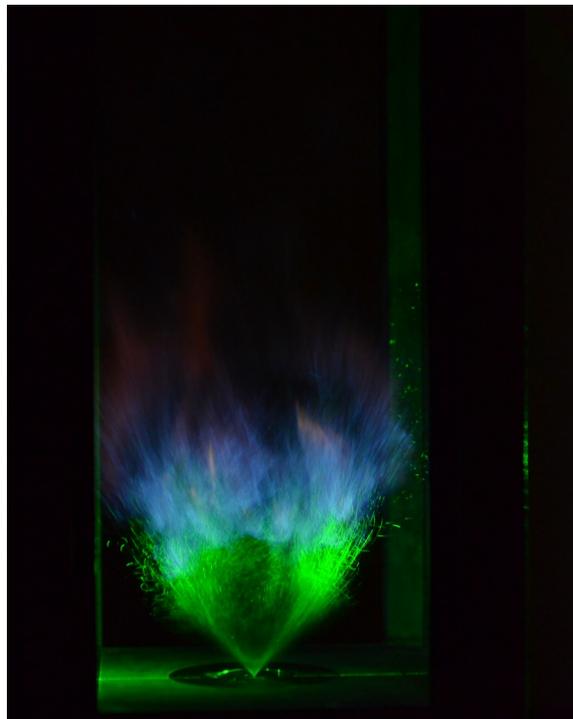


Projet de Physique P6
STPI/P6/2016 – 2017

**Caractérisation d'un spray aéronautique avec une
nappe laser et une caméra**



Étudiants :

Paul TOUSSAINT

Léo JANVIER

Marc XU

Aytaç AKIN

Ana CALIN

Talal CHEBBAH

Enseignant-responsable du projet :

Javier MARRERO SANTIAGO

Cette page est laissée intentionnellement vierge.

Date de remise du rapport : **19/06/2017**

Référence du projet : **STPI/P6/2017 – 43**

Intitulé du projet : **Caractérisation d'un spray aéronautique avec une nappe laser et une caméra**

Type de projet : **Sujet expérimental**

Objectifs du projet (10 lignes maxi) :

Le but de ce projet est l'étude d'un spray aéronautique. En effet, nous avons caractérisé un spray aéronautique avec des photos réalisées à l'aide d'une nappe laser afin de voir comment se comportait l'atomisation. Ce projet a pour but la résolution de problèmes environnementaux tel que la pollution, l'émission de gaz à effet de serre et la surconsommation de carburant.

Mots-clefs du projet : **Spray aéronautique, nappe laser, combustion, atomisation**

TABLE DES MATIÈRES

1. Introduction.....	6
2. Bibliographie.....	7
2.1. Contexte et définitions : les moteurs d'avions.....	7
2.2. Étude du spray.....	9
2.2.1. Atomisation.....	9
2.2.2. Atomiseurs.....	10
2.2.2.1. Pressure swirl atomizer.....	10
2.2.2.2. Airblast atomizer.....	11
2.2.3. Étude de l'allumage.....	11
2.2.4. Équation / Réaction.....	12
2.2.4.1. Calcul de richesse.....	12
2.2.4.2. Interprétation.....	13
3. Méthodologie / Organisation du travail.....	14
4. Expérience / Travail réalisé.....	15
4.1. L'expérience.....	15
4.1.1. Le montage.....	15
4.1.2. Les composants.....	16
4.2. Travail réalisé.....	18
4.2.1. La mise en place du dispositif.....	18
4.2.2. La préparation.....	18
4.2.3. La prise de photos.....	19
4.3. La différence entre la vraie chambre de combustion et notre expérience.....	20
5. Résultats.....	21
6. Conclusions et perspectives.....	23
6.1. Conclusion sur l'expérience.....	23
6.2. Conclusion sur l'apport personnel de l'EC.....	23
7. Bibliographie.....	24

NOTATIONS, ACRONYMES

F.A.R : Fuel to Air Ratio

1. INTRODUCTION

Depuis la révolution industrielle au 19^e siècle, les émissions de gaz à effet de serre et la pollution n'ont cessé d'augmenter. De plus les ressources de pétrole s'épuisent très rapidement. C'est pourquoi les problèmes de pollution et de surconsommation de carburant sont devenus des enjeux majeurs dans notre société surtout dans le domaine de l'aéronautique. En effet, les avions doivent voler plus longtemps avec moins de carburant tout en réduisant leur impact environnemental.

Pour répondre à ces problématiques, les chercheurs en aéronautique doivent comprendre en détail les mécanismes de combustion en vue de simuler le fonctionnement des futurs moteurs.

Dans le cadre de notre projet physique de deuxième année, nous avons réalisé une étude expérimentale permettant la « caractérisation d'un spray aéronautique avec une nappe laser et une caméra ». En effet, les nouvelles machines aéronautiques se dirigent vers des stratégies de « lean combustion » ce qui signifie combustion pauvre ou combustion maigre, afin de réduire les émissions de polluants. Ce principe consiste à utiliser une quantité d'air plus importante que la quantité nécessaire pour obtenir une combustion théoriquement complète du carburant.

De plus, la combustion pauvre réduit les températures de flamme et les vitesses de combustion ce qui rend la combustion plus instable et complique l'allumage de la chambre.

Cependant, le processus d'allumage n'est pas parfaitement compris et doit être encore étudié.

En première partie de ce rapport nous verrons les généralités sur les machines aéronautiques, sur le processus d'allumage et sur le spray aéronautique. Ensuite nous présenterons le dispositif expérimental et les différentes expériences réalisées qui nous ont permis d'étudier le spray.

2. BIBLIOGRAPHIE

2.1. Contexte et définitions : Les moteurs d'avions.

L'aviation moderne est née en 1903 lorsque les américains Wilbur Wright et Orville ont réussi à faire voler leur avion sur 260 m. Ce dernier était équipé d'un moteur essence à piston avec 4 cylindres en ligne. Ensuite, ces moteurs à piston se sont développés et les autres avions étaient dotés de moteur en étoile rotatif. Ces avions étaient énormément utilisés pendant la seconde guerre mondiale et pour les vols commerciaux jusque dans les années 50. Ensuite les moteurs à pistons, qui ne pouvaient pas aller assez vite, ont été remplacé par des moteurs à réaction ou turboréacteur.

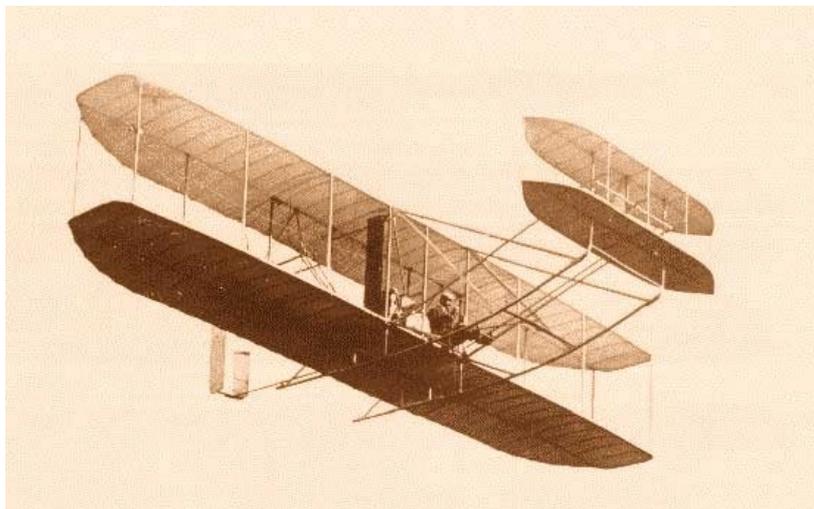


Image 1 : 1^{er} avion « Wright Flyer »

Les premiers avions construit avec des turboréacteurs étaient des chasseurs-bombardier allemands utilisés à la fin de la seconde guerre mondiale.

Après la guerre, les moteurs à réaction se généralisent aussi bien dans l'aviation militaire que dans l'aviation civile. En effet, ces moteurs étaient bien plus performants, et ont permis aux avions de chasse d'atteindre de très grandes vitesses, comme 2410 km/h (2 fois la vitesses du son) pour le F-22 Raptor.

Le turboréacteur fonctionne sur le principe de l'action réaction, il expulse des gaz par l'arrière et par réaction il est propulsé vers l'avant.

Il existe plusieurs architectures de turboréacteur mais ils fonctionnent tous avec les trois mêmes étapes, à savoir : Compression, Combustion, Détente.

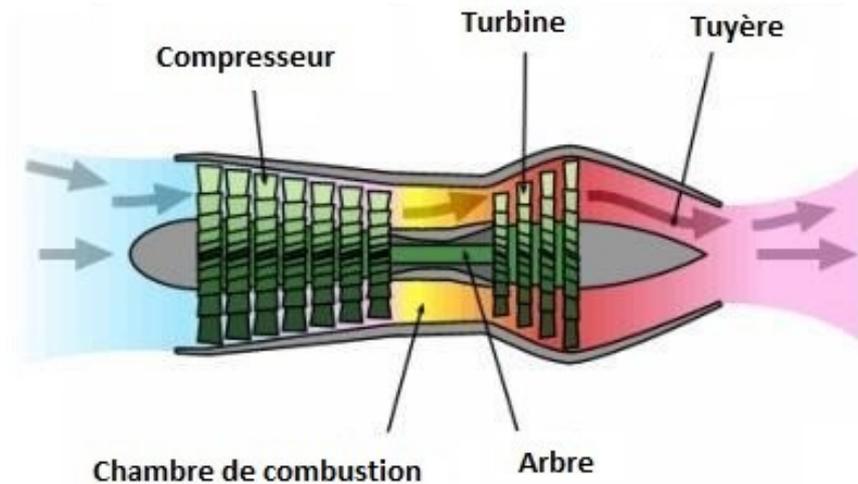


Image 2 : Turboréacteur simple flux

L'air est aspiré et comprimé par le compresseur, ensuite il est injecté dans la chambre de combustion et mélangé avec du carburant comme du kérosène qui est envoyé grâce à des injecteurs. Ce mélange air comprimé/carburant est enflammé dans la chambre de combustion par des bougies et après la flamme est auto-entretenu tout le vol, ce qui permet de dilater les gaz.

Les gaz traversent une turbine fixée sur un arbre qui entraîne le compresseur, ce qui permet d'assurer la continuité du mouvement. Enfin les gaz s'échappent par une tuyère pour les accélérer en sortie.

Pour augmenter la puissance, certains moteurs ont un second compresseur relié à une deuxième turbine par un arbre d'entraînement différent et avec une vitesse de rotation différente, ce sont les turboréacteurs à simple flux double-corps. Il y a donc un assemblage turbine/compresseur pour les gaz haute-pression et un assemblage pour les gaz basse-pression.

Enfin, le réacteur le plus utilisé sur les avions de ligne est le turboréacteur à double flux.

Ce dernier va créer une poussée additionnelle à l'aide d'un flux secondaire qui va contourner toute la partie chaude du réacteur. Les deux flux vont se rejoindre et se mélanger dans la tuyère pour être éjectés.

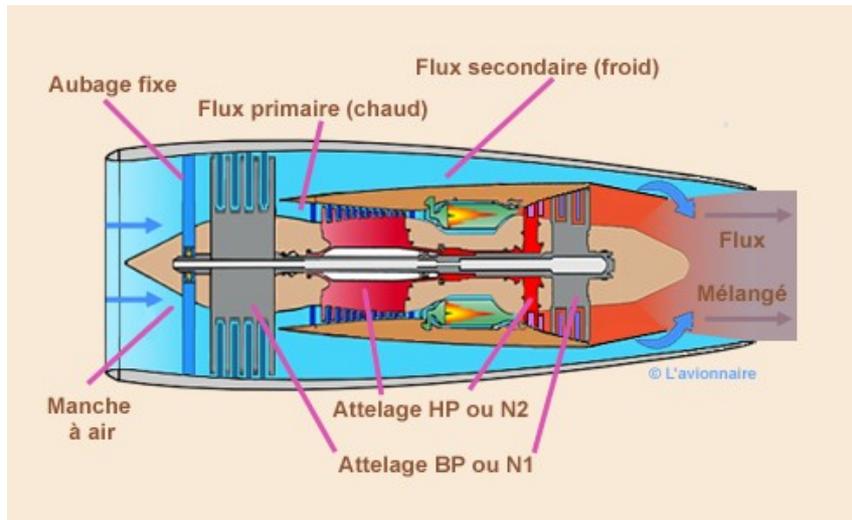


Image 3 : Turboréacteur double flux

2.2. Étude du spray

2.2.1. Atomisation

L'atomisation est un procédé grandement utilisé dans l'aéronautique et plus particulièrement dans la chambre de combustion des réacteurs d'avion. En effet, ce procédé permet de fragmenter un jet liquide de carburant en filaments puis en fines gouttelettes afin de permettre une combustion efficace. Dans notre cas le jet liquide correspond au n-heptane. L'atomisation se fait en deux temps que nous allons maintenant expliciter.

- L'atomisation primaire est la première étape : Le fluide s'étire et se détache en plusieurs ligaments très fins et fragiles.
- L'atomisation secondaire est la seconde étape : Les ligaments sont tellement fragiles qu'ils se cassent et de petites gouttelettes se forment alors.

La zone d'atomisation primaire est repérable par sa forte densité de liquide puisque le fluide est continu dans sa forme ligamentaire et occupe quasiment tout l'espace. A l'inverse, la zone d'atomisation secondaire est plus étendue et la présence de liquide y est plus faible puisque les gouttelettes sont réparties sur un plus grand espace. Ainsi, la densité de liquide y est bien plus faible.

2.2.2. Atomiseurs

Les atomiseurs ou injecteurs sont des pièces contribuant à former un mélange inflammable pour une combustion efficace grâce au principe d'atomisation. Il en existe plusieurs types mais nous nous intéresserons ici à deux injecteurs spécifiques : le « airblast atomizer » qui est aujourd'hui utilisé dans la plupart des chambres de combustion d'avion et le « pressure swirl atomizer » ou « simplex atomizer » qui est l'injecteur utilisé lors de nos expériences.

2.2.2.1. Pressure swirl atomizer

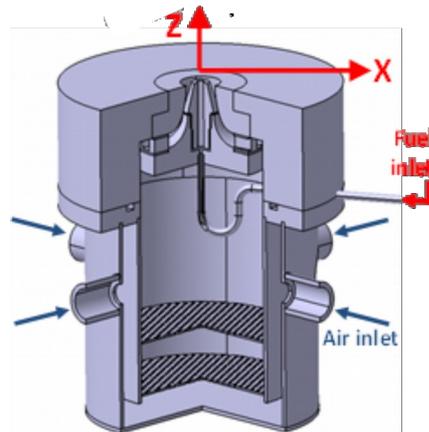


Image 4 : Schéma de l'admission du brûleur

Cet injecteur est quelque peu différent du « airblast atomizer ». En effet, le carburant arrive dans une chambre à une pression de 8 bar et passe ensuite par une ouverture d'environ 100 microns. Il y a alors une dépressurisation lors de la sortie du carburant du fait de la différence de pression entre la chambre sous pression et l'extérieur. Le carburant est alors éjecté sous forme de liquide continu avec un mouvement swirlé. Ensuite, de l'air est injecté par des ouvertures sur les côtés de l'atomiseur. Cet atomiseur est dit « swirlé » car l'air et le carburant forment un tourbillon. Cela est dû à une vitesse tangentielle ajoutée à l'écoulement d'air. Grâce à la différence de pression et au mouvement swirlé du liquide, le carburant se détache en ligaments (atomisation primaire) puis en fines gouttelettes allant de 2 à 80 microns de diamètre (atomisation secondaire). Le mélange air-carburant tourbillonnant forme alors un cône ce qui crée une différence de pression entre les côtés et le centre de ce cône. Ainsi les gouttes qui n'ont pas brûlé retombent au début du jet et sont éjectées à nouveau pour être brûlées.

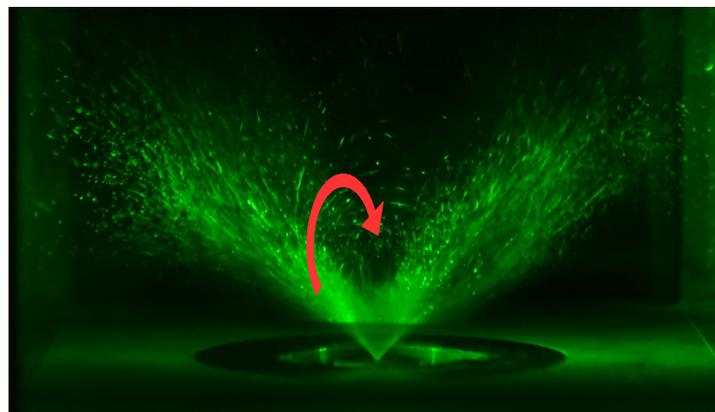


Image 5 : Spray aéronautique avec nappe verticale

2.2.2.2. *Airblast atomizer*

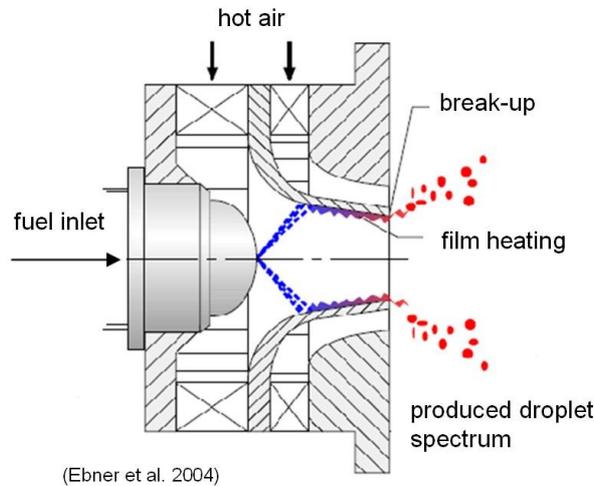


Image 6 : Airblast atomizer

Ce type d'injecteur est fréquemment retrouvé dans les chambres à combustion d'avion. Il se distingue du « simplex atomizer » par son écoulement d'air deux fois plus important puisqu'il possède deux ouvertures une au dessus de l'autre. De plus, le carburant ne passe pas dans une chambre pressurisée mais est directement éjecté par un trou de l'ordre du centimètre. L'écoulement d'air est aussi swirlé et c'est lui qui fait l'atomisation contrairement à l'autre montage. Cela nous donne une atomisation à peu près semblable dans les deux cas mais avec une quantité de liquide plus importante dans le cas du « airblast atomizer ». Sur ce schéma, l'atomisation primaire est représentée en bleu et la secondaire en rouge.

2.2.3. *Étude de l'allumage*

Le processus d'allumage correspond au mécanisme déclenchant l'amorce de la combustion du mélange air – carburant. L'allumage peut être divisé en quatre étapes : Le dépôt d'énergie (étincelle créée par une bougie par exemple), le mouvement d'un noyau de flamme et la croissance de celui-ci autour d'un injecteur, la stabilisation de la flamme autour d'un injecteur et enfin la propagation de la flamme d'un injecteur à un autre dans la chambre de combustion.

Les processus d'allumage et de combustion sont compliqués et encore mal compris. De plus, les moteurs d'avion qui utilisent la stratégie de « lean combustion » pour réduire les émissions de polluant et la surconsommation de carburant, ont un processus de combustion encore plus compliqué.

En effet, le fait que la température des flammes soit plus faible et que la quantité d'air soit plus importante rend la combustion moins stable. La flamme est donc très instable et risque de s'éteindre plus facilement. Cela nous est arrivé lorsqu'on a allumé la flamme, elle était trop instable et s'est éteinte.

Pour des raisons de sécurité les turboréacteurs doivent donc être capable de redémarrer en altitude sous plusieurs conditions.

2.2.4. Équation / Réaction

En ce qui concerne les réactions chimiques, nous allons nous intéresser particulièrement à la combustion du n-heptane (C_7H_{16}) avec l'air.

L'air est composé d'environ 80 % de diazote et 20 % de dioxygène (si on néglige les polluants qui représentent normalement 1 % de la composition d'air). Ces polluants comprennent du dioxyde de carbone, des gaz rares (en faible pourcentage), du méthane et autres composés fabriqués par l'Homme. Dans notre cas, on négligera ces polluants ce qui nous permet de déduire que l'équation chimique est la suivante :



Donc on a 1 mol de n-heptane (C_7H_{16}) qui brûle avec 11 mol d'air ($O_2 + 3.78 N_2$). Rappelons les masses molaires moléculaires des réactifs :

$$- M(C_7H_{16}) = 100 \text{ g.mol}^{-1}$$

$$- M(\text{air}) = 28.9 \text{ g.mol}^{-1}$$

Donc en calculant les masses en proportion stœchiométrique on obtient :

$$m = n \cdot M$$

$$-m(C_7H_{16}) = 1 \cdot 100 = 100 \text{ g}$$

$$-m(\text{air}) = 11 \cdot (1 + 3.78) \cdot 28.9 = 1519.56 \text{ g}$$

Dans cette étude, nous allons maintenant nous intéresser à la richesse Φ . En particulier nous allons calculer cette richesse avec 0.33 g/s de n-heptane et 8.2 g/s d'air. La richesse est le reflet du dosage carburant / comburant admis dans la chambre de combustion sur le FAR. Le FAR (Fuel Air Ratio) est le dosage carburant/air en proportion stœchiométrique.

2.2.4.1. Calcul de richesse

$$FAR = (m(C_7H_{16})/m_{\text{air}})_{ST} = 100 / 1519.56 = 0.0658$$

$$\Phi_1 = (\dot{m}_{\text{carburant}}/\dot{m}_{\text{air}}) / (\dot{m}_{\text{carburant}}/\dot{m}_{\text{air}})_{ST}$$

$$\Phi_1 = (m(C_7H_{16})/m_{\text{air}}) / (m(C_7H_{16})/m_{\text{air}})_{ST}$$

$$\Phi_1 = (m(C_7H_{16})/m_{\text{air}}) / FAR$$

$$\text{A.N : } \Phi_1 = (0.33/8.2)/0.0658$$

$$\Phi_1 = 0.61$$

2.2.4.2. *Interprétation*

Si $\Phi=1$ on aura donc une combustion stœchiométrique . On rappelle que le $\Phi_{lean}= 0.5$ qui représente la limite d'inflammabilité ce qui veut dire que lorsqu'on rapproche une flamme le mélange ne va pas brûler. Lorsque $\Phi=0.61$ on a donc moins besoin d'utiliser de réactifs, cela créer moins de polluants ($NO, NO_2, CO, Suie$) ce qui a pour conséquence de diminuer la température. Pour notre expérience on prendra donc les débits suivants :

- 0.33 g/s de n-heptane
- 8.2 g/s d'air

3. MÉTHODOLOGIE / ORGANISATION DU TRAVAIL

Pour réaliser notre projet il y a eu 3 étapes. Tout d'abord, les premières séances lorsqu'on a pris connaissance du sujet, nous ont servi à nous renseigner sur le sujet. En effet, nous avons réalisé cette étape de bibliographie en faisant des recherches sur internet et en posant des questions à notre professeur, Javier MARRERO SANTIAGO.

Ensuite la deuxième étape a été la réalisation des différentes expériences. Tout d'abord, nous avons visité la salle et découvert le matériel à notre disposition. Après nous avons étudié le montage expérimental, et nous avons passé plusieurs séances sur la réalisation du dispositif laser / lentille, tout en s'assurant des problèmes de sécurité dû aux reflets du laser.

Pour communiquer, nous avons utilisé principalement Google Drive et Facebook.

Enfin, la dernière étape a été la réalisation du rapport. Nous avons réalisé le plan détaillé du rapport et nous avons rédigé nos parties chacun de notre côté. Nous avons après mis en commun et harmonisé nos résultats pour que le rapport soit le plus clair et le plus cohérent possible.

La répartition du travail s'est effectuée ainsi :

Toussaint Paul	Xu Marc	Janvier Léo
Ont réalisé toutes les parties sur la bibliographie (Recherche, définition, explication...)		

Aytaç AKIN	Ana CALIN	Talal CHEBBAH
Ont réalisé les parties expérience / travail réalisé et résultat.		

4. EXPÉRIENCE / TRAVAIL RÉALISÉ

4.1. Expérience

4.1.1. Le montage

Afin de pouvoir débiter notre expérience, nous avons dû concevoir un schéma optique comprenant un laser, des lentilles pour diriger les faisceaux lumineux émis par le laser ainsi que la chambre de combustion.

Lors du premier essai, nous avons utilisé une seule lentille convergente et avons découvert par la suite que le faisceau ne parvenait pas jusqu'à la chambre de combustion.

Après avoir trouvé la solution, soit en coupant la trajectoire du rayon émis par le laser grâce à une lentille divergente, nous avons mis en place notre montage de la manière suivante :

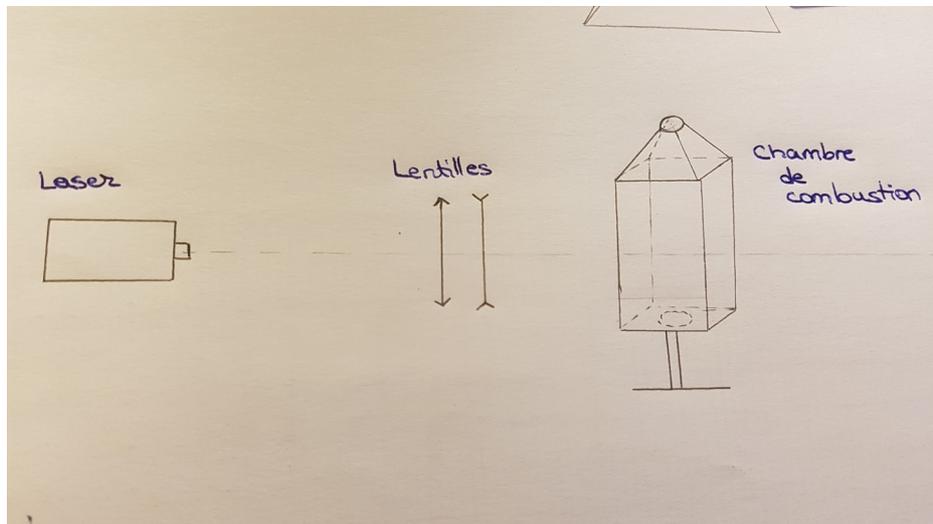


Image 7 : Schéma optique du montage

Concernant le montage, nous avons utilisé une table sur laquelle reposait un assemblage d'éléments déjà installés permettant le réglage de la température et le chauffage de la chambre de combustion à travers les tuyaux.

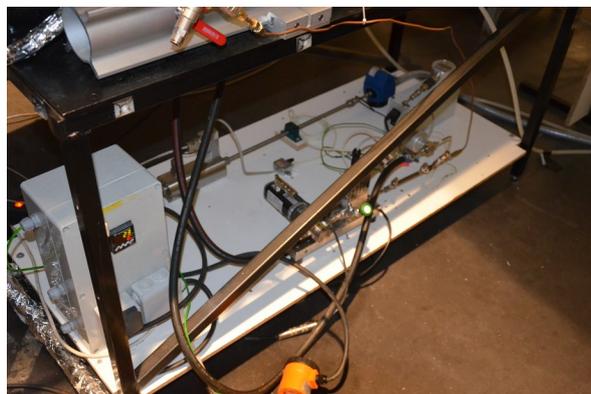


Image 8 : Montage secondaire

4.1.2. Les composants

Le laser (*Light Amplification by Stimulated Emission of Radiation*) est un dispositif qui amplifie la lumière et la rassemble en un étroit faisceau. Il s'agit d'un appareil fournissant un rayonnement lumineux directif et quasiment monochromatique grâce à une émission de radiations stimulée.

Nous avons utilisé un laser monochromatique d'une longueur d'onde de 532 nm qui diffuse un rayon de couleur verte.

Selon la puissance et la longueur d'onde d'émission du laser nous avons constaté que nous travaillions avec un laser de classe 2.

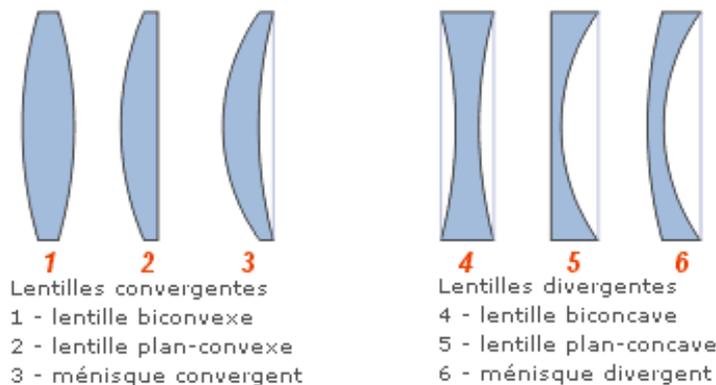


Image 9 : Boite électrique laser

Une lentille est un composant réalisé à partir d'un matériau généralement isotrope et transparent pour la lumière dans le domaine spectral où nous nous sommes intéressés.

Les lentilles convergentes font converger des faisceaux de rayons lumineux parallèles.

Les lentilles divergentes font diverger des faisceaux de rayons lumineux parallèles.



Nous avons choisi d'utiliser une lentille divergente de distance focale de 200mm. Après l'avoir installée, nous avons modifié la position de la lentille en fonction de la nappe, qu'elle soit horizontale ou verticale.

Ainsi, nous avons réussi à rapprocher le rayon de l'axe transversal de la chambre de combustion.

La chambre de combustion génère l'énergie calorifique qui sera fournie à la turbine et au canal d'éjection. Dans la chambre de combustion, l'air et le carburant (énergie chimique) sont transformés en chaleur (énergie calorifique). Nous avons positionné la chambre de combustion sur un support de déplacement permettant des déplacements en trois dimensions dans l'espace pour analyser le comportement du spray.

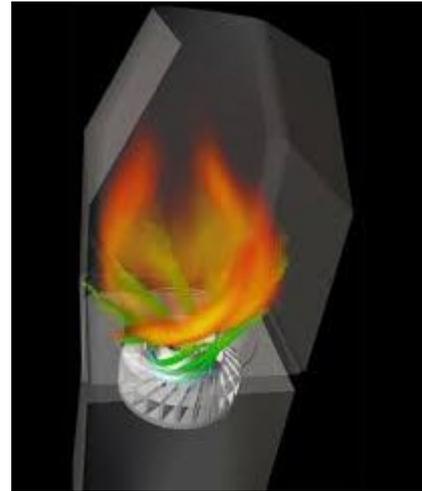
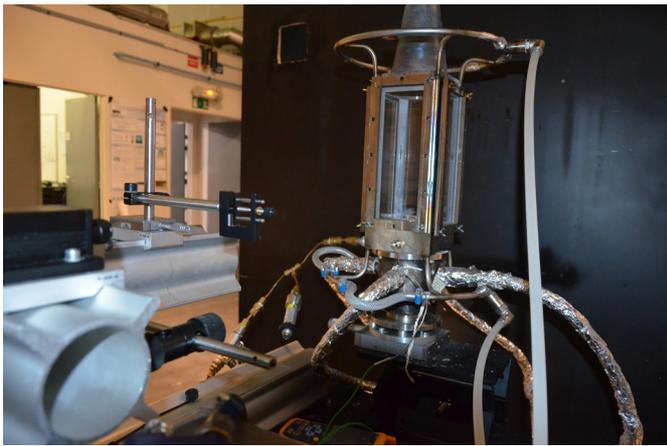


Image 10 : Chambre de combustion

Afin de pouvoir réaliser notre expérience dans de bonnes conditions, nous nous sommes assurés que nous allons exercer en toute sécurité. Nous avons donc mis en marche la hotte pour aspirer la fumée émise par la chambre de combustion.

De la même manière, pour protéger les vitres des tensions thermiques et éviter les dilatations thermiques du brûleur sachant que nous allons chauffer de l'air à une température élevée, nous avons utilisé un conduit d'eau réfrigérante pour maintenir le système à une température ambiante.

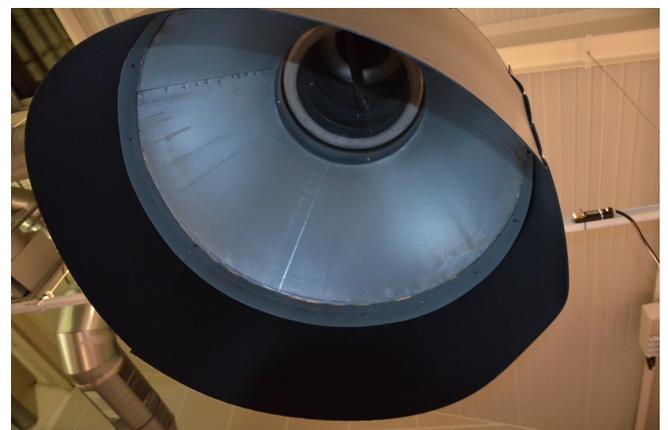


Image 11 et 12 : Ouverture conduit d'eau et hotte

4.2. Travail réalisé

Pour caractériser un spray aéronautique, nous avons pris en photo le dispositif en marche dans trois type de situations différentes. Le premier type de photo était des photos du dispositif en marche, en ayant et en ayant pas allumer le carburant, sans la nappe laser et avec un réchauffement de l'air. Le deuxième type de photo était des photos du dispositif avec et sans flamme, avec un réchauffement mais cette fois-ci avec la nappe laser. Nous avons pris deux orientations pour la nappe: horizontale et verticale. Enfin, nous avons pris des photos du dispositif avec la flamme sans avoir réchauffé l'air et sans confinement.

En parallèle, nous avons fait des recherches sur les moteurs et chambre de combustion chez nous.

4.2.1. *La mise en place du dispositif*

Au début, nous avons cherché à mettre en place le dispositif qui nous permettra d'atteindre le but de notre projet. C'est à dire la chambre de combustion, le laser et l'appareil photo. La chambre de combustion était déjà en place. Il suffisait de suivre les étapes qui sont vues juste après (voir «La préparation») pour la mettre en marche. Les mises en place du laser et de la nappe ont été les plus problématiques étant donné que nous n'arrivions pas à trouver une disposition qui permettait l'alignement du laser, des lentilles et de la chambre de combustion avec les poutres, le matériel et le peu de temps que nous avions. L'enseignant encadrant l'a donc fait pour nous.

Maintenant que le dispositif était en place, nous devons à présent le mettre en marche pour pouvoir réaliser les expériences nécessaire et prendre les photos. Il fallait par contre préparer le dispositif et l'expérience avant.

4.2.2. *La préparation*

La préparation commence par un nettoyage de la chambre de combustion. Nous dévissons les 4 fenêtres que nous lavons avec de l'acétone. Cela était nécessaire non seulement pour garantir un bon passage de la nappe laser à travers la chambre de combustion mais aussi pour permettre la prise de photos nettes et claires. Nous nettoyons ensuite l'intérieur de la chambre de combustion avec de l'acétone aussi.

Le robinet d'eau est ensuite ouvert. L'eau sert à refroidir le dispositif. Et la hôte est mise en marche.

Enfin, nous chauffons de l'air jusqu'à 140°C qui est introduit et contrôlé avec l'ordinateur. Le débit d'air est de 8,2 g/s. Nous mettons généralement une température supérieur à 140°C dans le chauffeur à cause des pertes lors du chauffage (de 220°C à 270°C). Nous surveillons la température de l'air à l'aide du thermocouple. Il faut surveiller cette température tout au long de la manipulation étant donné qu'il est nécessaire de la maintenir à 140°C.

Après s'être assuré que ces conditions ont été atteinte dans cette ordre, nous introduisons avec l'ordinateur le carburant (le n-heptane) dans la chambre de combustion. Le débit heptane est de 0,33 g/s.

Cette préparation dure en moyenne de 45 à 50 min, en partie due au fait que le réchauffement de l'air prenait beaucoup de temps.

Pendant ce temps, nous préparons en parallèle l'appareil photo en le plaçant soit en plongé soit de profil en fonction de l'orientation de la nappe.

L'allumage du carburant, si nécessaire, est la dernière étape de la préparation. Il se faisait avec un chalumeau.

4.2.3. La prise de photos

Spray en marche sans laser

Nous avons suivis les étapes de préparation et avons ensuite pris des photos de la manipulation.

Spray en marche avec laser

Nous avons pris des photos du spray sans la flamme traversée par une nappe laser horizontale et verticale à différents niveaux à chaque fois.

Pour la nappe verticale, nous avons commencés par le centre et nous sommes allés jusqu'à l'extrémité du spray. Nous avons utilisés un élévateur et une règle pour mesurer les différentes positions du laser en mesurant de combien l'élévateur a été déplacé.

De même pour la nappe horizontale. Nous avons commencés à l'origine du spray et sommes montés jusqu'à son extrémité. Les mesures des différentes positions se faisaient à l'aide d'un micromètre.

Nous avons ensuite allumé le carburant et répété les mêmes étapes.

Spray en marche sans flamme et sans confinement

Cette fois-ci nous avons suivi les étapes de préparations sauf que nous n'avons pas chauffé l'air. Nous avons aussi enlevé les fenêtres de la chambre de combustion. Il a été nécessaire de faire varier le débit d'air, en particulier de le baisser. En effet, nous n'arrivions pas à allumer la flamme. Nous avons baissé le débit en essayant de le garder au maximum possible.



Image 13 : Hublot sans les vitres

4.3. La Différence entre la vraie chambre de combustion et notre expérience

Cette expérience nous montre comment fonctionne les chambres de combustion avec le spray aéronautique et les différences évidentes avec la vraie chambre de combustion d'un avion.

Premièrement, on pourrait penser que la taille de la chambre de combustion est la première différence qu'on remarque. Cependant le nombre d'injecteur est totalement différent aussi.

En effet, il y a une vingtaine d'injecteurs dans la chambre de combustion d'un avion alors qu'on réalise nos expériences avec un seul injecteur. L'ouverture de bouche des injecteurs qu'on trouve dans le moteur d'avion (« airblast atomizer ») est d'environ 1mm afin de fournir suffisamment de carburant à brûler. Au contraire, l'ouverture de notre injecteur « swirlé » est de 100 microns.

De plus, on voit aussi des différences techniques comme la quantité de réactifs utilisée, la quantité d'air et la quantité de carburant.

5. RÉSULTAT

-Photos du spray en marche

-Sans laser

On remarque que le carburant brûle mieux avec de l'air réchauffé et en confinement. La flamme sans ces deux conditions est très instable et s'éteignait souvent lors de la manipulation, même avec un débit d'air réduit.



Image 14 : Photo du spray en marche et allumé respectivement sous confinement et sans confinement

-Avec laser

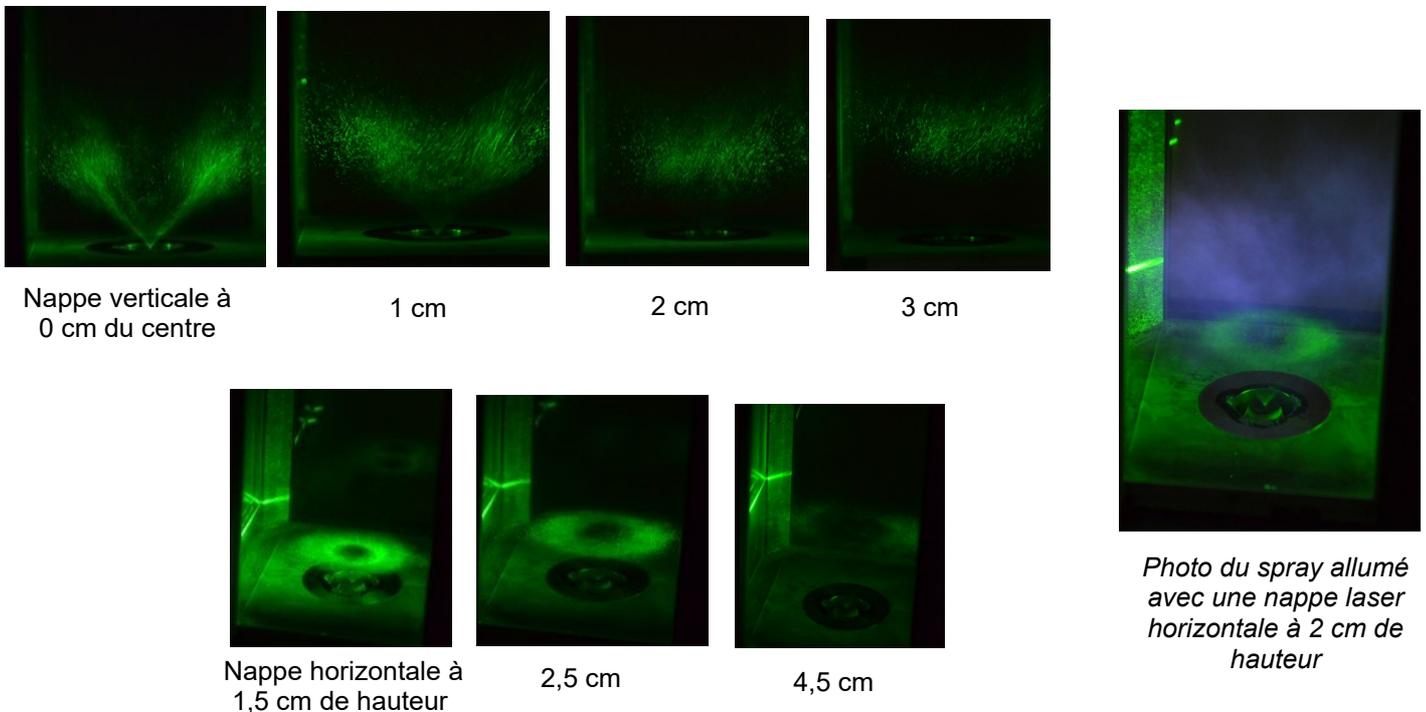
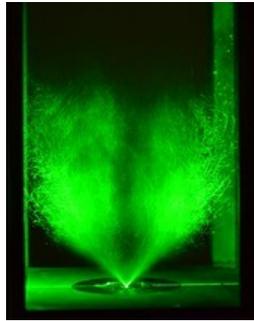


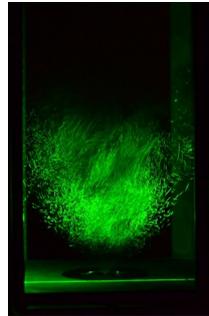
Image 15 : Photos du spray en marche avec réchauffement de l'air et sous confinement vu à l'aide de nappes verticales et horizontales

On voit grâce aux nappes laser la forme conique du spray. L'angle d'ouverture du cône du spray est de $79,2^\circ$.

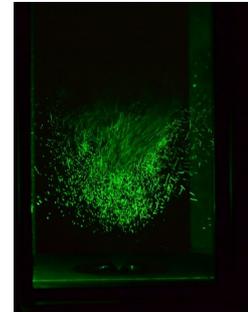
-Sans réchauffement et sans confinement



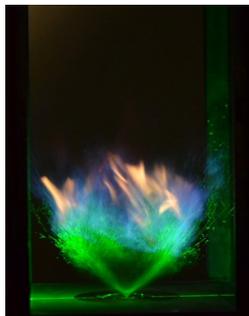
Sans flamme
0 cm du centre



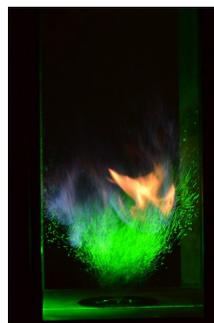
1,5 cm



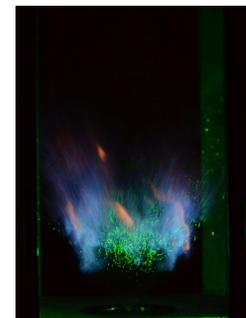
2,5 cm



avec flamme
0 cm du centre



1,5 cm



2,5 cm

Image 16 : Photos du spray en marche avec réchauffement de l'air et sans confinement et sans réchauffement vu à l'aide de nappes verticales et horizontales

On voit bien grâce à la nappe laser maintenant que le carburant ne brûle pas correctement. Le spray garde une forme conique de même ouverture, $79,2^\circ$.

Enfin, on voit bien sur toutes ces photos que au sommet du cône les gouttes sont sous forme de ligament et plus on s'éloigne, plus les gouttes sont fines. Cela nous montre bien le phénomène d'atomisation.

De plus on voit que le cône est creux, on peut voir seulement quelques gouttes revenir vers l'intérieure car elles n'ont pas été entièrement atomisés.

Pour finir la forme du spray sans confinement est différente de celle avec confinement. En effet lorsque nous avons retiré les hublots le spray était plus dispersé à cause de l'air ambiant.

6. CONCLUSIONS ET PERSPECTIVES

6.1. Conclusion sur l'expérience

En conclusion, nous avons apprécié travailler sur un sujet expérimental qui fût une première pour la plupart d'entre nous. Ce sujet nous a aidé à mieux comprendre les caractéristiques d'un spray aéronautique, composé d'une nappe laser et d'une caméra, ainsi que son rôle dans le monde aéronautique.

En effet, cette étude nous a permis de déterminer le comportement d'un spray aéronautique, les paramètres de stabilité des gouttes du spray et l'influence du laser sur celles-ci.

Nous avons également analysé la variation de ces gouttes en fonction de la position de la chambre de combustion, l'influence du carburant sur la stabilité des flammes.

Nous pouvons dire que nos observations au cours des différentes expériences ont été cohérentes par rapport aux résultats théoriques attendus et que nos objectifs ont été atteints.

Les perspectives pour ce projet pourraient être de simuler en conditions réelles l'utilisation d'un spray aéronautique dans le contexte de l'aviation.

6.2. conclusion sur l'apport personnel de l'EC

Pour chacun d'entre nous, ce projet auquel nous nous étions intéressés s'est avéré plus qu'enrichissant. Nous tenons à remercier notre tuteur Javier Marrero, qui nous a suivis tout au long du projet, guidés pendant chaque séance et qui nous a fournis les documents nécessaires afin de débiter nos recherches car la principale difficulté rencontrée pendant la réalisation du projet était de trouver des documents permettant de comprendre les notions de base.

Pour finir, ce projet nous a permis de développer notre capacité à travailler en équipe avec des personnes que nous ne connaissions pas, à organiser notre emploi du temps et exploiter les compétences de chacun afin de mener à bien ce projet.

7. BIBLIOGRAPHIE

[1] lien internet : https://fr.wikipedia.org/wiki/Wikip%C3%A9dia:Accueil_principal (valide à la date du 18/06/2017)

[2] lien internet : <https://www.lavionnaire.fr/MotorTurboReact.php> (valide à la date du 18/06/2017)

[3] lien internet : <http://www.aeronestv.com/fr/lifestyle/comment-ca-marche/1633-comment-fonctionne-un-moteur-d-avion.html> (valide à la date du 18/06/2017)

[4] lien internet : https://fr.wikipedia.org/wiki/Histoire_de_l%27aviation (valide à la date du 18/06/2017)

[5] lien internet : <http://aerostories.free.fr/juniors/queven02/moteurs/> (valide à la date du 18/06/2017)