui suppose que les bords du spray sont les points pour lesquels l'intensité correspond à une fraction  $\phi$  du maximum de la distribution ;
- une méthode s'appuyant sur la dérivée de la distribution : les frontières sont associées ici au maximum de la dérivée ;
- une autre méthode de seuillage reposant cette fois sur l'intégrale de la

distribution, de paramètre  $\psi$ .

Poursuivons par le calcul des dérivées première et seconde de la distribution, qui servent de point de départ pour les deux premières méthodes. Leur formulation à une distance  $x$  du point d'impact constante, est exprimée aux équations (B.6) et (B.7) :

$$f'(y)|_{x=cste} = -\frac{y-\mu}{\sqrt{2\pi} \cdot \sigma^3} \times e^{\left(-\frac{1}{2}\left(\frac{y-\mu}{\sigma}\right)^2\right)} \quad (\text{B.6})$$

$$f''(y)|_{x=cste} = \frac{1}{\sqrt{2\pi} \cdot \sigma^3} \times \left[ \left(\frac{y-\mu}{\sigma}\right)^2 - 1 \right] \times e^{\left(-\frac{1}{2}\left(\frac{y-\mu}{\sigma}\right)^2\right)} \quad (\text{B.7})$$

Pour la méthode de seuil sur le maximum de la distribution, on cherche le couple  $(y, \phi)$  tel que le système défini à l'équation (B.8) soit vérifié. La solution est donnée à l'équation (B.9). La valeur de  $\beta$  (Eq. (B.10)) pour cette méthode de seuil s'obtient en substituant  $y$  de l'équation (B.3) et en résolvant l'équation (B.9) pour  $\phi$  préalablement fixé.

$$\begin{cases} \exists y \text{ noté } y_{max}, f'(y)|_{x=cste} = 0 \\ \phi \text{ tel que } f(y) = \phi \times f(y_{max}) \end{cases} \quad (\text{B.8})$$

$$\begin{cases} f'(y)|_{x=cste} = 0 \Leftrightarrow y_{max} = \mu \\ f(y_{max}) = \frac{1}{\sqrt{2\pi} \cdot \sigma_y(x)} \\ \phi = e^{\left(-\frac{1}{2}\left(\frac{y-\mu}{\sigma}\right)^2\right)} \end{cases} \quad (\text{B.9})$$

$$\beta_{seuil} = \sqrt{-2 \cdot \ln(\phi)}, \text{ avec } \beta > 0 \text{ car } 0 < \phi < 1 \quad (\text{B.10})$$

Pour la méthode du maximum de la dérivée, on cherche cette fois à annuler la dérivée seconde, ce qui est le cas lorsque l'équation (B.11) est vérifiée. Le calcul de  $\beta$  est alors trivial.

$$\begin{cases} f''(y)|_{x=cste} = 0 \Leftrightarrow \left(\frac{y-\mu}{\sigma}\right)^2 - 1 = 0 \\ y_{max} = \mu + \sigma \\ \beta_{diff} = 1 \end{cases} \quad (\text{B.11})$$

La méthode intégrale consiste à trouver  $y$  tel que l'intégration jusqu'à un certain  $y'$  donne le seuil  $\psi$  choisi. Ceci suppose d'intégrer une distribution de type loi normale, qui s'obtient à l'aide de la fonction « erf » et par changement de variable pour travailler sur une distribution centrée – réduite (Eq. (B.12)).

$$\psi = \int_{\text{pixel min}}^{y'} \frac{1}{\sqrt{2\pi} \cdot \sigma} \times e^{\left(-\frac{1}{2}t^2\right)} dt = \frac{1}{2} \times \left( 1 + \text{erf} \left( \frac{y'}{\sqrt{2}} \right) \right) \quad (\text{B.12})$$

Le calcul inverse donne le critère définissant le premier bord du spray et le paramètre  $\beta$  correspondant (Eq. (B.13)) :

$$\begin{cases} y_{int} = \mu + \sqrt{2} \cdot \sigma \times \text{erf}^{-1}(2\psi - 1) \\ \text{et} \\ \beta_{int} = \sqrt{2} \times \text{erf}^{-1}(2\psi - 1) \end{cases} \quad (\text{B.13})$$

Il reste à choisir les seuils afin de comparer les trois méthodes. La méthode de la dérivée est la seule qui n'utilise pas de seuil comme paramètre. On choisira donc  $\beta_{diff} = \beta = 1$  pour déterminer les seuils des deux autres méthodes. Ainsi, l'équation (B.14) résume les valeurs des seuils à fixer pour les deux autres méthodes.

$$\begin{cases} \phi = \phi(\beta_{seuil} = 1) = e^{(-\frac{1}{2})} \\ \psi = \psi(\beta_{int} = 1) = \frac{1}{2} \times \left( 1 + \text{erf} \left( \frac{1}{\sqrt{2}} \right) \right) \end{cases} \quad (\text{B.14})$$

Ces trois méthodes sont comparées théoriquement en générant un bruit proportionnel sur toute la distribution gaussienne (voir Figure B.3). La méthode retenue est celle du seuil défini à partir du maximum d'une distribution gaussienne standard du spray (Eqs. (B.8), (B.9) et (B.10)), en raison de la facilité d'implémentation, et car l'écart relatif avec la théorie reste raisonnable, même si celle de seuil sur l'intégrale de la dérivée donne des résultats théoriques plus précis.

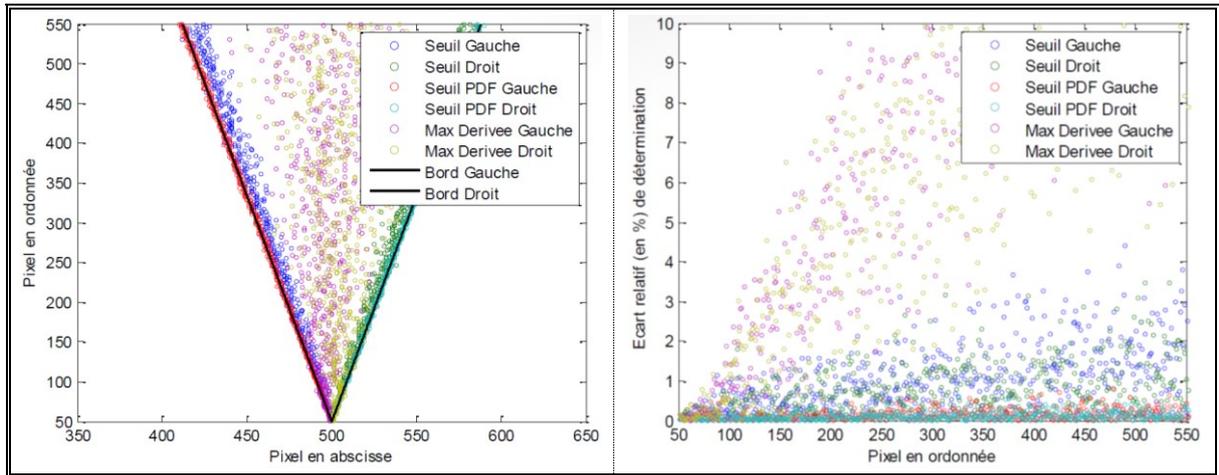


Figure B.3 : a) Détermination théorique des frontières du spray avec un bruit proportionnel (gain = 1) ; b) Écart relatif de chaque méthode avec la théorie

## Annexe C

## Récapitulatif de l'analyse 0D pour quelques essais

## Exemple pour le col d'éjection de 7 mm

Col 7 mm - Doublets Like - Configuration de Référence - Sans Rotation											
	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11
<b>Moyennes 5 - 8s</b>	3_#346	5_#348	9_#352	17_#360	2_#345	12_#355	14_#357	5_#371	11_#377	7_#373	9_#375
DPinj Moy EtOH (barG)	7.51	8.65	10.04	9.37	7.56	12.88	15.11	14.41	16.13	15.60	17.97
DPinj Moy HTP (barG)	21.89	23.18	21.63	23.64	21.11	20.51	19.50	19.64	18.46	19.33	18.57
<b>Richesse <math>\phi</math></b>	<b>0.69</b>	<b>0.89</b>	<b>1.12</b>	<b>0.99</b>	<b>0.79</b>	<b>1.28</b>	<b>1.46</b>	<b>1.61</b>	<b>1.83</b>	<b>1.74</b>	<b>1.97</b>
Débit EtOH (g/s)	1.78	2.29	2.62	2.48	1.85	2.92	3.25	3.66	4.00	3.89	4.29
Débit HTP 87,5% (g/s)	13.07	13.06	12.54	12.63	11.93	11.62	11.26	11.57	11.09	11.33	11.07
<b>Pression Combustion (barG)</b>	<b>4.409</b>	<b>4.987</b>	<b>4.958</b>	<b>5.013</b>	<b>4.290</b>	<b>4.760</b>	<b>4.709</b>	<b>4.876</b>	<b>4.744</b>	<b>4.863</b>	<b>4.792</b>
Débit H <sub>2</sub> O <sub>2</sub> (g/s)	11.44	11.43	10.97	11.05	10.44	10.17	9.86	10.12	9.70	9.91	9.68
Débit H <sub>2</sub> O (g/s)	1.63	1.63	1.57	1.58	1.49	1.45	1.41	1.45	1.39	1.42	1.38
Débit Total moyen (g/s)	14.85	15.35	15.16	15.11	13.78	14.54	14.51	15.23	15.09	15.22	15.36
<b>C*<sub>exp</sub> (m/s)</b>	<b>1405</b>	<b>1504</b>	<b>1516</b>	<b>1535</b>	<b>1481</b>	<b>1528</b>	<b>1517</b>	<b>1488</b>	<b>1468</b>	<b>1486</b>	<b>1455</b>
<b>Incertitude <math>\Delta C^*</math> (m/s)</b>	<b>67.4</b>	<b>69.8</b>	<b>70.6</b>	<b>71.4</b>	<b>72.5</b>	<b>72.3</b>	<b>72.0</b>	<b>69.5</b>	<b>69.1</b>	<b>69.4</b>	<b>68.1</b>
<b><math>\eta_c</math></b>	<b>0.884</b>	<b>0.924</b>	<b>0.918</b>	<b>0.933</b>	<b>0.920</b>	<b>0.916</b>	<b>0.907</b>	<b>0.891</b>	<b>0.885</b>	<b>0.893</b>	<b>0.884</b>
$\Delta\eta_c$	0.042	0.043	0.043	0.043	0.045	0.043	0.043	0.042	0.042	0.042	0.041
Incertitude $\Delta\phi$	0.027	0.031	0.036	0.033	0.031	0.040	0.044	0.046	0.051	0.049	0.054
Calcul Convergé avec l'Avancement $\lambda$ Final											
T <sub>tmél</sub> (K)	2320	2542	2556	2602	2489	2549	2487	2391	2285	2346	2218
$\gamma_{mél}$	1.191	1.188	1.189	1.188	1.189	1.191	1.193	1.196	1.201	1.199	1.204
M <sub>mol</sub> <sub>mél</sub> (kg/mol)	0.02334	0.02237	0.02214	0.02199	0.02257	0.02172	0.02143	0.02139	0.02095	0.02102	0.02067
C* <sub>mél</sub> (m/s)	1405	1504	1516	1535	1481	1528	1517	1488	1468	1486	1455
<b><math>\lambda_{masse}</math></b>	<b>0.747</b>	<b>0.832</b>	<b>0.822</b>	<b>0.854</b>	<b>0.824</b>	<b>0.820</b>	<b>0.805</b>	<b>0.776</b>	<b>0.768</b>	<b>0.782</b>	<b>0.767</b>
<b><math>\lambda_{mole}</math></b>	<b>0.815</b>	<b>0.883</b>	<b>0.879</b>	<b>0.901</b>	<b>0.876</b>	<b>0.881</b>	<b>0.874</b>	<b>0.856</b>	<b>0.856</b>	<b>0.863</b>	<b>0.857</b>

	Col 7 mm - Doublets Like - Rotation EtOH										Col 7 mm - Rotation HTP 87,5 %			
	12	13	14	15	16	17	19	20	21	22	23	24		
<b>Moyennes 5 - 8s</b>	2_#422	4_#424	6_#426	8_#428	10_#430	7_#481	10_#484	8_#482	3_#499	2_#498	5_#501	4_#500		
D <sub>Pinj</sub> Moy EtOH (barG)	10.17	7.99	13.90	15.44	12.97	7.65	12.02	14.30	8.07	10.36	12.35	13.88		
D <sub>Pinj</sub> Moy HTP (barG)	25.12	25.83	20.44	19.44	34.32	24.80	21.39	20.49	26.45	25.31	21.60	20.56		
<b>Richesse φ</b>	<b>1.01</b>	<b>0.77</b>	<b>1.50</b>	<b>1.69</b>	<b>0.97</b>	<b>0.80</b>	<b>1.33</b>	<b>1.59</b>	<b>0.79</b>	<b>1.03</b>	<b>1.37</b>	<b>1.55</b>		
Débit EtOH (g/s)	2.63	2.08	3.51	3.82	3.04	2.05	3.14	3.61	2.11	2.65	3.20	3.52		
Débit HTP 87,5% (g/s)	13.22	13.68	11.84	11.47	15.87	13.08	11.98	11.52	13.57	13.09	11.85	11.57		
<b>Pression Combustion (barG)</b>	<b>5.324</b>	<b>5.026</b>	<b>5.035</b>	<b>4.925</b>	<b>6.482</b>	<b>4.824</b>	<b>4.985</b>	<b>4.922</b>	<b>5.054</b>	<b>5.409</b>	<b>5.091</b>	<b>4.999</b>		
Débit H <sub>2</sub> O <sub>2</sub> (g/s)	11.56	11.97	10.36	10.04	13.89	11.44	10.49	10.08	11.87	11.45	10.37	10.12		
Débit H <sub>2</sub> O (g/s)	1.65	1.71	1.48	1.43	1.98	1.63	1.50	1.44	1.70	1.64	1.48	1.45		
Débit Total moyen (g/s)	15.85	15.77	15.35	15.29	18.91	15.12	15.12	15.13	15.67	15.74	15.05	15.09		
<b>C*<sub>exp</sub> (m/s)</b>	<b>1539</b>	<b>1474</b>	<b>1517</b>	<b>1494</b>	<b>1526</b>	<b>1485</b>	<b>1527</b>	<b>1510</b>	<b>1490</b>	<b>1570</b>	<b>1561</b>	<b>1534</b>		
<b>Incertitude ΔC* (m/s)</b>	<b>70.1</b>	<b>68.0</b>	<b>70.2</b>	<b>69.6</b>	<b>65.0</b>	<b>69.6</b>	<b>71.0</b>	<b>70.4</b>	<b>68.7</b>	<b>71.3</b>	<b>72.4</b>	<b>71.4</b>		
<b>ηC*</b>	<b>0.935</b>	<b>0.917</b>	<b>0.906</b>	<b>0.896</b>	<b>0.927</b>	<b>0.921</b>	<b>0.913</b>	<b>0.903</b>	<b>0.924</b>	<b>0.952</b>	<b>0.934</b>	<b>0.917</b>		
ΔηC*	0.043	0.042	0.042	0.042	0.040	0.043	0.043	0.042	0.043	0.043	0.043	0.043		
Incertitude Δφ	0.032	0.028	0.044	0.048	0.028	0.029	0.040	0.046	0.028	0.033	0.041	0.045		
Calcul Convergé avec l'Avancement λ Final														
T <sub>t<sub>mél</sub></sub> (K)	2612	2477	2475	2378	2592	2500	2538	2437	2511	2676	2598	2498		
γ <sub>mél</sub>	1.188	1.189	1.194	1.198	1.188	1.189	1.191	1.196	1.189	1.188	1.192	1.195		
M <sub>mol<sub>mél</sub></sub> (kg/mol)	0.02196	0.02268	0.02135	0.02108	0.02218	0.02256	0.02164	0.02120	0.02252	0.02161	0.02118	0.02105		
C* <sub>mél</sub> (m/s)	1539	1474	1517	1494	1526	1485	1527	1510	1490	1570	1561	1534		
<b>λ<sub>masse</sub></b>	<b>0.856</b>	<b>0.816</b>	<b>0.804</b>	<b>0.787</b>	<b>0.841</b>	<b>0.826</b>	<b>0.816</b>	<b>0.800</b>	<b>0.832</b>	<b>0.894</b>	<b>0.857</b>	<b>0.826</b>		
<b>λ<sub>mole</sub></b>	<b>0.903</b>	<b>0.870</b>	<b>0.874</b>	<b>0.866</b>	<b>0.891</b>	<b>0.877</b>	<b>0.879</b>	<b>0.872</b>	<b>0.882</b>	<b>0.930</b>	<b>0.908</b>	<b>0.890</b>		

Col 7 mm - Triplet Unlike OFO													
	25	26	27	28	29	30	31	32	33	34			
<b>Moyennes 5 - 8s</b>	8 #563	9 #564	10 #565	13 #569	16 #572	2 #557	3 #558	4 #559	5 #560	14 #570			
DPinj Moy EtOH (barG)	6.03	10.02	7.83	10.97	21.67	17.44	15.95	13.82	8.45	11.13			
DPinj Moy HTP (barG)	24.51	22.12	23.73	21.40	17.02	19.81	19.34	19.58	22.34	21.34			
<b>Richesse <math>\phi</math></b>	<b>0.57</b>	<b>1.07</b>	<b>0.77</b>	<b>1.19</b>	<b>2.26</b>	<b>1.40</b>	<b>1.67</b>	<b>1.47</b>	<b>0.96</b>	<b>1.25</b>			
Débit EtOH (g/s)	1.54	2.71	2.06	2.94	4.78	3.25	3.80	3.39	2.36	3.05			
Débit HTP 87,5% (g/s)	13.76	12.81	13.48	12.50	10.72	11.72	11.50	11.73	12.50	12.34			
<b>Pression Combustion (barG)</b>	<b>4.421</b>	<b>5.178</b>	<b>4.879</b>	<b>5.148</b>	<b>4.735</b>	<b>4.882</b>	<b>5.008</b>	<b>4.979</b>	<b>4.925</b>	<b>5.133</b>			
Débit H <sub>2</sub> O <sub>2</sub> (g/s)	12.04	11.21	11.79	10.94	9.38	10.26	10.06	10.26	10.94	10.80			
Débit H <sub>2</sub> O (g/s)	1.72	1.60	1.68	1.56	1.34	1.47	1.44	1.47	1.56	1.54			
Débit Total moyen (g/s)	15.30	15.52	15.53	15.44	15.50	14.97	15.30	15.11	14.86	15.39			
<b>C*<sub>exp</sub> (m/s)</b>	<b>1367</b>	<b>1535</b>	<b>1460</b>	<b>1535</b>	<b>1427</b>	<b>1516</b>	<b>1515</b>	<b>1526</b>	<b>1538</b>	<b>1536</b>			
<b>Incertitude <math>\Delta C^*</math> (m/s)</b>	<b>65.2</b>	<b>70.5</b>	<b>67.9</b>	<b>70.7</b>	<b>66.9</b>	<b>71.0</b>	<b>70.3</b>	<b>71.0</b>	<b>72.0</b>	<b>70.8</b>			
<b><math>\eta_C</math></b>	<b>0.876</b>	<b>0.928</b>	<b>0.907</b>	<b>0.922</b>	<b>0.883</b>	<b>0.906</b>	<b>0.908</b>	<b>0.912</b>	<b>0.938</b>	<b>0.921</b>			
$\Delta\eta_C$	0.042	0.043	0.042	0.042	0.041	0.042	0.042	0.042	0.044	0.042			
Incertitude $\Delta\phi$	0.024	0.034	0.028	0.037	0.060	0.042	0.047	0.043	0.033	0.038			
Calcul Convergé avec l'Avancement $\lambda$ Final													
T <sub>t<sub>mél</sub></sub> (K)	2223	2596	2446	2581	2077	2498	2421	2504	2611	2573			
$\gamma_{mél}$	1.193	1.189	1.189	1.190	1.211	1.192	1.197	1.193	1.188	1.190			
M <sub>mol<sub>mél</sub></sub> (kg/mol)	0.02362	0.02194	0.02283	0.02179	0.02002	0.02159	0.02089	0.02134	0.02198	0.02167			
C* <sub>mél</sub> (m/s)	1367	1535	1460	1535	1427	1516	1515	1526	1538	1536			
<b><math>\lambda_{masse}</math></b>	<b>0.730</b>	<b>0.844</b>	<b>0.797</b>	<b>0.833</b>	<b>0.768</b>	<b>0.803</b>	<b>0.811</b>	<b>0.815</b>	<b>0.864</b>	<b>0.831</b>			
<b><math>\lambda_{mole}</math></b>	<b>0.799</b>	<b>0.895</b>	<b>0.855</b>	<b>0.889</b>	<b>0.864</b>	<b>0.871</b>	<b>0.882</b>	<b>0.881</b>	<b>0.908</b>	<b>0.888</b>			





# **Caractérisation Expérimentale de la Pulvérisation, de l'Allumage et de la Combustion Bi-Ergols – Application à la Propulsion Spatiale par Ergols Stockables**

## **Résumé**

Les processus physiques qui régissent la pulvérisation de sprays constituent la première étape vers une compréhension globale du comportement de moteurs fusées à ergols stockables. La première partie de ces travaux détermine, au moyen de visualisations et d'analyses granulométriques, les paramètres importants contrôlant la formation de sprays par impact de jets liquides. Des injecteurs dédiés à pulvériser des ergols stockables sont ensuite conçus. L'enjeu de la seconde partie des travaux est d'étudier la combustion de l'éthanol avec le peroxyde d'hydrogène, ergols stockables considérés moins nocifs. L'utilisation de cette association bi-ergols innovante a nécessité d'analyser en détail leur compatibilité à l'allumage, ainsi que leurs performances en combustion sur la gamme de richesses 0,4 – 2,0, à l'aide de diagnostics optiques et physiques spécifiques. Les efficacités de combustion atteignent entre 87 et 98 %, les fluctuations de pression ne dépassent pas 10 %, mais les légères différences obtenues permettent de sélectionner les meilleures configurations d'injection favorisant la combustion ou sa stabilité.

**Mots clés :** Moteurs-fusées--Allumage, Propergols--Combustion, Alcool (Combustible), Peroxyde d'hydrogène, Pulvérisation, Atomisation, Ergols Stockables, Injecteurs à impact de jets

## **Experimental Characterization of the Spraying, the Ignition and the Combustion of Bi-Propellants – Application to Space Propulsion with Storable Propellants**

## **Abstract**

The physical processes involved in spraying are the first step towards a comprehensive understanding of the behavior of rocket engines using storable propellants. The first part of this work identifies, through visualizations and particle sizing, the important parameters driving the formation of spray by impinging liquid jets. Then, injectors dedicated to spray storable green-propellants are designed. The second part of this thesis aims at studying the combustion of ethanol with hydrogen peroxide, which are regarded as green-storable propellants. But the use of this innovative bi-propellant association required a detailed analysis of their ignition compatibility, as well as their combustion performance within the range of 0,4 – 2,0 in overall equivalence ratio. Specific optical and physical diagnostics helped to achieve these goals. Combustion efficiency reached between 87 and 98 %, pressure fluctuations did not exceed 10 %, but the slight differences obtained allowed to select the best injection configurations promoting efficient combustion and stability.

**Key words:** Rocket engines--Ignition, Propellants--Combustion, Alcohol as fuel, Hydrogen peroxide, Spraying, Atomization, Storable Propellants, Impinging-jet injectors