

Etude des cycles thermodynamiques des moteurs fusée à ergols liquides

P. PEMPIE
Centre National d'Etudes Spatiales

Résumé : Cet article décrit les différentes architectures thermodynamiques possibles pour un moteur fusée à ergols liquides, les paramètres d'optimisation, et donne les éléments pour calculer un cycle thermodynamique et en estimer les performances.

Abstract : This paper is dealing with the different thermodynamic schemes devoted to liquid rocket engines. It describes the main optimisation drivers and gives the method and relations to predict the performances.

INTRODUCTION

Le choix de la nature du cycle thermodynamique d'un moteur fusée et des ergols associés est de première importance. Ce choix détermine, certes, les performances au sens large, mais de par les enjeux technologiques et les risques associés (Pression de combustion, Pressions de sortie des pompes etc....etc....) les coûts et durée du développement.

Il importe, dès l'avant projet, de disposer de méthodes simples de dimensionnement de cycles thermodynamiques pour effectuer les choix et les optimisations.

L'objet de cet article est d'indiquer les principales équations relatives à la détermination des paramètres, pression, température, débit, pour les cycles usuels de moteur fusée à propulsion liquide.

1. LES CYCLES THERMODYNAMIQUES

Les deux grandes familles de cycles sont :

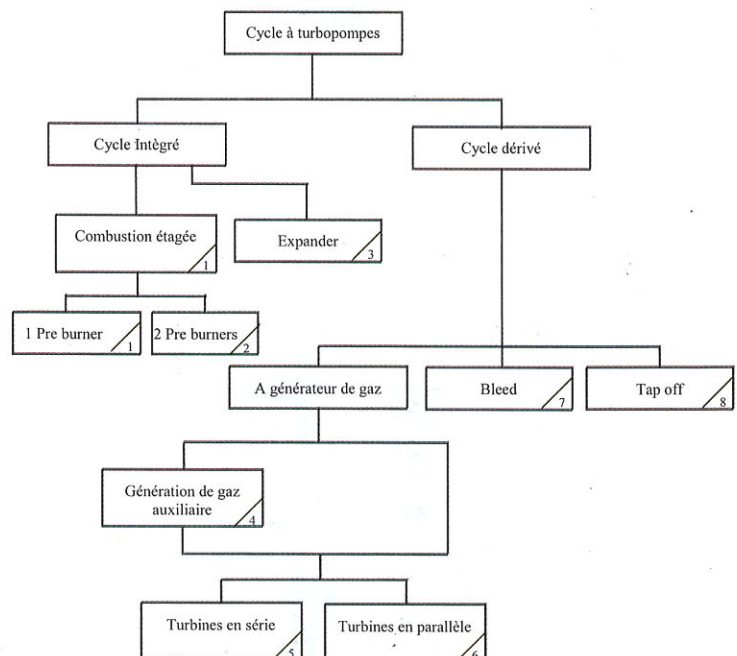
- Les **moteurs à réservoirs pressurisés**, cycles dans lesquels la chambre propulsive est directement alimentée par des réservoirs sous pression. Les applications typiques concernent la propulsion satellite et les étages économiques. Les performances de ces moteurs sont handicapées par leur pression de combustion de l'ordre d'une dizaine de bar.
- Les moteurs dont la pression de combustion, supérieure à la pression des réservoirs est accrue par un "système" de pompes : **moteurs à Turbopompes**. Cette note se propose de traiter ces cycles.

2. CYCLES A TURBOPOMPES

Les pressions des réservoirs peuvent être très faibles, inférieures à 5 bar et ces pressions sont fonction du critère de non combustion en entrée pompe (NPSP) et du besoin de tenue structurale de l'étage.

Les pressions de combustion sont de l'ordre de 30 bar en limite inférieure et jusqu'à 200 bar pour le RD 0120.

La figure ci-dessous représente une typologie des cycles de tels moteurs.



Exemples d'application

- | | |
|-------------------------|------------------------|
| 1) LE7, RD 153, RD 0210 | 2) SSME |
| 3) RL 10, MESCO | 4) V2 |
| 5) J2 | 6) Vulcain/Vulcain MK2 |
| 7) LE5 A | 8) J2S |

Ces cycles à turbopompes peuvent être classés en 2 grandes familles.

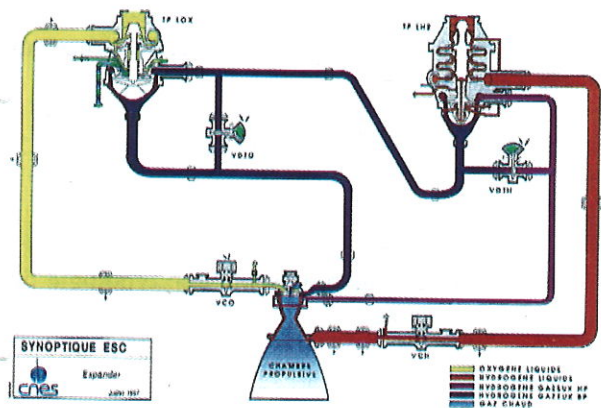
3. CYCLES INTEGRES

Dans de tels cycles, l'ensemble des ergols participe à la poussée, c'est-à-dire que les deux ergols sont brûlés dans la chambre de combustion.

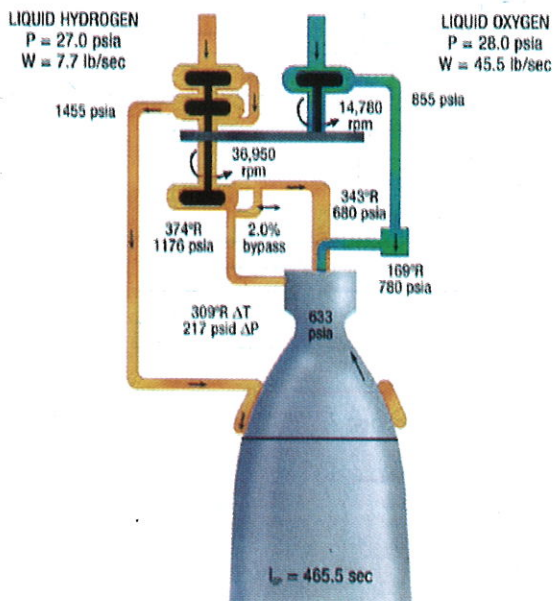
Le rapport de mélange moteur et l'ISP moteur sont équivalents au rapport de mélange et ISP de la chambre propulsive.

Expander

Le cycle intégré le plus simple est l'**Expander** représenté par le Vinci ; moteur en développement pour Ariane 5. Les turbines sont entraînées par le fuel de refroidissement de la chambre de combustion, ergol qui est ensuite mélangé à l'oxydant et brûlé dans la chambre.



Le moteur canonique est le RL-10, développé dans les années 60 qui vole encore aujourd'hui.



Moteur à combustion étagée

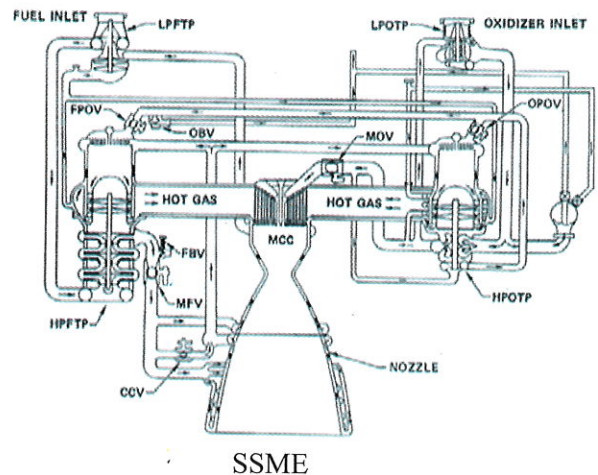
Ce moteur utilise comme source de puissance, pour entraîner les turbopompes, une chambre de précombustion, à rapport de mélange faible afin de limiter la température de combustion à une valeur admissible (800K à 900 K) pour les aubes de turbine.

Après détente dans les turbines, les gaz sont injectés dans la chambre de combustion. La pression de la chambre de précombustion est supérieure à la pression chambre, du taux de détente nécessaire à l'entraînement des pompes.

Ce cycle est le plus complexe qui nécessite des pompes haute pression. En outre l'allumage et le démarrage sont très délicats.

Ce cycle est toutefois celui qui permet d'obtenir les Isp et les pressions chambre les plus élevées.

La complexité et les challenges technologiques sont illustrés par le SSME, moteur de la navette Américaine.



On doit noter que la plupart des moteurs russes sont à combustion étagée et rapport de mélange oxydant.

4. MOTEUR A FLUX DERIVE

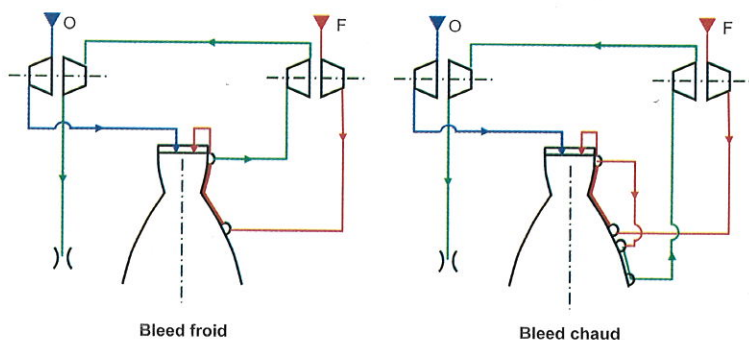
Dans un tel cycle les gaz entraînant les turbines sont éjectés par une tuyère annexe, ou réinjectés dans la partie basse du divergent et ne participent à la combustion dans la chambre propulsive.

Les moteurs à flux dérivés peuvent être classés en deux sous familles.

Moteurs n'utilisant pas de générateur de gaz (**Bleed** et **Tap off**) et ceux l'utilisant.

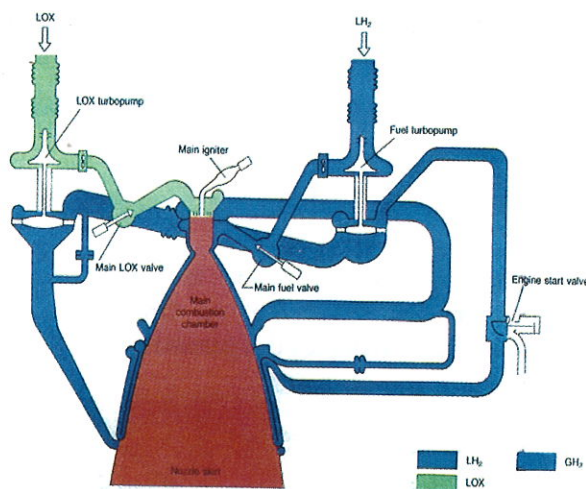
Bleed

Dans un tel cycle la quantité de gaz nécessaire à l'entraînement des turbopompes est prélevée à la sortie du circuit de refroidissement de la chambre (bleed froid) ou du divergent (bleed chaud) et détendue à très faible pression, puisque l'échappement se fait "au vide".



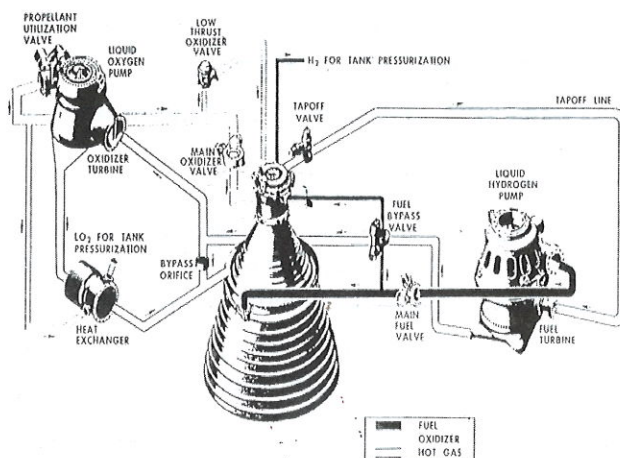
Le cycle est équivalent dans sa simplicité à l'expander, mais du fait de sa perte "par débit dérivé" ses performances sont plus faibles d'une dizaine de secondes d'Isp.

La figure ci-après représente le LE5A moteur représentatif du cycle "bleed". Une fraction du débit d'hydrogène de refroidissement de la chambre continue de se réchauffer dans la partie supérieure du divergent pour être ensuite détendue en série par les turbines d'entraînement des pompes.



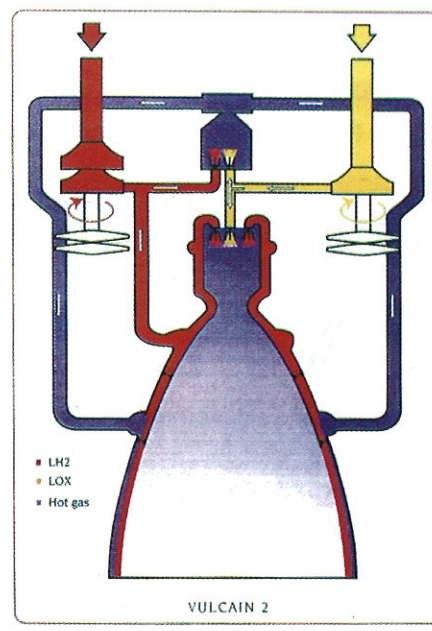
Tap Off

Dans ce cycle les gaz d'entraînement des turbines sont prélevés directement dans la chambre et refroidi par mélange avec une fraction du fluide de refroidissement de la chambre. Le J2S (évolution du J2) est le seul moteur connu (qui n'a d'ailleurs jamais volé).



Cycle à générateur de gaz

A titre d'illustration la figure ci-dessous présente le moteur Vulcain.



Une fraction des deux ergols prélevée sur l'alimentation de la chambre de combustion est brûlée dans un générateur de gaz et les gaz sont détendus soit en série soit en parallèle dans la ou les turbines. La température est toujours limitée à 900 K (tenue mécanique du générateur, des lignes chaudes, des aubes de turbines).

5. ELEMENTS DE CALCUL DES CYCLES THERMODYNAMIQUES

PRINCIPE GENERAL : Équilibrage des puissances

Le bouclage complet d'un cycle moteur suppose de connaître l'ensemble des pertes de charges des lignes et les rendements énergétiques des machines (η pompes, η turbines, η_{c^*} , η_{cf}).

Le cycle est "bouclé" lorsque les puissances pompes et turbine s'équilibrent.

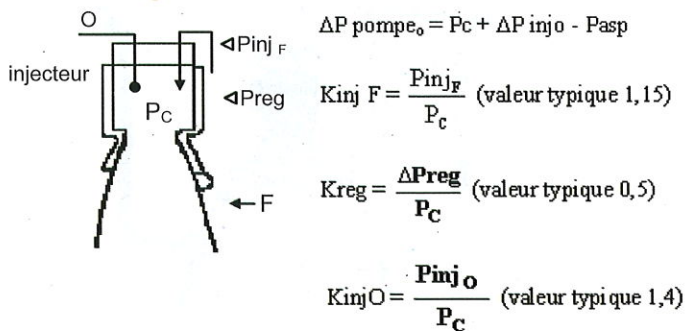
$$\Sigma W_{\text{pompes}} = \Sigma \text{Puissance turbines}$$

Les puissances des pompes peuvent s'écrire, respectivement pour l'oxydant O ou le Fuel F sous la forme générale suivante :

$$W_{\text{pompe O/F}} = \frac{\dot{m}_{O,F} \Delta p_{\text{pompe O,F}}}{\rho_{O/F} \eta_{\text{pompe O,F}}}$$

En considérant le cas d'une chambre refroidie régénérative :

$$\Delta p_{\text{pompe F}} = P_c + \Delta p_{\text{circuit régénératif}} + \Delta p_{\text{F injection}} - P_{\text{asp}}$$



Les puissances des turbines s'expriment par :

$$W_{\text{tu}} = \dot{m}_{\text{tu}} C_{p_{\text{tu}}} T_{\text{et}} \left(1 - \frac{1}{\Pi_{\text{tu}}^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}}\right) \eta_{\text{tu}}$$

$\dot{m}_{\text{tu}}$ débit massique turbine

T_{et} température des gaz entrée turbine

$C_{p_{\text{tu}}}$, γ Caractéristiques thermodynamiques des gaz turbine.

$$\Pi_{\text{tu}} = \frac{P_{\text{ad}}}{P_{\text{ref}}} \text{ Taux de détente de la turbine.}$$

Si ce taux de détente est supérieur à 2,5 environ, cas des cycles dérivés, les turbines seront, "supersoniques", sinon elles seront "subsoniques".

ISP - Fv

Par définition l'ISP, Impulsion SPécifique, est le quotient entre la somme des forces propulsives et la somme des débits éjectés multiplié par g_0 .

L'ISP représente la qualité du moteur ; on cherchera à maximiser l'ISP en minimisant le débit d'ergols par une poussée donnée.

Soit, dans le cas général : en supposant les débits éjectés colinéaires

$$ISP_{\text{mot}} = \frac{F_{\text{chambre}} + F_{\text{tuyères auxiliaires}}}{(\dot{m}_{\text{chambre}} + \dot{m}_{\text{turbines}}) g_0}$$

$$ISP_{\text{mot}} = ISP_{\text{ch}} \frac{\dot{m}_{\text{ch}}}{\dot{m}_{\text{mot}}} + ISP_{\text{ech}} \frac{\dot{m}_{\text{ech}}}{\dot{m}_{\text{mot}}}$$

L'ISP des tuyères auxiliaires étant plus faible que l'ISP de la chambre, l'ISP moteur sera pénalisé.

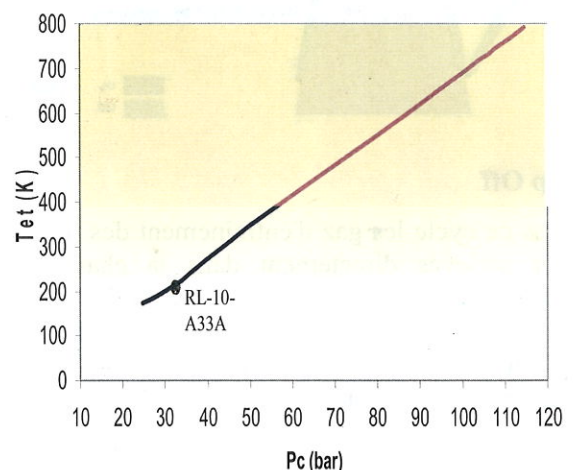
Il convient, après avoir bouclé l'équilibre des puissances pompe, de vérifier le respect de la spécification ISP moteur et force propulsive Fv

Expander

Les conditions d'équilibre des puissances pompes et turbines permettent d'écrire l'équation générale suivante en remarquant que l'ensemble du débit fuel est utilisé par les turbines.

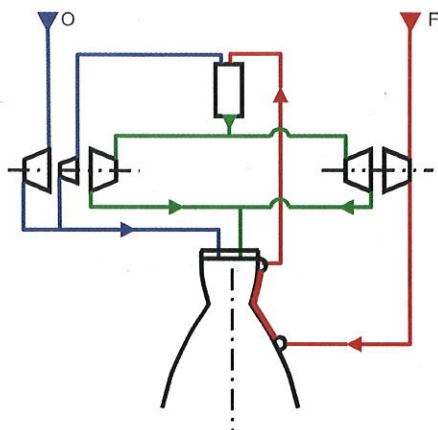
$$T_{\text{et}} = \frac{\frac{Rm}{\rho_0} \left[\frac{K_{\text{inj O}} \times P_c - P_{\text{asp O}}}{\eta_{\text{ppe O}}} \right] + \frac{1}{\rho f} \left[\frac{P_c (\Pi_{\text{tu}} K_{\text{inj F}} + K_{\text{reg}}) - P_{\text{asp F}}}{\eta_{\text{ppe F}}} \right]}{C_{pF} \left[1 - \frac{1}{\Pi_{\text{tu}}^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}} \right] \eta_{\text{tu}}}$$

La figure suivante représente la valeur de T_{et} (température entrée turbine) en fonction de P_c pour des valeurs typiques des paramètres.

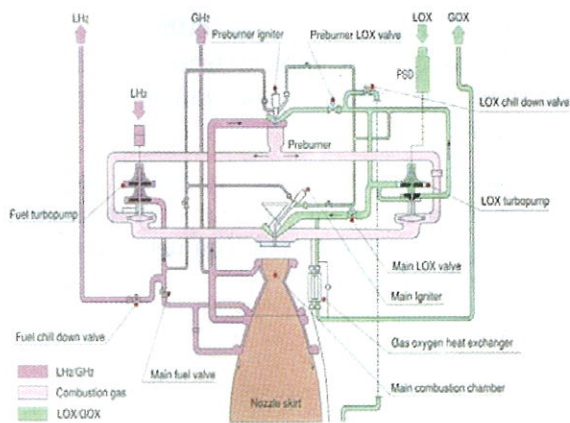


Combustion étagée

Le schéma présenté concerne un cycle à combustion étagé "Fuel Rich" comparable au LE7A.



Combustion étagée



First stage engine (LE-7A) system schematic

On rappelle que dans un tel cycle, la pression de combustion du Pré-burner P_{PB} est supérieure à la pression de combustion dans la chambre.

On notera la présence d'une pompe surpresseuse (η_{ppe_2}) côté oxydant.

On fera l'hypothèse que l'ensemble du fuel subit une première combustion très réductrice ($T_{PB} < 900$ K) dans le pré-burner.

$$\text{Le rapport de détente turbine } \Pi_{tu} = \frac{P_{PB}}{K_{injF} \cdot P_c}$$

Équation d'équilibre du cycle

$$\frac{1}{\rho_F} \left(K_{injF} P_{PB} + K_{reg} P_c - P_{asp} \right) + \frac{Rm}{\rho_o} \left(K_{injO} P_c - P_{asp} \right) + \frac{Rm_{PB}}{\rho_o} \left(K_{inj_{PB}} P_{PB} - K_{injO} P_c \right) = (Rm_{PB} + 1) C_p T_{PB} - \frac{1}{\Pi_{tu}^{\gamma-1}} \eta_{tu}$$

Considérant que Rm_{PB} est choisi en fonction de T_{PB} (< 900 K) la variable qui permet l'équilibre des puissances est P_{PB} , pression du Pré burner.

Bleed

L'équilibre des puissances pompes et turbine permet d'établir la relation générale du Bleed :

$$i_{tu} = \frac{\frac{Rm}{\rho_o} \left(K_{injO} P_c - P_{asp} \right) + \frac{i_F}{\rho_F} \left(P_c (K_{injF} + K_{reg}) - P_{aspF} \right)}{Tet C_p - \frac{1}{\Pi_{tu}^{\gamma-1}} \eta_{tu}}$$

On notera que Π_{tu} pour le cycle Bleed est une valeur "fixe" (détente de refoulement "au vide") alors que c'est un paramètre pour l'Expander.

On notera que l'Isp doit être calculée en tenant compte de la "perte par flux dérivé" correspondant au débit turbine (i_{tu})

Cycle a générateur de gaz

Dans ce cycle, les turbines sont entraînées par des gaz chauds produits par un générateur de gaz alimenté par les ergols.

L'équilibre des puissances pompes - turbines permet de calculer le débit du générateur de Gaz (i_{gg}) :

$$i_{gg} = \frac{\frac{Rm}{\rho_o} \left(P_c \times K_{injO} - P_{asp} \right) + \frac{i_F}{\rho_F} \left(P_c (K_{injF} + K_{reg}) - P_{aspF} \right)}{C_p T_{gg} - \frac{1}{\Pi_{tu}^{\gamma-1}} \eta_{tu}}$$

Variable d'équilibrage et d'optimisation des cycles

Les équations des différents cycles thermodynamiques pour l'expander, pour la combustion étagée, pour le bleed et pour le générateur de gaz possèdent une variable permettant l'équilibrage des puissances turbines et pompes et une variable d'optimisation telles que présentées dans le tableau suivant.

	Variable d'équilibrage	Variable d'optimisation
Expander	Tet	Π_{tu}
Bleed	i_{tu}	Tet
GG	i_{gg}	T_{gg}
Combustion étagée	P_{PB}	T_{PB}

Les pertes d'ISP des cycles dérivés peuvent être partiellement corrigées par augmentation du taux de détente dans le divergent, sous réserve des critères de décollement de jet et d'encombrement.

Application

Nous proposons d'illustrer ces relations précédentes en examinant le dimensionnement d'un moteur cryotechnique d'étage supérieur de 150kN de poussée (F_v), avec un R_m de 6, une pression de combustion de 60 bar et devant réaliser une ISP de 460 s.

Le tableau suivant présente les principales caractéristiques selon les cycles choisis.

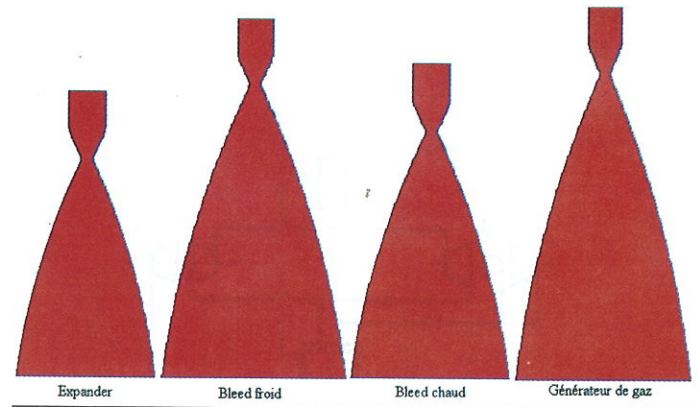
	Expander	Combustion étagée	Bleed froid	Bleed chaud	Générateur de gaz
Π turbine	2,25	1,14	15,33	15	8,5
Tet (K)	225	900	225	600	900
P gg ou pb (bar)	so	80	so	so	40
P sortie pompe fuel (bar)	188	123	102	102	102
P sortie pompe oxygène (bar)	84	84	84	84	84
W tu (kWatt)	2090	1472	1249	1249	1249
debit Tu (kg/s)	so	9	1	0,4	0,6
ISP mot	460	460	451	457	455
ϵ (ISP=460s)	115	115	210	142	220
Longueur (mm)	2773	2773	3560	3022	3637

L'examen de ces résultats appelle les commentaires suivants :

- Le Bleed froid est en fait un expander « ouvert ». Pour améliorer l'ISP, il est licite d'accroître la Température Entrée Turbine (Tet). Cela suppose d'augmenter sensiblement les surfaces d'échange thermique (bleed chaud).
- Les performances du moteur à générateur de gaz sont inférieures au Bleed chaud, malgré une Tet plus élevée. Cela provient du fait que les gaz d'entraînement de la turbine sont de l'hydrogène pour le Bleed et un mélange hydrogène/vapeur d'eau pour le Générateur de Gaz.
- Pour respecter la spécification d'ISP, le rapport de section du divergent (ϵ) a été augmenté en fonction des pertes par flux dérivé.

La figure suivante présente les géométries comparées de ces moteurs. On notera l'influence

très importante des cycles et pertes par flux dérivé, sur l'encombrement.



CONCLUSION

Nous avons établi pour les différents cycles thermodynamiques de moteur fusée les relations permettant de réaliser un dimensionnement préliminaire.

Nous avons illustré ces relations par le dimensionnement d'un moteur cryotechnique d'étage supérieur et présenté l'influence du cycle sur la taille du moteur.

Les pertes d'ISP des cycles dérivés peuvent être partiellement corrigées par augmentation du taux de détente dans le divergent, sous réserve des critères de décollement de jet et d'encombrement.

Application

Nous proposons d'illustrer ces relations précédentes en examinant le dimensionnement d'un moteur cryotechnique d'étage supérieur de 150kN de poussée (F_v), avec un R_m de 6, une pression de combustion de 60 bar et devant réaliser une ISP de 460 s.

Le tableau suivant présente les principales caractéristiques selon les cycles choisis.

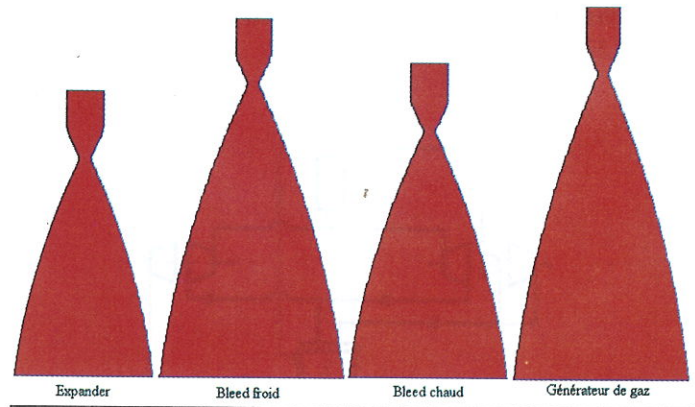
	Expander	Combustion étagée	Bleed froid	Bleed chaud	Générateur de gaz
Π turbine	2,25	1,14	15,33	15	8,5
Tet (K)	225	900	225	600	900
P gg ou pb (bar)	so	80	so	so	40
P sortie pompe fuel (bar)	188	123	102	102	102
P sortie pompe oxygène (bar)	84	84	84	84	84
W tu (kWatt)	2090	1472	1249	1249	1249
debit Tu (kg/s)	so	9	1	0,4	0,6
ISP mot	460	460	451	457	455
ϵ (ISP=460s)	115	115	210	142	220
Longueur (mm)	2773	2773	3560	3022	3637

L'examen de ces résultats appelle les commentaires suivants :

- Le Bleed froid est en fait un expander « ouvert ». Pour améliorer l'ISP, il est licite d'accroître la Température Entrée Turbine (Tet). Cela suppose d'augmenter sensiblement les surfaces d'échange thermique (bleed chaud).
- Les performances du moteur à générateur de gaz sont inférieures au Bleed chaud, malgré une Tet plus élevée. Cela provient du fait que les gaz d'entraînement de la turbine sont de l'hydrogène pour le Bleed et un mélange hydrogène/vapeur d'eau pour le Générateur de Gaz.
- Pour respecter la spécification d'ISP, le rapport de section du divergent (ϵ) a été augmenté en fonction des pertes par flux dérivé.

La figure suivante présente les géométries comparées de ces moteurs. On notera l'influence

très importante des cycles et pertes par flux dérivé, sur l'encombrement.



CONCLUSION

Nous avons établi pour les différents cycles thermodynamiques de moteur fusée les relations permettant de réaliser un dimensionnement préliminaire.

Nous avons illustré ces relations par le dimensionnement d'un moteur cryotechnique d'étage supérieur et présenté l'influence du cycle sur la taille du moteur.

BIBLIOGRAPHIE

- SUTTON Rocket Propulsion Elements 6^{ème}
édition - Wiley
- D.K. HUZEL - Modern Engineering for Design
D.H. HUANG of Liquid Propellant Rocket
EnginesAIAA - Vol 147
- P. PEMPIE -H. Cryogenic upper Stage trade off
BOUSSIF AIAA – 2000.3449
- NASDA H-IIA Brief Description - FAD
98007A (E)
- PRATT & Fiche RL10-B2
WHITNEY
- K. KISHIMOTO Development at LE-5 Series
Engine - M.H.I.
- P. PEMPIE – High thrust Lox-CH4 engine -
H. GORECKI ISTS – 2000 A-01-V
- P. PEMPIE – T. Lox/Methane and Lox/Kerosene-
FROHLICH – high trust engine trade-off -
H. VERNIN AIAA – 2001.3542
- P.PEMPIE - LOX/CH4 Expander upper stage
L.Boccaletto engine - IAC-04-S.1.03
Vancouver 2004
- A.BENAROUS - Contribution au dimensionnement
A.LIAZID d'une chambre propulsive . COST
n° 5 Janvier 2007