

ETUDE DES SYSTEMES A MICRO-PROPULSION



Etudiants :

Marc ALIX

Alexia BONNET

Arnaud PONS

Hadrien AZEMA

Adeline GILLE

Mohammed Hamza SFAIF

Enseignant-responsable du projet :

Abdellah HADJADJ

Cette page est laissée intentionnellement vierge.

Date de remise du rapport : 17/06/11

Référence du projet : STPI/P6-3/2011 – n°3

Intitulé du projet : **Etude des systèmes en micro-propulsion**

Type de projet : (**expérimental, simulation, veille technologique,...**)

Objectifs du projet (10 lignes maxi) :

Tout d'abord, ce projet nous amène à découvrir une nouvelle technologie liée à la réduction d'échelle et à la miniaturisation des systèmes.

Afin de mieux la cerner, le sujet est divisé en trois sous parties. L'objectif premier est d'effectuer une recherche approfondie sur notre sujet puis de trier l'information.

Ensuite nous devons comprendre le fonctionnement de chacun des microsystèmes puis tenter une approche scientifique du sujet à la portée de notre connaissance.

De plus, il s'agit de connaître les lois de la physique et les relations mathématiques qui régissent les microsystèmes en très petites dimensions.

Enfin, il est important d'en tirer un enrichissement maximal et donc pour cela, modéliser quelques calculs.

Mots-clefs du projet (4 maxi) : **micro-drones, poussée, jets synthétiques, mécanique du vol.**

TABLE DES MATIERES

1.	Introduction	7
2.	Méthodologie / Organisation du travail	7
3.	Travail réalisé et résultats	9
3.1.	Les micro-drones	9
3.1.1.	Ailes battantes.....	9
3.1.1.1.	Décomposition du mouvement d'une aile battante.....	9
3.1.1.2.	L'abattée.....	10
3.1.1.1.	L'élévation	11
3.1.1.2.	Mécanisme de vol.....	11
3.1.2.	Ailes Fixes.....	12
3.1.2.1.	Mécanique de vol	12
3.1.2.2.	La mécanique de fluide et le vol du micro-drone.....	13
3.1.2.3.	Le décrochage.....	13
3.1.2.4.	Rapprochement de deux sous thèmes du projet.....	14
3.1.2.5.	Programmation des lois physiques du vol d'un micro-drone	14
3.2.	Micro-propulsion des satellites	15
3.2.1.	Généralités sur les tuyères.....	15
3.2.1.1.	Modélisation de la propulsion d'une fusée	15
3.2.2.	Le contrôle d'attitude d'un satellite	17
3.2.3.	Différents types de propulseurs.....	19
3.2.4.	Application de la micro-propulsion : le transfert d'orbite.....	21
3.3.	Contrôle des écoulements par jet synthétique	23
3.3.1.	Définition	23
3.3.2.	Paramètres mathématiques du micro jet	25
3.3.3.	Différentes applications du micro jets.....	26
3.3.3.1.	Application sur l'électronique.....	26
4.	Conclusions et perspectives.....	29
5.	Bibliographie	30
6.	Annexes (non obligatoire – exemples ci-dessous).....	32
6.1.	Documentation technique.....	32

6.2.	Listings des programmes réalisés	32
6.2.1.	Programme sur les lois physique du vol d'un micro-drone.....	32
6.3.	Schémas de montages, plans de conception.....	35
	Image de l'ONERA	35
6.4.	Propositions de sujets de projets (en lien ou pas avec le projet réalisé)	35



NOTATIONS, ACRONYMES

q : charge électrique en C
E : champ électrique
a : accélération de la particule en m/s^2
m : masse de la particule en kg
 ρ : masse volumique en kg/m^3
Vol: volume en m^3
V : vitesse en m/s
g : intensité de la pesanteur en m/s^2
z : altitude en m
p : la pression en Pa



1. INTRODUCTION

Nous sommes actuellement en 2ème année STPI du cycle ingénieur INSA de Rouen. Durant le 4ème semestre, il était nécessaire de réaliser un projet physique (P6-3). Ce dernier avait pour but de nous faire découvrir ou approfondir un domaine physique. De plus, il devait nous permettre d'appréhender le travail de groupe et ainsi s'améliorer dans la communication et l'organisation des tâches.

Notre groupe était composé de six personnes et le projet que nous avons choisi était «étude des systèmes à micro-propulsion». Nous avons assez peu de connaissances au départ sur ce sujet. Car la micro propulsion est un dispositif nouveau et novateur. Donc ce projet était une très bonne occasion de nous intéresser à ces dispositifs du domaine du micro. En effet, les avancées technologiques nous montrent tous les jours que le micro prend progressivement une place considérable dans notre quotidien. Nos téléphones portables pour ne citer qu'un seul exemple.

Nos recherches ainsi que notre dossier se sont articulés selon 3 axes principaux. Tout d'abord, une partie fut consacrée à l'étude des micros drones. Ensuite nous nous sommes intéressés à la micro-propulsion des satellites. Enfin, nous avons analysé le contrôle des écoulements par jet synthétique.

2. METHODOLOGIE / ORGANISATION DU TRAVAIL

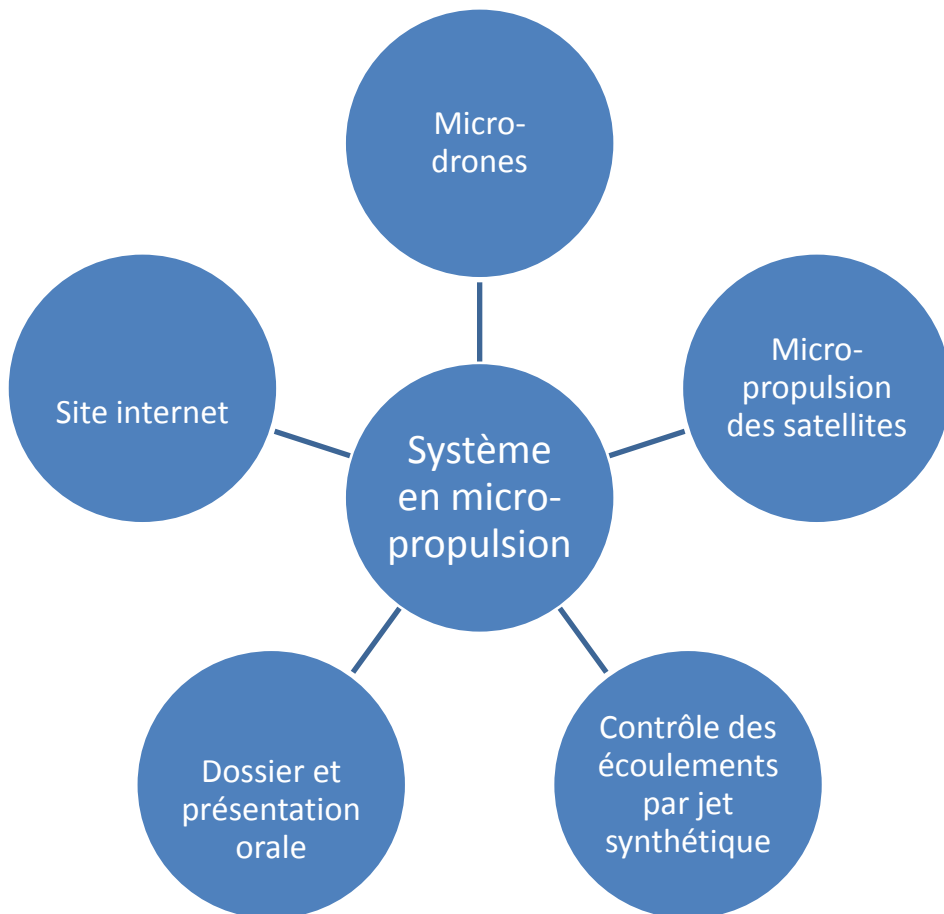
Tout d'abord, pendant les premières semaines, nous nous sommes répartis les recherches. Notre tuteur nous a conseillé de travailler en binôme (appelé groupe de travail) afin d'avancer plus rapidement. Nous avons donc scindé le groupe en trois binômes.

Adeline et Arnaud ont abordé le thème général des micro-drones à savoir leur principe de fonctionnement et les lois de vol. Alexia et Mohammed Amza se sont occupés de la micro-propulsion des satellites. Marc et Hadrien se sont occupés de la partie concernant le contrôle des écoulements par jet synthétique.

Chaque semaine, nous nous sommes retrouvés afin de mettre en commun nos recherches. Une personne de notre groupe devait présenter à notre tuteur et au groupe le travail réalisé pendant la semaine par le groupe. Ainsi, nous avons assimilé au fur et à mesure les notions développées par nos camarades durant la semaine.

Durant les dernières semaines, nous nous sommes retrouvés en dehors des heures de projet afin de finaliser le rapport et de préparer l'oral du 27 juin.





3. TRAVAIL REALISE ET RESULTATS

3.1. Les micro-drones

Un micro-drone est un engin volant de taille réduite sans pilote capable d'évoluer au plus près de cibles, dans un environnement hostile ou inaccessible, et d'y faire des relevés très précis sous forme de vidéo transmission. Celui-ci peut aussi transporter une charge utile.

Les micro-drones ont de multiples applications. Du fait de leur petite taille, ils peuvent accomplir des tâches impossibles et inaccessibles pour les engins plus gros. Ainsi, on les retrouvera dans des missions de type de surveillance, de renseignement ou de combat. Ils sont en général utilisés au profit des forces armées ou de la sécurité d'un État comme la douane ou la police, mais peuvent aussi avoir des applications civiles. La surveillance de foules ou de manifestations, la recherche des personnes en danger, l'identification des dégâts et l'inspection d'ouvrage d'arts comme les ponts sont des domaines qui sont susceptibles de requérir ce genre d'appareils.

Pour rentrer dans la catégorie des micro-drones, un drone doit présenter les caractéristiques suivantes : tout d'abord, il ne doit pas peser plus de 0,5 kg et son envergure ne doit pas dépasser 0,5 m. On distingue deux types de micro-drones selon leur type d'ailes.

- Les micro-drones à ailes fixes assimilables à de petits avions et les micro-drones à ailes tournantes comparables à de petits hélicoptères
- Les micro-drones à ailes battantes

Leurs utilités varient selon leurs caractéristiques : ainsi, les micro-drones à ailes fixes seront plutôt utilisés pour faire de longues distances mais seront inutilisables dans un bâtiment contrairement aux micro-drones à ailes battantes plus petits et plus maniables.

Actuellement, les recherches dans ce domaine s'orientent plus particulièrement sur le type de micro-drones à ailes battantes qui n'est encore qu'au début de son développement mais qui est à l'heure actuelle en pleine expansion.

3.1.1. Ailes battantes

Les micro-drones à ailes battantes sont d'inspiration biologique : beaucoup de scientifiques se sont inspirés du vol des oiseaux et plus particulièrement du colibri capable de vols stationnaires, des chauves-souris ou des insectes comme les libellules pour réaliser ce type de micro-drones.

3.1.1.1. Décomposition du mouvement d'une aile battante

Il y a différentes variantes de la théorie du vol battu mais en règle générale, la théorie n'est possible que fortement simplifiée car un calcul des forces d'équilibres reste difficile. L'aérodynamique des ailes battantes est plus instable que celle des autres types d'ailes.

Une aile battante est une machine aérodynamique avec deux temps de travail, le battement de l'aile en élévation et son abattée.

- l'élévation : l'air frappe l'aile plutôt en venant du haut lors du battement.
- l'abattée : l'air frappe l'aile en venant du bas.



Ces distinctions sont minimales dans la région de l'emplanture et deviennent plus importantes vers la pointe de l'aile. L'aile doit s'ajuster à ces changements de direction de l'écoulement de l'air par une modification permanente de sa torsion, l'aile se déforme constamment. C'est pourquoi, les procédés de construction des ailes à présent restent encore quelque peu difficiles à concevoir.

Approche

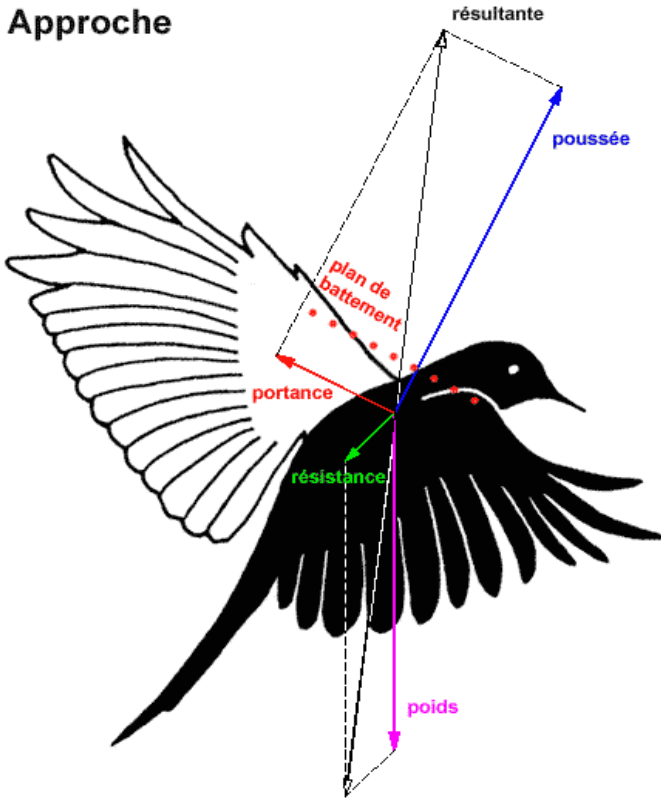


Figure 1 : Représentation des forces s'exerçant lors d'un vol battu

Les ailes battantes doivent assurer deux rôles : la portance et la poussée. La portance est la composante de la force subie par l'appareil lorsqu'il est en mouvement dans un fluide et qui s'exerce perpendiculairement à la direction de ce mouvement. La poussée, quant à elle, est la force exercée par le déplacement de l'air et qui permet le déplacement.

Contrairement aux micro-drones à ailes fixes, l'application immédiate des théories aérodynamiques classiques ne peut donc pas être effectuée. En effet, la portance obtenue est trop faible pour s'équilibrer avec le poids. C'est pourquoi, on décompose le mouvement de battement de l'aile.

3.1.1.2. L'abatée

Lors de l'abatée, il a été démontré que la surface balayée par les ailes lorsque le plan de battement est voisin de l'horizontale peut être assimilée à celle décrite par les pales d'un rotor d'hélicoptère. Il est donc possible d'appliquer le principe de Bernoulli que nous détaillerons dans un prochain paragraphe (III.a)). Dans ce cas précis, la portance est alors relativement importante.



3.1.1.1. L'élévation

Au contraire, lors de l'élévation de l'aile, les conditions s'inversent et la portance est dans l'ensemble plus réduite et surtout concentrée vers l'emplanture de l'aile, comme le montre la figure 2, car le mouvement de l'aile est dans la même direction que celle-ci. On assimile alors l'aile battante à une aile de moulin à vent. Si la force de portance est assez grande, elle pousse l'aile vers le haut, sans mécanisme de propulsion. L'aile travaille alors avec la résistance contre la direction du vol. L'aile résiste à l'avancement.

Force résultante du battement d'aile en élévation
le long de la demi-envergure

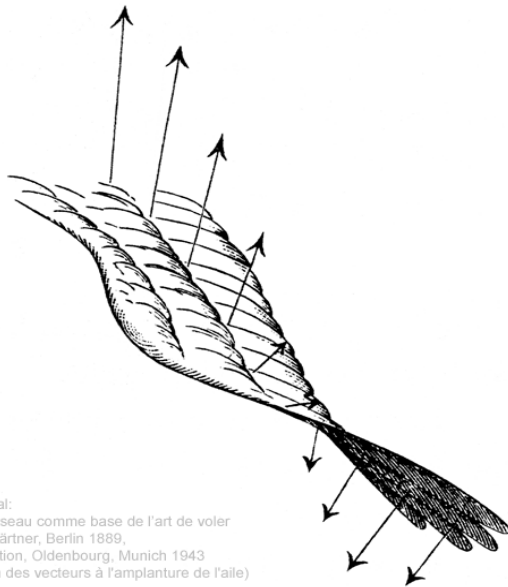


Figure 2 : Allure des efforts lors du battement en élévation

Otto Lilienthal:
Le vol de l'oiseau comme base de l'art de voler
Editeur R. Gärtner, Berlin 1889,
Nouvelle édition, Oldenbourg, Munich 1943
(Modification des vecteurs à l'emplanture de l'aile)

Simultanément, la région externe de l'aile est baignée dans un écoulement qui vient plutôt du haut. Une force opposée à la portance est alors produite, mais également une poussée, comme avec une hélice.

3.1.1.2. Mécanisme de vol

La répartition de la portance dépend de la façon dont prédomine le mode de fonctionnement de l'aile : aile de moulin à vent, résistant à l'avancement ou hélice, qui, au contraire, permet l'avancement. On peut observer sur les schémas en annexe la portance et la poussée selon le fonctionnement de l'aile : la poussée totale sera plus forte lorsque la portance entre l'élévation de l'aile et celle de l'abattée est différente, en particulier sur l'extrémité de l'aile où cette différence est la plus marquée et où s'accomplit la majeure partie du travail de poussée. Quand il n'y a pas de différence, la poussée et donc la propulsion est nulle.

En conclusion, dans un écoulement stationnaire, toutes les forces appliquées au micro-drone sont en équilibre pendant la période de battement. L'action en mode hélice doit ainsi compenser l'action en mode aile de moulin à vent ainsi que les résistances de l'aile et de l'appareil. La part positive de la portance doit excéder la part négative de façon à pouvoir supporter le poids de l'appareil et permettre le vol du micro-drone.



3.1.2. Ailes Fixes

De nos jours, les micro-drones ont principalement l'apparence d'avion, c'est-à-dire avec des ailes fixes jusqu'à 50cm d'envergure pour respecter la définition. Cependant il y a peu d'autonomie décisionnelle pour le moment, d'où la nécessité d'un poste de contrôle et de liaisons permanentes.

3.1.2.1. Mécanique de vol

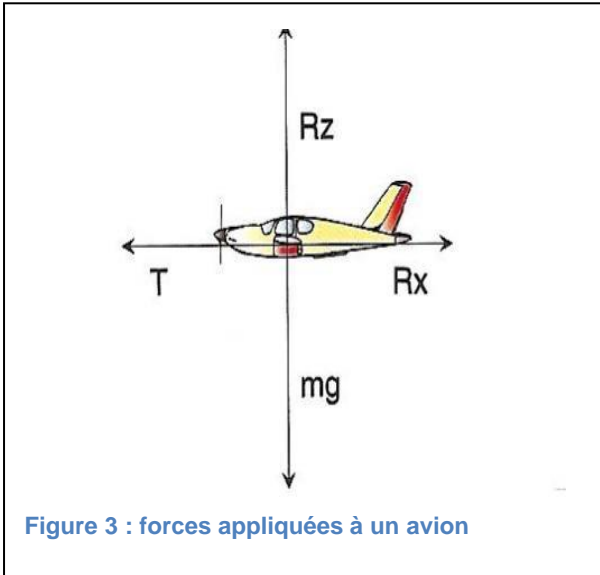


Figure 3 : forces appliquées à un avion

Comment vol un micro-drone ? Comme le disait les ingénieurs de l'airbus A380, « nous avons fait les mêmes études que pour un avion de tourisme, sauf qu'ici l'avion est un peu plus gros ». Ce qu'il faut comprendre est que les lois de la physique sont les mêmes pour tout aéronef. C'est donc aussi le cas pour un micro drone.

La mécanique du vol constitue l'étude des forces s'exerçant lors du vol de l'aéronef.

Ces forces peuvent être regroupées en fonction de leur origine :

- origine inertielle qui est fonction des accélérations subies par la masse de l'avion.
- origine propulsive, générée par les moteurs de l'avion.
- origine aérodynamique, induite par la vitesse de déplacement de l'avion.

Les quatre forces sont :

- la force de pesanteur $P = m g$ (verticale et vers le bas)
- la force de traction (due au moteur) T .
- la force de résistance de l'air, appelée force de traînée et notée RX . Elle est opposée à la traction.
- La force de portance, noté RZ , perpendiculaire à la trajectoire.

Toutes ces forces s'appliquent au centre de gravité G de l'avion or en vol rectiligne uniforme sa trajectoire est une droite et sa vitesse est constante, donc la somme des forces s'appliquant au point G est nécessairement nulle : $\Sigma F=O$.



3.1.2.2. La mécanique de fluide et le vol du micro-drone.

Nous avons aussi essayé d'aborder la mécanique des fluides comme le propose la Fiche d'aide que le professeur a distribué.

Nous sommes partis du principe de Bernoulli qui s'exprime avec l'équation suivante :

$$\frac{1}{2}\rho V^2 + \rho g z + p = \text{Constante}$$

Avec :

ρ : masse volumique en kg/m³

Vol: volume en m³

V : vitesse en m/s

g : intensité de la pesanteur en m/s²

z : altitude en m

p : la pression en Pa

En simplifiant par le volume :

Cette relation constitue le théorème de Bernoulli :

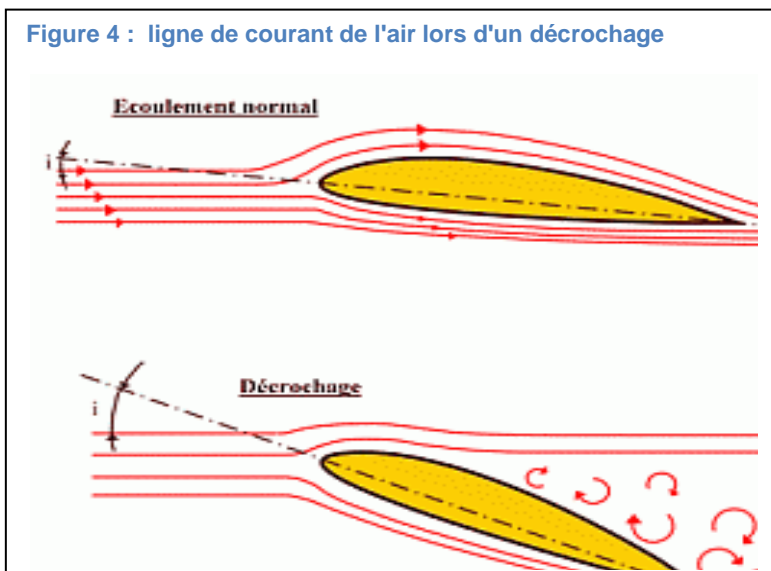
$$p + \frac{1}{2}\rho V^2 + \rho g z = \text{Constante}$$

On en déduit que si la vitesse V du fluide augmente, un autre facteur doit diminuer pour conserver la constante. Dans l'hypothèse où z ne varie pas, la seule valeur qui peut varier est la pression. Nous savons que la vitesse du fluide augmente sur l'extrados car cette partie de l'aile est bombée donc le fluide a plus de chemin à parcourir que celui qui passe vers le bas. En augmentant sa vitesse, le fluide qui touche l'aile attire les couches de fluide supérieure vers le bas est créée donc une force qui agit sur l'aile. D'après les principes de la mécanique, en réponse à cet effort, il se crée une force de sustentation aussi appelée la portance.

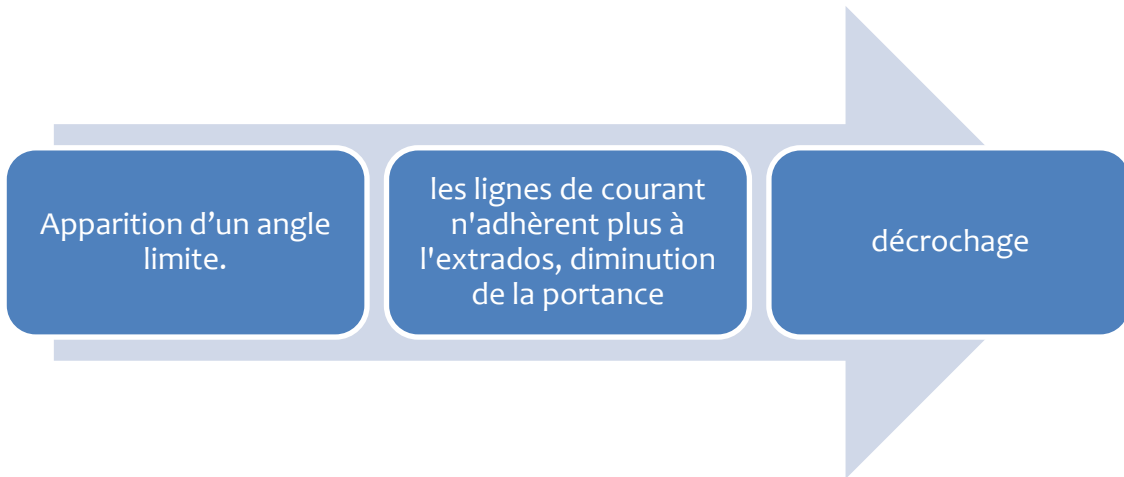
Cela permet de mieux comprendre pourquoi on a une dépression sur l'extrados (la partie supérieure de l'aile). La réponse à la force qu'exerce l'air sur l'aile est la portance.

3.1.2.3. Le décrochage.

Le décrochage est un phénomène physique qui peut s'expliquer simplement à l'aide des deux graphiques suivants. Il est important de comprendre que l'angle d'incidence est celui entre l'aile de l'appareil et les lignes de fluide (cf. schéma).

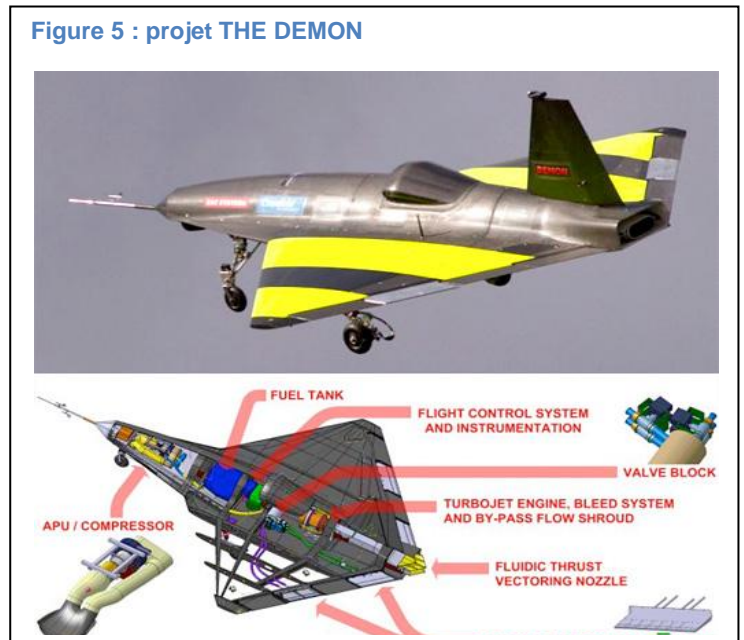


Pour finir, il faut savoir que le décrochage n'est pas un point négatif pour le vol des insectes, en effet celui-ci lorsqu'il apparaîtrait permet de créer un surcroît de portance. De plus chez les insectes, la portance et la trainée sont liées.



3.1.2.4. Rapprochement de deux sous thèmes du projet.

Ici, nous avons l'exemple, d'un rapprochement liant les drones et les jets synthétiques. En effet, même s'il ne s'agit que d'un drone et non d'un micro-drone, celui-ci ne dispose pas de volets sur la fin de l'aile afin de diriger l'appareil. La direction est assurée par des micros jets d'air qui sorte de petits trous disposé en bout d'aile. Ces jets d'air permettent de modifier l'écoulement du fluide sur l'aile et ainsi de favoriser un virage à gauche ou à droite. Le premier vol a eu lieu en septembre 2010 en Angleterre.



3.1.2.5. Programmation des lois physiques du vol d'un micro-drone

Nous avons réalisé un programme permettant de calculer la portance et la traînée à l'aide de données initiales et ainsi de savoir si l'avion peut voler ou non.



Exemple pour les conditions initiales.

On fait le calcul de portance et de trainée d'un petit avion porte les caractéristiques suivantes :

Poids = 7 kg

Poussé = 30 N

La masse volumique de l'air $\rho = 1,225 \text{ kg/m}^3$ à 15°C au niveau de la mer

C_z (le coefficient de portance) = 0.2

C_x (le coefficient de trainée) = 0.1

La surface de référence (de l'aile) $S = 0.5 \text{ m}^2$

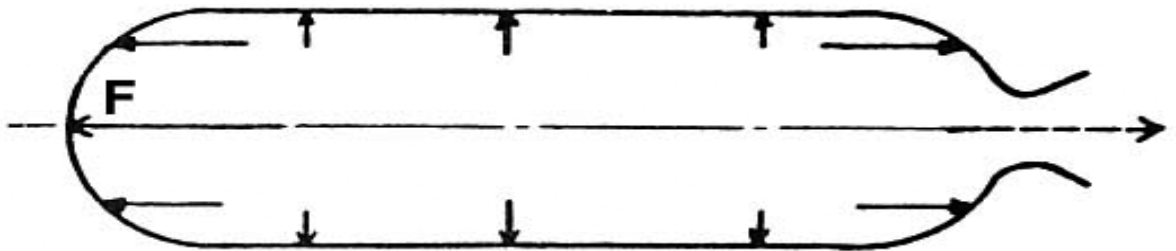
La vitesse $V = 30 \text{ m/s}$.

3.2. Micro-propulsion des satellites

3.2.1. Généralités sur les tuyères

3.2.1.1. Modélisation de la propulsion d'une fusée

Soit un corps fermé des deux côtés. On ouvre un orifice dans la paroi arrière. Cela permet aux gaz de s'échapper et rompt ainsi l'équilibre des pressions.



Dans le cas d'une fusée, les gaz jaillissent de la tuyère en maintenant une pression sur le fond de la chambre. Ainsi, le corps est projeté sous l'impulsion de la force résultante F de la différence de pression.

3.2.1.2. Définition d'une tuyère

Une tuyère ou tuyère propulsive désigne dans le domaine aérospatial une section de forme conique. Elle a pour principe de transformer l'énergie de combustion des gaz (fournie par le moteur) en énergie cinétique. Elle contribue à la force propulsive (générée par la détente des gaz). Le col de la tuyère doit être assez large pour que les gaz de combustion s'échappent en créant une poussée. Cependant il doit être suffisamment étroit pour que tout le matériau combustible ne se consume pas en une seule explosion.

3.2.1.3. Description d'une tuyère

Le poids d'un gaz qui passe en une seconde dans une section normale S :



$$Q = S \cdot v \cdot d$$

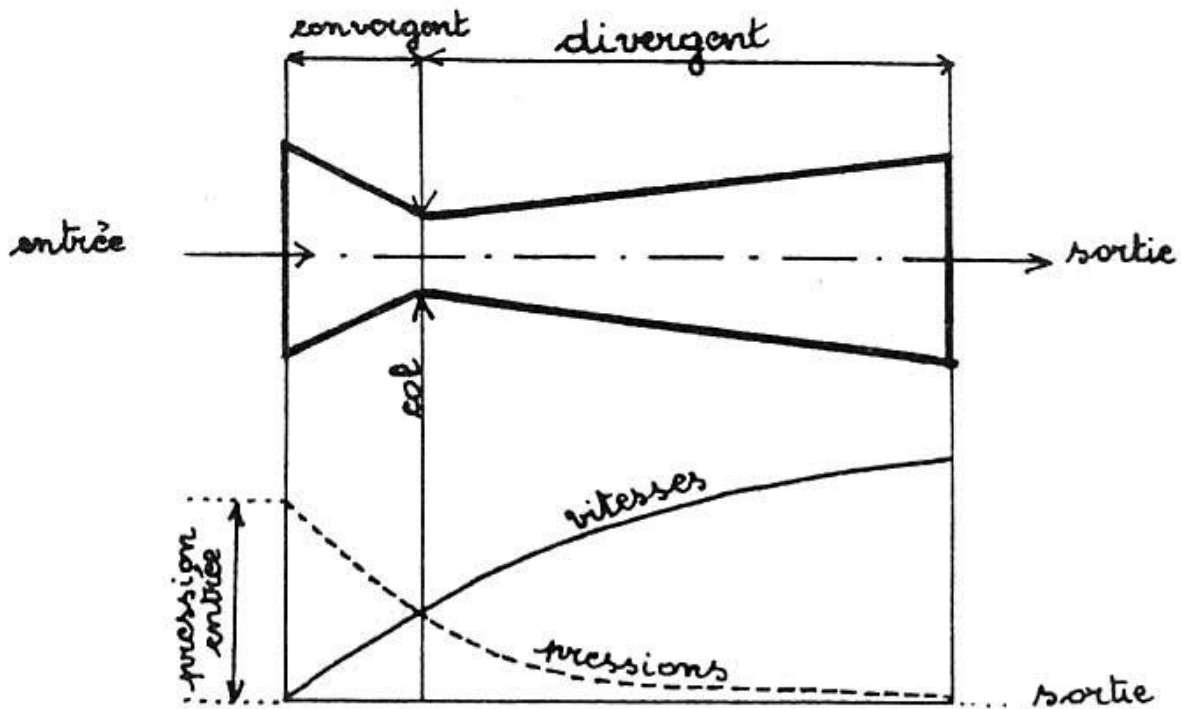
où v est la vitesse et d le poids spécifique du gaz.

Le poids Q est le même dans toute la tuyère.

La vitesse v augmente du fait de la détente du gaz.

On démontre que le poids spécifique d diminue plus lentement que l'augmentation de la vitesse v . Donc le produit $v \cdot d$ augmente. Et comme Q est constant, la section S doit **diminuer**. C'est pourquoi, à l'entrée de la tuyère, la section va en diminuant. C'est la **partie convergente**.

On appelle **col de la tuyère** la partie convergente quand celle-ci atteint une section limite.



On démontre qu'à ce niveau, le poids spécifique diminue rapidement. La section S devra donc augmenter à partir de cet endroit, créant ainsi une **partie divergente**.

3.2.1.4. Force propulsive et vitesse d'éjection

La force de propulsion ou poussée P est proportionnelle au débit massique et à la vitesse d'éjection :

$$P = \dot{m} \cdot V_e$$

Impulsion spécifique du propergol : C'est le rapport entre la poussée et le poids du propergol.

$$I_s = \frac{P}{Q} = \frac{P}{\dot{m} \cdot g}$$

Vitesse d'éjection : On sait que

$$P = \dot{m} \cdot V_e$$



$$P = \dot{m} \cdot g \cdot I_S$$

donc $V_e = g \cdot I_S$

3.2.1.5. La tuyère dans la micro-propulsion

Pour contrôler l'altitude et la position d'un satellite en orbite, on utilise le plus souvent des tuyères commandées à distance. Il en existe 2 types : les tuyères fixes et les tuyères orientables. les tuyères orientables (en anglais :swivelling nozzle), sont des tuyères articulées autour de 2 axes afin de choisir la direction de la poussée.

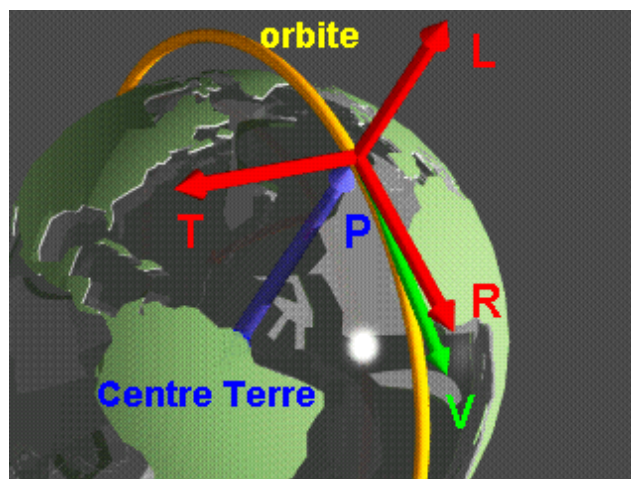
Une tuyère est un actionneur « tout ou rien » elle fournit une poussée nulle ou constante suivant la demande.

Pour ne pas perturber, la trajectoire du satellite, les tuyères fonctionnent par couple. En effet, si elles étaient utilisées seules, une résultante serait créée et modifierait la trajectoire du satellite. Il faut donc utiliser des tuyères associées 2 à 2, installées symétriquement sur le satellite et fournissant des poussées opposées.

3.2.2. Le contrôle d'attitude d'un satellite

- Pourquoi le contrôle d'attitude?
 - présence de perturbations
 - Environnement (aérodynamique de l'atmosphère, radiations solaires...)
 - Mouvement de pièces mécaniques.

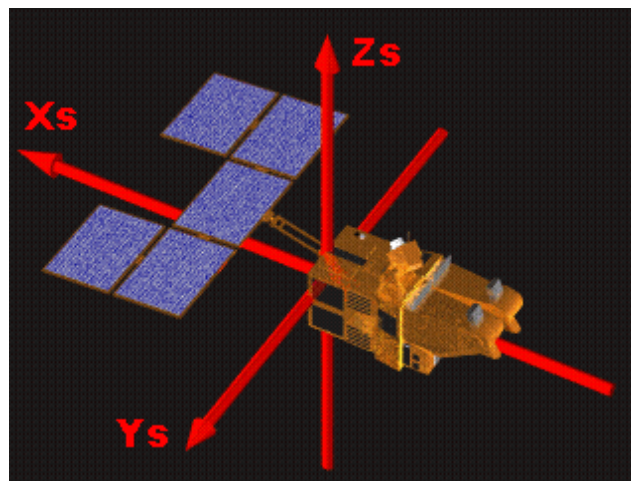
3.2.2.1. Le repère orbital local



- Le vecteur L définit l'axe des lacets (l'axe centre terre-satellite).
- Le vecteur T définit l'axe de tangage. (perpendiculaire au plan contenant l'orbite)
- Le vecteur R définit l'axe des roulis. (A ne pas confondre avec le vecteur vitesse)

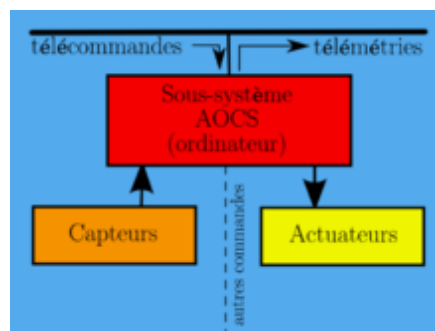


3.2.2.2. Les axes du satellite



$$\begin{aligned} X_s &= -T \\ Y_s &= -R \\ Z_s &= L \end{aligned}$$

3.2.2.3. Fonctionnement du contrôle d'attitude



AOCS : Attitude and Orbit Control Subsystem

Le contrôle est assuré en permanence par un sous-système: des capteurs mesurent l'orientation du satellite, le calculateur de bord traite ces mesures et établit les commandes qui, exécutées par les actuateurs

Pour assurer donc le pointage, on peut utiliser :

Des **capteurs** : Quatre **gyromètres** de deux axes donnent des mesures de vitesse angulaire sur les trois axes du trièdre satellite.

Des **actuateurs** : Deux magnéto-coupleurs qui, par interaction avec le champ magnétique terrestre, entraînent la création de couples ayant pour but de permettre le contrôle de la vitesse de rotation.

Des **propulseurs** produisent chacun une force qui ne dépasse généralement pas 5 Newton pour chacun; leur direction par rapport au centre de gravité du satellite induit une rotation autour de l'un des axes X_s , Y_s ou Z_s .



3.2.3. Différents types de propulseurs

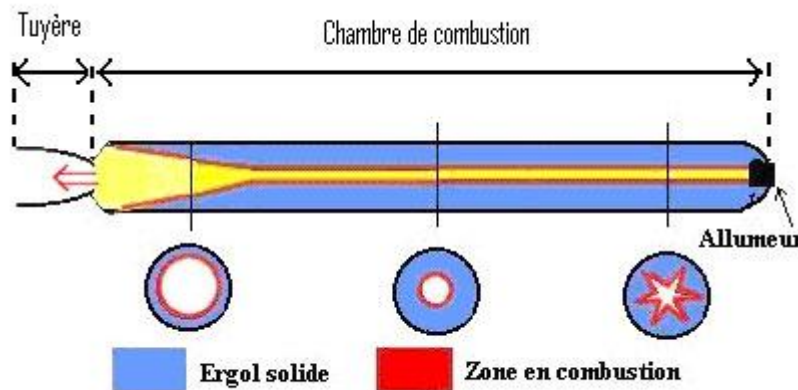
Nous allons maintenant voir les différents types de propulsion et de moteur que l'on trouve dans les satellites. Il existe souvent deux types de moteur dans un satellite. Le premier permet de le mettre sur son orbite définitive alors que le second sert simplement à le maintenir sur son orbite, c'est-à-dire de contrôler l'attitude du satellite. Cependant, la plupart des satellites sont équipés de panneaux solaires qui permettent de fournir l'énergie de fonctionnement du moteur.

3.2.3.1. Le moteur à propergols solide

Le moteur à propergols solide est un moteur chimique qui fait réagir 2 constituants. Il est constitué de 3 éléments principaux: l'allumeur, la tuyère et la chambre de combustion. Lorsque le moteur se met en marche, l'allumeur permet l'augmentation de la température dans la chambre de combustion. Les propergols se présentant sous forme de pâte, brûlent. Cette combustion produit un gaz qui se déplace dans le conduit jusqu'à la tuyère où il est expulsé : il fournit ainsi la poussée au satellite.

Le gaz produit par la combustion des 2 réactifs possède une température de plus de 2000 degrés et une très haute pression.

Ce moteur ne peut servir qu'à placer le satellite sur son orbite définitive car il ne peut pas être rallumé.



3.2.3.2. Les moteurs qui contrôlent l'attitude du satellite

- La propulsion électrique :

Le moteur électrique utilise l'énergie captée par les panneaux solaires du satellite. Il transforme cette énergie en chaleur. En effet les particules du gaz sont chauffées et en augmentant de températures elles gagnent en vitesse. Elles sont expulsées par une tuyère ce qui fournit de la poussée au satellite

- La propulsion liquide :

La propulsion liquide fonctionne sur le même principe que la propulsion à propergols solide à la différence que le comburant et le carburant sont deux liquides (dits ergols).



Les deux ergols sont introduits dans la chambre de combustions et réagissent pour former de grande quantité de gaz. Ces gaz sont à très haute température et pression. Ils sont ensuite éjectés par la tuyère ce qui fournit la poussée au satellite. Ce type de propulsion possède certains avantages à savoir que le moteur peut être rallumé et qu'il est à poussée variable.

Cependant de nombreux problèmes se posent. En effet, les deux ergols doivent être stockés séparément et à basse pression (environs 2 bars). De plus, lors de la réaction, les deux liquides doivent être portés à haute pression (> 200 bars) pour accélérer la réaction. Il faut donc ajouter aux éléments du moteur deux sphère de stockage, des turbopompes et d'un réseau de ligne d'alimentation.

- La propulsion à gaz froid :

Ce type de propulsion est utilisé dans la propulsion des satellites depuis les années 60. Le principe est le suivant : Un gaz (azote ou hélium) est stocké dans un réservoir. Il subit ensuite une détente et est éjecté à travers une tuyère.

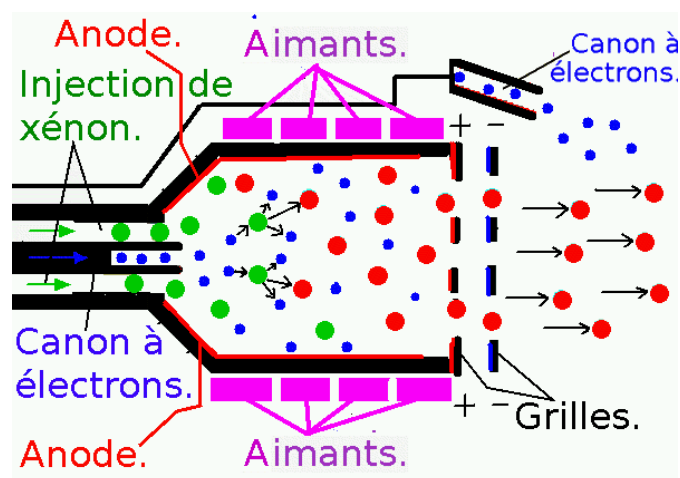
3.2.3.3. Un exemple particulier : la propulsion ionique

Le moteur ionique utilise la réaction d'ionisation d'un gaz.

Les atomes du gaz (par exemple Xénon) sont injectés dans la chambre d'ionisation. Des canons à électrons projettent les électrons dans cette chambre : C'est la première phase. En effet, les électrons injectés arrachent des électrons aux atomes de gaz. L'ionisation permet de produire des ions positifs à partir des atomes de gaz.

La deuxième phase consiste à éjecter les atomes de Xénon du moteur. Pour cela on place deux grilles électrisées la première positivement et la deuxième négativement. Les ions sont alors fortement accélérés. En sortie, ils atteignent une vitesse de quelques kilomètres par seconde.

La dernière phase est nécessaire afin de neutraliser les ions sortant du moteur pour qu'ils ne reviennent pas dans le moteur. Pour ce faire, des canons projettent des électrons dans le but de reformer les atomes du gaz.



Principe physique :



Une particule chargée dans un champ électrostatique subit une force proportionnelle au champ électrique :

- Avec q : charge électrique
- E : champ électrique
- a : accélération de la particule
- m : masse de la particule

$$F = qE$$

On applique le principe fondamental de la dynamique d'une force :

$$F = ma$$

On obtient

$$a = \frac{q}{m} E$$

On remarque donc que la force que subit la particule lorsqu'elle passe à travers les grilles électrifiées permet d'accélérer celle-ci.

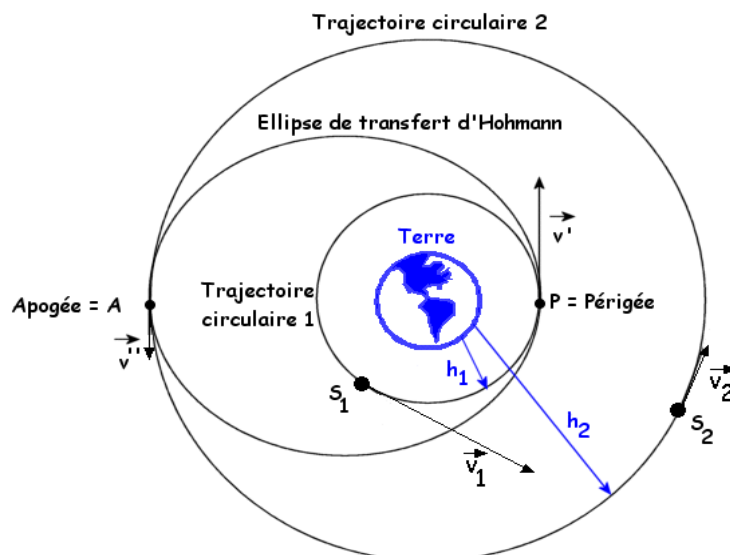
3.2.4. Application de la micro-propulsion : le transfert d'orbite

3.2.4.1. Modélisation de la manœuvre

On considère un satellite artificiel S , de masse $m = 1500 \text{ Kg}$ en orbite autour de la Terre, et que l'on veut remonter de la trajectoire circulaire 1, d'altitude $h_1 = 500 \text{ Km}$ à la trajectoire circulaire 2, d'altitude $h_2 = 600 \text{ Km}$. Voici comment on procède, que ce soit autour de la Terre, de la Lune, des planètes ...

Le satellite est d'abord en orbite circulaire d'altitude h_1 avec une vitesse v_1 . A un moment donné, lorsque le satellite arrive au point P, périhélie de l'orbite elliptique de transfert, on augmente sa vitesse, sans changer sa direction, en la faisant passer à la valeur v' .

Arrivé en A, il a une vitesse v'' inférieure à v' . On augmente alors encore sa vitesse, sans changer sa direction, jusqu'à la valeur v_2 .



3.2.4.2. Calcul des vitesses

Vitesse v_1 du satellite sur l'orbite 1 (3^{ème} loi de Kepler)

$$v = \sqrt{\frac{GM}{R}} \text{ ici } v_1 = \sqrt{\frac{GM}{R_T + h_1}} = 7609 \text{ m/s}$$

où $G = 6,6710^{-11}$ et $M = 5,97 \cdot 10^{24}$; $R_T = 6378 \text{ Km}$

Vitesse v_2 du satellite sur l'orbite 2 :

$$v_2 = \sqrt{\frac{GM}{R_T + h_2}} = 7554 \text{ m/s}$$

Vitesse v' qu'il faut donner au satellite au point P:

On calcule d'abord l'énergie mécanique E_1 du satellite sur l'orbite 1:

$$\begin{aligned} E &= E_C + E_P \\ E &= \frac{1}{2}mv^2 - \frac{GMm}{R} = \frac{1}{2}m \frac{GM}{R} - \frac{GMm}{R} \\ E &= -\frac{GMm}{2R} \\ E_1 &= -\frac{GMm}{2(R_T + h_1)} = -4,34 \cdot 10^{10} \text{ J} \end{aligned}$$

Energie mécanique E du satellite sur l'orbite elliptique de transfert:

On peut remarquer que : $2a = AP = h_2 + 2R_T + h_1$ où a est le rayon de l'orbite 1.

$$E = -\frac{GMm}{2a} = -\frac{GMm}{h_2 + 2R_T + h_1} = -4,31 \cdot 10^{10} \text{ J}$$

En P l'énergie potentielle est la même sur les 2 orbites (même distance à la Terre). La différence d'énergie totale vient donc seulement de la variation d'énergie cinétique:

$$\begin{aligned} \frac{1}{2}mv'^2 - \frac{1}{2}mv^2 &= E - E_1 \\ v' &= \sqrt{\frac{2}{m} \left(E - E_1 + \frac{1}{2}mv^2 \right)} = 7635 \text{ m/s} \end{aligned}$$

Vitesse v'' avec laquelle le satellite arrive au point A: (Mêmes hypothèse que pour v')

Energie mécanique E_2 du satellite sur l'orbite 2:

$$E_2 = -\frac{GMm}{2(R_T + h_2)} = -4,28 \cdot 10^{10} \text{ J}$$



$$v'' = \sqrt{\frac{2}{m} (E - E_2 + \frac{1}{2} m v_2^2)} = 7530 \text{ m/s}$$

Il faut ensuite lui donner la vitesse v_2 pour qu'il adopte la trajectoire circulaire 2.

3.2.4.3. Conclusion

Il suffit de petites variations de vitesse (ici 26 m/s entre v_1 et v') pour modifier la trajectoire de manière considérable.

De plus, on peut remarquer que

$$\frac{\Delta v}{v_1} = \frac{v_2 - v_1}{v_1} \approx 0,7\%$$

Ceci explique pourquoi une fois en orbite, pour les corrections de trajectoires, la puissance est beaucoup moins importante, de même que la consommation de carburant.

3.3. Contrôle des écoulements par jet synthétique

3.3.1. Définition

Le principe du jet synthétique est utilisé dans plusieurs domaines très variés : comme l'aéronautique, l'électronique ou encore dans de simples ampoules.

Dans le cas de l'aéronautique ce système va permettre le recollement de la couche d'air (dite limite) sur une aile d'avion afin d'avoir une meilleure pénétration dans le fluide et ainsi d'optimiser la vitesse de ce dernier.

Dans le cas de l'électronique nous allons retrouver les jets synthétiques pour une application bien différente qui concerne le refroidissement de certains composants électroniques qui nécessitent une régulation de température afin de ne pas se détériorer ou encore « griller ».

Quelque soit le domaine ou il est utilisé le mode de fonctionnement est le même. Un jet synthétique simple se compose :

- d'une petite cavité cylindrique qui a un diaphragme à la base
- un orifice dans la face opposée à la membrane qui oscille grâce à de petits actionneurs.
- de petits actionneurs.

Le fonctionnement est simple : tout d'abord, il faut faire osciller la membrane à l'intérieur de la cavité à l'aide de petits actionneurs (situés en dessous de la cavité). Ensuite le fluide est donc expulsé ou aspiré par l'orifice et va créer de petits tourbillons organisés en tores (voir schéma ci-dessous). Ces petits tourbillons vont ensuite permettre le recollement de la couche limite sur une paroi d'aile d'avion par exemple. Pour notre sujet d'étude nous allons vous parler de « micro » jet ce qui signifie des systèmes de quelques dizaines de centimètre carré.



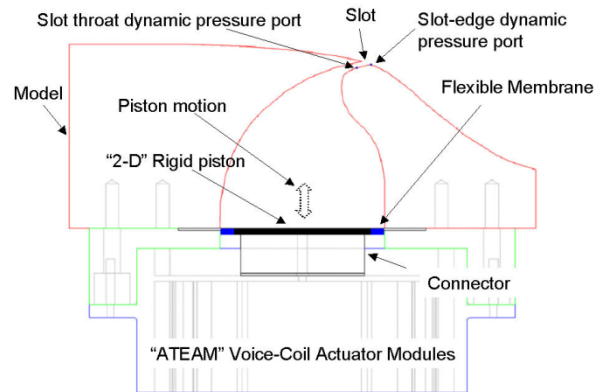
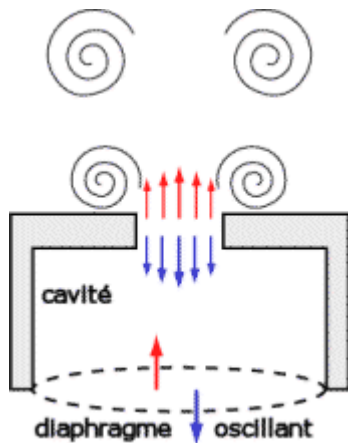
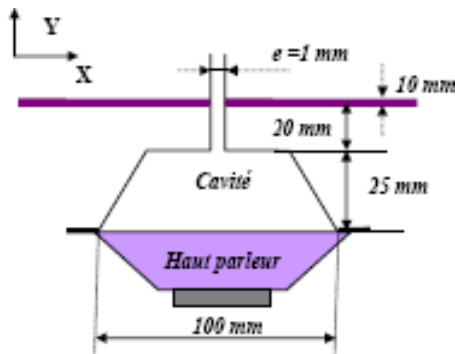


Schéma de principe d'un actionneur. Le diaphragme qui oscille au fond de la cavité fait varier le volume de celle-ci. Les allers et retours du fluide au niveau de l'orifice génèrent une cascade de tourbillons organisés en tores.

Afin d'améliorer les performances de ces micro-jets, un certain nombre de caractéristiques peuvent être optimiser. En effet, pour obtenir un meilleur rendement on peut faire varier la fréquence d'oscillation de la membrane ou encore la taille et l'inclinaison de la fente en sortie. Sur une étude de cas basé sur les caractéristiques évoqués ci-dessus, on étudiera le montage suivant.



Montage d'un jet synthétique simple avec une cavité, une membrane et une fente inclinée à 90°.

On va donc constater le résultat que l'on peut obtenir avec différents angles d'inclinaison (90°, 45° et 30°) Ces inclinaisons ont été choisies en raison des grandes différences dans le mécanisme d'interaction entre le jet synthétique et l'écoulement extérieur (on pourra constater que l'angle d'inclinaison le plus faible sera utiliser pour le principe de recollement pour le domaine aéronautique). Pour la suite on va faire varier la fréquence entre 30 Hz à 350 Hz.

Cette étude montre une très forte dépendance en fréquence de la vitesse d'injection. La réponse fréquentielle des actionneurs est caractérisée par un maximum de vitesse à 60 Hz et une diminution d'efficacité de part et d'autre. La faible efficacité de l'actionneur pour les



faibles fréquences est due à la limitation des moteurs électrodynamiques et donc pour des fréquences supérieures à 30 Hz. Pour les fréquences élevées (supérieures à 400 Hz) les actionneurs cessent de générer un jet synthétique et se comportent alors comme des sources acoustiques. Ceci peut être expliqué par le faible battement de la membrane qui décroît avec la fréquence et ne comprime plus suffisamment la cavité pour expulser le fluide. L'expérience montre que ce maximum est indépendant de la tension appliquée au haut parleur. Il est obtenu à 70Hz pour $\alpha=90^\circ$. Pour $\alpha=45^\circ$ et $\alpha=30^\circ$ ce maximum est à 50 Hz pour une excitation de $4 V_{c-c}$ et à 60 Hz pour $10 V_{c-c}$.

3.3.2. Paramètres mathématiques du micro jet

Le comportement des jets synthétiques peut être caractérisé grâce à des nombres adimensionnels. Ces nombres ont différents objectifs mais tous aident à définir un micro jet. Ils sont donc utilisés très souvent en hydromécanique mais également dans le domaine médical.

3.3.2.1. Nombre de Reynolds (Re)

Le nombre de Reynolds noté Re est un nombre sans unité défini par : $Re = (V_{max} * e) / \nu$

V_{max} = vitesse maximale mesurée en sortie du jet [m/s]

e = épaisseur de la fente de sortie [m]

ν = viscosité cinématique du fluide [m^2/s]

On constate que le nombre de Reynolds est basé sur épaisseur de la fente de sortie. De plus il caractérise un écoulement, en particulier la nature de son régime (stokes, laminaire, transitoire, turbulent). Voici comment évolue les régimes en fonction du nombre de Reynolds :

*Le régime de stokes se situe pour les valeurs de $Re < 1$

*Le régime laminaire est lui pour des valeurs de $Re > 1$ et juste avant le régime transitoire.

*Le régime transitoire se traduit par des instabilités dues à l'amplification des perturbations.

*Le régime turbulent se trouve quand à lui lorsqu'on a beaucoup d'instabilité (phénomène chaotique).

3.3.2.2. Nombre de Stokes (St)

Le nombre de Stokes noté St est un nombre sans unité défini par : $St = fe^2/\nu$

f = fréquence d'actionnement du jet [Hz]

C'est un nombre utilisé pour étudier le comportement d'une particule dans un fluide. Il représente le rapport entre l'énergie cinétique de la particule et l'énergie dissipée par frottement avec le fluide.

On utilise ce nombre pour déterminer le comportement d'une particule dans un fluide face à un obstacle et notamment pour savoir si la particule va contourner l'obstacle en suivant le mouvement du fluide ou si elle va percuter l'obstacle.



3.3.2.3. Nombre de Strouhal (Str)

Le nombre de Strouhal noté Str est un nombre sans unité défini par : $Str = St/Re = fe/V_{max}$

C'est un nombre sans dimension décrivant les mécanismes de circulation oscillante. Si $Str \ll 1$, l'écoulement est dit quasi-stationnaire.

3.3.3. Différentes applications du micro jets.

3.3.3.1. Application sur l'électronique.

Explication

L'application principale dans le domaine de l'électronique est, bien entendu, le principe de refroidissement des composants électronique. Ce principe est aussi réalisé par les ventilations électriques qui permettent d'éviter une surchauffe au niveau des circuits.

Mais quel est l'intérêt d'utiliser des micro-jets synthétiques ?

Les micro-jets possèdent de nombreux avantages par rapport aux ventilations classiques. En effet, en comparaison à d'autres systèmes de refroidissement actif, la technologie jet synthétique offre une meilleure efficacité thermique, à faible bruit audible, à haute fiabilité. De plus, grâce au développement d'actionneurs très efficace, le jet synthétique nécessite très peu d'énergie pour fonctionner, le système permettant ainsi aux concepteurs et luminaire de maintenir leurs objectifs écologiques.

Cette approche radicale de la gestion thermique peut aider les concepteurs à résoudre les problèmes de refroidissement nécessitant une grande fiabilité et une flexibilité au niveau des de l'installation. Ce système est donc parfaitement adapté car plus efficace thermiquement et plus silencieux que les ventilateurs (encore beaucoup utilisés).

Etude de cas

Dissipateur de chaleur intégré avec Jets synthétiques

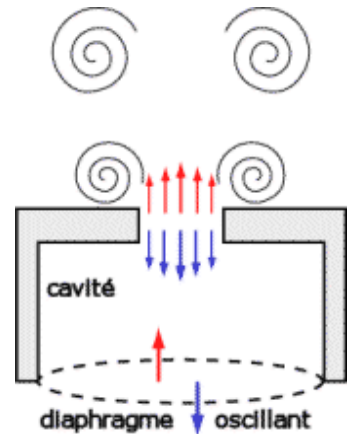
Un jet synthétique à base de PCI-E à mi-hauteur refroidisseur de carte graphique a été construit et testé contre une solution ventilateur. On peut constater que la performance thermique et acoustique du jet synthétique semble meilleure que celle du ventilateur. En effet, le niveau de pression acoustique pondéré en A (SPL) est nettement inférieur pour un jet synthétique. Pour une donnée SPL-A de 40 dBA, les pièces jet synthétique ont une meilleure performance thermique de 12% que le ventilateur. Dans un essai distinct effectué au cours des 2 ° C / W de niveau de performance, la consommation d'énergie pour la solution jet synthétique était de 640 mW, alors que la consommation d'énergie pour la solution du ventilateur était de 672 mW. La résistance thermique est basée sur la température mesurée par un thermocouple incorporé dans la base du dissipateur de chaleur et d'une entrée ambiante pour le module de refroidissement.



3.3.3.2. Des micros jets synthétique pour mieux voler

Depuis sa création l'avion ne fait que se développer et surtout considérablement augmenter ses performances. Les raisons de ses améliorations sont nombreuses avec pour principales l'amélioration de la géométrie de l'avion ainsi que les performances du moteur. Mais ce ne sont pas les seuls, en effet les micros jets synthétiques permettent eux aussi d'améliorer les performances de l'avion.

Image de l'Onera

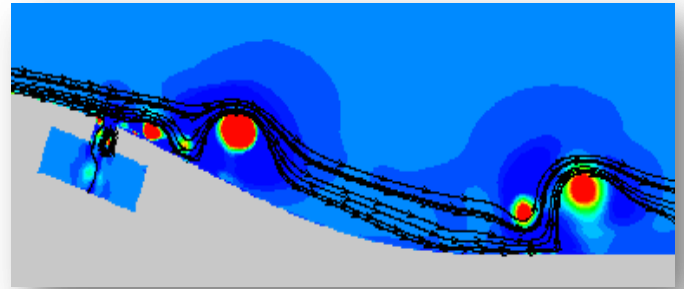
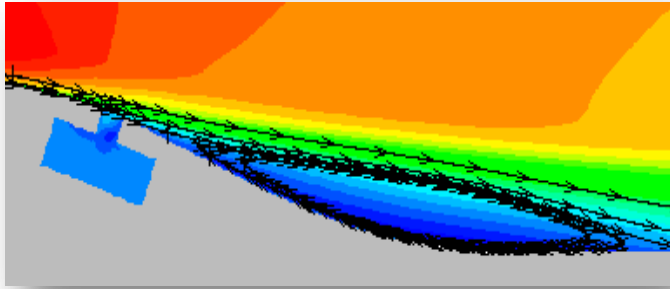


Principe du micro jet sur l'avion

Les micros jets sont placés sur l'avion avec une inclinaison de 30° ce qui correspond environ à l'inclinaison optimale. De plus le micro jet est crée grâce à l'actionneur suivant. Il est composé d'une cavité et d'un diaphragme qui oscille à très haute fréquence (de 100 Hz à 1000 Hz). Il faut aussi savoir que l'actionneur ne prélève pas d'air à l'endroit où il est placé et ce grâce à la forte fréquence d'oscillation de la membrane. En ce qui confirme l'alimentation de cet actionneur, c'est une alimentation électrique très faible.

Grâce à cet actionneur placé sur la surface de l'aile, l'air sort et rentre de façon alternée, ce qui perturbe l'écoulement près de l'aile de l'avion, de façon que la couche limite se décolle moins. Les jets pulsés fabriquent des tourbillons, qui ramènent l'écoulement près de la paroi : ils vont chercher l'air le plus rapide et le ramènent là où il est plus lent. C'est ce qu'on peut observer dans les schémas ci dessous, à gauche l'actionneur n'est pas en marche on observe un décollement et à droite l'actionneur est opérationnel et on observe les tourbillons ainsi que le recollement.





Images de l'Onera

Sans micro jets

Avec micro jets

Mais il ne faut pas seulement un actionneur de micro jets près de la zone de perturbation pour voir le phénomène se dissiper. De nombreux réglages sont nécessaires et tout particulièrement celui de la fréquence d'oscillation du diaphragme. Car comme le montre les 3 figures en annexe un micro jet avec une fréquence trop élevée peu avoir l'effet inverse et décollé encore la couche limite. (Voir annexe 6.3)

Avantages de ses micros jets synthétiques

Les micros jets changent réellement le vol d'un avion. En effet grâce aux micros jets, le fluide est recollé contre les parois de l'avion ce qui permet une meilleur pénétration dans l'air. Mais aussi les jets permettent d'éviter des turbulences dues aux trous d'air ce qui est préjudiciable pour les performances de l'avion.

De plus, les jets synthétiques permettent un confort acoustique supérieur. En effet, pour diminuer le décollement de la couche limite, on utilise actuellement des surfaces de taille conséquente qui engendre du bruit dans les phases de décollage et d'atterrissage. Remplacer ces dispositifs par des jets synthétiques permettrait de diminuer à la fois le bruit et la masse des ailes.

Pour conclure ce micro actionneur de jets permet à l'avion de mieux voler mais aussi de diminuer les nuances sonores.



4. CONCLUSIONS ET PERSPECTIVES

En début de projet, il faut avouer que nos connaissances sur les micro-drones, la propulsion des satellites et les micro-jets synthétiques étaient quelque peu limitées. Ainsi, grâce au travail effectué tout au long de ce semestre, nous avons donc fait d'incommensurables découvertes sur la micro-propulsion. Néanmoins, au vue du délai relativement court qui nous était imparti, il nous reste encore beaucoup de chose à étudier sur ce sujet. Il nous a fallu sélectionner certain point que nous trouvions plus en adéquation avec le projet au détriment de certains autres.

En outre de ces connaissances techniques, la réalisation de ce projet au cours de la deuxième année de notre cursus dans une école d'ingénieur a été une expérience bénéfique en de multiples aspects. Tout d'abord, la réalisation d'un projet en groupe est très enrichissante. Même, si le groupe de travail était divisé en binôme, il fallait toujours se mettre au courant des avancés de chacun et partager les informations qui pouvaient être utiles aux autres membres du groupe. Ce projet nous a permis aussi de prendre conscience de la difficulté du travail en groupe : entre les pluralités de points de vue et les divergences d'emploi du temps, avoir une vue d'ensemble sur le travail effectué se révélait parfois difficile. Cependant, grâce aux mise aux points régulières effectuées lors des cours de P6-3, nous avons pu réussi a effectué le travail demandé.

Enfin, la réalisation d'un projet sur les systèmes micro-propulsifs peut se révéler un atout pour l'ensemble du groupe. En effet, nous nous destinons pour la majorité au département « Energie et Propulsion » et les informations collectées lors de ce projet pourraient s'avérer très utiles. De plus, ce travail en groupe représente un bon entraînement pour ce qui fera peut-être parti de notre métier. Même s'il s'agira de projet dans des domaines totalement différents, la réalisation de ce projet P6-3 nous a donné un avant-goût de la réalisation d'un projet.



5. BIBLIOGRAPHIE

[3] lien internet :

<http://fr.wikipedia.org/wiki/Micro-drone> (valide à la date du 13/06/2011)

http://en.wikipedia.org/wiki/Micro_air_vehicle (valide à la date du 13/06/2011)

<http://ornithopter.de/francais/principe.htm> (valide à la date du 13/06/2011)

<http://www.tpe-avion.fr/> (valide à la date du 13/06/2011)

<http://www.onera.fr/coupdezoom/06-microdrone-ailes-battantes.php> (valide à la date du 13/06/2011)

<http://www.imaginascience.com/pratique/videos/choix-videos-science.php?choix=micro-drones> (valide à la date du 13/06/2011)

http://www.aleph-zero.fr/blog/wp-content/themes/default/images/MAZOUFFRE_Reflets_2009.pdf (valide à la date du 13 juin)

<http://accrodavion.be/Accrodavions/lapropulsionioniqueetplasmique1.html> (valide à la date du 13 juin)

<http://www.je-comprends-enfin.fr/index.php?Technologies-de-propulsion/propulsion-electrique/id-menu-49.html> (valide à la date du 13 juin)

<http://www.techno-science.net/?onglet=news&news=2341> (valide à la date du 13 juin)

http://www.ten-haaft.de/fr/glossar_allgemein.php (valide à la date du 13 juin)

<http://artemis.univ-mrs.fr/im2/mecaspa/SCAO/TUYERES/TUYERES.htm> (valide à la date du 13 juin)

Site officiel de l'ONERA

<http://www.onera.fr/>

Site GRD2502

<http://qdr2502.imft.fr/GDR2502.html>

Site electronics cooling

<http://www.electronics-cooling.com/2007/05/synthetic-jets-for-forced-air-cooling-of-electronics/>

Remarque : les sites sont valides à la date du 13/06/2011

<http://fr.wikipedia.org/wiki/Micro-drone> (valide à la date du 13 juin)

<http://www.onera.fr/dcps/remanta-drone-ailes-battantes/> (valide à la date du 13 juin)

<http://www.onera.fr/coupdezoom/06-microdrone-ailes-battantes.php> (valide à la date du 13 juin)

<http://www.onera.fr/dcsd/ressac/index.php> (valide à la date du 13 juin)

<http://www.usinenouvelle.com/article/ossif-le-micro-drone-en-open-source-de-l-enac-prend-son-envol.N132024> (valide à la date du 13 juin)

http://envoljuniorretudes.org/docs/exemples/drones_I.D.E.ENAC.pdf (valide à la date du 13 juin)

http://www.recherche.enac.fr/~brisset/enac/brisset_sapin.pdf (valide à la date du 13 juin)



<http://owl-spip.ch/spip.php?article715> (valide à la date du 13 juin)

<http://mecanique.du.vol.free.fr/index.html>

<http://www.imaginascience.com/articles/sciencesphysiques/mecanique/fluides/fluides7.php>



6. ANNEXES (NON OBLIGATOIRE – EXEMPLES CI-DESSOUS)

6.1. Documentation technique

Annexe 1 :

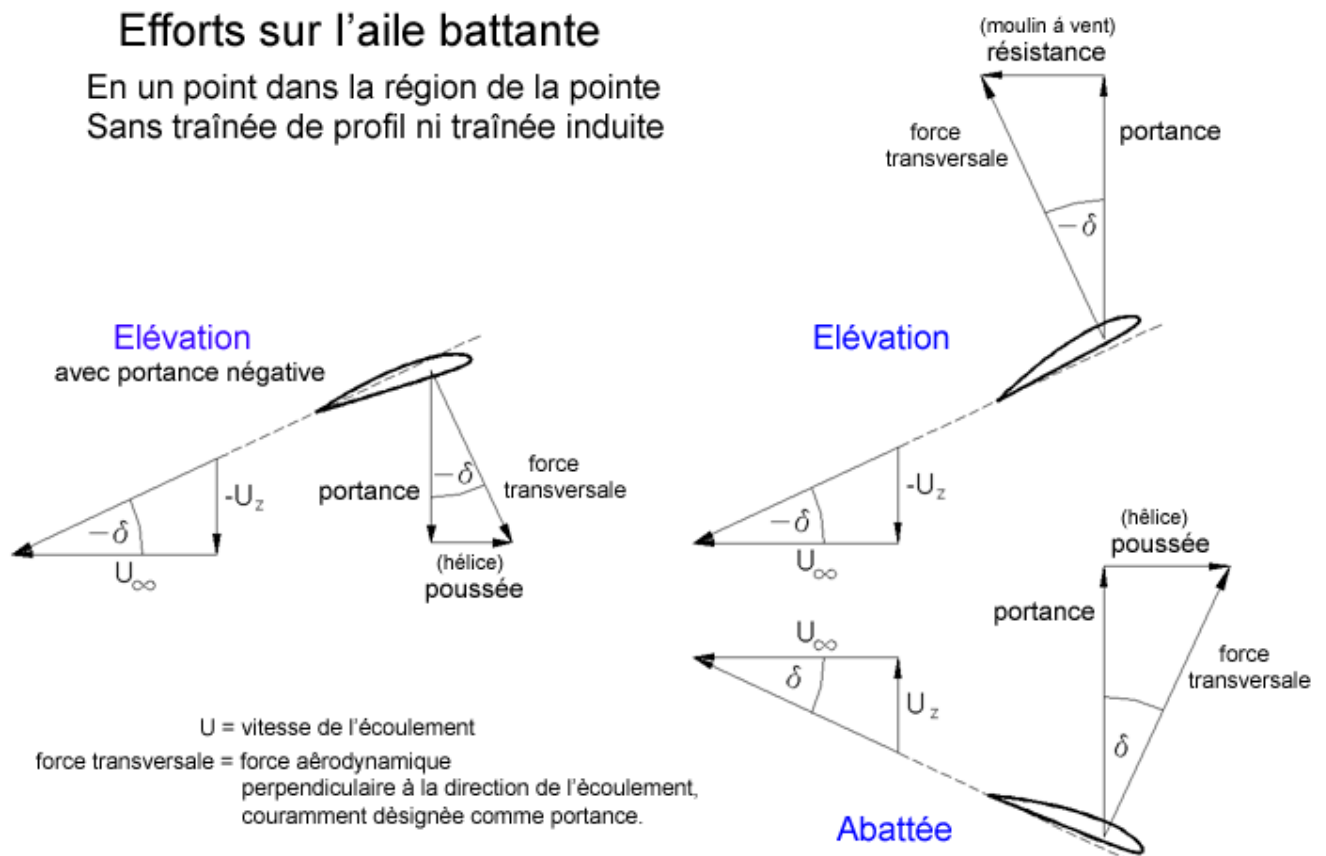


Diagramme des vecteurs des forces et des vitesses

6.2. Listings des programmes réalisés

6.2.1. Programme sur les lois physique du vol d'un micro-drone.

Programme à compiler (un exemple est fourni dans le rapport).

Réalisé avec l'aide d'un étudiant en école d'informatique.

```
import java.math.*;
import java.text.*;
import java.awt.*;
import javax.swing.*;
import java.awt.event.*;
```

```
//*****|lable*****
public class avion{
    static JLabel
    lab1,lab2,lab3,lab4,lab5,lab6,lab7,lab8,lab
    9,lab10;
```



```

//*****text*****
static JTextField
txf1,txf2,txf3,txf4,txf5,txf6,txf7,txf8,txf9,txf1
0,txf11;
//*****boutton*****
static JButton calculauto;
static JButton carre;
public static void main(String[]args){
JFrame monFrame =new JFrame("calcul
de la portance et de la trainée");
monFrame.setSize(800,600);
Container monConteneur
=monFrame.getContentPane();
monConteneur.setLayout(null);
//*****
*****

lab1 =new JLabel();
lab1.setBounds(10,60,300,20);
lab1.setText("le coefficient de
portance(Cz) ");
lab2 =new JLabel();
lab2.setBounds(400,60,400,20);
lab2.setText(" masse volumique de
l'air(kg/m3) dans t=15°c ");
lab3 =new JLabel();
lab3.setBounds(400,120,100,20);
lab3.setText(" vitesse (m/s) ");
lab4 =new JLabel();
lab4.setBounds(400,90,400,20);
lab4.setText("la surface de référence
s(m2) ");
lab5 =new JLabel();
lab5.setBounds(550,290,400,20);
lab5.setText(" la portance Fz (N)");
lab6 =new JLabel();
lab6.setBounds(550,190,400,20);
lab6.setText(" le poids de l'avion (kg)");
lab7 =new JLabel();
lab7.setBounds(430,390,400,20);
lab7.setText("l'avion");
lab8 =new JLabel();
lab8.setBounds(10,90,400,20);
lab8.setText("le coefficient de trainée Cx");
lab9 =new JLabel();
lab9.setBounds(280,190,400,20);
lab9.setText(" la poussée (N)");
lab10 =new JLabel();
lab10.setBounds(280,290,400,20);
lab10.setText(" la trainée D (N)");
//*****les text fil des donnees
et bouton d'execution*****
calculauto = new JButton ("calculer");
calculauto.setBounds(400,260,100,20);
//*****

****
carre =new JButton ("Carre");
carre.setBounds(400,150,100,20);
//-----
//cz*****
txf1=new JTextField("0",6);
txf1.setBounds(280,60,40,20);
//masse v*****
txf2=new JTextField("0");
txf2.setBounds(680,60,40,20);
//vitesse*****
txf3=new JTextField(" 0",6);
txf3.setBounds(280,150,40,20);
//surface*****
txf4=new JTextField("0");
txf4.setBounds(680,90,40,20);
//poid*****
txf5=new JTextField("0",6);
txf5.setBounds(580,320,40,20);
//v2*****
txf6=new JTextField("0");
txf6.setBounds(580,150,40,20);
//portance*****
txf7=new JTextField("0");
txf7.setBounds(580,220,40,20);
//l'avion*****
txf8=new JTextField("0");
txf8.setBounds(350,420,180,20);
//cx*****
txf9=new JTextField("0");
txf9.setBounds(280,90,40,20);
//**la poussé*****
txf10=new JTextField("0");
txf10.setBounds(280,220,40,20);
//*****la trainée*****
txf11=new JTextField("0");
txf11.setBounds(280,320,40,20);
//-----
monConteneur.add(lab1);
monConteneur.add(lab2);
monConteneur.add(lab3);
monConteneur.add(lab4);
monConteneur.add(lab5);
monConteneur.add(lab6);
monConteneur.add(lab7);
monConteneur.add(lab8);
monConteneur.add(lab9);
monConteneur.add(lab10);
//*****
monConteneur.add(calculauto);
monConteneur.add(carre);
//-----
monConteneur.add(txf1);
monConteneur.add(txf2);

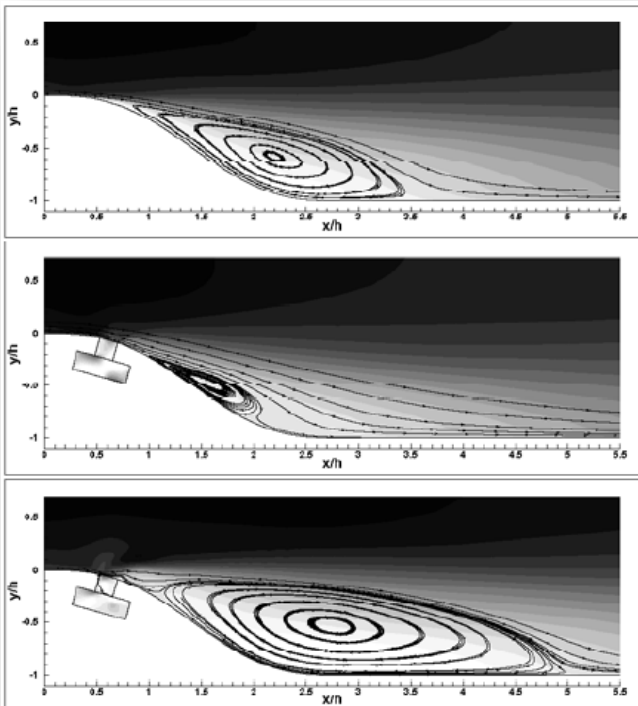
```



6.3. Schémas de montages, plans de conception...

Image de l'ONERA

Champ moyen de vitesse longitudinale et ligne de courant.



Cas non contrôlé (sans micro jet)

Cas basse fréquence

Cas haute fréquence

projet réalisé)

6.4. Propositions de sujets de projets (en lien ou pas avec le