

Conception d'un Moteur Fusée Bleed LOX/CH4

Pascal Pempie

Consultant

pascal.pempie@wanadoo.fr

Reçu le : 20/11/2015

Accepté le : 14/01/2016

Résumé:

Cet article présente la conception d'un moteur fusée destiné à propulser un lanceur de mini satellite .Le choix des ergols Oxygène liquide et Méthane ou GNL, le choix du cycle thermodynamique : Bleed et les règles de conception sont explicitées. La chambre propulsive et la Turbopompe sont dimensionnées.

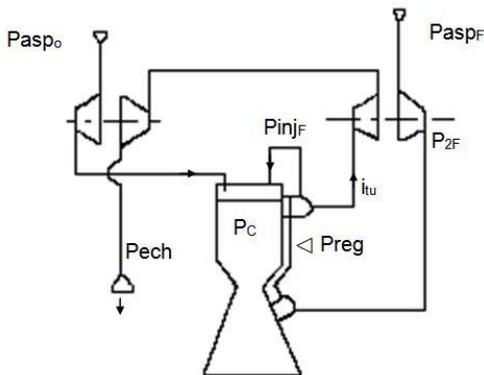
Abstract: *This paper is dealing to the design of a Liquid Rocket Engine to power a Nano Launch Vehicle.*

The choice of the Engine Cycle: Bleed or Open-expander, the choice of the propellants liquid Oxygen /Methane or GNL and the design rules are addressed as well as .The Thrust Chamber and Turbopump designs.

1. Introduction:

1.1 Choix du cycle :

Parmi les cycles thermodynamiques envisageables [1] le cycle **Bleed** ou Open Expander est hormis ; le Pressure Fed pour étage pressurisé le cycle ; le plus simple pour propulser un premier étage de lanceur.



En effet il ne requiert pas de générateur de gaz : l'enthalpie nécessaire à l'alimentation de la turbine d'entraînement des pompes est extraite du circuit de refroidissement de la chambre de combustion .Sa séquence de démarrage est simple comparé à l'Expander (moteur adapté aux étages supérieurs)

1.2 Choix des ergols :

Le Cycle Bleed requiert l'utilisation d'un ergol dont la phase vapeur soit de composition stable et de caractéristiques thermodynamiques (C_p et γ parfaitement prédictibles. Parmi les couples d'ergols liquides seul deux candidats sont envisageables soit L'Oxygène liquide (LOX) avec l'Hydrogène (LH2) ; soit le LOX avec le Méthane liquide ou GNL. Le LH2 ($T=20K$) nécessite une technologie très sensible et surtout sa très faible masse volumique ($70kg/m^3$) conduit à de volumineux réservoirs, par conséquent bien que ce couple LOX/LH2 soit très performant le couple LOX/CH4 lui est préféré ceci d'autant plus que le CH4 ou GNL est disponible, économique et d'utilisation standard dans l'industrie

En outre le couple LOX/CH4 permet et ceci est très favorable de concevoir une Turbopompe mono -arbre : une seule turbine entraine la pompe LOX et la pompe CH4 ; en effet la trop grande différence de masse volumique entre le LOX ($1140kg/m^3$) et le LH2 impose dès lors deux turbopompes séparées.

2 Dimensionnement d'un Bleed :

L'équilibre des puissances entre pompes et Turbine conduit à la relation suivante [2]:

$$i_{tu} = \frac{\frac{Rm}{\rho_0} i_F \left[\frac{K_{inj_o} \times P_c - P_{asp_o}}{\eta_{ppe_o}} \right] + \frac{i_F}{\rho_F} \left[\frac{P_c (K_{inj_F} + K_{reg}) - P_{asp_F}}{\eta_{ppe_F}} \right]}{Tet C_p \left[1 - \frac{1}{\prod_{tu}^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}} \right] \eta_{tu}}$$

Les variables sont :

$$\Delta P_{pompe_o} = P_c + \Delta P_{inj_o} - P_{asp}$$

$$K_{inj_F} = \frac{P_{inj_F}}{P_c} \text{ (valeur typique 1,15)}$$

$$K_{reg} = \frac{\Delta P_{reg}}{P_c} \text{ (valeur typique 0,5)}$$

$$K_{inj_o} = \frac{P_{inj_o}}{P_c} \text{ (valeur typique 1,4)}$$

$$P_{2F} = P_c (K_{inj_F} + K_{reg})$$

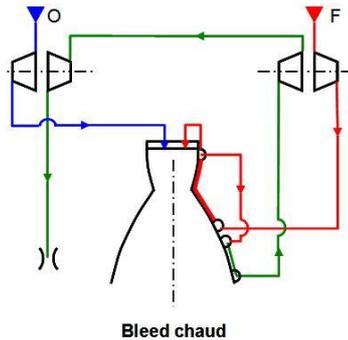
$$\pi_{tu} = \frac{P_c K_{inj_f}}{P_{ech}}$$

$$ISP_{bleed} = ISP_{TC} * i_{tc} / i_{mot} + ISP_{echap} * i_{tu} / i_{mot}$$

L'examen de ces relations conduit à l'observation suivante :

L'impulsion spécifique ISP du moteur est pénalisé : le débit turbine ne participe pas à la combustion dans la chambre propulsive (perte par flux dérivé)

Il conviendrait donc de maximiser la température entrée turbine (TET) pour minimiser le débit turbine (itu) par l'adjonction d'un échangeur de chaleur supplémentaire situé sur le divergent : Bleed Chaud.



3 .Revue de l'existant

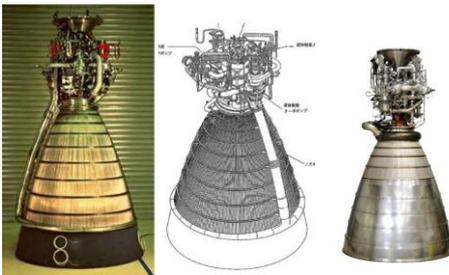
Tous les Bleed existants sont cryogéniques (LOX/LH2)

Les Japonais utilisent un Bleed comme étage supérieur de leur Lanceur HIIa [3]

L'expérience japonaise est intéressante :

Le moteur d'origine était un moteur à générateur de gaz, mais suite à un problème de gel de la vapeur d'eau celui ci ne s'est pas allumé.

Le Le-5 fut alors transformé en Bleed chaud (Le5-a) puis par simplification en Bleed froid (Le5-b)



Bleed Chaud Le5-a

Bleed froid Le5-b

Les performances sont les suivantes :

[4] et [5] font mention de Bleed Cryo en développement ou études.

3. Paramètres Propulsifs :

Les paramètres propulsifs sont les suivants :

ISP Impulsion spécifique.

$$ISP_v = F_v / (g \cdot \text{débit moteur})$$

C'est le facteur déterminant sur la masse au décollage du lanceur et sur la poussée requise.

La figure suivante en présente l'influence



F Poussée

Pc Pression chambre

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

Σ rapport de section du divergent

	A	B	C	D	E
		UNIT	LE-5	LE-5A	LE-5B
Fvac	ton	10.5	12.4	14	
ISPvac	sec	450.2	452.9	450	
MRe	-	5.5	5	5	
PC	kg/cm ²	37.2	40.6	36.4	
TET	K	837.3	603.9	355.1	
Σ	-	140	130	110	
Weight	82 kg	255	248	269	
Cycle	-	GG	Hot Bleed	Cold bleed	

(section de sortie/section col).

- Σ 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 [2] la relation empirique estime le Σ limite :

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

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

Ce flux chauffe le Méthane circulant dans le circuit régénératif de la chambre de combustion

Cette enthalpie extraite de la paroi est utilisée pour alimenter la Turbine entraînant les pompes.

Il est judicieux de choisir une Pc supérieure à la Pression Crit. (50bar pour le CH₄) afin d'éviter des gouttes dans la combustion sources d'instabilité.

Une $Pc > P_{critique}$ (50bar pour Le CH₄) évite un fonctionnement en diphasique de ce circuit de refroidissement

En outre le flux ne doit pas dépasser le flux de burn-out ni les limites de cracking.et cooking du CH₄

- TET : sa valeur est bornée par la valeur limite de température admissible sur la paroi intérieure de la chambre de combustion <800K

- RM .Il doit être distingué le RM « entrée moteur » et le RMc dans la chambre de combustion .

$$Rmc = i_o / (i_r - i_{tu})$$

Ce RMc doit maximiser l'ISP tout en restant en dessous du RM stœchiométrique (=4 pour LOX/CH₄)

4. Spécifications du Moteur

Un avant projet d'un lanceur capable de mettre sur une orbite 600km Héliosynchrone circulaire une charge utile de 100kg [6] requiert un moteur de :

F_v 210 kN (*On dimensionnera avec 250kN pour couvrir les aléas sur le devis masse du lanceur*)

ISPv 322s mini

Compte tenu des remarques précédentes

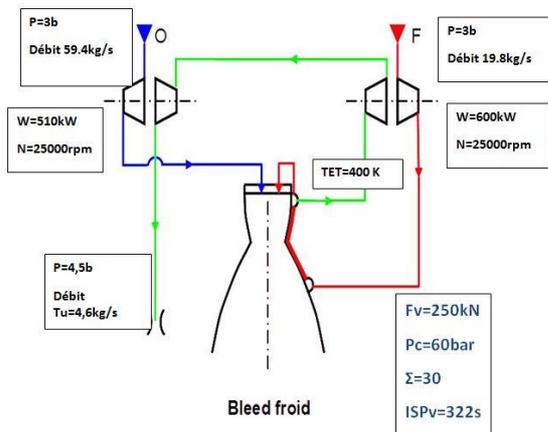
$P_c = 60\text{bar}$

$\Sigma = 30$

TET = 400K (choix d'un bleed froid)

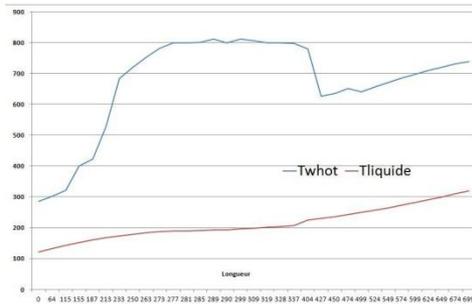
5 .Dimensionnement du Moteur :

Le « Bouclage » du cycle conduit aux valeurs suivantes :



5. 2 Dimensionnement thermique de la Chambre de combustion :

Il est impératif de vérifier par un calcul thermique que la paroi chaude de la Chambre ne dépasse pas 800K.



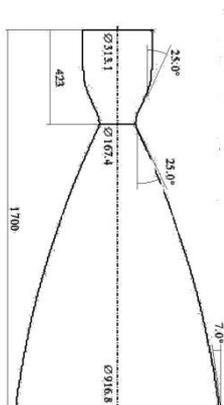
On constate que 400K en TET est la valeur limite supérieure.

5.3 Géométrie :

Diamètre Col : 167.4mm

Diamètre de sortie 917mm

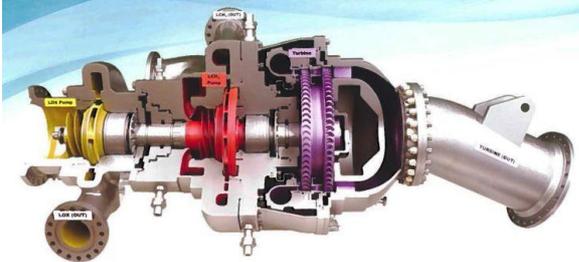
Longueur de la chambre propulsive : 1700mm



5.3 Dimensionnement de la Turbopompe.

Par soucis de simplicité une turbopompe mon-arbre est retenue : une Turbine à action type Rateau (ou Curtiss) entraîne la pompe LOX et de et la pompe Méthane .Chacune des pompes est mono étage centrifuge. .

Une telle architecture est illustrée par la figure suivante [7] :



On notera que cette TP est développée pour un Moteur LOX/CH4 (400kN), [8] et [9].

Les nombres de Camerer permettent de prévoir la géométrie, la vitesse de rotation et d'estimer le rendement global des pompes.

Ces nombres sont les suivants :

$$N_s = \frac{N\sqrt{Q}}{H^{0,75}} \quad D_s = \frac{D_2(g Hm)^{0,25}}{\sqrt{Qm^3/s}}$$

(N (tr/mn); Q (m³/s), H (metre))

Le rendement global peut être estimé en utilisant [9]

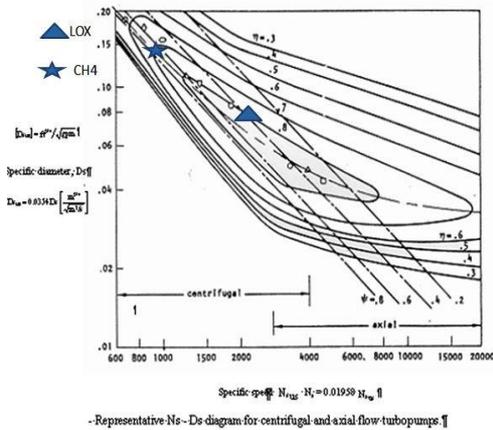
Les pompes LOX et CH4 devant tourner à la même vitesse il y a lieu de choisir cette vitesse de rotation et par conséquent les Ns des pompes qui minimise la puissance à l'arbre.

Le Ns devra être compris entre 10 et 50.

L'optimisation conduit aux valeurs suivantes :

Pompe	LOX	CH4
N (rpm)	25000	25000
Φ rouet (mm)	98	155
U_2 (m/s)	129	204
η_{global}	0,83	0.7
W turbine	1110kW	

Le positionnement des pompes sur le diagramme estimant le rendement [9]



On note une vitesse périphérique U_2 compatible d'alliage standard (à l'exclusion de l'aluminium pour le LOX).

6. Conclusion :

Cet avant projet préliminaire d'un Moteur LOX/CH4 Bleed de 250 kN de poussée montre sa faisabilité sans recours à des technologies complexes.

Ses atouts sont l'absence de générateur de gaz et de parties chaudes extérieures

L'utilisation de l'usinage additif rendra sa fabrication économique.

Ce moteur est un bon candidat pour propulser un lanceur de mini satellite. [6]

Bibliographie:

[1] P ; Pempie Etude des cycles Thermodynamiques des Moteurs Fusée à ergols liquides Cost #6 Janvier 2008

[2] P Pempie .Moteurs Fusée à Ergols Liquide CNES DLA/CT/03-194

[3] M Fujita ad all HII-A Launch Vehicle Second Stage Propulsion System .ISTS 2002-a-41

[4] By William Sack1), Kenji Kishimoto1), Akira Ogawara2), Kimito Yoshikawa2), and Masahiro Atsumi2)The MB-60 Cryogenic Upper Stage Engine - A World Class Propulsion System IAC 2009 a 03

[5] Martin Sippel, Armin Herbertz High Thrust Bleed Rocket Engines for a Fly-Back Booster [6]P.Pempie Conception d'un lanceur de mini-satellite (tbc)

[7] Leaflet IHI Le Bourget 2015

[8] Jean-Philippe Dutheil. Perspectives and potential interest of Lox/Methane technology for space vehicle rocket propulsion. IAC-14.C4.6.3

[9] Sonia Magniant - Pierre Vinet *AIRBUS DEFENCE AND SPACE LOX/METHANE PROPULSION DEMONSTRATOR* .IAC-14.C4.5.1

[9]NASA SP 8107