

Conception d'un Lanceur de mini satellite

Pascal Pempie

Consultant

pascal.pempie@wanadoo.fr

Reçu le:15/11/2015

Accepté le: 14/01/2016

Résumé :

Cet article après analyse du marché en pleine expansion des mini satellites et de l'existant des lanceurs dédiés décrit la conception d'un lanceur de mini satellite de masse de 100kg sur une orbite héliosynchrone.

Il décrit les choix de conception tant en termes d'architecture du lanceur qu'en termes de propulsion

Les guides de conception sont le prix de lancement, la facilité de mise en œuvre et le non impact sur l'environnement

Abstract: *This paper is dealing to the Design of a Nano Launch Vehicle. It describes the design alternatives in terms of architecture and Propulsion.*

The main design drivers are the Price (low cost technologies), the fluency Operations and the Environmental no impact.

1. Introduction:

Grace à la miniaturisation de l'électronique et sa disponibilité « grand public » on constate une explosion des mini satellites, de quelques dizaines en 2005 ils furent 120 à être lancés en 2014 [1]

La FAA les classe, selon leur masse en Femto, Pico, Nano, Micro, Mini et Small.

Selon la Comsat [2] les Femto, Pico, Nano, Micro d'une masse comprise entre 0.01kg et 200kg représentent 42% du marché suivi par les Mini (200-600kg) 25%

Grace à la compacité et les performances actuelles des capteurs optiques (2 à 30m de résolution) la plupart sont dédiés à l'observation terrestre.

Qui dit Observation de la terre dit orbite Héliosynchrone, i.e. plan d'orbite perpendiculaire au plan équatorial donc incliné de 90°.

On notera que selon [2] 62% des Nano satellites sont conçus par des équipes universitaires.

Ces activités sont fortement soutenues aux USA DOD et Nasa dans le cadre de ORS Operationally Responsive Space

Toutefois il est remarquable de constater le manque de lanceurs dédiés [5] et par conséquent ces mini satellites sont lancés comme passagers auxiliaires avec tous les inconvénients : disponibilité, confort (vibrations et acoustique), précision d'injection.

Les missiles Russes reconvertis Dnper, Cosmos par exemple sont proposés [3] mais leur disponibilité future est incertaine et leur ergols sont particulièrement Toxiques.

Constatant ce fait de manque de lanceur de mini satellites de nombreux projets sont en cours de développement au sein de start up du secteur privé.

Cet article présente la conception d'un lanceur de mini satellites dont les technologies sont abordables c'est-à-dire que sa fabrication et sa mise en œuvre sont accessibles à des équipes universitaires.

Comme exemple particulièrement significatif on citera les travaux réalisés à la California State University [4]

2. Le Marché :

Le marché est particulièrement bien analysé [4], [5] et [6] pour l'essentiel .La référence [6] indique que 2000 à 2750 nano /micro satellites seront à orbiter entre 2014 et 2020.Leur masse serait de la classe 50kg en LEO (Low Earth Orbit) 750km circulaire. Le chiffre d'affaire attendu serait de 702M\$. [5]

Nous proposons de considérer comme référence initiale une charge utile de 100kg à placer sur une orbite circulaire SSO (Sun Synchronous Orbit) à 600km d'altitude. ; type d'orbite dédiée à l'observation de la terre.

3. L'existant :

Aucun nano lanceur dédié mini satellite n'est aujourd'hui « flight proven » et opérationnel, par contre devant l'accroissement du marché de nombreux projets sont en cours de développement .La référence [7] présente une revue de l'ensemble de ces nouveaux entrants, à l'exception de ATK et de l'abandon par Space X du Falcon 1. Cette référence analyse vingt deux Nano lanceurs ; on constatera la diversité des concepts envisagés, la plupart décolle traditionnellement du sol mais on note des véhicules aéroportés et même sous ballons.

Nous écartons, pour notre étude le lancement aéroporté faute d'avion porteur disponible (capacité d'emport de l'ordre de 20t).

4. Dimensionnement d'un lanceur :

Le principe conducteur de l'optimisation d'un lanceur est la minimisation de sa masse au décollage, GLOW (Gross Lift-off Mass).

La masse au décollage est un facteur d'ordre 1 sur les couts de fabrication et d'opérations. Compte tenu des règles de l'Art qui recommandent une accélération initiale de 1,25g, cette préconisation dimensionne la poussée de la baie propulsive du Premier étage.

Nous retiendrons par soucis d'économie un lanceur bi-étage.

Le lanceur doit pour satelliser une charge utile lui communiquer une vitesse telle que la force centrifuge soit en équilibre avec la force gravitationnelle.

$$\text{soit } Vc = \sqrt{\mu/R} \quad (1)$$

Avec $\mu=398600,5\text{km}^3/\text{s}^2$ pour une orbite terrestre

Soit pour une orbite de 600km d'altitude $Vc =7,56\text{km/s}$

Considérant la vitesse initiale créée par la rotation de la terre, dépendant donc de l'inclinaison et de la latitude on parlera de ΔV . (Pour un tir à 90° $V_{init}=0$)

La conception des lanceurs est détaillée en [8], [9] et [10].
L'optimisation conduit à respecter la relation suivante pour chaque étage :

$$g_0 \cdot ISP_j [1 - \Omega_j \mu_j] = \text{constante}$$

Avec
$$\mu_j = \frac{\text{masse du lanceur avec étage } j \text{ plein}}{\text{masse du lanceur avec étage } j \text{ vide}}$$

$$\Omega_j = \frac{k_j}{1 + k_j}$$

k = Masse de structure sèche / Masse ergols

ISP caractérisant la performance propulsive

ISP (s) = $F / (g \cdot \text{Débit moteur})$

Tel que
$$\Delta V_T = \sum_{j=1}^n g_0 ISP_j \ln(\mu_j)$$

$\Delta V_t = \Delta V_{\text{mission}} + \text{pertes par gravité, par traînée etc...}$

En conclusion on notera que les deux principaux paramètres sont k (indice structural) à minimiser et ISP (Impulsion spécifique) à maximiser.

5 La Propulsion

5.1 Choix des Ergols :

Quatre types de propulsion sont à considérer pour un moteur-fusée : La propulsion solide ; la propulsion hybride ; la propulsion mono ergol et la propulsion bi-ergols liquides. Nous écartons la propulsion solide : nécessité de disposer du propergol, des malaxeurs et puits de coulée. Nous écartons la propulsion hybride pour sa faible maturité et la

propulsion mono ergols pour ses faibles performances en terme d'ISP ; de poussée et de disponibilité du catalyseur.

On retiendra donc la propulsion biergols : un oxydant et un fuel.

Les références [11] et [12] présentent les critères de choix des ergols liquides

Nous excluons les ergols toxiques et hypergoliques pour des raisons évidentes de sécurité.

Le couple le plus performant est le couple Oxygène liquide (LOX) /Hydrogène Liquide (LH2) mais requérant des technologies sensibles, nous l'excluons.

Le couple LOX/Kérosène est d'usage répandu mais nous lui préférons le couple LOX/Méthane ou GNL de part ses meilleures performances et sa facilité d'approvisionnement.

5.2 Paramètres propulsifs :

Les paramètres propulsifs sont les suivants :

F (poussée)

ISP Impulsion spécifique

Pc Pression chambre

Rm : Rapport de mélange (débit Ox/débit Fuel)

Σ rapport de section du divergent (section de sortie/section col).

F et ISP sont des variables d'optimisation de l'étagement ; l'ISP étant à maximiser.

Pour un premier étage le taux de détente dans la tuyère ne doit pas conduire au décollement du jet d'où limitation du Σ .

Selon [13] la relation empirique estime le Σ limite :

$$\Sigma = 0.354 * P_c + 8.944$$

Le flux thermique à la paroi de la chambre de combustion obéit à une loi $Q=kP_c^{0.8}$

Ce flux est de l'ordre de $100\text{MW}/\text{m}^2$ pour une P_c de 100bar.

Il convient donc de limiter la P_c ou de refroidir la chambre de combustion soit par film, soit par un circuit régénératif .Cette enthalpie extraite de la paroi chambre peut être utilisée pour alimenter la Turbine entraînant les pompes.

Il est judicieux par ailleurs de choisir une P_c supérieure à la Pression Critique (50bar pour le CH_4) afin d'éviter des gouttes dans la combustion sources d'instabilité.

En outre le flux ne doit pas dépasser le flux de burn-out ni les limites de cracking.et cooking pour les hydrocarbures, en l'occurrence le CH_4 qui circule dans ces canaux de refroidissement.

5.3 Choix des cycles thermodynamiques

Une synthèse des cycles de moteurs fusée est présentée en [14]

Pour l'application Nano Lanceur les cycles suivants sont envisageables :

- Moteur pressure Fed ou à étage pressurisé .C'est naturellement le plus simple mais sa P_c à la fois pour les raisons de flux à la paroi, de dimensionnement des réservoirs à la pression et de masse du système de pressurisation est limitée à environ 20 bar.

La référence [15] concerne le Nano lanceur Scopiuss de Microcosm .La P_c est de 26.2 bar le Σ de 6,56, la poussée de 91kN brule du LOX/Jet-A1 ; son ISP est de 277,5 s

- Moteur à Générateur de Gaz.

Un Moteur LOX/CH₄ à générateur de gaz est en développement chez Airbus Defense and Space réf [16] dont les caractéristiques sont
 $F=420\text{kN}$

$P_c=47\text{bar}$ $ISP=340\text{s}$

- Moteur Bleed Froid

Un tel moteur ne nécessite pas de Générateur de Gaz mais la température "entrée Turbine TET « est de l'ordre de 400K compte tenu des limites exposées précédemment.

Il est possible en rajoutant un échangeur thermique sur le divergent d'obtenir une TET de 600K.

6 .Dimensionnement du Nano lanceur :

Les caractéristiques constructives de ce Nano Lanceur bi étage LOX/CH₄ sont les suivantes :

$\mu=100\text{kg}$ orbite 600 km SSO

En prenant des entrées conservatives

k_{s1} (indice structural) = 0,12

$k_{s2}=0,2$

Nous proposons les trois variantes de moteur

Pour le premier étage :

- Moteur « Pressure Fed »
 $P_c=25\text{ bar}$
 $\Sigma=18$
 $ISP=309\text{s}$
- Moteur à Générateur de gaz
 $ISP=340\text{s}$ réf [16]
- Moteur Bleed Froid
 $P_c=60\text{bar}$
 $\Sigma=30$
 $ISP=322\text{ s}$
La figure 1 présente le cycle

Pour le second étage :

- Moteur Pressure Fed
 $P_c=30\text{bar}$

$$\Sigma=30$$

$$ISP= 324s$$

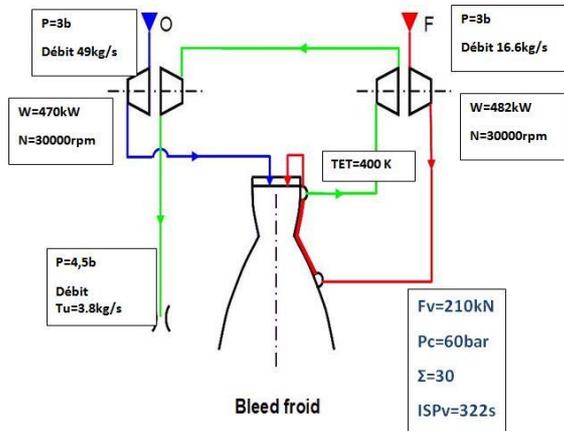


Figure 1

Nous considérons un étagement optimal et sans contrainte sur la trajectoire.

Les performances sont vérifiées à l'aide de [17]

Le tableau suivant présente les résultats illustrés également par la figure 2

	Pressure Fed	Cold Bleed	GG
GLOW (t)	21,5	17	12
Masse ergols Etage 1 (t)	18	14,25	10,20
Fv1(kN)	265	210	150
Masse ergols Etage 2(t)	0,9	0,8	0,6
Fv2(kN)	9	9	7

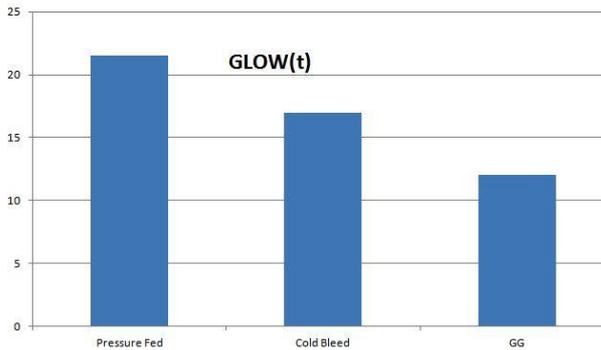


Figure 2

La figure 3 compare avec l'existant

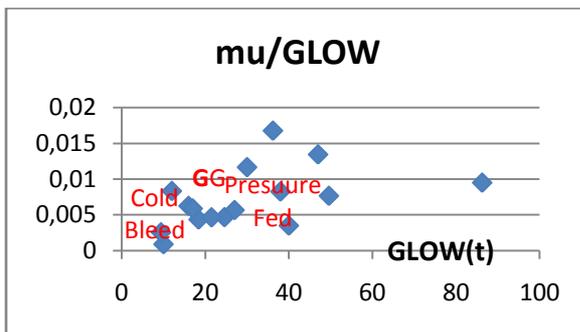


Figure 3

7. Conclusion :

Les performances sont naturellement dans l'ordre de la qualité (ISP) des moteurs.

Des marges sensibles d'améliorations sont possibles en particulier sur la masse des structures en utilisant soit des alliages type Al/Li soit des composites.

Le Bleed parait le plus intéressant : pas de générateur de gaz, donc pas de partie chaudes et séquence d'allumage simplifié .On notera qu'une Turbopompe Mono Arbre est possible.

Bibliographie:

- [1] Ms. Elizabeth Buchen, Mr. Dominic DePasquale .2014 Nano / Microsatellite Market Assessment 2014. SpaceWorks Enterprises
- [2] **Comsat** 2013 Commercial Space Transportation Forecasts
- [3] Gerry Webb, Eugene Motorny, Nina Pestmal, Oleg Sokolov Commercial Space Technologies Ltd. THE MARKET FOR LAUNCHING SMALL SATELLITE IN RUSSIA, ITS PRESENT SITUATION AND LIKELY FUTURE TRENDS
- [4] John M. Garvey Eric Besnard A Status Report on the Development of a Nanosat Launch Vehicle and Associated Launch Vehicle Technologies 2nd Responsive Space Conference
- [4] Jeff Foust. Small satellites, small launchers, big business? Space Review 08/11/2014
- [5] Phil Smith. The Tauri Group NANOSATS AND CUBESATS: THE NEXT 5 YEARS. IAC-14-B4. 514
- [6] Steve Cook, Dynetics ENABLING A ROBUST, SMALL SATELLITE LAUNCH SYSTEM
IAC-15-D2. 7. 2
- [7] C Niederstrasser .W Frick. Small Launch Vehicles-A 2015 State of the Industry Survey. Orbital ATK 29th Annual AIAA/USU conference on Small Satellites.
- [8] Robert Stengel Launch Vehicle Design .MAE 342, Princeton University
- [9] Didier Gignac; EADS. Launchers propulsion & architecture. CVA July 2010
- [10] P.Pempie . Le Lanceur. Cours Université Ville d'Avray

- [11] Tamura - Hydrocarbon Fueled Rocket Engine Study in MHI-AIAA-2008-4751-MHI
- [12] John A. Bossard. Propellant Readiness Level: A Methodological Approach to Propellant Characterization
- [13] P Pempie .Moteurs Fusée à Ergols Liquide CNES DLA/CT/03-194
- [14] P.Pempie .Etude des cycles thermodynamiques de moteurs fusée à Ergols liquides. Cost N°6 Janvier 2008
- [15] Dr. Shyama Chakroborty* and Dr. Thomas P. Bauer *Microcosm, Inc.*,.Using Pressure-Fed Propulsion Technology to Lower SpaceTransportation Costs AIAA 2004-3358
- [16] Sonia Magniant - Pierre Vinet AIRBUS DEFENCE AND SPACE LOX/METHANE PROPULSION DEMONSTRATOR IAC-14.C4.5.1
- [17] John Schilling Launch Vehicle Performance Estimation.
<http://www.silverbirdastronautics.com>