



HAL
open science

Etude et conception d'un réacteur spatial à sels fondus

Nicolas Rey-Tornero

► **To cite this version:**

Nicolas Rey-Tornero. Etude et conception d'un réacteur spatial à sels fondus. Génie civil nucléaire. Université Grenoble Alpes [2020-..], 2023. Français. NNT : 2023GRALI003 . tel-04099142

HAL Id: tel-04099142

<https://theses.hal.science/tel-04099142v1>

Submitted on 16 May 2023

HAL is a multi-disciplinary open access archive for the deposit and dissemination of scientific research documents, whether they are published or not. The documents may come from teaching and research institutions in France or abroad, or from public or private research centers.

L'archive ouverte pluridisciplinaire **HAL**, est destinée au dépôt et à la diffusion de documents scientifiques de niveau recherche, publiés ou non, émanant des établissements d'enseignement et de recherche français ou étrangers, des laboratoires publics ou privés.

THÈSE

Pour obtenir le grade de

DOCTEUR DE L'UNIVERSITÉ GRENOBLE ALPES

École doctorale : I-MEP2 - Ingénierie - Matériaux, Mécanique, Environnement, Energétique, Procédés, Production

Spécialité : MEP : Mécanique des fluides Energétique, Procédés

Unité de recherche : CEA Paris-Saclay

Etude et conception d'un réacteur spatial à sels fondus Study and design of a space molten salt reactor

Présentée par :

NICOLAS REY-TORNERO

Rapporteurs :

Bruno CHANETZ

DIRECTEUR DE RECHERCHE, ONERA

Andreas PAUTZ

PROFESSEUR DES UNIVERSITES, EPFL

Thèse soutenue publiquement le **9 janvier 2023**, devant le jury composé de :

Daniel HEUER

DIRECTEUR DE RECHERCHE EMERITE, CNRS

Guillaume CAMPIONI

INGENIEUR CHERCHEUR, CEA

Gilles BAN

PROFESSEUR DES UNIVERSITES, ENSICAEN

Andreas PAUTZ

PROFESSEUR DES UNIVERSITES, EPFL

Elsa MERLE

PROFESSEUR DES UNIVERSITES, CNRS, INP Grenoble

Eric DUMONTEIL

DIRECTEUR DE RECHERCHE, CEA

Sébastien LOMBARD

INGENIEUR, CNES

Directeur de thèse

Encadrant de thèse

Président du jury

Rapporteur

Examinatrice

Examineur

Invité

Remerciements

Ces plus de trois années pendant lesquelles s'est déroulée ma thèse m'ont vu interagir avec nombre de personnes à qui je souhaite consacrer quelques mots.

En premier lieu, je tiens à remercier en premier lieu tant M. **Daniel Heuer**, directeur de recherche émérite, qui malgré la distance a toujours répondu présent pour jouer son rôle de directeur, que M. **Guillaume Campioni**, ingénieur chercheur, dans un premier temps mon tuteur de stage puis mon encadrant pour cette thèse, lui qui m'ayant fait passer l'entretien m'a accordé de travailler sur le seul sujet qui alors m'attirait vraiment. Tous deux avez su m'aider à orienter mon travail, me guider sans imposer. À ces remerciements, je souhaite aussi associer Mme. **Elsa Merle**, professeur des universités à INP de Grenoble. Merci pour nos échanges pendant ces trois ans et pour son aide précieuse dans la formation de mon jury et sa participation à ce dernier.

À ce propos je tiens aussi, MM. Pautz et Chanetz, à vous exprimer toute ma gratitude d'avoir rapporté mon travail de thèse, au pied levé en ce qui concerne M. **Bruno Chanetz**, directeur de recherche à l'ONERA. Merci à vous, M. **Andreas Pautz**, professeur à l'EPFL, d'avoir fait le déplacement depuis la Suisse pour assister à ma soutenance. À M. **Gilles Ban**, que j'ai eu comme professeur à l'ENSICAEN et qui avez participé à mon jury de projet de fin d'étude, je souhaite vous remercier d'avoir accepté de présider, sur place, le jury lors de ma soutenance de thèse. Je n'oublie pas M. **Eric Dumonteil**, ingénieur chercheur, lui aussi dans mon jury et dans mon comité de suivi individuel. Merci beaucoup d'avoir accepté d'y prendre part, tout comme d'avoir été de mon comité de suivi individuel pendant ces trois années de thèse. Bien entendu, je voulais aussi exprimer ma reconnaissance à M. **Sébastien Lombard** autant d'avoir accepté mon invitation à prendre part au jury, que pour ses questions, inattendues et donc intéressantes.

Il va sans dire que je remercie également le M. **Loïc de Carlan**, chef du Service d'Etudes des Réacteurs et de Mathématiques Appliquées, où j'ai travaillé pendant la quasi-totalité de ma thèse. Je souhaite évidemment remercier Mme **Céline Guénaut**, désormais chef-adjointe du SERMA, et Mme **Amélie Rouchon**, qui lui a succédé comme chef du Laboratoire de Physique et d'Etude des Cœurs et m'ont accueilli en son sein. Je souhaite bien sûr exprimer ma sympathie envers Mmes **Carole Mariaud**, **Lucile Meunier** et **Brigitte Mariani**, qui au secrétariat m'ont rendu d'innombrables services.

Je souhaite également remercier ceux qui ont pris le temps de participer à mes réunions de thèses. Merci à M. **Eric Proust**, directeur scientifique à la Direction des Energies, pour ses avis et son point de vue expérimenté sur l'ensemble du sujet, à M. **Michel Schlegel**, chef du projet RBNEW, qui a financé ma thèse, à M. **Karim Ammar**, ingénieur chercheur, notamment pour la relecture d'un de mes papiers, à M. **Stéphane Oriol**, chef de projet CNES, pour m'avoir informé sur les technologies et développements du secteur spatial, à M. **Yannick Gorse**, ingénieur chercheur, sans qui j'aurais eu bien plus de mal à utiliser TrioCFD, à M. **Sébastien Le Martelot**, ingénieur chercheur CNES, en particulier pour ses conseils sur le cycle de

Brayton et bien sûr à M. **Carlos Jesús Romero Casado** avec qui j'ai eu le plaisir de collaborer sur une partie de mon sujet pendant son post-doctorat. Enfin, je souhaite aussi adresser mes remerciements à M. **Xavier Doligez**, chercheur CNRS, pour avoir accepté de prendre part à mon comité de suivi individuel.

Et puis, comment ne pas mentionner mes camarades doctorants ? **Robin**, camarade s'il en est, le hasard nous a fait nous retrouver depuis l'Allemagne jusqu'à Saclay ! Malgré tes entrées matinales parfois saugrenues, un grand merci pour avoir été un si sympathique voisin de bureau. **François**, grâce à toi je n'étais plus le seul doctorant à toucher aux sels fondus, merci d'avoir partagé ce flambeau avec moi ! Au passage, un salut à **Mathis** avec qui tu le partageras désormais. Et puis tous les autres, **Rodrigue** discret et patient voisin de bureau, **Romain** avec qui nous avons refait le monde, **Emeline** toujours le mot pour rire, **Nicolas** jamais avare d'anecdotes et de bons plans, **Kenneth** et ses piques d'humour, **Camilo** toujours franc, **Hunter** le chasseur (vraiment !), **Matteo** et sa bonne humeur, **David** et ses maths... Je vous ai là réduit à si peu mais vous avez été tellement plus, merci !

Plus loin de mon quotidien, je voulais ici remercier mes amis de toujours, **Clément** et **Hanna**, **Paul** et **Pauline**, **Florian**, **Sibylle**, et les autres aussi ! Je vous ai accordé peu de temps ces dernières années et pourtant, vous ne m'en tenez pas rigueur : merci !

Enfin, je veux ici exprimer toute ma gratitude à ma famille, ma mère et son compagnon, mon frère jumeau et sa compagne, et ma grand-mère. **Maman**, **Hugo**, **Mamie**, je vous aime, tout comme **Philippe** et **Karina**. A cela, j'ajoute une pensée pour mon père. Décédé trop tôt pour le voir, j'ose croire qu'il aurait été fier de cet aboutissement.

Table des matières

Remerciements	3
Table des figures	8
Table des tableaux	11
I. Introduction	13
1. Cadre général	13
2. Objectifs de la thèse	14
a. Explorer une réponse fondée sur la technologie des RSF.....	14
b. Viser des performances autorisant des usages multiples.....	14
c. Prendre en compte les contraintes du domaine.....	15
3. Démarche suivie pour cette étude	16
II. Physiques, propriétés et méthodes	18
1. Neutronique des réacteurs	18
a. Rappels fondamentaux de neutronique.....	18
b. Notions de réactivité et de masse critique.....	19
c. Phénomènes de contre-réaction dans un réacteur à combustible liquide.....	20
d. Evolution des noyaux lourds et produits de fission.....	21
e. La technologie des réacteurs à sels fondus.....	21
2. Transport de l'énergie thermique	23
a. Mécanismes de transferts thermiques.....	23
b. Les caloducs capillaires.....	25
3. Conversion de l'énergie	26
a. Conversions statiques.....	26
b. Rappels fondamentaux de thermodynamique.....	27
c. Thermodynamique d'une machine thermique.....	29
d. Conversions dynamiques.....	30
e. Propriétés du mercure et du potassium.....	34
4. Eléments sur la propulsion nucléaire électrique	36
a. Description générale et caractéristiques.....	36
b. Radioprotection des réacteurs spatiaux.....	37
c. Ordres de grandeurs.....	38
5. Méthode d'optimisation par algorithme génétique	41
III. Eléments de contexte	43
1. Historique des réacteurs spatiaux	43
a. Réacteurs nucléaires spatiaux ayant volé.....	43
b. Projets de réacteurs spatiaux électrogènes non aboutis.....	45
2. Contexte spatial actuel	47
a. Innovation et sociologie de l'énergie.....	47
b. Dynamiques actuelles dans le secteur spatial.....	48

c.	Réponses en développement aux Etats-Unis et en Russie	50
3.	Historique et actualité des réacteurs à sels fondus	51
4.	Considérations environnementales.....	52
IV.	<i>Conception et étude du cœur et du bouclier.....</i>	53
1.	Préconception du cœur	53
a.	Choix du sel et du matériau réflecteur	53
b.	Etude de sensibilité sur un pré-design intégrant les fonctions principales.....	58
c.	Etude des contre réactions en température et du placement des barres.....	62
2.	Prise en compte de différentes contraintes sur le cœur	66
a.	Contraintes technologiques	66
b.	Contraintes de sûreté	67
c.	Choix sur les contraintes	67
d.	Description générale du design.....	68
e.	Etude paramétrique et sélection d'une version	70
3.	Etude du contrôle de réactivité pour un démarrage autonome	73
4.	Etude de la durée de vie sur le critère de réactivité	76
a.	Etude dans le cas du design sélectionné.....	77
b.	Etude sur un design modifié pour optimiser la durée de vie critique.....	78
5.	Etude thermique du cœur.....	80
a.	Cadre de l'étude : géométrie et source de puissance.....	80
b.	Influence du débit de réfrigérant lithium	82
6.	Etude de deux designs de bouclier	83
V.	<i>Elaboration et optimisation du système de conversion et sa source froide</i>	88
1.	Choix des technologies de conversion et de source froide.....	88
2.	Elaboration de corrélations sur les propriétés du mercure et du potassium.....	92
3.	Implémentation des méthodes de calculs de cycles	93
a.	Implémentation d'une méthode de calcul de cycle de Brayton	93
b.	Implémentation d'une méthode de calcul de cycle de Rankine	96
4.	Evaluation du transfert thermique sur un radiateur simplifié.....	99
5.	Méthode de recherche de combinaisons par optimisation génétique.....	101
6.	Caractérisation de l'option utilisant un cycle de Brayton	102
7.	Caractérisation des options utilisant un cycle de Rankine au mercure	104
8.	Caractérisation des options utilisant un cycle de Rankine au potassium.....	107
a.	Cas d'un radiateur à caloducs	107
b.	Cas d'un radiateur à gouttelettes liquides-solides.....	109
VI.	<i>Conclusion</i>	112
1.	Remarques générales	112
a.	Validation du positionnement en puissance par le contexte.....	112

b.	Différents paramètres pour le design du cœur.....	113
c.	L'importance de la source froide du point de vue de la masse	113
2.	Limites de l'étude.....	114
a.	Cœur du réacteur et bouclier anti radiations	114
b.	Cycles de conversion et sources froides	115
3.	Propositions de systèmes du réacteur à la source froide.....	115
a.	Système le plus réalisable	115
b.	Système le plus performant	116
c.	Système de compromis.....	116
4.	Perspectives et suites possibles	116
a.	Etude chimique du cœur : corrosion et transitions de phases	116
b.	Etude dynamique du cœur : couplage neutronique-thermohydraulique.....	117
c.	Etude mécanique et thermique du cœur : dilatation, vibrations au lancement.....	117
d.	Réalisation de méta modèle du cœur et du bouclier.....	117
e.	Optimisation de la masse du système entier en utilisant les métas modèles	117
VII.	Résumé général	118
1.	Résumé en français	118
2.	Résumé en anglais.....	119
VIII.	Références.....	120
IX.	Annexes.....	129
1.	Premier principe de la thermodynamique en système ouvert	129
2.	Calculs pour la recharge (ISRU) d'un vaisseau Starship.....	131
3.	Graphite nucléaire, propriétés, applications.....	133
4.	Script de calcul de composition de sel en at/b.cm pour TRIPOLI-4®	135
5.	Guide pratique pour le calcul TRIPOLI-4® évoluant	137
6.	Détails sur les scripts à l'étude thermohydraulique du cœur	141
a.	Construction du maillage pour le calcul CFD	141
b.	Modification du champ de taux de fission en champ de puissance volumique	142
7.	Elaboration de corrélations sur les propriétés du mercure et du potassium.....	143
a.	Expression de la température de saturation en fonction de la pression	143
b.	Expression de l'entropie spécifique de la vapeur sèche	144
c.	Expression de la masse volumique de la vapeur sèche	146
d.	Expressions des entropies spécifiques du liquide et de la vapeur à la saturation pour le mercure	148
e.	Expression de l'enthalpie massique de vaporisation du mercure	149
8.	Script de la méthode de calcul de cycle Brayton	150
9.	Démonstration de l'expression de la surface rayonnante d'un radiateur dans le cas d'un refroidissement du fluide	152
10.	Logigramme de l'algorithme de calcul de cycle Rankine.....	154

Table des figures

Figure 1 : Schéma de la démarche générale de l'étude.....	16
Figure 2 : Section efficace de fission de l' ²³⁵ U (JEFF-3.3)	18
Figure 3 : Schéma représentant les contre réaction en température dans un réacteur à sels fondus	20
Figure 4 : Schéma général d'un réacteur à sels fondus terrestre	22
Figure 5 : Schéma général d'un caloduc capillaire (les flèches rouges indiquent le sens de déplacement de la vapeur, de l'évaporateur vers le condenseur, les flèches bleues montrent le sens du déplacement du liquide dans la structure capillaire du condenseur vers l'évaporateur).....	25
Figure 6 : Paramètres pour le calcul du rayon de capillarité dans le cas d'une toile métallique, vue en coupe de la toile	26
Figure 7 : Allure des diagrammes entropiques des cycles de Stirling idéal et réel	30
Figure 8 : Schéma d'un moteur Stirling en configuration alpha pour plusieurs points du cycle (la représentation des bielles est simplifiée).....	31
Figure 9 : Allure des diagrammes entropiques des cycles de Brayton idéal et réel.....	32
Figure 10 : Allure des diagrammes entropiques des cycles de Rankine et de Hirn idéaux et réels.....	33
Figure 11 : Cycle de conversion dans les REP N4 [26].....	34
Figure 12 : Schéma de la disposition classique des sous-systèmes d'un vaisseau à propulsion nucléaire électrique (R: réacteur, B: bouclier, SC: système de conversion de conversion de l'énergie, SF: source froide, CU/SP: charge utile et système de propulsion)	36
Figure 13 : Plages de poussée et d'impulsion par type de propulseur (expérimentaux inclus) [43] [44].....	38
Figure 14 : Etapes du traitement d'une génération t d'individus par un algorithme génétique	41
Figure 15 : Comparaison des surfaces de panneaux photovoltaïques (sonde Dawn et plateforme Spacebus) avec les surfaces de source froide rayonnante d'un réacteur spatial (rendement de 5, 10, 20, 30 et 40%) et celle du réacteur TOPAZ-II.....	44
Figure 16 : L'innovation repose sur trois piliers, la R&D, l'environnement et la structure qui la portent.	47
Figure 17 : Temps nécessaire pour recharger en ergols un Starship (SpaceX) par ISRU requérant une énergie totale de 4,8 GWh	50
Figure 18 : Masse critique en fonction de l'épaisseur de réflecteur en graphite pour un cœur simple (cylindre) .	54
Figure 19 : Masse critique en fonction de l'épaisseur de réflecteur en acier pour un cœur simple (cylindre) ; les masses minimales pour un sel UCl ₃ enrichi à 20% n'est pas représentée par soucis de clarté (la courbe manquante évolue entre 91 et 152 tonnes).....	55
Figure 20 : Superposition des spectres neutroniques des configurations {sel fluorure, réflecteur graphite} pour la masse critique minimale de chaque enrichissement ; on précise l'épaisseur de graphite et la masse correspondante	57
Figure 21 : Superposition des spectres neutroniques des configurations {sel fluorure, réflecteur acier} pour la masse critique minimale de chaque enrichissement ; on précise l'épaisseur d'acier et la masse correspondante	57
Figure 22 : Vues en coupe de différentes options du pre-design du réacteur ; sel en vert, réfrigérant en jaune, absorbant en rouge, graphite en bleu foncé, vide en bleu ciel (¹⁶ O à la concentration 10 ⁻²⁰ at/b.cm).....	60
Figure 23 : Evolution du keff et de la masse relative du cœur en fonction de l'épaisseur du réflecteur à partir d'une configuration critique pour une modification du nombre de canaux de sels (A), de leur diamètre (B), du placement des barres entre les canaux ou dans le réflecteur (C) et de l'enrichissement du sel en ²³⁵ U (D) ; les barres horizontales marquent le keff et la masse de la référence pour chaque calcul	61
Figure 24 : Vues en coupe des quatre configurations du pré-design testées pour le contrôle de réactivité, de gauche à droite et de haut en bas : cas 1 à 4 ; voir Tableau 9. Composition : sel en vert, réfrigérant en jaune, absorbant en rouge, graphite en bleu foncé, vide en bleu ciel (¹⁶ O à la concentration 10 ⁻²⁰ at/b.cm).....	64

Figure 25 : Vue en coupe horizontale du design sélectionné pour la suite de l'étude ; sel combustible en vert, réfrigérant en jaune, conduites de réfrigérant en rouge, barres en bleu ciel, graphite en bleu foncé.....	69
Figure 26 : Vue en coupe verticale du design sélectionné pour la suite de l'étude ; sel combustible en vert, réfrigérant en jaune, conduites de réfrigérant en rouge, barres en bleu ciel, graphite en bleu foncé.....	69
Figure 27 : Intervalle de confiance à 99,7% pour la valeur de la contre-réaction en température, hors densité, sur les variantes du design testées avec un sel neuf.....	72
Figure 28 : Intervalle de confiance à 99,7% pour la valeur de la contre-réaction en température, hors densité, sur les variantes du design testées avec un sel usé.....	72
Figure 29 : Changement de la géométrie pour prendre en compte la variation de volume du sel combustible selon la température. Le sel est en vert, le réfrigérant en jaune, le graphite en bleu foncé, vide en bleu ciel (^{16}O à la concentration 10^{-20} at/b.cm).....	74
Figure 30 : Evolution du keff en fonction du nombre de barres insérées à différentes températures pour le design sélectionné en IV.2.e.....	75
Figure 31 : Nombre de barres insérées à la criticité en fonction de la température pour le design sélectionné en IV.2.e.....	76
Figure 32 : Evolution de la réactivité du design sélectionné en IV.2.e, en fonction du nombre de jours de fonctionnement à une puissance de 4 MWth.....	77
Figure 33 : Vues en coupe du design pour le calcul évoluant avec une zone de graphite borée ; sel combustible en vert, réfrigérant en jaune, conduites de réfrigérant en rouge, barres en bleu ciel, graphite en bleu foncé, graphité boré en violet.....	78
Figure 34 : Evolution de la réactivité du design modifié (cf. Figure 33) en bleu comparé à celle du design sélectionné en IV.2.e en rouge en fonction du nombre de jour de fonctionnement à une puissance de 4 MWth.....	79
Figure 35 : Champ de puissance utilisé comme source de puissance dans les calculs de thermohydraulique (TrioCFD).....	81
Figure 36 : Schémas de cône d'ombre et de pénombre; à gauche le bouclier permet de superposer les deux cônes; à droite un bouclier plus petit pour le même réacteur conduit à un cône d'ombre plus petit avec une zone de pénombre qui n'est que partiellement protégée.....	83
Figure 37 : Gains d'atténuation des photons et de masse en fonction de l'épaisseur de tungstène traversée.....	84
Figure 38 : Tracé de l'opposée du taux d'accroissement de la fonction donnant le gain d'atténuation en fonction du gain de masse.....	85
Figure 39 : Vue en coupe de la géométrie cœur et bouclier pour les calculs relatifs à l'atténuation des courants et aux débits de dose ; sel combustible en turquoise, réfrigérant en vert, cuve en jaune, graphite en bleu foncé, hydruure de lithium (LiH) en orange, tungstène (W) en rouge.....	86
Figure 40 : Débits de dose derrière un bouclier combinant LiH et W, pour trois épaisseurs de LiH en fonction de la distance au cœur.....	87
Figure 41 : Ordre de grandeur de la masse spécifique d'un système électro générateur spatial selon la puissance électrique pour plusieurs types de systèmes de conversion.....	88
Figure 42 : Courbe de saturation du mercure et isobares sur un diagramme entropique.....	90
Figure 43 : Courbe de saturation du potassium et isobares sur un diagramme entropique.....	91
Figure 44 : Comparaison de l'efficacité thermodynamique d'un cycle Brayton (He-0,717/Xe) obtenue avec le modèle implémenté et celle la référence, en fonction du rapport de compression et pour plusieurs rapports de température.....	96
Figure 45 : Comparaison des grandeurs physiques et thermodynamiques obtenues en sortie des 3 étages d'une turbine HP de REP1300 obtenus par la méthode développée pour cette étude et celle développée par B. Gasse dans le cadre de son travail de thèse [108].....	97
Figure 46 : Comparaison de la puissance extraite pour les 3 étages d'une turbine HP de REP1300 obtenue par la méthode développée pour cette étude et celle développée par B. Gasse dans le cadre de son travail de thèse [108].....	98
Figure 47 : Schéma d'un élément de radiateur avec conduites et ailettes.....	99

Figure 48 : Equivalence du calcul de diffusion thermique dans l'ailette selon la température imposée (côté épais sur la figure)	99
Figure 49 : Erreur relative sur la puissance rayonnée pour plusieurs largeurs d'ailette en fonction d'une température uniforme imposée sur le bord (température du fluide).....	100
Figure 50 : Sous-fonctions de la fonction d'évaluation pour l'optimisation de chaque configuration de système de conversion	101
Figure 51 : Schéma d'un cycle de Brayton avec récupération tel qu'implémenté	102
Figure 52 : Front de Pareto de l'optimisation de l'option de conversion utilisant un cycle de Brayton avec récupération pour une température chaude de 800°C (entrée de la turbine).....	103
Figure 53 : Exemple de cycle de Brayton issu de la population optimale.....	104
Figure 54 : Front de Pareto pour chaque génération (échelle de couleur) lors de l'optimisation de l'option de conversion utilisant un cycle de Rankine au mercure avec une température chaude de 800°C (entrée de la turbine) ; masse de la source froide (tonnes) en abscisse, puissance électrique (MW) en ordonnées.....	105
Figure 55 : Exemple de cycle de Rankine au mercure issu de la population optimale	106
Figure 56 : Front de Pareto pour chaque génération (échelle de couleur) lors de l'optimisation de l'option de conversion utilisant un cycle de Rankine au potassium avec une température chaude de 800°C (entrée de la turbine) et un radiateur à caloducs (K) ; masse de la source froide (tonnes) en abscisses, puissance électrique (MW) en ordonnées	107
Figure 57 : Exemple de cycle de Rankine au potassium issu de la population optimale pour un radiateur à caloducs au potassium comme source froide	108
Figure 58 : Front de Pareto pour chaque génération lors de l'optimisation de l'option de conversion utilisant un cycle de Rankine au potassium avec une température chaude de 800°C (entrée de la turbine) et un LSDR (Al-Ge) ; masse de la source froide (tonnes) en abscisses, puissance électrique (MW) en ordonnées	110
Figure 59 : Exemple de cycle de Rankine au potassium issu de la population optimale avec un LSDR pour source froide.....	111
Figure 60 : Chronologie et puissance électrique de quelques concepts de réacteurs nucléaires spatiaux (USA : SNAP-2 SNAP-8, SNAP-10A, SNAP-50, SP-100, Prometheus, Kilopower, Megapower ; France : ERATO, OPUS, RSF de 1 MWe ; URSS/Russie : BESS-BOUK, TOPAZ, TEM).....	112
Figure 61 : Devis de masse pour différentes options de conversion (cycle + source froide).....	113
Figure 62 : Schéma de la maille cristalline du graphite.....	133
Figure 63 : Représentation 2D de la superposition des couches de maillages pour trois tailles de cœur (lecture : la couche sel_1 comprend des canaux de sel, une section de distributeur/collecteur de sel, une section de distributeur/collecteur de réfrigérant ; la couche sel_2 est la même mais sans section de distributeur/collecteur de réfrigérant).....	141
Figure 64 : A gauche : Comparaison de la température de saturation du mercure en fonction de la pression issue du modèle (trait) et de la source (points) ; A droite : Ecart relatif entre valeurs du modèle et de la source.....	143
Figure 65 : A gauche : Comparaison de la température de saturation en fonction de la pression de saturation du potassium issue du modèle (trait) et de la source (points) ; A droite : Ecart relatif entre valeurs du modèle et de la source.....	144
Figure 66 : A gauche : Comparaison de la masse volumique de la vapeur sèche de mercure du modèle (trait) et de la source (points) ; A droite : Ecart relatif entre valeurs du modèle et de la source (chaque carré correspond à un point dans le même ordre qu'à gauche: (0 ;6) à droite ⇔ (20 kPa, 1171.3°C) à gauche.....	147
Figure 67 : A gauche : Comparaison de la masse volumique de la vapeur sèche de potassium du modèle (trait) et de la source (points) ; A droite : Ecart relatif entre valeurs du modèle et de la source (chaque carré correspond à un point dans le même ordre qu'à gauche: (0;6) à droite ⇔ (20 kPa, 1079°C) à gauche.....	148
Figure 68 : Schéma de deux éléments de radiateur, le problème est traité en une dimension	152

Table des tableaux

Tableau 1 : Liste de réactions nucléaires induites	19
Tableau 2 : Corrélations donnant le nombre de Nusselt pour les écoulements turbulents.....	24
Tableau 3 : Doses moyennes reçues par un être humain sans protection selon sa position	37
Tableau 4 : Durée de trajet minimale Terre-Mars dans le cas d'un Delta-v de 8 km/s, entre crochets la masse spécifique maximale du système électro générateur (sans prise en compte du rendement du moteur).....	40
Tableau 5 : Durée de trajet Terre-Mars dans le cas d'un Δv de 8 km/s et une vitesse d'éjection de 50 km/s, entre crochets la masse spécifique maximale du système électro générateur (sans prise en compte du rendement du moteur)	41
Tableau 6 : Etat des lieux des réacteurs nucléaires spatiaux	44
Tableau 7 : Valeur des masses critiques minimales en kg obtenues selon la configuration, l'enrichissement du sel et le matériau réflecteur.	56
Tableau 8 : Evaluation des valeurs de l'effet Doppler et de la densité sur une version du pré-design.....	63
Tableau 9 : Evaluation du poids des barres sur 4 versions du pré-design	65
Tableau 10 : Masse en kg du cœur pour différents nombre de canaux de sel et différentes épaisseurs de réflecteur.....	70
Tableau 11 : Réserve de réactivité du cœur en pcm pour différents nombre de canaux de sel et différentes épaisseurs de réflecteur	71
Tableau 12 : Contre-réaction en température (pcm) pour différents nombre de canaux de sel et différentes épaisseurs de réflecteur (sel neuf).....	71
Tableau 13 : Contre-réaction en température (pcm) pour différents nombre de canaux de sel et différentes épaisseurs de réflecteur (sel usé)	71
Tableau 14 : Durée de vie critique en fonction de la puissance thermique requise, dépendante de l'efficacité du système de conversion	77
Tableau 15 : Extrema de température dans le sel combustible en fonction du débit de lithium (4 MWth, lithium entrant à 800°C).....	82
Tableau 16 : Avantages et inconvénients des deux options de matériaux sélectionnées pour le bouclier	83
Tableau 17 : Caractéristiques des boucliers étudiés.....	85
Tableau 18 : Atténuation des courants de neutrons et de photons entre la face exposée et la face arrière du bouclier.....	86
Tableau 19 : Distance au réacteur telle que le débit de dose limite la dose annuelle à 20 mSv	87
Tableau 20 : Sources utilisées pour l'élaboration de corrélations donnant certaines propriétés du mercure et du potassium.....	93
Tableau 21 : Comparaison des résultats obtenus avec la méthode de calcul de cycle Brayton implémentée avec les valeurs de la référence dans le cas de Prometheus [16].....	94
Tableau 22 : Comparaison des résultats obtenus avec la méthode de calcul de cycle Brayton implémentée avec les valeurs de la référence dans le cas du CBC [106].....	95
Tableau 23 : Comparaison des résultats obtenus avec la méthode de calcul de cycle Rankine développée avec les valeurs du cas du SPR-6 [54]	98
Tableau 24 : Bornes des paramètres d'optimisation utilisées pour le calcul d'optimisation du système Brayton dont sont extraits les résultats présentés.....	102
Tableau 25 : Bornes des paramètres d'optimisation utilisées pour le calcul d'optimisation du système Rankine au mercure et caloducs à eau dont sont extraits les résultats présentés.....	105
Tableau 26 : Bornes des paramètres d'optimisation utilisées pour le calcul d'optimisation du système Rankine au potassium et caloducs au potassium dont sont extraits les résultats présentés.....	107
Tableau 27 : Bornes des paramètres d'optimisation utilisées pour le calcul d'optimisation du système Rankine au potassium et LSDR à l'aluminium-germanium dont sont extraits les résultats présentés	109
Tableau 28 : Quantités d'ergols nécessaires au remplissage d'un vaisseau Starship	131

I. Introduction

1. Cadre général

Dans le domaine de l'alimentation électrique d'une mission spatiale, l'un des principaux enjeux consiste à augmenter la puissance délivrée par le système électro générateur, notamment au-delà de la centaine de kW. La difficulté à laquelle on se heurte dans ce cas est que la masse et l'encombrement de ce système doivent rester inférieurs aux limites des lanceurs spatiaux disponibles malgré le saut d'un ordre de grandeur en puissance électrique délivrée. Un tel saut de puissance permettrait en effet d'envisager des missions plus ambitieuses quant aux objectifs scientifiques. Cela permettrait en particulier d'ouvrir de nouvelles possibilités quant à la propulsion électrique afin de réduire les durées de transit sur ce type de propulsion tout en transportant des charges utiles plus lourdes. C'est aussi un prérequis à l'établissement de bases permanentes habitées, sachant qu'on estime à plusieurs dizaines de kW la puissance d'alimentation requise en pic. (H. Jones 2002)

L'ensemble des développements de réacteurs nucléaires spatiaux a montré que l'utilisation d'un réacteur nucléaire comme source primaire de puissance permet d'atteindre des masses spécifiques comparables voire supérieures aux autres méthodes pour des puissances inférieures à la centaine de kW. On sait aussi que les réacteurs de puissance à combustibles solide présentent une limite sur le transfert thermique liée à la nature diffusif du transfert thermique dans le combustible. Par ailleurs, il a été démontré que les conversions thermodynamiques sont plus efficaces que les conversions statiques (cf. II.3) et qu'au-delà de la centaine de kW électriques délivrés, le cycle de Rankine permet d'atteindre une masse spécifique plus faible que le cycle de Brayton.

Contrairement à un générateur solaire ou radio isotopique, un réacteur nucléaire permet en théorie d'atteindre des masses spécifiques de l'ordre de la dizaine de kg/kWé pour des puissances de l'ordre du MW. De plus, la technologie des réacteurs à sels fondus est moins contrainte que les technologies à combustible solide quant au transfert thermique du fait que le combustible soit liquide. Enfin, l'existence d'une surface optimale du radiateur et sa dépendance aux points de fonctionnement du cycle de conversion suggèrent une recherche par optimisation de l'association du cycle de conversion et de la source froide et non du cycle seul.

Cette étude s'inscrit donc dans le cadre de l'alimentation électrique de forte puissance en milieu spatial. Elle consiste à concevoir un système électro générateur s'appuyant sur un réacteur nucléaire à sel fondu pour la génération d'une puissance électrique de l'ordre du MW en milieu spatial puis de le caractériser, en particulier en termes de masse spécifique, et ce afin d'obtenir différentes configurations selon le type de système de conversion, les points de fonctionnements, les fluides de travail et la technologie de la source froide.

2. Objectifs de la thèse

a. Explorer une réponse fondée sur la technologie des RSF

On rappelle ici les points forts de la technologie des réacteurs à sels fondus et on les met en perspective avec une application pour les usages envisagés lors de missions spatiales. Cette technologie ayant par ailleurs été très peu explorée pour cette application, à une exception près. (F. Quinteros 2022)

Lorsqu'un réacteur à sels fondus est à sa température de fonctionnement, le sel combustible est liquide. Cette caractéristique qui le différencie des réacteurs à combustible solide lui octroie un coefficient de contre réaction en température fortement négatif, comme détaillé en II.3.a, pour peu que le sel puisse s'épancher dans un volume prévu à cet effet, loin de la zone de flux élevé. Cela rend le réacteur intrinsèquement sûr. Cela permet aussi d'envisager des rampes de montée en puissance élevées du point de vue de la sûreté, sous réserve que le sel combustible soit liquide donc à une température supérieure à son point de fusion.

Dans un réacteur à combustible solide, la première barrière à savoir la gaine, piège les produits de fission donc les poisons neutroniques, et en particulier le ^{135}Xe . Cela limite la capacité du réacteur à faire varier rapidement sa puissance de façon sûre s'il fonctionne en spectre thermique : une baisse rapide étouffe le réacteur qui ne peut alors être redémarré qu'après la décroissance de cet isotope, sans quoi l'insertion de réactivité nécessaire peut conduire à une surcriticalité prompte. Dans un réacteur à sels fondus, la première barrière est la paroi du circuit combustible. Sur Terre, un bullage permet d'extraire les produits de fission gazeux, dont le ^{135}Xe , ce qui élimine de fait le problème d'étouffement du réacteur en cas d'arrêt rapide. En microgravité, des techniques de séparation de phases telles que l'utilisation d'un vortex permettent d'envisager là encore l'extraction en ligne des produits de fission gazeux dont le ^{135}Xe .

L'état liquide du sel combustible dans un RSF en fonctionnement lui permet de céder rapidement sa chaleur vers le refroidissement : le sel étant à la fois le combustible et le réfrigérant l'échange est conducto-convectif alors que, pour un combustible solide, il est purement conductif tant à l'intérieur du combustible qu'à l'interface avec la gaine et à l'intérieur de celle-ci. Cela conduit nécessairement à une température élevée du combustible qu'il faut maîtriser pour en assurer la tenue mécanique. Dans le cas d'un RSF, le sel est liquide et sa circulation homogénéise la température. Cet aspect permet d'envisager une densité de puissance plus élevée qu'avec un combustible solide ; ce dans le but de réduire la taille donc la masse du cœur, taille notamment minorée par la taille critique (cf. II.1.b) et la réserve de réactivité en considérant le système de contrôle de réactivité.

b. Viser des performances autorisant des usages multiples

De nombreux acteurs du domaine spatial projettent des missions ambitieuses en termes d'équipage humain, de charge utile et d'objectifs ; cf. III.2.b. Malgré ce constat, la démarche normale de conception d'un système électro générateur est de choisir une mission (automatique ou habitée, type de propulsion, trajectoire, etc.) puis concevoir le système en fonction des

besoins et contraintes alors connues, mais aussi dans leurs limites. Cette démarche a l'avantage de conduire à une solution parfaitement adaptée au besoin. Cependant cela constitue en soit aussi un inconvénient puisque cela empêche une forme de standardisation de la source d'énergie, susceptible de réduire les coûts, faciliter les procédures et donner la possibilité pour chaque système d'obtenir un retour d'expérience utilisable d'une mission à l'autre.

La démarche de la présente étude est donc originale par le choix de séparer la conception de la source d'énergie du choix de la mission : le système électro générateur, dont le réacteur, est vu comme un module indépendant destiné à être connecté à toute structure (module, véhicule, etc.) qui requiert une alimentation électrique. En conséquence, l'idée est de proposer une puissance dépassant les besoins les plus élevés envisagés, et ce nettement de sorte à prévenir des besoins non encore exprimés qui seraient plus élevés que ceux actuels. On note à ce sujet la puissance minimale requise de 3 kW par astronaute sur une base lunaire (hors ISRU et objectifs scientifiques) d'après la NASA d'une part (J. M. Hickman 1990), et d'autre part l'objectif poursuivi par la NASA quant au moteur à effet Hall X3, censé délivrer jusqu'à 8,5 N pour une impulsion spécifique comprise entre 1400 et 3200 s, avec une alimentation de 250 kW. (R. Florenz 2012) Des calculs d'ordres de grandeur sont présentés dans le cas de l'utilisation de ressources in-situ en III.2.b et dans le cas de la propulsion électrique en II.4.c. C'est donc la puissance de 1 MWe qui est visée, de façon arbitraire mais permettant de répondre à l'objectif choisi. Délivrer une telle puissance pilotable constituerait par ailleurs une rupture à même de multiplier les utilisations, donc d'auto alimenter ce modèle au sens de sa demande. Enfin, la durée de vie visée à cette puissance est de l'ordre de 15 ans, soit l'ordre de grandeur visé par la NASA dans son projet Kilopower. (D. I. Poston 2019)

c. Prendre en compte les contraintes du domaine

Concevoir un réacteur sans s'intéresser aux particularités d'une application spatiale prêterait le flanc à la critique dès les premiers aspects propres au domaine spatial considéré. L'objectif est donc de les prendre en compte au plus tôt.

En premier lieu, les contraintes de masse et d'encombrement étant prépondérantes pour toute charge utile placée sur un lanceur, on choisit donc la masse spécifique comme critère commun aux différentes sous parties de l'étude. La masse spécifique d'un système électro générateur s'exprime en kg/kWe, c'est la masse du système entier normalisée par la puissance électrique délivrée. Dans cette étude, l'encombrement n'est considéré qu'au travers de l'aire de surface rayonnante nécessaire pour rayonner la puissance thermique non convertie. La littérature montre en effet que c'est le sous-système le plus encombrant ; cf. III.1.

L'objectif général détaillé au III.2 de concevoir un système indépendamment de son utilisation implique un objectif technique : celui d'avoir la possibilité d'arrêter et redémarrer le réacteur si nécessaire. Cela requiert d'être pris en compte au moment de choisir et étudier le système de contrôle de réactivité. Ce dernier est aussi lié à la sûreté du réacteur, implicite à tout design. Celle-ci doit être assurée tant dans les phases opérationnelles au sol, au lancement puis en opération que dans les phases accidentelles telles qu'une explosion du lanceur ou une rentrée atmosphérique.

Enfin, l'idée est d'adopter une approche globale comprenant non pas seulement le réacteur, mais aussi et surtout en même temps, le cycle de conversion, la source froide et le bouclier notamment.

3. Démarche suivie pour cette étude

Concrètement, l'étude présentée dans ce mémoire s'est appuyée sur plusieurs aspects principaux. On montre en Figure 1 une représentation des moyens mis en œuvre pour étudier ces aspects ainsi que les principaux liens qui les relient entre eux.

En premier lieu, l'idée est d'étudier les deux aspects principaux du sujet que sont la génération de puissance par le réacteur et sa transformation par un système de conversion. Pour ce qui est du réacteur, on s'intéresse d'abord uniquement à la neutronique, du point de vue de la criticité et de l'évaluation des contre-réactions. L'objectif est d'obtenir un premier design au sens des matériaux mis en œuvre et de la géométrie. En ce qui concerne le circuit de conversion, on se concentre d'abord sur la modélisation du cycle de conversion, puis on intègre la source froide. L'objectif ici est de chercher la combinaison d'un cycle et d'une source froide qui est optimale du point de vue de la surface et/ou de la masse de cette dernière, et de connaître la puissance thermique nécessaire pour une puissance électrique donnée.

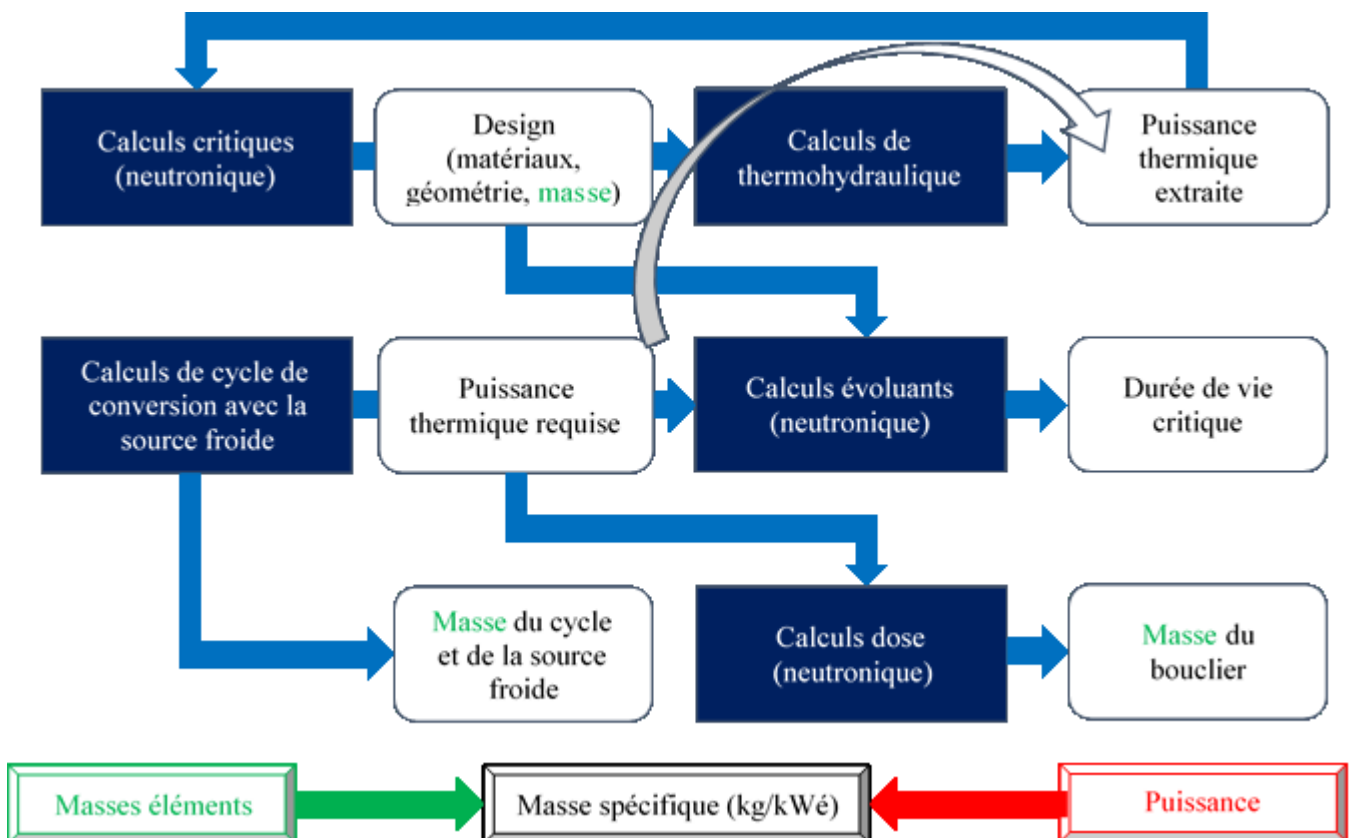


Figure 1 : Schéma de la démarche générale de l'étude

Dans un second temps, il faut relier ces deux aspects afin d'une part d'obtenir des caractéristiques communes et d'autre part d'évaluer la cohérence des caractéristiques obtenues

séparément. En pratique cela se traduit par l'utilisation de la puissance thermique requise issue des calculs de cycles pour un calcul évoluant sur le cœur tel que conçu via la neutronique. Le premier indicateur pour s'assurer de la cohérence entre les aspects cœur et conversion est là encore la puissance thermique. Pour cela, on s'appuie sur des calculs de CFD pour évaluer les températures nécessaires à l'extraction de la puissance thermique requise par le cycle de conversion pour délivrer l'objectif de puissance électrique. L'idée est d'adapter le design en prenant en compte ce résultat si nécessaire.

Enfin, pour pouvoir comparer le système électro générateur dans sa totalité, on choisit pour critère la puissance spécifique, soit la puissance électrique délivrée par kg au niveau du système entier. Il manque donc à évaluer la masse de la radio protection nécessaire associée au réacteur et à sa puissance pour pouvoir obtenir la masse totale du système.

II. Physiques, propriétés et méthodes

1. Neutronique des réacteurs

a. Rappels fondamentaux de neutronique

Le but de cette discipline est d'étudier le comportement des neutrons afin d'en tirer des conclusions macroscopiques. Les neutrons peuvent interagir de différentes manières avec les noyaux des atomes du milieu dans lequel ils se trouvent, interactions qui dépendent de leur vitesse i.e. leur énergie et de l'isotope concerné. Pour rendre compte des probabilités qu'un neutron d'énergie donnée rencontrant le noyau d'un isotope spécifique conduise à une interaction en particulier, on dispose de sections efficaces microscopiques. Ainsi comme on peut le voir sur la représentation de la section efficace microscopique de fission de l' ^{235}U en Figure 2, la section efficace (donc la probabilité) que l'interaction d'un neutron avec un noyau d' ^{235}U conduise à une fission est plus grande à une faible énergie du neutron, par exemple $0,05\text{ eV}$ qu'à une énergie plus élevée telle que 2 MeV .

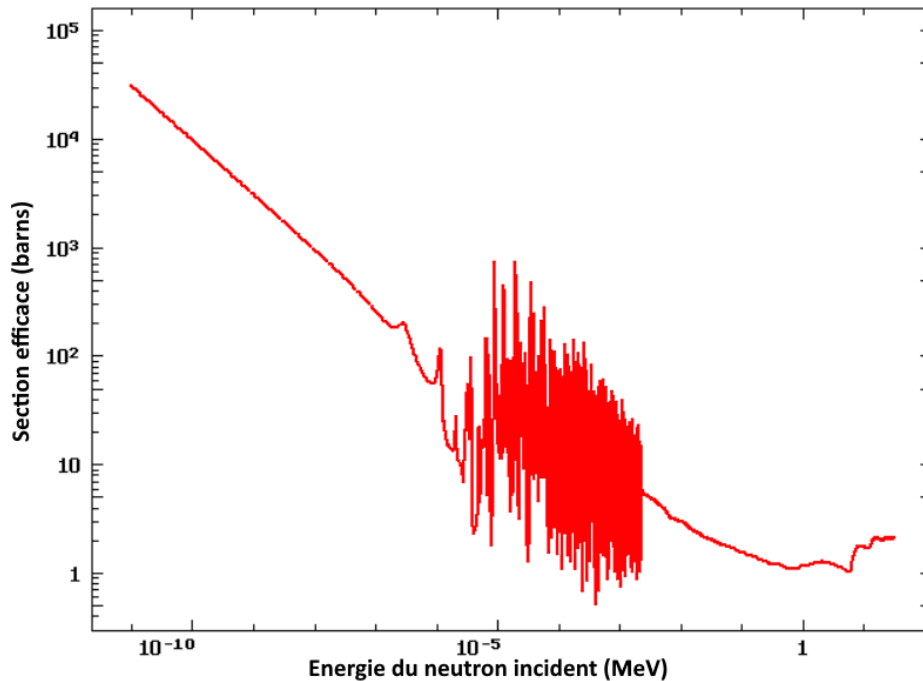


Figure 2 : Section efficace de fission de l' ^{235}U (JEFF-3.3)

La section efficace microscopique est homogène à une surface et s'exprime en barns ; unité définie telle que $1\text{ b} = 10^{-24}\text{ cm}^2$. Pour prendre en compte non pas un noyau mais un matériau, on dispose de la section efficace macroscopique exprimée en cm^{-1} définie en Équation (1), avec σ la section efficace microscopique en b et N la densité de noyaux en $/\text{b.cm}$.

$$\Sigma = N \sigma \quad (1)$$

Il existe différents types de réactions induites par les neutrons, le Tableau 1 en présente les plus courantes.

Réaction	Notation	Equation	Seuil
Diffusion potentielle	(n,n)	${}^A_ZX + n \rightarrow {}^A_ZX + n$	Non
Diffusion résonante élastique	(n,n)	${}^A_ZX + n \rightarrow {}^A_ZX + n$	Non
Diffusion résonante inélastique	(n,n')	${}^A_ZX + n \rightarrow {}^A_ZX + n'$	Oui
Capture radiative	(n, γ)	${}^A_ZX + n \rightarrow {}^{A+1}_ZX + \gamma$	Non
Fission	(n,f)	${}^A_ZX + n \rightarrow {}^{A-a-N}_{Z-z}PF_1 + {}^a_zPF_2 + N n$	Non
Transmutation neutron-proton	(n,p)	${}^A_ZX + n \rightarrow {}^A_{Z-1}Y + p$	Oui
Transmutation neutron-alpha	(n, α)	${}^A_ZX + n \rightarrow {}^{A-4}_{Z-2}Y + \alpha$	Oui

Tableau 1 : Liste de réactions nucléaires induites

Puisque la section efficace macroscopique caractérise une probabilité d'une interaction R , on peut exprimer le taux de réaction τ_R , à savoir la fréquence d'occurrence de cette interaction, en fonction de la densité de neutrons n en n/cm^3 et de leur vitesse v comme le montre l'Équation (2).

$$\tau_R = \Sigma_R n v \quad (2)$$

On définit le flux scalaire Φ , exprimé en $n/(cm^2.s)$, en identifiant dans l'Équation (2) produit de la densité de neutrons par leur vitesse tel qu'on obtient l'Équation (3). Deux méthodes existent pour le déterminer. D'une part la méthode analytique qui consiste à résoudre des versions simplifiées de l'équation de Boltzmann et implique de discrétiser l'espace des phases. D'autre part la résolution stochastique ou méthode de Monte-Carlo qui repose sur la simulation du parcours et des interactions d'un grand nombre de neutrons pour reconstituer le flux.

$$\Phi = n v \quad (3)$$

Le flux scalaire ne représente pas une grandeur physique mesurable. Ce qui en neutronique équivaut à un flux au sens du reste de la physique est appelé courant de neutrons.

Pour un réacteur dont le flux est plus faible dans les basses énergies que dans les hautes de l'ordre du MeV , on parle de spectre rapide (puisque qu'on raisonne en termes d'énergie cinétique des neutrons). Inversement lorsque la vitesse des neutrons est ralentie à une valeur correspondant à l'agitation thermique dans le réacteur on parle de spectre thermique ; la représentation du flux en fonction de l'énergie présente alors une bosse pour une énergie de l'ordre de $10^{-3} eV$.

b. Notions de réactivité et de masse critique

Dans le cas simple d'un matériau fissile homogène, la masse critique de ce dernier est celle qui conduit à une réaction de fission en chaîne autoentretenu en son sein, une fois définis la géométrie et l'environnement. On utilise comme indicateur le coefficient de multiplication

effectif des neutrons noté $keff$ et défini en Équation (4). Le terme de production de neutrons $n_{produits}$ n'est pas seulement égal au taux de fission dans le réacteur entier. En effet, certains fragments de fission émettent un neutron dit retardé par désintégration dans un délai de quelques microsecondes à plusieurs dizaines de minutes.

$$keff = \frac{n_{produits}}{n_{absorbés} + n_{fuits}} \quad (4)$$

Il représente le rapport entre les neutrons produits, par fission ou par certaines désintégrations β^- , par les neutrons disparus, par absorption ou par fuite. Ainsi une réaction en chaîne est stable lorsque le $keff$ vaut 1 : une génération de neutrons conduit à une génération suivante de même taille. La réactivité notée ρ et définie en Équation (5) est donc nulle quand la réaction en chaîne est stable.

$$\rho = \frac{keff - 1}{keff} \quad (5)$$

c. Phénomènes de contre-réaction dans un réacteur à combustible liquide

Le $keff$ est un indicateur indirect qui dépend notamment des taux de fission, de capture et de diffusion. Le premier de ces taux joue sur la production « brute » de neutrons, le second sur leur disparition et le dernier sur leur thermalisation : leur ralentissement de l'énergie à laquelle la fission les produits vers celle correspondant à la température du milieu où les neutrons sont modérés, le modérateur.

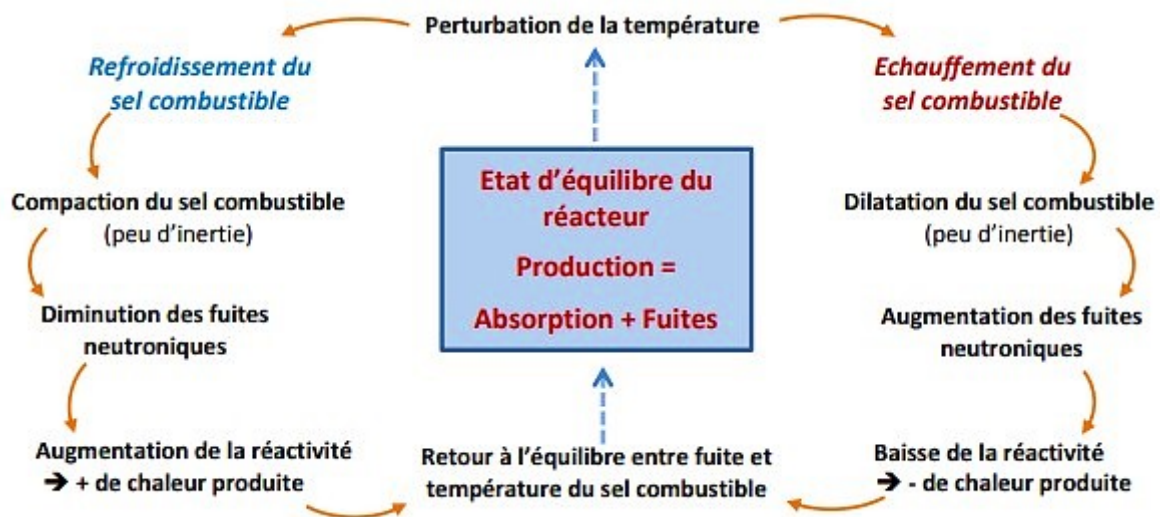


Figure 3 : Schéma représentant les contre réaction en température dans un réacteur à sels fondus

La Figure 3 illustre les effets d'une perturbation de température qui permettent de retrouver l'équilibre en termes de réactivité dans le cas d'un réacteur à sels fondus. La perturbation de l'équilibre neutronique conduit via la perturbation de la température du sel dans le cœur à un retour à l'équilibre.

En parallèle de cette contre réaction liée à la densité du sel se produit aussi l'effet Doppler. Cette contre réaction, liée à la température des noyaux, existe dans tous les réacteurs. Il correspond à l'élargissement des résonances des sections efficaces microscopiques lorsque la température des noyaux augmente, augmentant de ce fait la probabilité d'interaction. Cet effet contribue aux côtés de la contre réaction en densité à la contre réaction totale en température au sein d'un réacteur à sels fondus.

d. Evolution des noyaux lourds et produits de fission

Au fur et à mesure du fonctionnement d'un réacteur nucléaire, la composition du combustible change via l'absorption des neutrons par les noyaux lourds qui conduit soit à une fission donc à la formation de produits de fission, soit à une autre absorption, par exemple une capture radiative où le noyau passe à l'isotope A+1. Cette évolution du combustible fait notamment apparaître des poisons neutroniques, soient les noyaux stables donc ne décroissant pas naturellement à l'échelle de temps de la durée de fonctionnement du réacteur mais non fissiles et dont la section efficace d'absorption est grande. Ces noyaux ne peuvent donc disparaître qu'en absorbant un neutron, donc plus leur nombre augmente plus la réactivité diminue ; il faut alors compenser cette perte pour maintenir la réaction en chaîne. En parallèle, la diminution de la densité des isotopes fissiles fait aussi diminuer la réactivité en jouant sur le terme de production de neutrons.

La combustion massique (« burnup » en anglais) permet d'exprimer la quantité de noyaux fissiles qui a été fissionnée dans un réacteur nucléaire. On l'exprime généralement en MW.j/t, lire « mégawatts jours par tonnes ». C'est en effet la puissance thermique du réacteur multipliée par la durée de fonctionnement, donc l'énergie thermique divisée par la masse initiale de noyaux lourds.

Le traitement de l'évolution du combustible est différent selon que ce dernier soit solide ou liquide comme c'est le cas dans un réacteur à sels fondus. En effet, dans ceux-ci, les produits de fission gazeux peuvent être extraits pendant le fonctionnement ; en particulier le ^{135}Xe n'est pas piégé dans la zone active du réacteur, dans la gaine du combustible pour les REP. Cet aspect permet d'éliminer l'empoisonnement au xénon dans les réacteurs à sels fondus puisque le ^{135}Xe n'atteint jamais un équilibre entre son apparition via les fissions et sa disparition par capture d'un neutron. De ce seul point de vue, un tel réacteur peut donc être arrêté puis redémarré rapidement sans requérir une insertion de réactivité supplémentaire pour compenser le ^{135}Xe qui sans extraction s'accumulerait par décroissance de ^{135}Te et ^{135}I après l'arrêt.

e. La technologie des réacteurs à sels fondus

Les réacteurs à sels fondus (RSF) sont une branche à part entière des nombreuses technologies de réacteurs nucléaires. Ils regroupent tous les concepts dans lesquels la matière fissile est sous forme de sel, liquide lorsque le réacteur fonctionne. Deux familles de sels sont représentées, les sels chlorures, à base de chlore, et les sels fluorures, à base de fluor. La Figure 4 montre la structure générale des circuits d'un RSF terrestre. Le combustible étant liquide, une fois sa composition établie, c'est la géométrie du cœur qui permet d'atteindre la criticité. Le sel

se déplace entre la zone du cœur où la configuration critique permet aux réactions de fissions d'avoir lieu et une zone d'échange où il cède la puissance issue de la fission à un circuit intermédiaire. Ce circuit intermédiaire sert à son tour de source chaude à un circuit de conversion lorsqu'on souhaite produire de l'électricité.

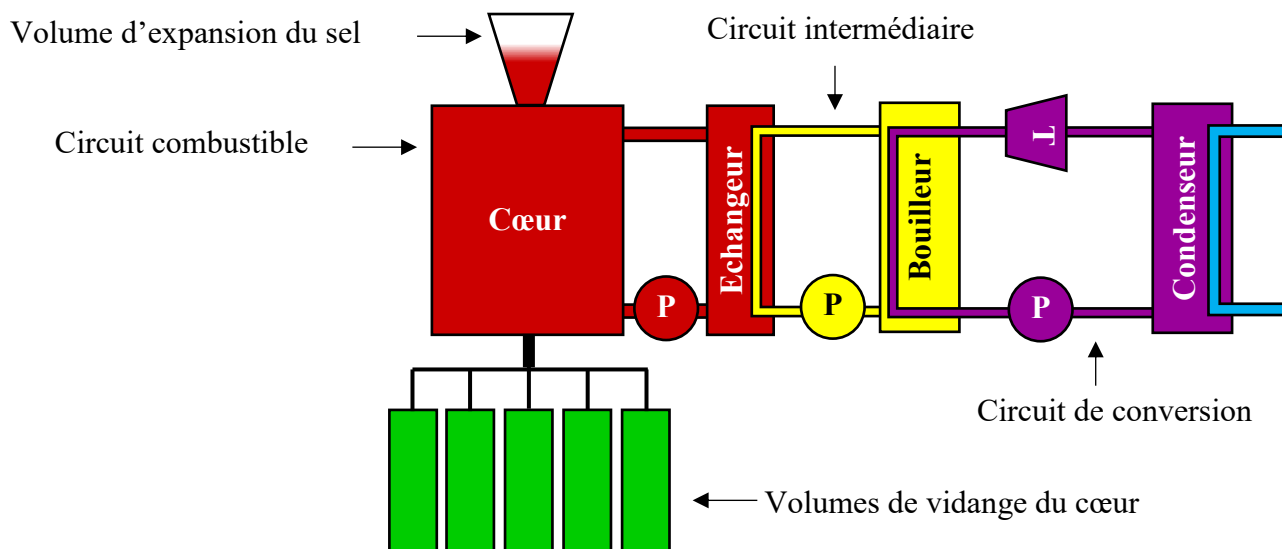


Figure 4 : Schéma général d'un réacteur à sels fondus terrestre

L'état liquide de la matière fissile confère à ce concept un avantage en terme de sûreté et de pilotabilité. En effet, un liquide voit sa masse volumique varier de façon bien plus conséquente qu'un solide en fonction de la température. Pour un RSF, cela conduit à l'existence d'une forte contre-réaction de densité en température sur la réactivité

Du point de vue de la sûreté, ces contre-réactions évitent un accident de criticité puisqu'elles brident une excursion de réactivité. Dans le cas d'une insertion de réactivité, le taux de fissions va augmenter, d'où la production d'une puissance thermique directement dans le sel du cœur. Celui-ci s'échauffe donc se dilate ce qui fait par conséquent diminuer la quantité de matière dans la zone active : une partie du sel se retrouve dans un volume d'expansion, hors de la zone active. La réactivité redevient nulle, la puissance n'augmente plus et le réacteur se stabilise à une température plus élevée qu'avant l'évènement. Cet effet lié à la dilatation du sel est rapide puisque le changement de densité se propage à la vitesse du son dans le sel ; 1200 m/s dans le MSFR. (E. Cervi 2019)

Du point de vue du pilotage, la possibilité pour le combustible de changer de masse volumique conduit au comportement suivant. Dans le cas où l'on souhaite augmenter la puissance délivrée, une augmentation du débit dans le circuit combustible va d'abord conduire à un déplacement des isothermes vers la sortie du cœur. On sort plus de sel chaud et on injecte plus de sel froid : la température moyenne du sel dans le cœur diminue. Cela entraîne une hausse de la réactivité puisqu'il y a plus de matière fissile dans le cœur surtout mais aussi dans une moindre mesure par effet Doppler. Cette hausse de réactivité se caractérise par une augmentation du taux de fission et donc de la puissance thermique générée au sein du sel. Le réacteur va voir ses isothermes revenir à leurs places d'origines, de même que la valeur de

température moyenne, tout cela avec un débit plus élevé. Du point de vue thermohydraulique, le nombre de Nusselt résultant, plus élevé, permet donc d'extraire une puissance supérieure. Par ailleurs, le débit du circuit intermédiaire doit suivre une évolution cohérente pour extraire le surplus de puissance.

2. Transport de l'énergie thermique

a. Mécanismes de transferts thermiques

Il existe trois mécanismes de transfert de la chaleur : la conduction, la convection et le rayonnement.

La conduction est le mécanisme de transfert thermique mettant en jeu la diffusion thermique, c'est donc un phénomène lent comparé à la convection. C'est aussi le principal mode de transfert de chaleur dans les solides puisqu'il ne met pas en jeu de transport de matière mais seulement d'énergie. La diffusion thermique est décrite par l'équation de la chaleur présentée en Équation (6) avec T la température, ρ la masse volumique du milieu, Cp sa capacité thermique massique, λ le coefficient de diffusion thermique et S une source de chaleur dans le milieu.

$$\rho Cp \frac{dT}{dt} = \lambda \Delta T + S \quad (6)$$

La convection thermique est le mécanisme de transfert de chaleur le plus rapide. Il implique un déplacement de matière et concerne donc les fluides. On parle aussi de transfert conducto-convectif puisque c'est une combinaison des modes convectif et conductif. La convection peut être naturelle et résulter de la différence de masse volumique d'un fluide à différentes températures dans un champ de gravité, ou forcée dans le cas de la mise en circulation d'un fluide avec une pompe.

Dans le cas d'un transfert thermique convectif entre un fluide en mouvement et une paroi, le flux thermique du fluide élémentaire $d\Phi$ vers la paroi s'exprime en fonction des températures de la paroi T_{paroi} et du fluide T_{fluide} , de la surface d'échange dS et du coefficient de transfert thermique h selon l'Équation (7).

$$d\Phi = h (T_{fluide} - T_{paroi}) dS \quad (7)$$

Le coefficient de transfert thermique h dépend de la conductivité thermique du fluide λ , du nombre de Nusselt Nu et du diamètre hydraulique D_H de la conduite contenant le fluide selon l'Équation (8). Dans le cas d'une conduite de section circulaire le diamètre hydraulique correspond au diamètre interne et pour une conduite de section carrée il correspond à la longueur d'un côté.

$$h = \frac{(\lambda Nu)}{D_H} \quad (8)$$

Avec : $D_H = 4 * \frac{\text{Section interne}}{\text{Périmètre mouillé}}$

Le nombre de Nusselt admet plusieurs expressions (corrélations) selon les valeurs des nombres de Prandtl Pr et de Reynolds Re et les dimensions considérées. Parfois les différences de températures dans le fluide sont implicitement prises en compte comme c'est le cas dans le calcul de viscosités à la température moyenne du fluide et celle de la paroi dans la corrélation de Sieder-Tate. On la présente ainsi que deux autres corrélations pour les écoulements turbulents dans le Tableau 2. (D. Taler 2017) L'expression de Gnielinski présentée n'est valable que pour un diamètre de conduite très inférieur à la longueur et un nombre de Prandtl moyen proche de celui calculé au niveau de la paroi. Sparrow et Hossfeld ont étudié le lien entre le biseautage des corrugations et l'échange thermique. L'expression de Sparrow-Hossfeld que l'on donne ici a été développée sur le modèle de celle de Dittus-Boelter pour des canaux corrugués non biseautés. (M. Gradeck 2005)

Corrélation Nu	Validité Re	Validité Pr	Validité L/d	Nom
$0,027 Re^{0,8} Pr^{(1/3)} \left(\frac{\mu_{moyen}}{\mu_{paroi}} \right)^{0,14}$	$[10^4; +\infty)$	$[0,7; 16700]$	$[60; +\infty)$	Sieder-Tate
$0,023 Re^{0,8} Pr^n$ $n = 0,4$ si $T_{fluide} \nearrow$ $n = 0,3$ si $T_{fluide} \searrow$	$[10^4; +\infty)$	$[0,6; 160]$	$[60; +\infty)$	Dittus-Boelter
$\frac{f}{8} \frac{(Re - 1000)Pr}{1 + 12,7 \left(\frac{f}{8} \right)^{0,5} \left(Pr^{\frac{2}{3}} - 1 \right)}$ Avec $f = (0,76 \ln(Re) - 1,64)^{-2}$	$[10^4; 10^6]$	$[0,5; 200]$	$\rightarrow +\infty$	Gnielinski
$0,491 Re^{0,632} Pr^{0,3}$	$[2 \cdot 10^3; 3 \cdot 10^3]$	$[4; 11]$		Sparrow-Hossfeld

Tableau 2 : Corrélations donnant le nombre de Nusselt pour les écoulements turbulents

La dépendance de la viscosité dynamique μ à la température est prise en compte en modifiant le coefficient de transfert thermique h (via la vitesse d'écoulement au niveau de la paroi) : d'où le terme correctif en puissance 0,14 avec μ_{moyen} la viscosité dynamique à la température moyenne de mélange et μ_{paroi} celle à la température de la paroi. La température de mélange T_m s'obtient pour une conduite de section circulaire de rayon r par l'Équation (9) avec D_v le débit volumique et V la composante de la vitesse du fluide dans le sens de l'écoulement.

$$T_m = \frac{2\pi}{Dv} \int_0^R T(r) V(r) r dr \quad (9)$$

Le transfert thermique par rayonnement est le mécanisme le plus lent pour transférer de la chaleur. Il consiste en l'émission de rayonnement par un corps chaud. L'Équation (10) montre la loi de Stefan-Boltzmann qui quantifie la puissance surfacique δP émise par un corps à la température T et dont la surface présente une émissivité ε , avec σ la constante de Stefan-Boltzmann.

$$\delta P = \sigma \varepsilon T^4 \quad (10)$$

b. Les caloducs capillaires

Un caloduc est un tube hermétiquement fermé contenant un fluide et destiné à transporter de la chaleur. Il est divisé en trois zones (cf. Figure 5) : un évaporateur à une extrémité séparé d'un condenseur à l'autre extrémité par une zone adiabatique. Lorsque l'évaporateur reçoit un flux thermique le fluide qui s'y trouve se vaporise en absorbant l'énergie correspondant à son enthalpie massique de vaporisation. Dans le cas où le caloduc est soumis à la gravité avec son évaporateur en bas et son condenseur en haut, le fluide circule par convection naturelle. Dans les autres cas, c'est la capillarité due à la tension superficielle du fluide qui met ce dernier en mouvement. Un caloduc permet de transporter une puissance dont l'ordre de grandeur va du kW jusqu'à quelques dizaines de kW. (A. Bricard 1997)



Figure 5 : Schéma général d'un caloduc capillaire (les flèches rouges indiquent le sens de déplacement de la vapeur, de l'évaporateur vers le condenseur, les flèches bleues montrent le sens du déplacement du liquide dans la structure capillaire du condenseur vers l'évaporateur)

Dans le cas d'un déplacement par capillarité, cette dernière est un facteur clef du transfert thermique (qui dépend aussi de l'enthalpie massique de vaporisation) puisque c'est elle qui permet au fluide liquide de revenir du condenseur vers l'évaporateur. Plusieurs options existent et consistent à mettre en place un chemin pour le liquide qui peut être une mèche, une toile ou des rainures (on parle de réseau homogène) ou une combinaison de ces éléments (réseau hétérogène).

Le pompage capillaire requiert que la différence des pressions capillaires de l'évaporateur et du condenseur ΔP_{cap} (pression capillaire dans la suite) compense les pertes de charges de la vapeur et du fluide. La pression capillaire maximale $\Delta P_{cap,max}$ s'exprime selon l'Équation (11) pour un angle de mouillage de 0° avec σ la tension superficielle du fluide et r_{cap} le rayon de capillarité dont la définition dépend du type de structure capillaire.

$$\Delta P_{cap,max} = \frac{2\sigma}{r_{cap}} \quad (11)$$

On précise l'expression du rayon de capillarité dans le cas où la structure capillaire est une toile métallique en Équation (12), avec les paramètres géométriques illustrés en Figure 6 à savoir w la distance entre deux fils parallèles et d le diamètre des fils.

$$r_{cap} = \frac{w + d}{2} \quad (12)$$

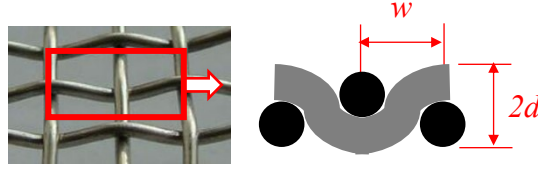


Figure 6 : Paramètres pour le calcul du rayon de capillarité dans le cas d'une toile métallique, vue en coupe de la toile

Dans le cas d'un caloduc horizontal ou non soumis à la gravité, et en négligeant les pertes de charges dans la vapeur devant celles subies par le fluide, on peut écrire la limite capillaire $Q_{cap,max}$ selon l'Équation (13), avec l_{eff} la longueur effective du caloduc et F_L le coefficient de frottement du liquide.

$$Q_{cap,max} = \frac{\Delta P_{cap,max}}{l_{eff} F_L} \quad (13)$$

La longueur effective du caloduc est définie en Équation (14) en fonction de la longueur de la zone évaporateur l_e , de la longueur de la zone adiabatique l_a et de celle de la zone condenseur l_c .

$$l_{eff} = \frac{l_e}{2} + l_a + \frac{l_c}{2} \quad (14)$$

L'expression du coefficient de frottement du liquide F_L est donnée en Équation (15) en fonction de la viscosité dynamique du liquide μ_l , de sa masse volumique ρ_l , de l'aire occupée par le liquide dans une section transversale du caloduc A_W , de la porosité de la structure capillaire K et de l'enthalpie massique de vaporisation du fluide L_v .

$$F_L = \frac{\mu_l}{\rho_l A_W K L_v} \quad (15)$$

3. Conversion de l'énergie

a. Conversions statiques

Les générateurs à radio-isotopes (RTG) actuellement utilisés, tout comme le faisaient les réacteurs nucléaires spatiaux russes et étatsuniens, mettent en œuvre une conversion statique de l'énergie thermique en énergie électrique. Elle existe en deux types principaux : les

convertisseurs thermoélectriques (développés notamment par les Etats-Unis) et les convertisseurs thermoïoniques (mis au point par l'Union Soviétique). Ces systèmes, plus robustes que des dispositifs dynamiques, présentent néanmoins une efficacité de conversion inférieure : 6 à 12% (C. S. R. Matthes 2018) pour les thermoélectriques, entre 10 et 15% pour les thermoïoniques. (T. Alleau 1966)

Les convertisseurs thermoélectriques utilisent un thermocouple semi-conducteur un côté étant dopé P, l'autre N. Les convertisseurs thermoïoniques quant à eux arrachent des électrons de la source chaude (pôle positif) vers la source froide (pôle négatif) via un espace vide.

Les générateurs thermoélectriques à radio-isotopes de la NASA, existant ou envisagés, présentent des masses spécifiques variant de 100 à 1000 kg/kWe ce qui rend leur usage inenvisageable pour de fortes puissances. (C. S. R. Matthes 2018)

b. Rappels fondamentaux de thermodynamique

L'objectif dans ce domaine est de quantifier les transformations d'énergie sous forme de chaleur en travail et inversement afin par exemple de concevoir des machines thermiques.

Pour y parvenir, on définit des grandeurs d'état qui permettent de caractériser un système. La première est l'énergie interne notée U qui quantifie l'énergie présente à l'intérieur du système considéré ; un volume de gaz, ou de liquide, un solide, etc. Elle se conserve et sa variation dU au cours d'une transformation n'est donc due qu'à l'échange de chaleur δQ et de travail δW avec l'extérieur : c'est ce que décrit le 1^{er} principe de la thermodynamique que l'on peut formuler sous la forme de l'Équation (16) dans le cas où il n'y a variation ni de l'énergie cinétique ni de l'énergie potentielle.

$$dU = \delta Q + \delta W \quad (16)$$

Pour caractériser complètement l'énergie d'un système, il faut aussi prendre en compte le travail potentiel à l'interface avec l'environnement. Cela se fait par la définition de l'enthalpie, notée H et exprimée en J , et définie en Équation (17) avec P la pression et V le volume du système.

$$H = U + P V \quad (17)$$

Enfin, on définit l'entropie pour quantifier le désordre du système considéré. Notée S et exprimée en J/K , l'entropie ne peut qu'augmenter au cours d'une transformation selon le 2^{ème} principe de la thermodynamique. Cela peut se traduire sous la forme de l'Équation (18).

$$dS = S_{créée} + S_{échangée} \quad (18)$$

L'entropie créée dépend de la transformation, elle est d'autant plus faible que la transformation est lente, en termes de changements de températures comme de pression ; une transformation infiniment lente, théorique, est donc réversible au sens où elle ne créerait pas d'entropie.

L'entropie échangée dépend de l'échange de chaleur du système avec l'environnement δQ et de la température T lors de la transformation selon l'Équation (19). On notera que l'entropie échangée est nulle dans le cas d'une transformation adiabatique, donc sans échange thermique. Cela conduit au fait qu'une transformation soit qualifiable d'isentropique si elle est adiabatique et réversible, et inversement.

$$S_{\text{échangée}} = \frac{\delta Q}{T} \quad (19)$$

On peut maintenant s'intéresser à la variation d'enthalpie. En effet, en différenciant l'Équation (17) et en y remplaçant la variation d'énergie interne par l'Équation (16) puis la chaleur échangée via l'Équation (19), on obtient d'abord l'Équation (20).

$$dH = TdS + \delta W + VdP + P dV \quad (20)$$

Une fois remarqué que le travail échangé δW se décompose entre le travail exercé par les forces de pression δW_p (par exemple un piston comprimant un gaz) qui s'exprime selon l'Équation (21) et celui des autres forces, on peut écrire la variation d'enthalpie dH d'une transformation réversible ne mettant en jeu que des forces de pression sous la forme de l'Équation (22).

$$\delta W_p = -P dV \quad (21)$$

$$dH = TdS + VdP \quad (22)$$

Les relations précédentes sont valables dans un système fermé ; c'est-à-dire un système n'échangeant pas de matière mais seulement de l'énergie avec son environnement. Elles existent cependant aussi pour les fluides en système ouvert, par exemple le liquide dans un tronçon de canalisation. Pour cela, on normalise les équations par la masse volumique du fluide considéré. On obtient notamment l'expression de la variation d'enthalpie spécifique notée h présentée en Équation (23) et exprimée en J/kg , avec v le volume spécifique en m^3/kg et s l'entropie spécifique en $J/kg.K$.

$$dh = Tds + vdP \quad (23)$$

L'Équation (23) n'est cependant qu'un cas particulier du 1^{er} principe de la thermodynamique en système ouvert présenté en Équation (24) pour une transformation réversible et uniquement soumise au travail des forces de pression avec w_u le travail utile spécifique, soit le travail cédé au fluide hormis celui des forces de pressions, et q la chaleur cédée au fluide ; dans les deux cas ce sont des grandeurs spécifiques qui s'expriment en J/kg . On propose une démonstration en 1 dimension en Annexe 1.

$$dh = q + w_u \quad (24)$$

c. Thermodynamique d'une machine thermique

Une machine thermique peut fonctionner si elle dispose d'une source de chaleur chaude et d'une plus froide. Elle permet de déplacer de la chaleur au moyen d'un travail, c'est le cas d'une machine frigorifique si l'objectif est de refroidir la source froide, d'une pompe à chaleur si on veut chauffer la source chaude. Inversement elle permet de convertir de la chaleur en travail dans le cas d'un moteur thermique. Une telle machine est caractérisée par son efficacité thermique, ou rendement : c'est le quotient de l'énergie utile par l'énergie dépensée. Dans le cas d'un moteur, l'énergie utile est l'énergie mécanique obtenue, tandis que l'énergie dépensée est l'énergie thermique fournie au cycle depuis l'extérieur. En termes de puissances, on a donc pour terme utile le travail cédé par la machine à l'extérieur et pour terme de dépense l'échange thermique net cédé sous forme de chaleur à la machine depuis l'extérieur.

Pour réaliser ces conversions d'énergie, un fluide qualifié de fluide de travail est soumis à des transformations cycliques en système fermé. Ainsi, le bilan de la variation d'enthalpie et d'entropie sur un cycle est nul ; sinon l'enthalpie ou l'entropie de l'ensemble du fluide travail augmenterait ou diminuerait à chaque cycle. Ainsi on peut retrouver l'inégalité de Clausius Carnot présenté en Équation (25), en égalisant l'Équation (18) à zéro, en y remplaçant l'entropie échangée par son expression en Équation (19) et en remarquant que l'entropie créée est positive, ou nulle dans un cas isentropique.

$$\sum \frac{\delta q}{T} \leq 0 \quad (25)$$

Le cas d'égalité est théorique puisqu'il correspond à un cycle idéal sans entropie créée. Cependant, il permet d'obtenir l'efficacité de Carnot ; c'est l'efficacité thermique théorique maximale d'une machine thermique.

Pour illustrer, on prend le cas d'un moteur pour lequel le rendement η s'exprime selon l'Équation (26). En effet, en termes de puissances, la valeur qui est utile est le travail mécanique w fourni par le moteur à l'environnement tandis que la valeur que l'on doit fournir est la chaleur cédée par la source chaude au moteur. Par convention, le travail w comme la chaleur δq sont reçus par le fluide. Ici le travail est perdu par le fluide tandis que la chaleur est cédée au fluide par la source chaude : le travail w est donc négatif.

$$\eta = \frac{|w|}{|\delta q_c|} = \frac{-w}{\delta q_c} \quad (26)$$

Une fois appliqué le 1^{er} principe en système ouvert pour un cycle, donc avec une variation totale d'enthalpie nulle, on peut exprimer le travail w en fonction des échanges thermiques avec la source chaude δq_c et la source froide δq_f et aboutir à l'Équation (27).

$$\eta = \frac{\delta q_c + \delta q_f}{\delta q_c} = 1 + \frac{\delta q_f}{\delta q_c} \quad (27)$$

Or, en appliquant l'inégalité de Clausius-Carnot en Équation (25) au cas du moteur, on peut écrire l'Équation (28) en séparant l'échange thermique avec la source chaude (indice c) de celui avec la source froide (indice f).

$$\frac{\delta q_f}{\delta q_c} \leq -\frac{T_f}{T_c} \quad (28)$$

D'où finalement, dans le cas d'égalité, donc un cycle sans entropie créée, l'efficacité de Carnot du moteur présentée en Équation (29). Si on conserve l'inégalité, on constate que c'est l'efficacité maximale entre les deux températures données.

$$\eta_{carnot} = 1 - \frac{T_f}{T_c} \quad (29)$$

d. Conversions dynamiques

On présente ici trois solutions pour convertir l'énergie thermique de façon dynamique : les cycles de Stirling, Brayton et Rankine.

Le cycle Stirling n'utilise pas de turbine pour extraire le travail du fluide mais deux pistons. La configuration alpha utilise un cylindre chaud et un cylindre froid, les pistons font tourner un axe via des bielles. A l'état stationnaire en fonctionnement, le mouvement des pistons déplace le fluide du cylindre froid vers le cylindre chaud (A-B) d'où un échauffement du fluide. Puis une fois le cylindre chaud plein, le fluide se détend (B-C) et entre dans le cylindre froid en repoussant le piston froid. Ensuite, le mouvement des pistons pousse le fluide hors du cylindre chaud (C-D), le fluide se trouve dans le cylindre froid : il refroidit. Enfin, le fluide est comprimé par le retour du piston froid jusqu'au volume initial (D-A).

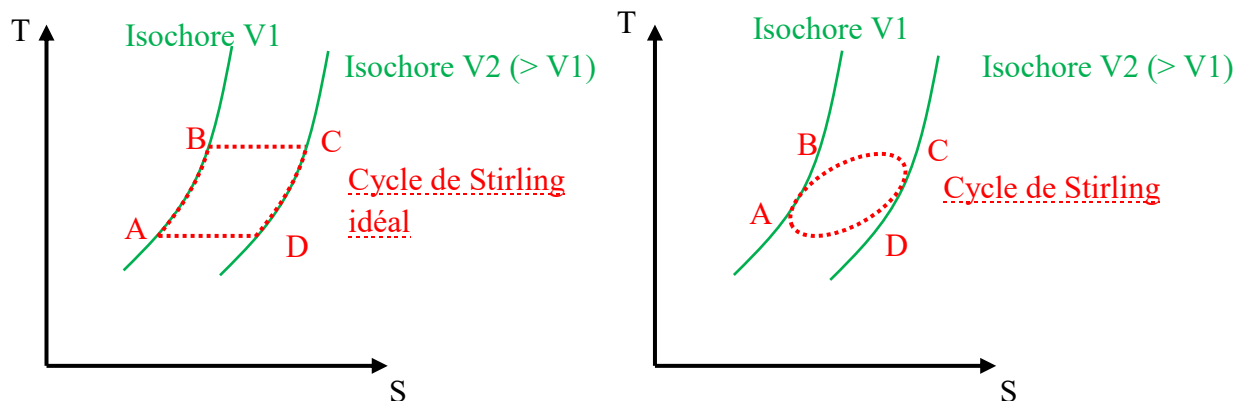


Figure 7 : Allure des diagrammes entropiques des cycles de Stirling idéal et réel

Le cycle idéal représenté en Figure 7 comporte les étapes suivantes :

- - AB : échauffement *isochore*¹
- - BC : détente *isotherme*²

¹ Une transformation *isochore* est une transformation qui se fait à *volume constant*.

² Une transformation *isotherme* est une transformation qui se fait à *température constante*.

- - CD : refroidissement isochore
- - DA : compression isotherme

Dans le cycle réel, les transformations ne sont pas complètement distinctes, elles se succèdent en se recouvrant partiellement. C'est ce qu'on illustre en Figure 8 ; on y a placé les points A à D de la représentation du cycle en Figure 7. Les transformations isothermes en particulier dans le cas d'un moteur Stirling en configuration alpha tel que représenté n'en sont pas vraiment. Par exemple, avant que la détente dans le cylindre chaud supposée isotherme ne soit terminée, une partie du fluide passe forcément dans le cylindre froid.

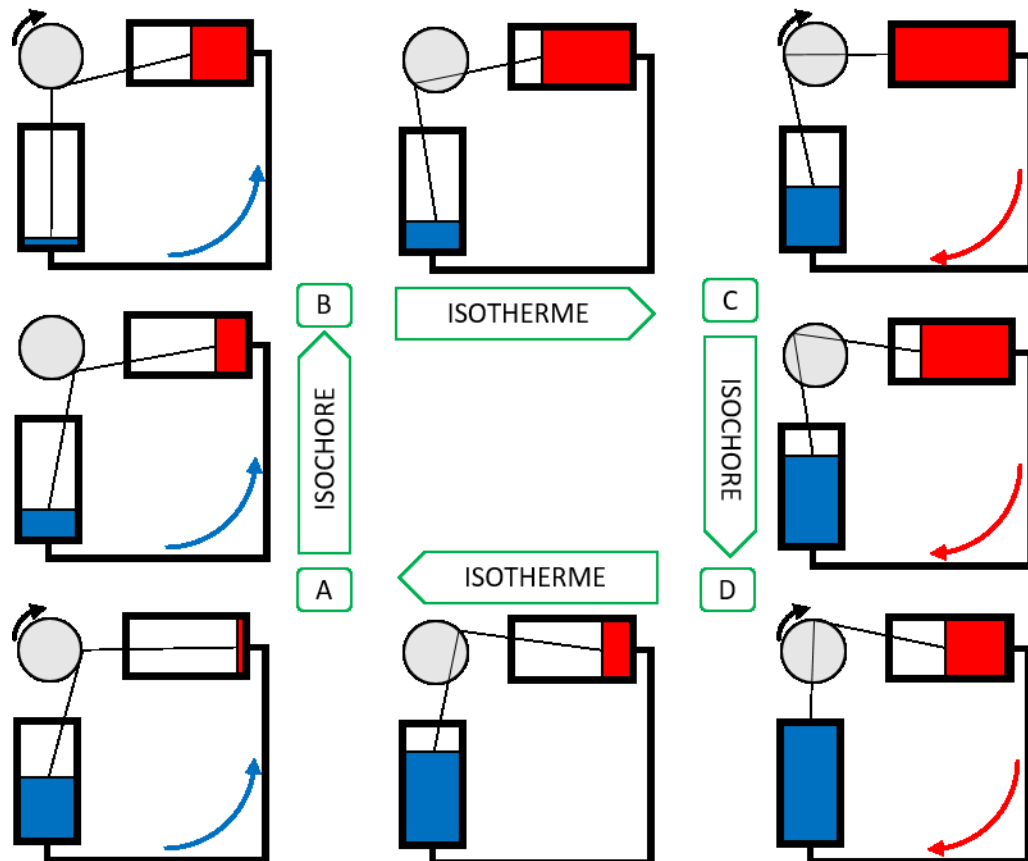


Figure 8 : Schéma d'un moteur Stirling en configuration alpha pour plusieurs points du cycle (la représentation des bielles est simplifiée)

Si ce cycle associé par exemple à un générateur à radio-isotopes comme source chaude de puissance a fait l'objet d'études telles que pour l'Advanced Stirling Radioisotope Generator (ASRG) de la NASA (Mason 2019), il reste d'après elle cantonné à des applications de faibles à moyennes puissances : moins de 50 kWe. (D. Buden 1979) C'est par ailleurs le type de conversion choisi pour le Kilopower ; cf. III.2.c.

Le cycle de Brayton a été très étudié dans le cadre d'une conversion thermodynamique en milieu spatial. Ce cycle alterne compression et détente théoriquement isentropiques séparées par un échauffement et un refroidissement isobares. Malgré un rapport de son efficacité à celle du cycle de Carnot assez faible, il présente l'avantage d'utiliser un gaz sur toute la boucle : sans

changement d'état cela permet d'éviter d'assurer une séparation de phase, complexe en microgravité.

Le cycle idéal représenté en Figure 9 comporte les étapes suivantes :

- - AB (pompe) : compression *isentropique*³
- - BC (source chaude) : échauffement *isobare*⁴
- - CD (turbine) : détente isentropique
- - DA (source froide) : refroidissement isobare

Les étapes de compression et détente ne sont pas adiabatiques donc pas isentropiques, de même que l'écoulement lors de l'échauffement et du refroidissement conduisent à une perte de pression. Le fluide de travail reste gazeux tout au long du cycle.

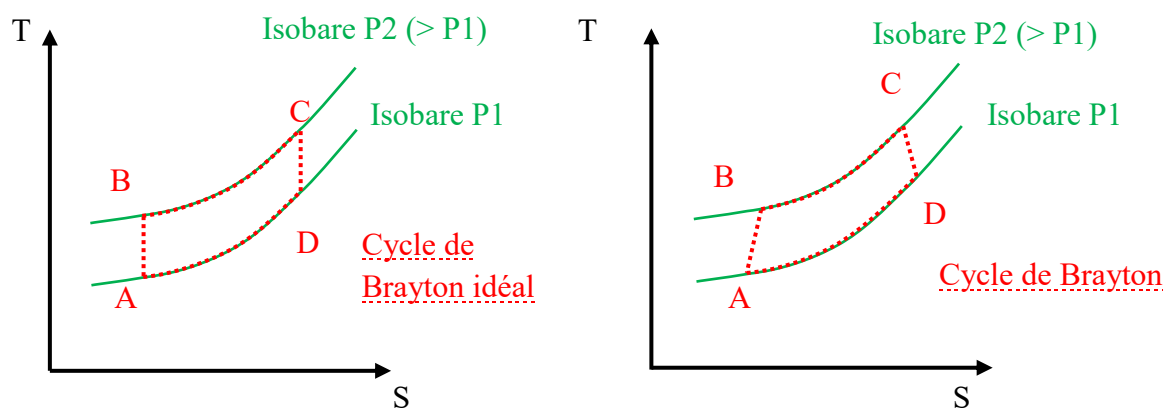


Figure 9 : Allure des diagrammes entropiques des cycles de Brayton idéal et réel

De nombreux projets l'ont envisagé. Parmi eux, plusieurs utilisent comme source chaude un générateur à radio-isotopes : les concepts Brayton Rotating Unit (BRU) puis Mini Brayton Rotating Unit (Mini BRU) (F. X. Dobler 1974) puis la version plus récente, le Brayton Power Conversion Unit (BPCU) (P. K. Johnson 2006). Ce cycle a aussi été le plus envisagé pour la conversion de puissance issue d'un réacteur nucléaire. Le projet Prometheus de la NASA (J. Ashcroft 2006) y faisait appel, de même que le projet ERATO mené par le CEA et le CNES (CEA 1987) ainsi que le projet européen MEGAHIT (F. Masson 2015).

Dans l'immense majorité des cas, il est envisagé d'utiliser un mélange d'hélium et de xénon, les proportions étant variables selon les projets. L'idée est de profiter de la grande capacité thermique de l'hélium tout en facilitant la compression du mélange ; la compression de l'hélium pur requiert en effet de nombreux étages de compresseurs. (A. Malik 2019)

Enfin, au cours des études sur les réacteurs à sels fondus par le CEA et EDF et bien que ce concept n'ait pas été le plus étudié, il a été envisagé une conversion par cycle de Brayton à

³ Une transformation *adiabatique* est une transformation *réversible* donc théorique puisque sans entropie créée et *adiabatique*, c'est-à-dire sans échange thermique avec l'environnement.

⁴ Une transformation *isobare* est une transformation qui se fait à *pression constante*.

l'hélium. Le cycle proposé, utilise deux étages de compression et atteint un rendement de 36%. (Groupe de travail CEA-EDF "Concept RSF" 1984)

Le cycle de Rankine se compose d'une compression et d'une détente théoriquement isentropiques, séparées par une vaporisation et une condensation théoriquement isobares. C'est le cycle réalisable le plus proche du cycle de Carnot, d'où son intérêt. Cependant, dans le cas d'une application en milieu spatial, le changement d'état du fluide de travail en l'absence de gravité ajoute une complexité à son utilisation.

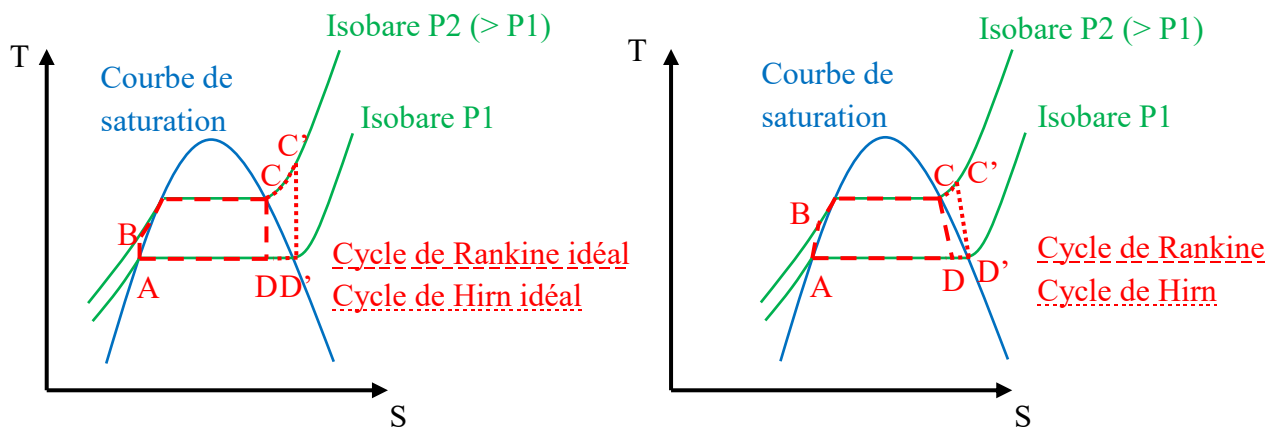


Figure 10 : Allure des diagrammes entropiques des cycles de Rankine et de Hirn idéaux et réels

Le cycle idéal représenté en Figure 10 comporte les étapes suivantes :

- - AB (Pompe) : compression adiabatique
- - BC ou BC' (Source chaude) : échauffement et vaporisation isobares
- - CD ou C'D' (Turbine) : détente adiabatique
- - DA ou D'A (Source froide) : liquéfaction isotherme

En réalité, les échanges de travail (pompe et turbine) ne sont pas complètement adiabatiques, donc pas isentropiques : la compression dans la pompe diminue l'entropie, la détente dans la turbine l'augmente. Par ailleurs, l'arrivée de gouttelettes de liquide sur les aubes de la turbine les éroderait, il faut donc que la vapeur soit surchauffée lorsqu'elle entre dans la turbine et qu'elle garde une qualité élevée jusqu'à la sortie ; c'est-à-dire que la proportion de vapeur dans le débit de fluide soit proche de 100%. Un cas d'utilisation est le cycle utilisé dans les REP du palier N4 en France. Il s'agit d'une voie moyenne entre un cycle Rankine pour la partie haute pression et d'un cycle de de Hirn pour la basse pression comme l'illustre la Figure 10.

Dans le cadre d'une application spatiale c'est la version utilisant un fluide organique conduisant au cycle de Rankine Organique (ORC pour Organic Rankine Cycle) qui est la plus étudiée. En effet, la courbe de rosée des fluides organiques permet d'éviter de surchauffer la vapeur avant la détente tout en conservant une vapeur sèche en fin de détente. La nature organique de ces molécules a néanmoins l'inconvénient de limiter la température maximale du cycle entre 400 et 500 °C environ. (V. Havens 1988) (Leveque 1964)

Afin de pouvoir augmenter la température maximale de fonctionnement, un cycle de Rankine-Hirn métallique peut être envisagé. (Plotkowiak 1967) Cependant, seul le mercure a jusqu'ici été utilisé comme fluide de travail pour ce cycle. (R.M. Lerner 1983) Le potassium a lui été envisagé et certains composants testés dans le cadre des projets SNAP2 et SNAP8 de la NASA. (G. L. Yoder 2005)

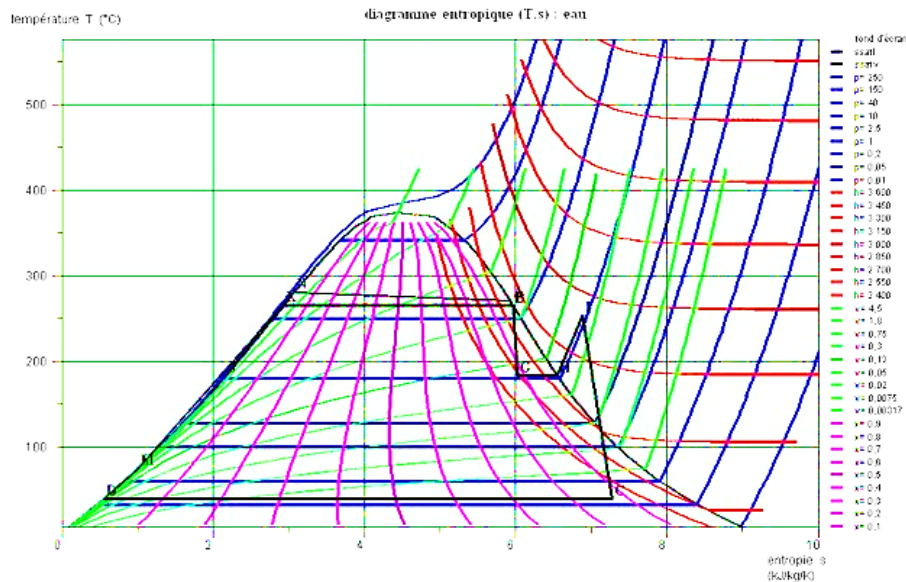


Figure 11 : Cycle de conversion dans les REP N4 (Gicquel 2020)

e. Propriétés du mercure et du potassium

L'objet de ce paragraphe est de rassembler les corrélations relatives à certaines des propriétés thermo physiques et thermodynamiques du mercure et du potassium, nécessaire au calcul d'un cycle de Rankine, ainsi que toutes les sources consultées. La corrélation utilisée pour la suite de l'étude est explicitée dans chaque cas. Lorsqu'aucune expression n'a été trouvée, la propriété a du faire l'objet d'un travail dédié qui sera présenté par la suite ; cf. V.2.

- Propriétés du mercure

Une expression de la pression de saturation du mercure en fonction de la température est proposée dans les sources (M. L. Huber 2006) et (D. Ambrose 1971). C'est celle présentée en Équation (30) et issue de (M. L. Huber 2006) qu'on choisit pour le reste de l'étude.

$$\left\{ \begin{array}{l} A = \frac{T}{1764} \\ B = 1 - A \\ C = 1,67 * 10^5 \\ P_{sat} = C * e^{\left(\frac{(-4,57618368 * B - 1,40726277 * B^{1,89} + 2,36263541 * B^2 - 31,0889985 * B^8 + 58,0183959 * B^{8,5} - 27,6304546 B^9)}{A} \right)} \end{array} \right. \quad (30)$$

Diverses sources proposent des corrélations ou des données tabulées permettant de calculer la masse volumique du mercure liquide. Les sources (Clever 1987) et (The Engineering Toolbox

2005) rassemblent des valeurs en fonction de la température, la source (Ayrinhac s.d.) compile de nombreuses sources relatives aux propriétés du mercure, enfin la source (H. Bettin 2004) propose une corrélation présente dans la compilation évoquée. C'est la corrélation de Beatie présente dans les deux dernières sources et détaillée en Équation (31) qu'on utilisera.

$$\begin{cases} T_c = T - 273.15 \\ \rho_l(T) = \frac{13595,0828}{1 + (1,815868 \cdot 10^{-4}) * T_c + (5,4583 \cdot 10^{-9}) * T_c^2 + (3,498 \cdot 10^{-11}) * T_c^3 + (1,5558 \cdot 10^{-14}) * T_c^4} \end{cases} \quad (31)$$

L'Équation (32) propose une expression de la capacité thermique massique du mercure issue de la source (Agence Internationale de l'Energie Atomique 2008).

$$Cp(T) = 0,1508 - (6,63 * 10^{-5}) * T + (6,4185 * 10^{-8}) * T^2 + \frac{0,8049}{T} \quad (32)$$

- Propriétés du potassium

Trois sources distinctes, (T. Masuda 1985), (C. T. Ewing 1965) et (U.S. Secretary of Commerce s.d.) proposent une expression analytique de la pression de saturation du potassium en fonction de la température. La source retenue (T. Masuda 1985) propose une relation dont on déduit l'expression présentée en Équation (33).

$$P_{sat}(T) = 10^{\left(10,209 - \frac{4477,7}{T} - 0,28666 * \log(T)\right)} \quad (33)$$

La masse volumique du potassium liquide est calculable d'après des relations proposées dans (T. Masuda 1985), (Engineering ToolBox 2008) et (Agence Internationale de l'Energie Atomique 2008). Ici encore c'est l'Équation (34) issue de la source (T. Masuda 1985) qui a été choisie pour la suite.

$$\rho_{liq}(T) = 900,77 - 0,21195 * T - (3,4736 * 10^{-5}) * T^2 + (1,6952 * 10^{-8}) * T^3 \quad (34)$$

Une expression de la capacité thermique massique du potassium est proposée dans (T. Masuda 1985) et (Agence Internationale de l'Energie Atomique 2008). C'est celle proposée dans (T. Masuda 1985) présentée en Équation (35) qui a été utilisée. L'enthalpie massique de vaporisation utilisée est quant à elle obtenue via l'Équation (36) issue de (T. Masuda 1985).

$$Cp(T) = 0,95065 - (4,8899 * 10^{-4}) * T + (3,1508 * 10^{-7}) * T^2 \quad (35)$$

$$Lv(T) = 2261,2 - (9,4496 * 10^{-2}) * T - (1,9407 * 10^{-4}) * T^2 - (8,1799 * 10^{-9}) * T^3 \quad (36)$$

Des expressions de l'entropie de la vapeur saturée de potassium sont proposées dans (T. Masuda 1985) et (W. D. Weatherford Jr. 1961). C'est l'Équation (37) issue de (T. Masuda 1985) qui est utilisée.

$$S_{vap,sat}(T) = \frac{2261,2}{T} + 2,189 * \log(T) - 3,568796 - (6,8306 * 10^{-4}) * T + (1,657199 * 10^{-7}) * T^2 \quad (37)$$

L'entropie du potassium liquide saturé est calculable d'après des expressions proposées par (T. Masuda 1985) et (W. D. Weatherford Jr. 1961), là encore on a utilisé l'expression issue de (T. Masuda 1985) et présentée en Équation (38).

$$s_{liq,sat}(T) = -3,4743 + 2,189 * \log(T) - (4,8899 * 10^{-4}) * T + (1,5754 * 10^{-7}) * T^2 \quad (38)$$

4. Éléments sur la propulsion nucléaire électrique

a. Description générale et caractéristiques

Un générateur électronucléaire spatial peut-être décomposé en plusieurs sous-systèmes. Une source de puissance thermique, un réacteur ou une capsule contenant un radio-isotope dont la décroissance dégage suffisamment de chaleur. Dans le cas d'un réacteur on trouve ensuite un bouclier anti-radiations pour protéger la charge utile des flux neutrons et gammas. Il reste ensuite un système de conversion statique ou dynamique comme présenté en II.3. Celui-ci fonctionne en s'appuyant sur une source froide, forcément rayonnante (cf. II.2.a) dans le cas d'un système embarqué sur un vaisseau puisque baignant dans le vide. On représente en Figure 12 le schéma classique d'un vaisseau à propulsion nucléaire électrique.

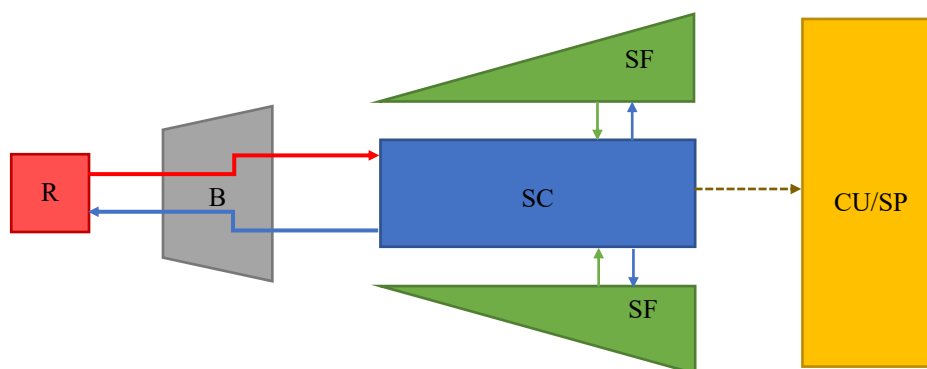


Figure 12 : Schéma de la disposition classique des sous-systèmes d'un vaisseau à propulsion nucléaire électrique (R: réacteur, B: bouclier, SC: système de conversion de l'énergie, SF: source froide, CU/SP: charge utile et système de propulsion)

Un tel système peut être caractérisé de plusieurs façons. Par son encombrement, soit le volume qu'il occupe. C'est surtout valable après son *gerbage*⁵ pour le lancement puisqu'il doit pouvoir rentrer dans la coiffe du lanceur en comptant les marges liées aux vibrations. Cependant sa géométrie après dégerbage doit aussi être prise en compte, notamment pour ce qui est des contraintes mécaniques liées à la propulsion ou à la correction d'attitude, i.e. l'orientation du vaisseau.

⁵ Le *gerbage* désigne le pliage des appendices d'une charge utile tels que des panneaux photovoltaïques ou des antennes de sorte à la faire entrer dans la coiffe d'un lanceur. Le *dégerbage* consiste à déplier les appendices une fois la charge utile libérée par le lanceur.

b. Radioprotection des réacteurs spatiaux

L'environnement spatial est ionisant : on y trouve notamment des rayons X et γ ainsi que des ions. Selon la position étudiée (en orbite terrestre, sur la Lune ou Mars, dans l'espace interplanétaire) et selon l'époque (moment par rapport au cycle solaire), la dose reçue de l'environnement diffère. Le Tableau 3 rassemble des valeurs issues de (J. M. Bonnet-Bidaud 2000).

La dose due à l'environnement, réduite par le blindage des habitacles, s'ajoute à celle reçue du réacteur. Afin de protéger les équipements et/ou les équipages, il est donc nécessaire de les protéger de ce surplus radiatif au moyen d'un bouclier dédié. En effet, en France, la dose maximale autorisée pour les travailleurs les plus exposés est de 20 mSv sur le corps entier. (IRSN s.d.)

<i>Position</i>	<i>Dose reçue</i>	
<i>Sur Terre (niveau de la mer)</i>	2 mSv/an	0,2 μ Sv/h
<i>Sur Terre (en altitude, vol commercial)</i>	50 mSv/an	5,7 μ Sv/h
<i>Orbite terrestre</i>	500 mSv/an	57 μ Sv/h
<i>Surface de Mars ou de la Lune</i>	500 mSv/an	57 μ Sv/h
<i>Espace interplanétaire</i>	1000 mSv/an	114 μ Sv/h

Tableau 3 : Doses moyennes reçues par un être humain sans protection selon sa position

La majorité des projets portant sur l'utilisation d'un réacteur nucléaire dans l'espace n'étaient pas associés à des missions habitées. (W. J. Barattino 1984) A titre d'information, les exigences de doses du projet SP-100 par exemple étaient les suivantes : 10 kGy de gamma et une fluence de 10^{12} n/cm², ces limites s'appliquant à 20 m du réacteur sur une durée de 7 ans.

Quelle que soit la mission habitée, un design permettant un compromis entre la zone protégée et la masse du bouclier a émergé. Il s'agit du bouclier à cône d'ombre, « shadow shield » dans sa terminologie d'origine. Un tel bouclier présente la forme d'un cône tronqué de sa pointe à la place où se situe le réacteur. (B. I. McKissock 1989)

Le projet de réacteur le plus récent et avancé est le Kilopower de la NASA, cf. III.2.c. Puisqu'il est destiné à accompagner les installations lunaires dans le cadre du programme ARTEMIS, les exigences sont adaptées à une mission habitée. Les limites de doses pour ce réacteur sont les suivantes : 250 Gy de gamma et 10^{11} n/cm², à une distance de 10 m du cœur et pour une durée de fonctionnement de 15 ans à pleine puissance. (D. I. Poston 2019)

L'autre grandeur caractérisant ce type de systèmes est la puissance spécifique. Elle s'exprime en *kg/kWe* et correspond à la masse totale du système électro générateur normalisée par la puissance électrique qu'il délivre. Cette grandeur permet de comparer deux systèmes entre eux ; mais en prenant garde d'ajouter le poids des batteries dans le cas d'une source photovoltaïque en orbite autour d'un corps plongeant le système dans l'ombre la moitié du

temps. On peut aussi utiliser la puissance spécifique qui n'est autre que l'inverse de la masse spécifique.

c. Ordres de grandeurs

La propulsion spatiale repose sur l'éjection de matière dans un sens pour se déplacer dans l'autre. Il existe deux principaux modes de production : chimique, via une combustion d'ergols liquides ou solides d'une part, et électrique, via l'accélération de particules chargées d'autre part.

On caractérise une propulsion spatiale par deux paramètres principaux : sa poussée qui est la force qui s'applique du moteur vers le véhicule à propulser, et l'impulsion spécifique qui quantifie la masse de la matière éjectée pour atteindre une vitesse donnée. L'impulsion spécifique s'exprime en secondes et elle est donc d'autant plus grande qu'on utilise efficacement la matière éjectée ; son expression est présentée en Équation (39) en fonction de la poussée F , du débit de gaz éjecté D_m et de l'accélération de la pesanteur.

$$I_{sp} = \frac{F}{D_m g_0} \quad (39)$$

Concernant les modes de propulsion mentionnés, les technologies actuelles présentent des poussées très fortes combinées à des impulsions spécifiques faibles pour les moteurs chimiques, et inversement des poussées faibles mais des impulsions spécifiques élevées pour les moteurs électriques comme on peut le constater en Figure 13.

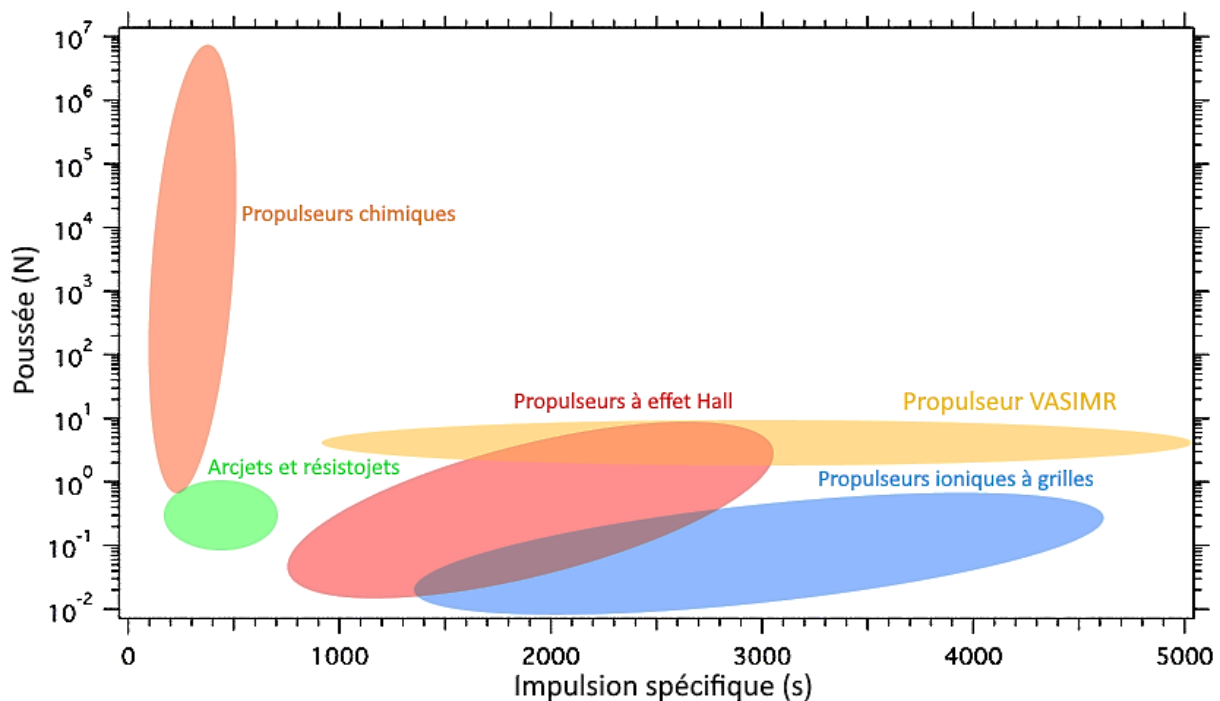


Figure 13 : Plages de poussée et d'impulsion par type de propulseur (expérimentaux inclus) (Florenz 2014) (J. P. B. W. Longmier 2012)

On se place maintenant dans un cadre simplifié. On considère une trajectoire caractérisée par un Δv . Le véhicule est accéléré jusqu'à une vitesse maximale puis décéléré. La trajectoire se fait loin de tout potentiel de gravité. La puissance de la propulsion est définie en Équation (40).

$$\mathcal{P} = \frac{1}{2} D_m v_e^2 \quad (40)$$

En appliquant le principe fondamental de la dynamique on obtient en Équation (41) l'accélération en fonction du débit de gaz éjecté D_m , de la vitesse d'éjection v_e et de la masse initiale totale du véhicule m_0 .

$$a_1(t) = \frac{D_m v_e}{m_1(t)} = \frac{D_m v_e}{m_0 - D_m t} \quad (41)$$

Puis par intégration, on établit l'expression de la vitesse présentée en Équation (42) en fonction des mêmes paramètres pour une vitesse initiale V_0 .

$$v_1(t) = V_0 + v_e \ln \left(\frac{m_0}{m_0 - D_m t} \right) \quad (42)$$

Par ailleurs, pour la phase de décélération d'une durée T_2 et en plaçant l'origine temporelle à T_1 , on peut écrire de même que précédemment l'accélération en Équation (43) et la vitesse en Équation (44). Ici, le temps t est donc compté à partir de T_1 .

$$a_2(t) = -\frac{D_m v_e}{m_2(t)} = -\frac{D_m v_e}{m_1 - D_m t} \quad (43)$$

$$v_2(t) = V_1 - v_e \ln \left(\frac{m_1}{m_1 - D_m t} \right) \quad (44)$$

De là on peut exprimer V_1 la vitesse maximale comme étant $v_1(T_1)$ et V_2 la vitesse finale comme étant $v_2(T_2)$. En utilisant l'Équation (42) puis l'Équation (44) on peut obtenir l'expression de la masse initiale m_0 en fonction de la masse finale m_f , du Δv (soit la somme $V_1 - V_0 + V_1 - V_f$) et de la vitesse d'éjection du gaz v_e telle que présentée en Équation (45).

$$m_0 = m_f e^{\frac{\Delta v}{v_e}} \quad (45)$$

En utilisant la relation entre le débit D_m éjecté et les masses finale et initiale présentée en Équation (46), et d'autre part la définition de la puissance de propulsion, on peut écrire l'expression du temps de trajet en Équation (47).

$$D_m = \frac{m_0 - m_f}{T} \quad (46)$$

$$T = \frac{m_f v_e^2}{2\mathcal{P}} \left(e^{\frac{\Delta v}{v_e}} - 1 \right) \quad (47)$$

Une fois dérivée l'Équation (47), on peut trouver numériquement que la durée T de trajet présente une valeur minimale pour une vitesse d'éjection optimale proportionnelle au Δv selon l'Équation (48).

$$v_e = \frac{\Delta v}{1,59362426004004} \quad (48)$$

Par ailleurs, la masse initiale, celle qui doit être lancée depuis la surface de la Terre, peut s'exprimer à partir des Équations (40) et (46) selon l'Équation

$$m_0 = m_f + \frac{2\mathcal{P}T}{v_e^2} \quad (49)$$

Ainsi, soit on optimise le temps de trajet en mettant en œuvre un moteur délivrant la vitesse d'éjection optimale, soit on optimise la masse initiale à envoyer en orbite en mettant en œuvre un moteur dont la vitesse d'éjection est maximale, soit on fait un compromis entre temps de trajet et masse initiale avec un moteur dont la vitesse d'éjection est supérieure à la vitesse optimale. Ce constat est valable quelle que soit la puissance de propulsion. Cependant, comme à vitesse d'éjection constante, le temps de trajet optimal diminue avec la puissance, plus celle-ci est élevée, moins il est nécessaire d'optimiser la vitesse d'éjection : même si elle est maximale, le temps de trajet reste court.

En effet, on peut par exemple considérer le cas d'un voyage vers Mars à faible poussée. Le Δv nécessaire varie alors entre 8 et 40 km/s. (D. F. Landau 2006) On peut comparer le cas d'une alimentation de 10 kW correspondant à la puissance délivrée par Kilopower (cf. III.2.c) à une alimentation de 1 MW qui correspond à celui choisi pour cette étude. On ne prend pas en compte le rendement du moteur, mais l'idée est de faire un calcul en ordre de grandeur. Le Tableau 4 montre la comparaison dans le cas le plus favorable avec un Δv minimum de 8 km/s. Les durées seules ne sauraient être suffisantes ; en effet la comparaison des masses spécifiques maximales du système électro générateur associé montre que la durée de 3 jours va de pair avec une masse spécifique très faible de 1 kg/kWe, ou encore que la durée de 5 ans pour 60 tonnes est largement compatible avec les systèmes électro générateurs actuels et passés.

<i>Charge utile</i>	<i>Masse au lancement</i>	<i>10 kW</i>	<i>1 MW</i>
<i>5 tonnes</i>	24,6 tonnes	10 mois [100 kg/kWe]	3 jours [1 kg/kWe]
<i>20 tonnes</i>	98,4 tonnes	3 ans [2000 kg/kWe]	12 jours [20 kg/kWe]
<i>40 tonnes</i>	196,9 tonnes	6 ans [4000 kg/kWe]	23 jours [40kg/kWe]
<i>60 tonnes</i>	295,3 tonnes	5 ans [6000 kg/kWe]	1 mois [60 kg/kWe]

Tableau 4 : Durée de trajet minimale Terre-Mars dans le cas d'un Delta-v de 8 km/s, entre crochets la masse spécifique maximale du système électro générateur (sans prise en compte du rendement du moteur)

Le Tableau 5 montre les mêmes résultats mais pour une vitesse d'éjection commune de 50 km/s, vitesse qui correspond aux plus hautes valeurs actuellement démontrées ; cela correspond au propulseur VASIMR VX-200. Les masses spécifiques indiquent toujours l'impossibilité technique de réaliser le trajet en 2 semaines.

Charge utile	Masse au lancement	10 kW	1 MW
5 tonnes	11,1 tonnes	4 ans [100 kg/kWe]	2 semaines [1 kg/kWe]
20 tonnes	23,5 tonnes	14 ans [2000 kg/kWe]	2 mois [20 kg/kWe]
40 tonnes	46,9 tonnes	28 ans [4000 kg/kWe]	3 mois [40 kg/kWe]
60 tonnes	133,5 tonnes	45 ans [6000 kg/kWe]	5 mois [60 kg/kWe]

Tableau 5 : Durée de trajet Terre-Mars dans le cas d'un Δv de 8 km/s et une vitesse d'éjection de 50 km/s, entre crochets la masse spécifique maximale du système électro générateur (sans prise en compte du rendement du moteur)

Si on résume les résultats obtenus, on peut donc faire les constats suivants.

- Augmenter la puissance d'un ordre de grandeur revient à diminuer le temps de trajet du même ordre de grandeur.
- Pour Δv de 8 km/s, une puissance de l'ordre de 10 kW conduit à un trajet de l'ordre d'une à plusieurs dizaines années ; l'enjeu étant la limitation de la masse au lancement et/ou la durée du trajet.
- Pour Δv de 8 km/s, une puissance de l'ordre de 1 MW conduit à un trajet de l'ordre d'un à plusieurs mois ; l'enjeu étant la diminution de la masse spécifique du système électro générateur.

5. Méthode d'optimisation par algorithme génétique

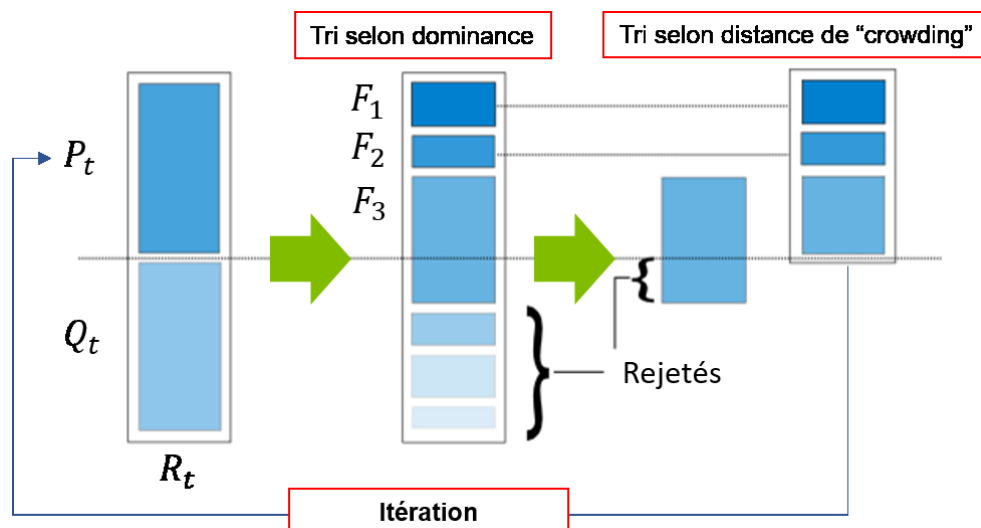


Figure 14 : Etapes du traitement d'une génération t d'individus par un algorithme génétique

De nombreuses études, notamment de conception, requièrent d'optimiser une solution selon un ou plusieurs critères. Ces derniers peuvent caractériser une performance ou encore une propriété de la solution à optimiser. Une des méthodes existantes s'appuie sur l'imitation du processus de sélection naturelle : on parle d'algorithme génétique. Un tel algorithme génère

d'abord un certain nombre de variantes de la solution à optimiser, ce sont des individus qui forment la population de la génération zéro. Les individus diffèrent par des caractéristiques qui peuvent varier dans une plage renseignée en amont du calcul ; ces caractéristiques sont les paramètres d'optimisation. Enfin, les combinaisons des valeurs des paramètres d'optimisation peuvent conduire à des solutions qu'on souhaite éviter, par exemple parce qu'elles sont irréalisables. Pour cela, on renseigne des contraintes d'optimisation qui constituent des relations qui doivent être vérifiées par les individus.

Un tel algorithme fonctionne en plusieurs étapes schématisées en Figure 14. On détaille ces étapes pour une génération t ci-dessous. (K. Deb 2002)

- Evaluation : On part d'une population R_t constituée des individus optimaux de la génération précédente P_t et de leur descendance par croisement et mutations Q_t . Les individus de la population R_t sont évalués au moyen d'une fonction d'évaluation qui permet de les classer selon les critères d'optimisation choisis, donc par dominance⁶.
- Sélection : La part de la population la moins performante selon les critères d'optimisation choisis est rejetée, l'autre est conservée. L'objectif est de produire une population de la taille de P_t : on sélectionne d'abord les individus du front de Pareto de rang un F_1 . On continue avec les rangs suivants (F_2 et F_3 sur la Figure 14) jusqu'à obtenir le nombre d'individus de P_t . Pour départager les individus à conserver dans le dernier front utilisé, F_3 sur la Figure 14, l'algorithme utilise la distance de surpeuplement. En calculant la densité autour des individus optimaux déjà placés, l'algorithme utilise les individus du dernier front qui combleront au mieux le front global déjà formé. Ce tri permet de conserver une population représentative et non une partie concentrée en certains points dans l'espace des critères et inversement de limiter les lacunes dans le front de Pareto.
- Croisement et mutations : Les individus sélectionnés (population P_{t+1}) sont croisés entre eux pour obtenir une population d'enfant Q_t , ou « offspring », qui combinée au parents donne la population de base R_{t+1} d'une nouvelle génération $t+1$. Il est possible mais pas systématique de mettre en œuvre des mutations aléatoires, c'est-à-dire de changer un « gène », la valeur d'un paramètre, chez certains individus. Si on s'intéresse à la première génération, cette étape est la première à avoir lieu pour obtenir la population R_t sur laquelle appliquer les deux autres étapes.

Les détails des réglages de l'algorithme sont exposés avec son utilisation ; cf. V. En effet, selon les cas, il a été nécessaire de les modifier de sorte à assurer la convergence du calcul vers un front de Pareto stable tout en limitant la durée de calcul.

⁶ Un individu A domine un individu B si, pour tous les critères d'optimisation, la valeur du critère pour A est inférieure à celle du critère pour B. Le groupe d'individus non dominés forme le front de Pareto de rang 1. On définit les rangs suivants de la même façon.

III. Eléments de contexte

L'espace et les corps qui s'y trouvent sont l'objet de projets d'utilisation, d'exploration, voire d'exploitation par l'humanité. Comme pour tout milieu terrestre, l'énergie nécessaire à la présence humaine, directe ou automatique, est un enjeu central. L'utilisation de réacteurs nucléaires dans l'espace n'est pas nouvelle, après avoir connu une apogée dans les années 70-80 avant de disparaître (partie III.1), elle fait l'objet d'un regain d'intérêt lié à une forme de nouvelle course à l'espace (partie III.2) ; conséquence de l'irruption de nouveaux acteurs apportant leurs pratiques et de nouvelles interactions. L'opportunité d'utiliser un réacteur à sels fondus pour cette application n'a jamais fait l'objet d'une étude complète, malgré un regain d'intérêt ce type de réacteur ; partie III.3. Enfin, tout projet à la croisée des secteurs spatial et nucléaire devra limiter son impact sur l'environnement humain et naturel selon les critères actuels ; partie III.4.

1. Historique des réacteurs spatiaux

a. Réacteurs nucléaires spatiaux ayant volé

La course à l'espace durant la guerre froide a mené à un recours récurrent aux satellites dans les cadres militaire et civil : météo, communications, observation, détection... La possibilité d'un conflit en a fait à la fois des atouts et des cibles, notamment pour les deux superpuissances, les Etats-Unis et l'Union Soviétique. Par ailleurs, si le Traité de l'espace (1967) interdit la mise en orbite d'armes nucléaires, il ne bannit pas l'usage d'énergie nucléaire dans le milieu spatial. Les Etats-Unis comme l'URSS ont donc envisagé l'utilisation de cette source d'énergie, en particulier des réacteurs nucléaires pour l'alimentation de satellites RADARS. En effet, cela permet d'une part d'éviter de dépendre d'un panneau photovoltaïque augmentant fortement la traînée en orbite basse et très exposé à une attaque (on pense alors à l'utilisation de LASER) mais aussi de fournir la forte puissance (quelques kW) requise par les RADARS militaires.

Un réacteur a besoin d'une surface rayonnante, on peut donc comparer cette surface à celle de panneaux solaires pour une même puissance électrique. Pour le réacteur, on admet un rayonnement à une température uniforme, donc une surface dépendant uniquement de la puissance électrique et du rendement d'une part, de l'émissivité qu'on fixe à 0,9, de la température de rayonnement et de la constante de Stefan-Boltzmann ; cf. II.2.a. Il s'agit là d'un calcul simplifié, en ordre de grandeur, cependant tant pour ce qui est du cycle (efficacité) que de la source froide, le chapitre V présente des calculs plus précis. On choisit comme puissance électrique celle de la sonde Dawn, soit 10,3 kW à 1 UA⁷ du Soleil. On a tracé en Figure 15 la surface rayonnante nécessaire dans le cas d'un réacteur nucléaire délivrant cette même puissance de 10,3 kWe, en fonction de la température de rayonnement et pour différents rendements de conversion. Sont également montrées les surfaces de générateurs solaires (GS) pour la sonde Dawn (Russell 2007) et pour l'architecture Spacebus 4000 (L. Pelenc 2006) de

⁷ 1 UA \approx 150 Mkm soit la distance entre le Soleil et la Terre

satellite de télécommunication. Enfin, le réacteur spatial TOPAZ-II est placé à titre de vérification de l'ordre de grandeur calculé ; on rappelle son rendement de 4,8% et sa surface effective de rayonnement de 7,2 m². (D. Paramonov 1995) On a admis une température de rayonnement uniforme à 500°C. Du point de vue de la surface de panneaux (photovoltaïque ou rayonnant), ce calcul montre que, pour une même puissance électrique au niveau de l'orbite terrestre, l'utilisation d'un réacteur est intéressante dès 350°C de température de source froide, pour tout rendement supérieur à 5% pour des technologies photovoltaïques du début des années 2000. Ceci explique l'intérêt des Etats-Unis et de l'URSS pour la solution nucléaire dans l'objectif de diminuer la surface exposée de leurs satellites militaires pendant la guerre froide.

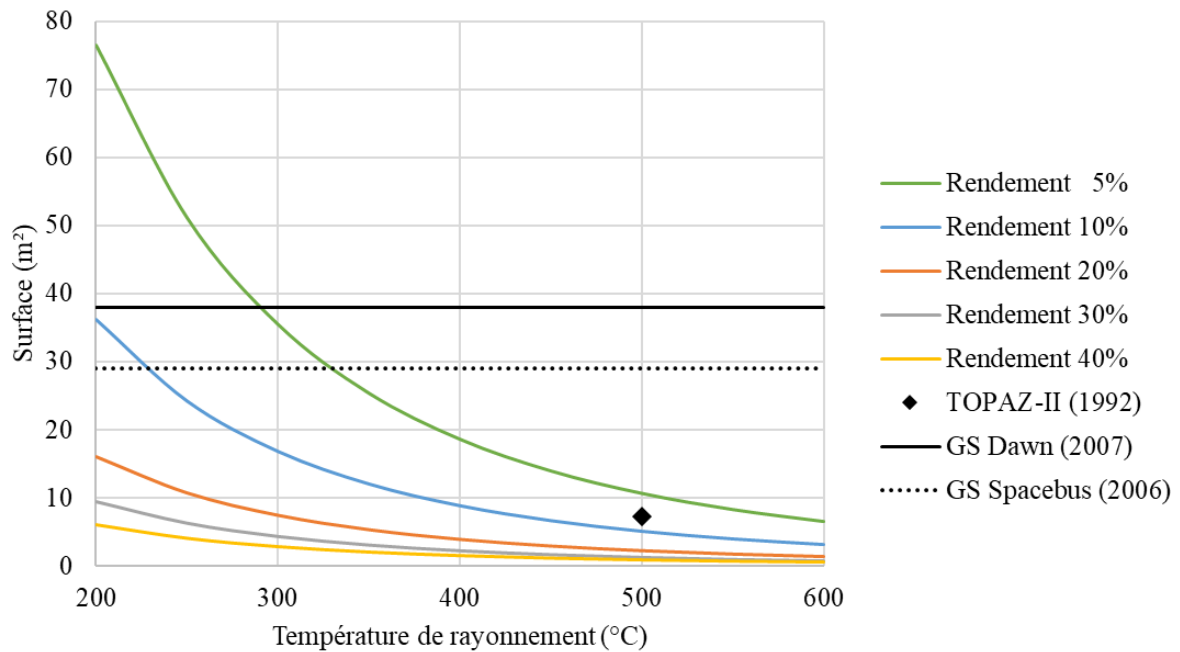


Figure 15 : Comparaison des surfaces de panneaux photovoltaïques (sonde Dawn et plateforme Spacebus) avec les surfaces de source froide rayonnante d'un réacteur spatial (rendement de 5, 10, 20, 30 et 40%) et celle du réacteur TOPAZ-II

On a rassemblé dans le Tableau 6 les statuts actuels des réacteurs lancés jusqu'à présent. (Wikipedia s.d.)




Statut	BES-5 	TOPAZ-I 	SNAP-10A 
Orbite terrestre haute	8	1	0
Détruit (orbite haute)	0	1	0
Orbite terrestre basse	4	0	1
Détruit (orbite basse)	1	0	0
Etat inconnu	15	0	0
Détruit (lancement)	1	0	0
Détruit (retombé)	2	0	0
Total lancés	31	2	1

Tableau 6 : Etat des lieux des réacteurs nucléaires spatiaux

Le réacteur BES-5 équipant les satellites US-A soviétiques est le seul à avoir été utilisé en série. D'une puissance de 100 kW thermiques il délivrait 5 kW électriques grâce à une conversion thermoïonique statique. C'était un réacteur à spectre rapide utilisant de l'uranium enrichi à 95% en ^{235}U . Avec un poids total de 390 kg, il affichait la masse spécifique totale de 78 kg/kWé. Ce réacteur est le modèle ayant le plus volé, et le seul formant une véritable série de réacteurs spatiaux puisqu'il y en eut une trentaine. Les missions duraient quelques mois et ont été lancées entre 1970 et 1988. En fin de mission, le satellite devait se placer sur une orbite plus haute pour retarder la rentrée atmosphérique de plusieurs centaines d'années. Cependant, deux rentrées accidentelles ont eu lieu, Cosmos 954 au-dessus du Canada en 1978 et Cosmos 1402 au-dessus de l'Atlantique en 1983. L'accident de Cosmos 954, plus documenté puisque touchant des zones d'habitations, a dispersé 500 kCu de radioactivité sur 124000 km². Pour comparaison en rapportant l'activité à la surface touchée, cela correspond à 4 fois l'activité liée au ^{137}Cs par km² dans les aires considérées comme « zones contaminées » après l'accident de Tchernobyl.

Avant les soviétiques, les américains avaient lancé un satellite avec un réacteur expérimental, le SNAP-10A, en 1965. Développant 45,5 kW thermiques il était capable de fournir 485 W électriques via une conversion thermoélectrique statique. Sa masse de 435 kg conduisait à une masse spécifique de 725 kg/kWé. Si une utilisation en série a été envisagée, les efforts de la NASA pour atteindre la Lune eurent raison du projet. Le seul exemplaire lancé subit une défaillance électrique après 43 jours qui conduisit à son arrêt et la fin de la mission. Aucun autre réacteur ne fut lancé par les Etats-Unis par la suite. Le programme SNAP s'est néanmoins étendu sur de nombreuses années et a regroupé de nombreux projets éponymes. L'ouvrage (Corliss 1969) en donne un aperçu mais certains de ces réacteurs sont présentés plus amplement ci-après.

Enfin, l'Union Soviétique a mené un autre projet, TOPAZ, rassemblant des modèles similaires, certaines différences conduisant à identifier deux modèles distincts. Au moins deux exemplaires de TOPAZ-I ont volé au cours des missions Cosmos 1818 et 1867. Ce modèle extrayait 10 kW électriques d'une puissance thermique de 150 kW grâce à une conversion thermoïonique statique. Avec un poids de 320 kg, sa masse spécifique valait 32 kg/kWé. Les deux satellites orbitent aujourd'hui à environ 800 km d'altitude, cela correspond à une durée avant retombée de l'ordre du siècle.

b. Projets de réacteurs spatiaux électrogènes non aboutis

Les réacteurs qui ont été lancés étaient tous de puissance modeste délivrant au mieux une dizaine de kilowatts électriques. Dès ces premiers essais, d'autres projets s'appuyant eux sur une conversion thermodynamique de l'énergie thermique étaient menés, l'objectif étant de bénéficier d'un meilleur rendement et donc d'améliorer la masse spécifique de l'ensemble. Afin de ne pas surcharger ce contexte avec des éléments ne relevant pas de l'utilisation d'un réacteur nucléaire dans l'espace, nous ne présenterons pas les projets utilisant comme source de chaleur un générateur à radio-isotopes (RTG).

Les années 1970 voient l'étude aux Etats-Unis de deux projets en parallèle : SNAP-8 et SNAP-50/SPUR.

SNAP-8 était un réacteur de 600 kW thermiques délivrant environ 40 kW électriques via un cycle Rankine au mercure. La masse spécifique annoncée était de 127 kg/kWe. (Corliss 1969) Les caractéristiques variaient selon les designs. Le cœur comportait entre 199 et 295 éléments combustibles et entre 8 et 10 tambours de contrôle de réactivité. Le combustible était enrichi à 93 % en ^{235}U . La température de sortie du réfrigérant envisagée valait entre 649 et 704 °C. La durée de vie prévue allait de 2 à 5 ans. (Atomics International Division 1973)

SNAP-50/SPUR proposait un réacteur utilisant lui un cycle Rankine au potassium pour délivrer selon les versions entre 300 kWe et 1 MWe dans sa version de référence. D'une masse minimale de 4,2 tonnes, il atteignait donc une masse spécifique de 14 kg/kWe. Le réacteur en lui-même est à spectre rapide avec un combustible carbure d'uranium UC ou nitrure d'uranium UN, enrichi en ^{235}U à 63%. Le contrôle de réactivité reposait sur l'ouverture de 6 volets réflecteurs en périphérie du cœur. Un circuit au lithium permettait d'extraire la puissance du cœur et la transférer au bouilleur du cycle de conversion. (Pratt & Whitney Aircraft 1964) Le projet SNAP50/SPUR de la NASA qui visait à délivrer 300 kWe a servi de base à l'étude de concept visant à étendre cette puissance à 10 MWe : SPR-6. (J. H. Pitts 1970) Ce système plus puissant requiert un réacteur nucléaire produisant 57 MWth ce qui conduit à devoir évacuer 47 MWth de puissance non convertie dans l'espace. En pratique, l'idée est de faire circuler le potassium du cycle Rankine dans une canalisation (condenseur) où sont insérés de part en part des caloducs. Cependant, les dimensions du radiateur résultant, environ 31 m de long pour 19 m de large, ne sont pas compatibles avec l'espace disponible dans une coiffe ce qui impliquerait une étude d'ingénierie : celle dont il est question ici est donc bien un concept général plutôt qu'un projet concret.

Dans les années 1980, plusieurs projets apparaissent, on revient ci-dessous sur ceux menés aux Etats-Unis et en France.

Aux Etats-Unis, c'est le projet SP-100 qui est entrepris. L'objectif était de disposer d'une source d'énergie délivrant entre 10 et 100 kW électriques, notamment dans le cadre de l'Initiative de Défense Stratégique (IDS, aussi connu comme programme « Guerre des étoiles »). D'une masse de 3,6 tonnes, le concept de 100 kW affichait donc une masse spécifique de 36 kg/kWe.

En France, le CEA mène lui aussi un projet de réacteur nucléaire spatial électrogène : ERATO. L'objectif est d'en faire un remorqueur pour élever des satellites depuis des orbites basses vers des orbites plus hautes. ERATO délivrait 20 kW électriques via la conversion de 110 à 125 kW thermiques selon les versions. Ces dernières partageaient la conversion par cycle de Brayton et se distinguaient par le réfrigérant et le combustible : deux d'entre elles utilisaient un métal liquide (Na ou Li), l'autre directement le gaz de travail du cycle.

Les années 1990 sont marquées par une pause dans l'étude de ce type de source d'énergie, pause qui prend fin dans les années 2000 aux Etats-Unis et en France.

Aux Etats-Unis, la planification de missions vers les lunes joviennes est l'occasion de lancer le projet Prometheus. Ce projet visait à produire 200 kW électriques via un cycle de Brayton à partir des 1000 kW thermiques du réacteur. La mission devait durer 15 ans.

En France, le CEA reprend les études d'ERATO et lance le projet OPUS. Ce dernier est un réacteur refroidi au gaz de 400 kW thermiques délivrant une puissance électrique de 100 kW pour une masse spécifique de 24 kg/kWé. OPUS visait une durée de vie de 7 à 10 ans. Comme pour SNAP-50, le contrôle de réactivité utilisait des volets réflecteurs disposés en périphérie du cœur pour en modifier les fuites.

2. Contexte spatial actuel

a. Innovation et sociologie de l'énergie

Qu'est-ce que l'innovation ? L'innovation se manifeste par la mise au point d'un objet ou d'un procédé et à sa diffusion à des utilisateurs. Cependant c'est la coexistence des trois aspects suivants qui la caractérise comme on a tenté de l'illustrer en Figure 16. D'abord il y a la technique ou la technologie, c'est l'aspect R&D qui permet l'innovation. Ensuite, il y a l'environnement favorable à l'émergence de l'innovation ; il regroupe tant les aspects économiques que les phénomènes de modes ou encore les questions de société. Enfin le dernier pilier est la structure ou l'entité qui supporte l'innovation, au sens de sa production, de sa diffusion, de son exploitation.

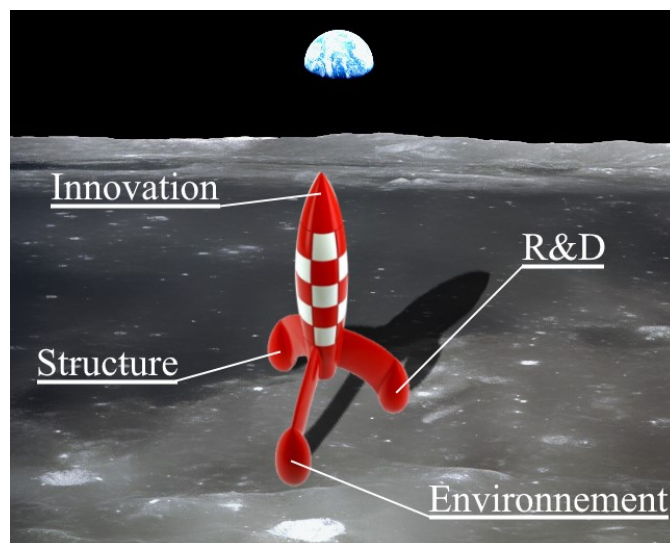


Figure 16 : L'innovation repose sur trois piliers, la R&D, l'environnement et la structure qui la portent.

L'industrie spatiale actuelle est marquée par les conséquences de plusieurs innovations de rupture ce qui pose la question de la définition de ce terme. Une innovation de rupture ne tient pas tant à une technologie nouvelle qu'à de nouvelles combinaisons besoin-solution. Elle se caractérise aussi par un gain d'un à plusieurs ordres de grandeurs supérieur à celui d'une innovation incrémentale. Ce qui distingue cette dernière c'est qu'elle n'apporte qu'une

amélioration à la marge comme par exemple le passage d'un mécanisme hydraulique à un mécanisme électrique dans les directions assistées des voitures.

L'introduction du standard du smartphone en est un bon exemple. Tout d'abord c'est une innovation au sens technologique : on passe d'un objet dont la fonction principale est l'appel téléphonique à un objet polyvalent visant potentiellement toute tâche réalisable par un ordinateur tout en restant simple dans sa forme grâce à un écran tactile. Le smartphone tactile est par ailleurs apparu dans un environnement permettant l'exploitation de son potentiel, notamment l'existence de réseaux d'internet sans fil 3G et suivants. Enfin, Apple qui a lancé ce produit désormais standard, a su en faire un phénomène de mode notamment par son esthétique. Ce qui fait du smartphone une innovation de rupture c'est son utilisation, notamment la multiplication des possibilités offertes par de nouvelles applications. Enfin, la quasi disparition des portables au profit des smartphones confirme sa nature d'innovation de rupture : elle remplace totalement la technologie précédente.

Dans le domaine de l'énergie, le changement de paradigme lié à l'apparition d'une innovation de rupture se caractérise historiquement par de nouveaux usages et une consommation d'énergie cumulée plus grande. Ainsi la révolution industrielle au XIX^{ème} siècle correspond à la rupture technologique sur l'origine de l'énergie mécanique : on passe d'un usage direct à partir du vent, de l'eau ou des animaux, à un usage indirect via la combustion dans une machine à vapeur. L'essor du capitalisme permet de financer des usines utilisant cette nouvelle technologie tandis que l'exploitation des ressources dans les différents empires coloniaux permet d'alimenter ces usines en matière brutes. La mise au point de la machine à vapeur a tout autant permis de nombreuses innovations incrémentales (passage progressif de la voile à la vapeur pour la propulsion navale) que de rupture (apparition de l'industrie ferroviaire).

b. Dynamiques actuelles dans le secteur spatial

La seconde moitié du XX^{ème} siècle a été marquée par la course à l'espace dans le contexte de la guerre froide menée par les agences publiques via des projets colossaux (Spoutnik, Apollo). On assiste cependant depuis les années 2010 à un changement de paradigme qui se caractérise par l'apparition de nouveaux acteurs et de nouvelles interactions entre eux : c'est le « New Space ». Comme une nouvelle espèce dans un écosystème, ces entreprises s'intègrent à l'existant en s'appuyant sur le développement d'une technologie de rupture. Cette intégration est l'occasion d'apporter ou mettre au point de nouvelles pratiques. Par exemple, elles font tout autant appel à des levées de fond qu'à des subventions tout en répondant à des appels d'offres, d'où qu'ils émanent. Comment ne pas citer l'archétype SpaceX qui s'est construit sur, d'une part la réutilisation des lanceurs (théorique, puis partielle, puis complète) et, d'autre part sur des contrats avec la NASA de transport d'astronautes vers la Station Spatiale Internationale.

Un effet vertueux de ces nouvelles interactions est de conduire à une sorte de division du travail dans le secteur. Chaque acteur se concentre sur des objectifs précis et des ponts de circonstance apparaissent entre les entités suivant les projets. Ce nouveau modèle permet de valoriser les compétences des acteurs et d'améliorer les performances globales. On peut citer

l'exemple du programme Artemis de la NASA pour lequel le transport vers la Lune fait l'objet de deux projets en parallèle, le lanceur SLS par la NASA elle-même et le Starship par SpaceX. Ce nouveau paradigme se caractérise aussi par la démocratisation progressive de l'accès à l'espace, au sens de la diminution des coûts, permise par la présence d'acteurs plus nombreux et variés. Enfin, on peut retenir deux caractéristiques essentielles. D'une part la réduction des échelles de temps liée à la pression d'investisseurs sur les nouveaux acteurs privés, et d'autre part la place essentielle de l'énergie dont la capacité d'alimentation détermine l'ambition de tout projet.

Si nombre d'acteurs ne s'intéresse qu'à des orbites basses excluant donc la possibilité d'une source nucléaire, ce n'est pas le cas de tous les projets. Les projets visant à établir une base habitée permanente sur la Lune (Artemis, Moon Village, projet sino-russe) verront leur capacité d'accueil limitée par l'énergie disponible. Soit une puissance par astronaute comprise entre 3 kWe, valeur minimale impliquant un ravitaillement permanent depuis la Terre, et 200 kWe, valeur obtenue pour 7 astronautes et 140 kWe dans le cas de l'ISS qui bénéficie d'un ravitaillement régulier mais recycle partiellement air et eau. On considère par ailleurs un équipage de 4 personnes, valeur de référence du camp de base Artemis. (cmwarmer 2020) Utiliser des panneaux solaires, en admettant un rayonnement solaire de 1400 W/m^2 et un rendement d'environ 46 % soit le meilleur que l'on pouvait espérer en 2017 (P. Wu 2017), implique une surface de 19 à 310 m^2 nécessaires pour fournir 12 à 200 kWe. Il faut souligner que cet intervalle ne correspond pas à une base totalement autonome. Aussi, le résultat précédent n'est valable qu'à condition que ceux-ci soient exposés en permanence ce qui limite l'emplacement aux seuls pôles de la Lune. Faute de cela, il faut ajouter des batteries pour remplacer les panneaux pendant les nuits lunaires de 15 jours et doubler la surface des panneaux ; la moitié servant à l'alimentation directe, l'autre à charger les batteries. Face à ces contraintes, il semble donc naturel que la NASA se tourne vers une source pilotable tel qu'un réacteur nucléaire, en l'occurrence Kilopower.

Beaucoup d'acteurs visent la Lune, souvent dans l'optique d'atteindre Mars. Et dans ce cas particulier, c'est SpaceX qui communique le plus sur une mission habitée vers la planète rouge. Sans revenir sur les chiffres liés à une base habitée cités pour le cas de la Lune, les conclusions en sont cependant ici renforcées : Mars est plus éloignée du Soleil dont elle reçoit donc moins d'énergie (590 W/m^2) et elle est dotée d'une atmosphère sujette aux tempêtes de poussière qui peut bloquer des mois durant le rayonnement solaire au niveau du sol. Un nouveau besoin s'ajoute par ailleurs dans les arguments en faveur d'une source puissante et pilotable d'énergie : afin d'alléger le vaisseau au lancement, SpaceX envisage à terme de ne pas emporter tous les ergols nécessaires. (J. L. Heldmann 2021) L'idée est de les fabriquer « sur place », c'est ce que désigne l'acronyme ISRU (In-Situ Resource Utilization) : il s'agit de produire le méthane et le dioxygène nécessaire à partir de l'eau et du dioxyde de carbone trouvés sur la planète. Si on élargit l'objectif, cela correspond d'une certaine manière à industrialiser Mars de façon à y produire directement tout ce qui y sera nécessaire. La conclusion là encore est le besoin d'une alimentation électrique fiable et pilotable pour cet embryon d'industrie.

Dans le cas du remplissage d'un Starship, on peut évaluer à environ 5 GWh l'énergie nécessaire, en ne considérant que l'électrolyse de l'eau, la réaction de Sabatier (production de méthane) et la liquéfaction du dioxygène et du méthane. (D. Rapp 2005) On trace en Figure 17 le temps nécessaire à cette production en fonction de la puissance disponible. Les calculs sont détaillés en Annexe 2. On peut constater que les puissances de l'ordre de la dizaine de kW ne suffisent pas à envisager un rechargement de Starship et que la centaine de kW implique une attente de plusieurs années. Sur cet exemple précis, il est donc nécessaire de disposer d'une puissance de l'ordre du MW.

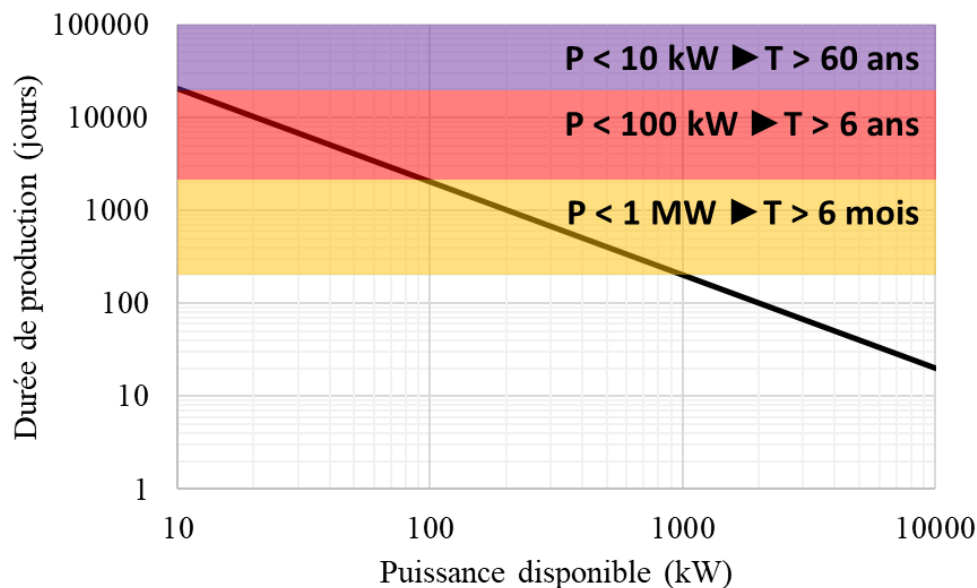


Figure 17 : Temps nécessaire pour recharger en ergols un Starship (SpaceX) par ISRU requérant une énergie totale de 4,8 GWh

De même que des bases habitées lunaires et/ou martiennes, d'autres applications en développement requièrent un nouvel ordre de grandeur à la fois en termes de puissance d'alimentation électrique et de puissance spécifique. C'est le cas de nouveaux propulseurs électriques, dont on peut citer deux exemples. D'une part, le X3 à effet Hall développé par la NASA dont un prototype a délivré 5,4 N de poussée pour 98 kW de puissance électrique. (S. J. Hall 2017) D'autre part, le VASIMR pour l'acronyme anglais de « propulsion magnéto plasmique à impulsion spécifique variable » dont un prototype a fourni 2 N de poussée avec une puissance d'alimentation de 80 kW (M. Giambusso 2021) et délivré jusqu'à 6 N avec 200 kW d'alimentation. (J. P. B. W. Longmier 2011) Au titre d'illustration, une poussée de 6 N permet d'augmenter la vitesse d'une charge utile de 2 tonnes de 2 km/s en 7,7 jours ; ces valeurs correspondent à la masse utile et au Δv de la mission Cassini-Huygens.

c. Réponses en développement aux Etats-Unis et en Russie

Dans le cadre de son objectif de retourner sur la Lune, la NASA soutient le développement du Kilopower. C'est un réacteur de 40 kWth conçu pour délivrer 10 kWe via 8 convertisseurs Stirling. Ce réacteur a été testé au sol en 2018. (M. A. Gibson 2018) Lors du test, il a fonctionné

à une puissance de 4 kWth et une température de 800°C. La puissance à évacuer de 30 kWth, du même ordre que la puissance thermique du cœur de 40 kWth permet l'utilisation de caloducs. Ces derniers sont non seulement utilisés pour transférer la puissance non convertie au radiateur (caloducs à eau) mais aussi pour l'extraire du cœur (caloducs au sodium) : ce choix permet d'avoir une réfrigération du cœur jusqu'au radiateur totalement passive utilisant des matériaux connus. Concernant les caloducs du radiateur, l'eau permet d'utiliser des alliages communs pour leur fabrication. De plus, aucune conséquence grave n'est à craindre en cas de fuite, par exemple après l'impact d'un objet sur le radiateur.

En Russie, l'Institut Kourchatov développe le TEM (Transport and Energy Module) qui doit délivrer 1 MWe au moyen d'une conversion dynamique utilisant un cycle de Brayton. Ce module de propulsion est associé à la mission Zeus dont le but est de réaliser en un voyage plusieurs missions sur plusieurs corps du système solaire : la Lune, Vénus ainsi que Jupiter, Io, Europe et Calisto.

La Chine enfin mène un programme de développement d'un réacteur nucléaire spatial. Très peu d'informations sont disponibles sur le sujet mais le réacteur visé devrait délivrer 1 MW de puissance électrique selon la presse. (A. Jones 2022)

3. Historique et actualité des réacteurs à sels fondus

Dans les années 1950, les Etats-Unis cherchent un moyen de maintenir en vol des bombardiers nucléaires sur de longues durées. C'est dans ce contexte qu'est construit le réacteur de l'ARE (Aircraft Reactor Experiment). Ce réacteur a été opéré sur des durées de l'ordre de quelques heures pour des puissances thermiques extraites jusqu'à 2 MW. (W. B. Cottrell 1955) Le sel utilisé était le mélange NaF (53,1%) - ZrF₄ (40,7%) - UF₄ (6,2%). L'ARE était un réacteur thermique dans lequel le sel combustible circulait dans des conduites noyées dans un modérateur en oxyde de béryllium. C'est le passage dans ce modérateur de neutrons qui permettait localement la réaction en chaîne. Deux refroidissements étaient mis en œuvre, l'un sur le circuit sel et l'autre sur un circuit de sodium qui refroidissait le modérateur en béryllium. Avec l'essor des missiles balistiques et la difficulté liée au blindage pour protéger l'équipage du bombardier, le projet ne connaît pas de suite. L'ARE est néanmoins le premier réacteur à sels fondus à avoir fonctionné, démontrant la faisabilité du concept et notamment sa stabilité liée à des contre réactions en températures fortement négatives, évaluées à -9 pcm/°C.

Suite à l'expérience ARE, l'ORNL conçoit, construit puis opère le MSRE. Ce réacteur thermique était conçu pour délivrer une puissance thermique de 10 MW. (Robertson 1965) Dans le cœur, le sel combustible LiF-BeF₂-ZrF₄-UF₄, circulait dans des canaux traversant le modérateur en graphite. Le sel fluorure binaire LiF-UF₄ s'est vu adjoindre d'une part du fluorure de béryllium pour diminuer la température de fusion, d'autre part du fluorure de zirconium afin de réagir avec l'oxygène et éviter la précipitation d'UO₂.

A partir des années 2000, le CNRS développe le concept du MSFR (Molten Salt Fast Reactor), de référence par rapport à des dérivés ultérieurs. (AIEA 2013) C'est un réacteur à spectre rapide d'une puissance thermique de 3 GW thermiques mettant en œuvre un sel fluorure.

Ce concept vise l'exploitation de la filière Th-U en étant régénératrice. Le sel est du LiF-ThF₄-UF₄ et des couvertures fertiles sont disposées en périphérie du cœur. Le MSFR intègre trois circuits : un circuit combustible contenu dans une cuve, un circuit intermédiaire qui permet d'extraire la puissance et de la transférer à un circuit de production électrique. L'échange thermique entre le circuit combustible et le circuit intermédiaire se fait autour du cœur, dans des échangeurs situés derrière les couvertures fertiles, à l'intérieur de la cuve. Le MSFR a servi de base à plusieurs thèses portant sur la sûreté (M. Brovchenko 2006) (D. Gerardin 2016), la chimie du sel (G. Duran-Klie 2017), le retraitement (X. Doligez 2010) et la simulation du couplage entre neutronique et thermohydraulique. (A. Laureau 2015)

Le projet le plus récent en France est le XSMR (eXtra Small Modular Reactor) proposé par NAAREA. Destiné à délivrer de 1 à 40 MWe par unité, c'est un réacteur intégré.

4. Considérations environnementales

Le lancement d'une fusée implique la combustion de dizaines de tonnes d'ergols, à l'origine d'une pollution connue et contrôlée aux abords du pas de tir. La multiplication des lancements, par exemple dans le cadre de la mise en orbite de constellations de satellites, rend la question de la limitation des nuisances du secteur spatial pertinente. De ce point de vue, écologie et économie se rejoignent sur la limitation de la masse et du volume des charges utiles. La première permet de contenir la quantité d'ergols nécessaire par masse de charge utile, la seconde permet dans le cas de structures importantes telles que le Station Spatiale Internationale de limiter le nombre de lancements. Cela pousse aussi à comparer les performances de systèmes sur le critère de leur masse.

Dans le cas d'un système électro générateur, il convient donc de comparer les masses spécifiques, à savoir la masse des systèmes par unité de puissance électrique délivrée. Le système présentant la masse spécifique la plus faible permet de délivrer plus de puissance pour la même masse au lancement.

Si parmi les systèmes spatiaux électro générateurs, on se concentre sur ceux utilisant l'énergie nucléaire sous forme de générateurs à radio-isotopes ou de réacteurs, on doit considérer des aspects propres à cette énergie. Le risque n'est plus seulement physique (retombée d'objet) et chimique (pollution), mais aussi radiologique. Cela implique en premier lieu de prendre ce dernier en compte au plus tôt, afin d'adapter le design d'un tel système pour limiter le risque de contamination. D'autre part et comme le montre l'expérience de la sonde Cassini, cela pose aussi la question de l'acceptabilité du public. En effet, la mission a requis une manœuvre de survol de la Terre deux ans après son lancement : cela a suscité l'inquiétude et provoqué des manifestations contre ce survol dans divers pays. (Morin 1999) (The Associated Press 1999)

IV. Conception et étude du cœur et du bouclier

Dans ce chapitre, on présente la démarche d'identification des matériaux pour le cœur et sa structure sur le critère de masse et sous la contrainte de contre-réactions en température. Ceci, sachant d'une part que la masse est le critère le plus important pour un système spatial, d'autre part que les contre-réactions sont un élément clef de la sûreté du réacteur et que l'existence d'une contre réaction négative consécutive à l'état liquide du combustible est l'un des arguments en faveur de l'utilisation d'un réacteur à sels fondus. Les études préalables ont permis d'identifier progressivement les matériaux et la structure générale du cœur, section IV.1. Elles ont aussi été l'occasion de mettre en lumière les aspects nécessitant une étude spécifique sur le design, notamment l'effet Doppler, section IV.2. Ce chapitre s'appuie sur cela pour construire un design et détailler les étapes pour y parvenir. Sont aussi présentées les études sur ce cœur, son démarrage à froid en section IV.3, sa durée de vie critique en section IV.4 et l'échange thermique en son sein en section IV.5, ainsi que sur le bouclier antiradiation associé, section IV.6.

1. Préconception du cœur

a. Choix du sel et du matériau réflecteur

Dans un premier temps, l'idée a été de déterminer le sel et le type de réflecteur à mettre en œuvre en s'appuyant sur le critère de masse critique. Cette approche simple permet d'aborder dès le début le problème de la masse du système tout en étant assez générale. Dans ce paragraphe, les calculs ont été menés via le code OCtAV du CNRS qui s'appuie sur MCNP pour les calculs neutroniques critiques. (Mesthiviers 2022)

L'étude visant à la création d'un concept nouveau, on décide d'adopter une approche basique en s'intéressant d'abord aux caractéristiques élémentaires du cœur : le sel, le spectre et donc le type de réflecteur. L'idée est que ces choix soient justifiés dès le départ, quand bien même la démarche n'est pas exhaustive comme on va le voir plus bas. Il existe deux types de sels pour un combustible nucléaire, les sels à base fluorure et ceux à base chlorure. Les premiers sont généralement associés aux concepts à spectre thermique tels que le MSRE (Robertson 1965) ou épithermique, tandis que les seconds sont plus souvent envisagés dans les design rapides tels que le MCRE. (TerraPower LLC s.d.) Pour cette étude, on a choisi d'étudier deux sels binaires, un fluorure et un chlorure, dans leur composition eutectique :

- LiF-UF₄ (27%-73% mol) – eutectique à 763 K
- NaCl-UCl₃ (33%-67% mol) – eutectique à 798 K

En effet, bien que la littérature portant sur les sels combustibles de réacteurs mentionne un très grand nombre de mélanges binaire, ternaire ou quaternaire, ((ed.) 1959) ces complexifications de compositions sont utilisées à des fins de contrôle de la corrosion ou encore d'adéquation avec la plage de température de fonctionnement. (M. Allibert 2018) L'investigation a priori de tels mélanges serait donc superflue, dans un premier temps où les contraintes technologiques par exemple ne sont pas encore connues.

Par ailleurs, pour les deux sels choisis, 4 enrichissements de l'uranium en ²³⁵U ont été testés : 20, 50, 75 et 95%. Ces valeurs permettent en effet de couvrir régulièrement l'ensemble

des combustibles dits hautement enrichis (HEU dans la littérature anglophone) tout en présentant certains avantages. L'enrichissement à 20% est à la limite supérieure de l'uranium faiblement enrichi (LEU), l'enrichissement à 95% est de l'ordre du maximum de ce qui a été réalisé en pratique, concernant les enrichissements à 50% et 75%, ils constituent des cas intermédiaires choisis arbitrairement.

Concernant le réflecteur, on s'appuie sur le choix des sels, l'un plutôt spectre rapide l'autre plutôt thermique, pour étudier un réflecteur « lourd » et un « léger ». Dans les deux cas, « lourd » et « léger » sont à prendre au sens du nombre de masse des noyaux, ici comme par la suite dans le contexte du matériau réflecteur. La littérature portant sur les concepts de réacteurs spatiaux avance néanmoins un aspect particulier. Ces réacteurs sont en effet contraints sur leur masse puisque contrairement à leurs homologues au sol ils doivent pouvoir être lancés dans l'espace : cela implique de prendre en compte les limites de charge utile des lanceurs. Cette contrainte a conduit à une particularité présente par exemple sur le seul modèle de réacteur nucléaire spatial de série, le BES-5 BOUK. (N. H. Whitman 2015) Quoiqu'à spectre rapide, ce modèle possédait un réflecteur en béryllium (matériau « léger ») thermalisant les neutrons réfléchis. L'association d'un combustible et d'un matériau réflecteur en fonction du spectre sur le critère de masse n'est donc pas triviale. Etant donné l'absence d'interaction entre les sels fondus et le graphite ainsi que les contraintes associées au béryllium, par exemple sa toxicité chimique, le graphite a été étudié comme réflecteur « léger ». Le matériau « lourd » étudié est de l'acier.

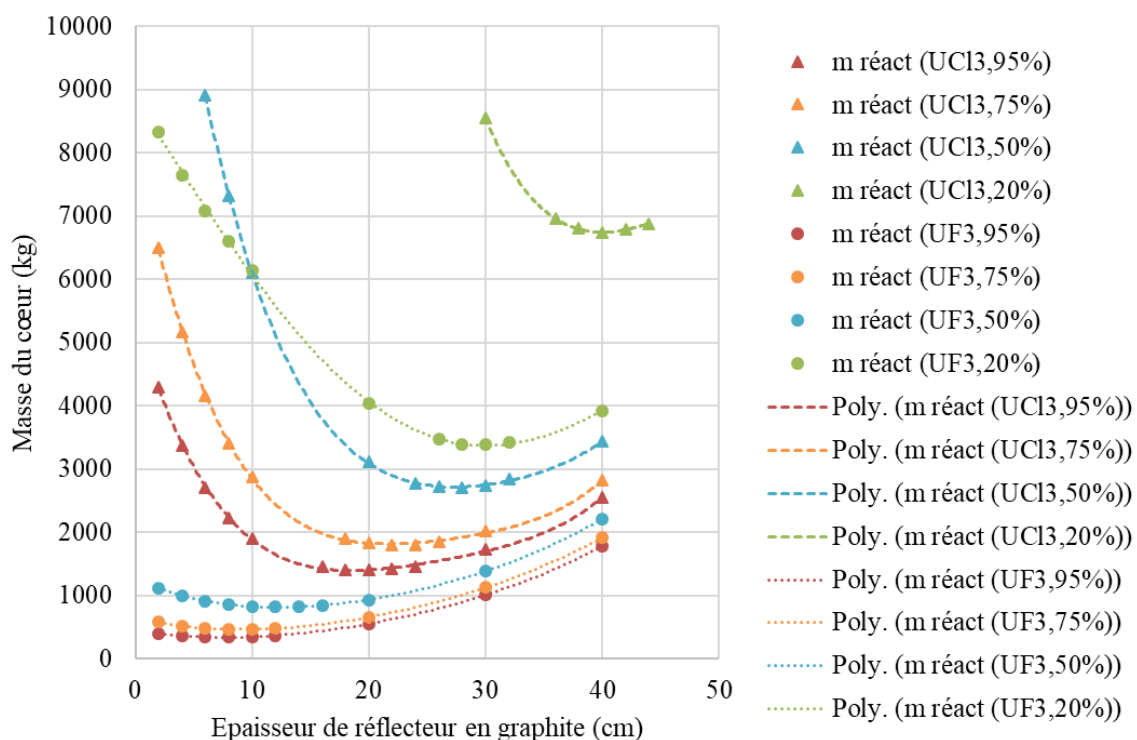
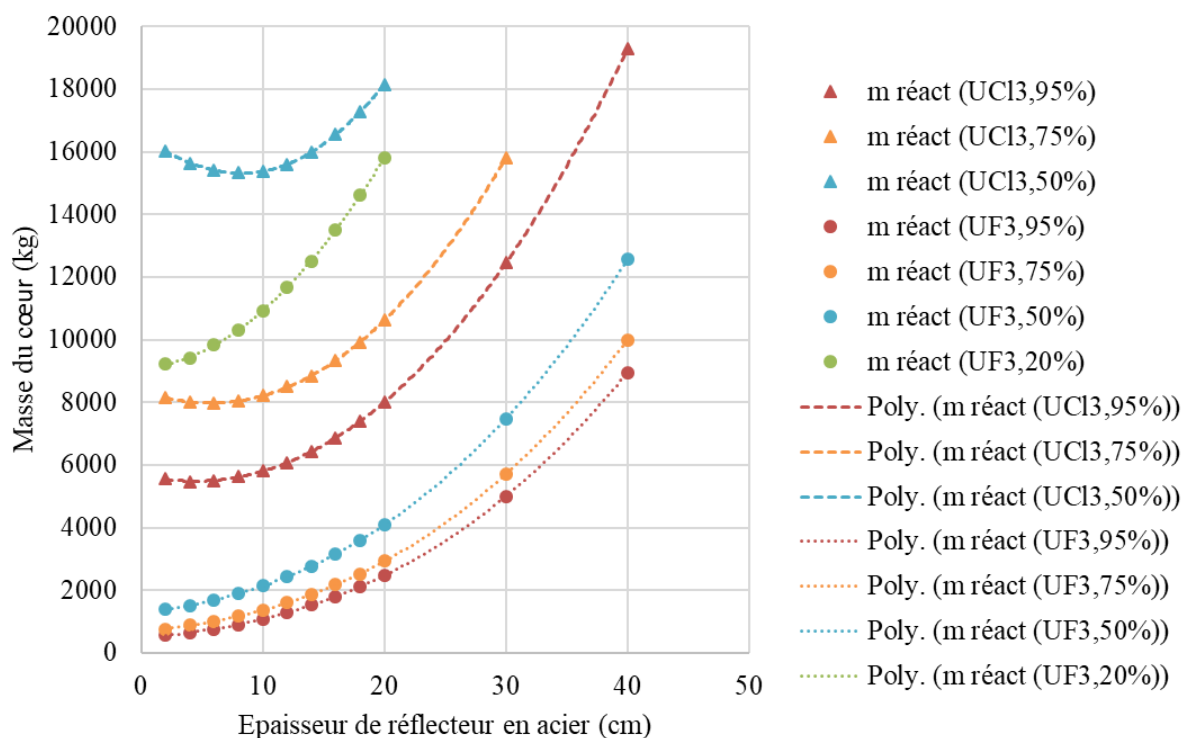


Figure 18 : Masse critique en fonction de l'épaisseur de réflecteur en graphite pour un cœur simple (cylindre)

En première approche, la température de calcul pour la recherche de masse critique a été prise juste au-delà de celle des eutectiques choisis : 800 K soit 527°C, donc des marges à la température de fusion du sel de 37°C et 2°C, respectivement pour le fluorure et le chlorure.



Ce sont donc 16 combinaisons {sel + réflecteur} qui ont été utilisées. Dans l'objectif de prendre en compte dès le début de l'étude le critère de masse, on a utilisé le code OCTAV afin d'identifier la taille et la masse critique d'un cœur simplifié. La géométrie choisie est la suivante : le sel occupe un cylindre dont le diamètre est égal à la hauteur, il est entouré par le réflecteur dont l'épaisseur est commune aux trois faces du cylindre. Le code a permis de déterminer la taille du cylindre de sel tel que l'ensemble soit critique en fonction de l'épaisseur de réflecteur : d'où l'obtention de la masse critique en fonction de l'épaisseur réflecteur.

Configuration	Réflecteur en graphite	Réflecteur en acier
95%-fluorure	340	555
75%-fluorure	468	768
50%-fluorure	817	1391
20%-fluorure	3381	9215
95%-chlorure	1400	5469
75%-chlorure	1804	7968
50%-chlorure	2708	15323
20%-chlorure	6741	91162

Tableau 7 : Valeur des masses critiques minimales en kg obtenues selon la configuration, l'enrichissement du sel et le matériau réflecteur.

La Figure 18 montre les résultats obtenus en termes de masse totale avec un réflecteur en graphite, la Figure 19 avec un réflecteur en acier. Le Tableau 7 rassemble la masse minimale pour chaque configuration et enrichissement : on peut relever qu'entre un fluorure et un chlorure de même enrichissement avec le même réflecteur, le rapport des masses minimales est au moins de 2, avec un fluorure plus léger. En effet, le volume de sel chlorure requis pour atteindre la criticité est supérieur à celui de sel fluorure, à réflecteur égal.

On constate l'existence d'une épaisseur optimale dans le cas d'un réflecteur en graphite puisqu'elle permet de minimiser le critère de masse critique. C'est cohérent avec le fait que le graphite modère les neutrons qu'il réfléchit ce qui augmente leur part dans les fissions induites. Lorsqu'on augmente son épaisseur, on adoucit donc le spectre : le volume de sel, plus dense que le graphite, nécessaire pour atteindre la criticité est moindre. A partir d'une certaine épaisseur, on ne réfléchit pas plus de neutrons, mais on augmente la masse de graphite, donc la masse totale. Dans le cas de l'acier, les neutrons réfléchis ne sont pas thermalisés : ils participent moins au taux de fission global. Par contre, l'acier est plus dense que le sel. Donc lorsqu'on augmente l'épaisseur du réflecteur en acier on augmente plus vite la masse de l'ensemble que sa réactivité.

Dans tous les cas, quand on diminue l'enrichissement en ^{235}U du sel, on augmente la part de ^{238}U . D'où la nécessité de compenser pour rendre l'ensemble de nouveau critique. Cela se fait soit en réduisant les fuites, donc en augmentant l'épaisseur du réflecteur, soit en augmentant la quantité de fissile donc la production de neutrons, c'est-à-dire avec un plus grand volume de sel.

On peut vérifier ces remarques sur les spectres neutroniques pour le cas du sel fluorure avec du graphite en Figure 20 et de l'acier en Figure 21. En effet, la Figure 20 montre que le spectre de la masse critique minimale pour chaque enrichissement est plus thermalisé lorsque l'enrichissement est faible. Ainsi la masse critique optimale dans le cas du réflecteur en graphite dépend non seulement de la quantité de neutrons réfléchis mais aussi du le spectre moyen du cœur. Dans le cas du réflecteur en acier en Figure 21, la masse critique minimale est celle sans réflecteur ; épaisseur minimale de 2 cm. Le spectre est plus dur puisque le réflecteur est lourd et il le reste malgré un adoucissement lorsque l'enrichissement diminue. Dans ce cas, le volume de sel augmente, et on peut donc expliquer la modification du spectre par des fuites réduites : les neutrons passent en moyenne plus de temps dans le cœur avant de disparaître et ralentissent un peu plus sur les atomes légers du sel : Na et Cl.

L'objectif étant d'obtenir un cœur le plus léger possible, ces résultats ont orienté le travail vers l'utilisation d'un sel fluorure hautement enrichi combiné avec un réflecteur en graphite, donc thermalisé. Par ailleurs, les dégâts d'irradiation sont moindres avec un tel spectre : cette contribution au critère de durée de vie, bien que non quantifiée dans cette étude, pousse au choix d'un spectre plutôt thermique donc cohérent avec celui qui a été fait.

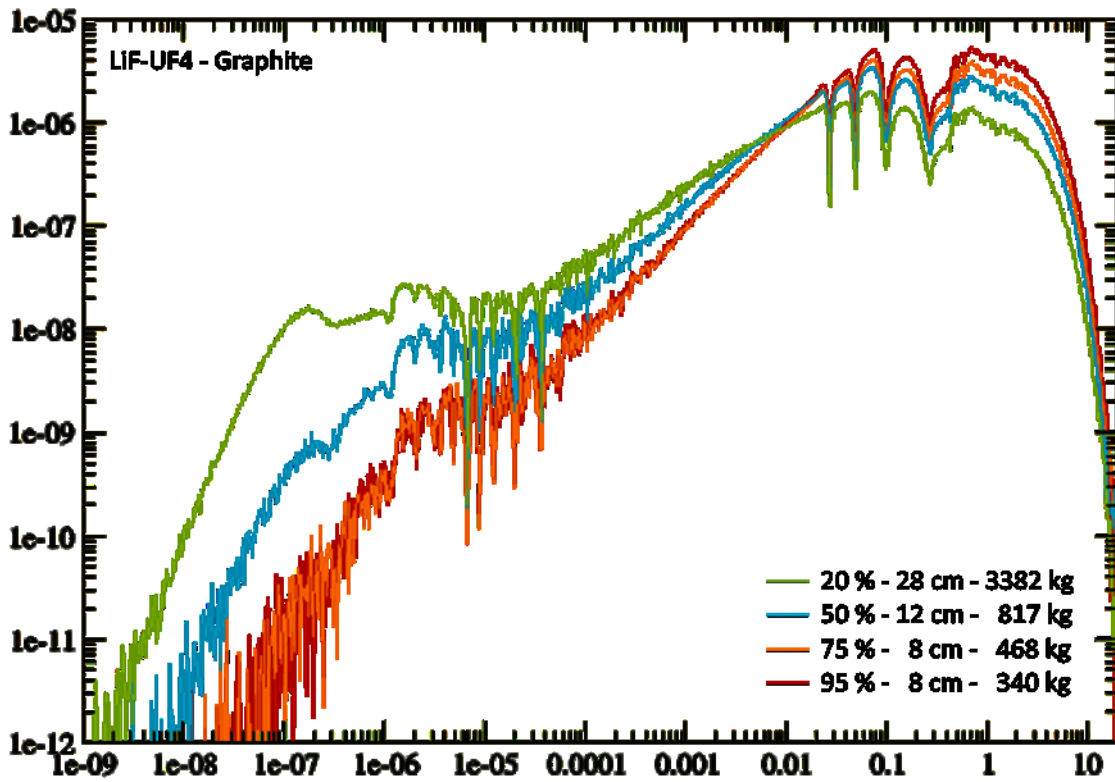


Figure 20 : Superposition des spectres neutroniques des configurations {sel fluorure, réflecteur graphite} pour la masse critique minimale de chaque enrichissement ; on précise l'épaisseur de graphite et la masse correspondante

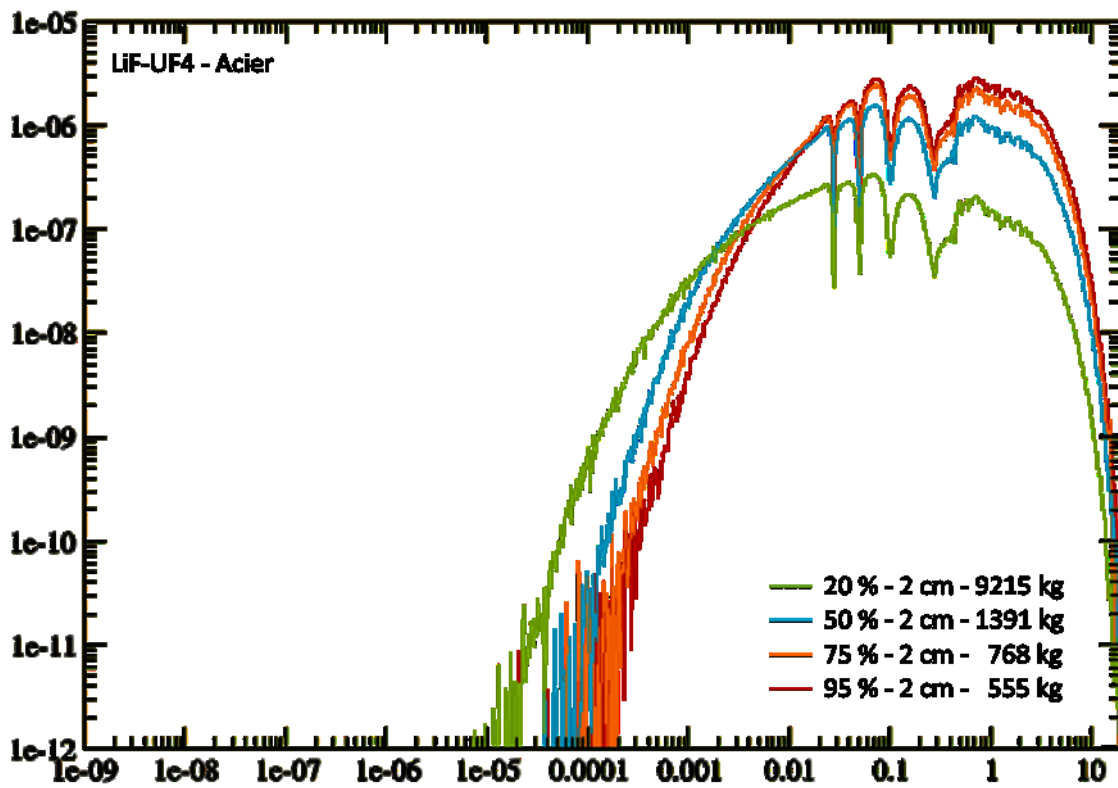


Figure 21 : Superposition des spectres neutroniques des configurations {sel fluorure, réflecteur acier} pour la masse critique minimale de chaque enrichissement ; on précise l'épaisseur d'acier et la masse correspondante

Ces choix présentent quelques inconvénients. Par exemple, le fort enrichissement équivaut pour le combustible neuf à une très faible portion du seul isotope résonant, l'uranium 238 : l'effet Doppler sera donc faible et devra faire l'objet d'une étude spécifique ; cf. IV.1.c, IV.2.e et IV.4.a. Aussi, l'utilisation de graphite impliquera dans le cas d'une étude technique plus poussée d'évaluer les marges géométriques nécessaires et la structure résultante pour prendre en compte ses variations de volumes avec la température. Le graphite présente néanmoins plusieurs avantages : il est insensible à la corrosion par les composés chimiques résultant de l'apparition des produits de fission (pas d'oxydo-réduction du graphite) et résiste à des températures très élevées, de l'ordre de 3600 °C, bien au-delà de l'ordre de grandeur des températures de fusions des mélanges LiF-UF₄, entre 500 et 1000°C selon les proportions. Par ailleurs, on rappelle en Annexe 3 les effets de l'irradiation et de la température sur le graphite. Enfin, il convient de le comparer au béryllium qui lui est préféré dans la littérature. Ce dernier présente en effet une section efficace microscopique de diffusion supérieure à celle du graphite, aussi le béryllium a un noyau plus léger (⁹Be et ¹²C) ce qui augmente l'énergie cédée par le neutron lors d'une diffusion sur le béryllium par rapport au carbone, enfin la masse volumique du béryllium métallique est inférieure à celle du graphite. Cependant, hormis la contrainte chimique déjà mentionnée, le béryllium (tout comme l'oxyde de béryllium) présente aussi des inconvénients par rapport au graphite :

- Du point de vue thermique d'abord, le béryllium fond à 1287°C, le BeO à 2530°C, dans les deux cas en deçà de la température de sublimation du graphite. Si pour l'oxyde de béryllium, la température de fusion laisse une marge suffisante, c'est moins le cas pour le béryllium pur pour lequel il faudrait le cas échéant s'assurer que le réflecteur est constamment refroidi, notamment en cas d'accident.
- Toujours d'un point de vue thermique, si le graphite présente un coefficient d'expansion thermique d'environ 6 µm/m.K à 750°C (D. M. McEligot 2016) équivalent à celui de l'oxyde de béryllium vers 8 µm/m.K, (J. Wei 2019) le béryllium en revanche affiche un coefficient de l'ordre de 17 µm/m.K environ à cette température (P. Hidnert 1927), supérieur d'un facteur 2. Ainsi, l'utilisation de béryllium requerrait donc la prise en compte de son changement de dimension plus important ce qui implique par exemple un refroidissement actif et dédié.
- Enfin et contrairement au graphite, le béryllium comme l'oxyde de béryllium peuvent interagir chimiquement avec un sel fluorure et a fortiori avec les composés apparaissant pendant l'opération du réacteur. (A. L. Mathews 1965) Le béryllium par exemple voit sa solubilité augmenter avec la température et la proportion de BeF₂ dans un sel LiF-BeF₂. En outre, le potentiel standard du béryllium (-1,85 V, Be/Be²⁺) est inférieur à ceux associés au carbone (0,21 V, C/CO₂ par exemple) : le béryllium est donc plus exposé à l'oxydation.

b. Etude de sensibilité sur un pré-design intégrant les fonctions principales

Suite à l'identification du sel et du réflecteur, l'objectif a été de concevoir un cœur de réacteur prenant en compte le contrôle de réactivité et l'extraction de puissance en s'appuyant sur les orientations établies : sel fluorure hautement enrichi, graphite,

réacteur thermique ou épithermique. Dans cette partie et les suivantes, les calculs de neutronique ont tous été menés sur TRIPOLI-4®, dans sa version 11. La base de données utilisée est la base CEAV5.1.2, qui s'appuie principalement sur les évaluations JEFF-3.1.1.

La combinaison d'un sel fluorure et de graphite ainsi que la thermalisation correspondent à l'expérience MSRE. L'idée est donc de s'appuyer sur l'absence d'interaction entre le graphite et le sel démontrée alors (H. E. McCoy 1969) pour proposer un design robuste du point de vue de la corrosion des matériaux par les composés chimiques formés par certains produits de fissions dissous dans le sel. La géométrie générale d'un type d'échangeur thermique dit à bloc en graphite a servi de base au préconcept proposé dans ce paragraphe. Il s'agit d'un bloc cubique de graphite assurant à la fois le rôle de modérateur et de réflecteur. A l'intérieur, un réseau de canaux permet au sel combustible de circuler entre un distributeur et un collecteur, chacun de ces deux volumes étant inclus dans le réflecteur. Le distributeur contient la turbine d'une pompe centrifuge qui pompe le sel des canaux au centre et l'envoie vers les canaux périphériques ; bien que non modélisée dans la géométrie, l'actionneur de cette pompe serait en graphite lui aussi, cf. Annexe 3. Cela permet d'éviter le contact du sel avec la cuve métallique qui contiendra le réacteur. Celle-ci n'est pas modélisée dans les calculs neutroniques réalisés ici. Un autre réseau, orthogonal au premier, permet la circulation d'un réfrigérant. Dans un premier temps, le choix s'est porté sur le sodium pour sa capacité et sa conductivité thermiques élevées et du fait de son utilisation maîtrisée dans ce contexte. Cependant, cette utilisation comme caloporteur concernait des réacteurs à spectre rapide. Ainsi, son utilisation avec un spectre plus thermique se heurte à une section efficace d'absorption comparable à celle du bore aux basses énergies (de l'ordre du barn) d'où en partie un changement de réfrigérant ultérieur ; cf. IV.2.c. Enfin, des barres de contrôle absorbantes s'insèrent selon une direction orthogonale aux deux réseaux de canaux. Cette première description générale est dotée d'une certaine flexibilité afin de pouvoir évaluer l'influence des paramètres géométriques. Les nombre et le diamètre des canaux, le pas des réseaux, le placement et le nombre de barres ainsi que l'épaisseur du réflecteur notamment ne sont pas fixés. Cette flexibilité a été rendue possible par l'automatisation de la description de la géométrie via un script interactif en Python, script mis à jour dans la suite de l'étude. Plusieurs versions de ce préconcept sont présentées en Figure 22.

Le choix de barres peut être discuté au regard des deux autres méthodes de contrôle de réactivité présentées dans la littérature : les tambours et les volets réflecteur.

- Le positionnement plus libre des barres par rapport aux tambours permet d'atteindre un plus grand poids neutronique, ce qui autorise une plus grande réserve de réactivité. En effet, on peut les placer bien plus proches de la zone active donc là où le flux est le plus élevé. Des tambours placés au cœur de la zone active ne permettraient pas de modifier la réactivité puisque leur partie borée resterait toujours dans la même zone de flux quel que soit l'angle de rotation.
- Aussi, la position sûre des volets étant ouverte, cela peut poser problème lors du chargement sur le lanceur et pendant le lancement, notamment en termes de sûreté : en cas d'accident il faut assurer que les volets resteront ouverts ou prévoir un

système pour les désolidariser du réacteur. Simultanément, cela interdit la zone proche du cœur à l'intervention lors de la préparation au sol.

- Les barres ont un inconvénient principal : il faut prévoir l'espace pour les retirer du cœur ce qui implique des vérifications de sûreté pour assurer le confinement, d'encombrement et de radioprotection puisque l'ensemble du système de contrôle avec le réacteur devront être « couverts » par le bouclier comme on l'admet dans la littérature récente sur le sujet ; cf. IV.6. (A. E. Craft 2008)

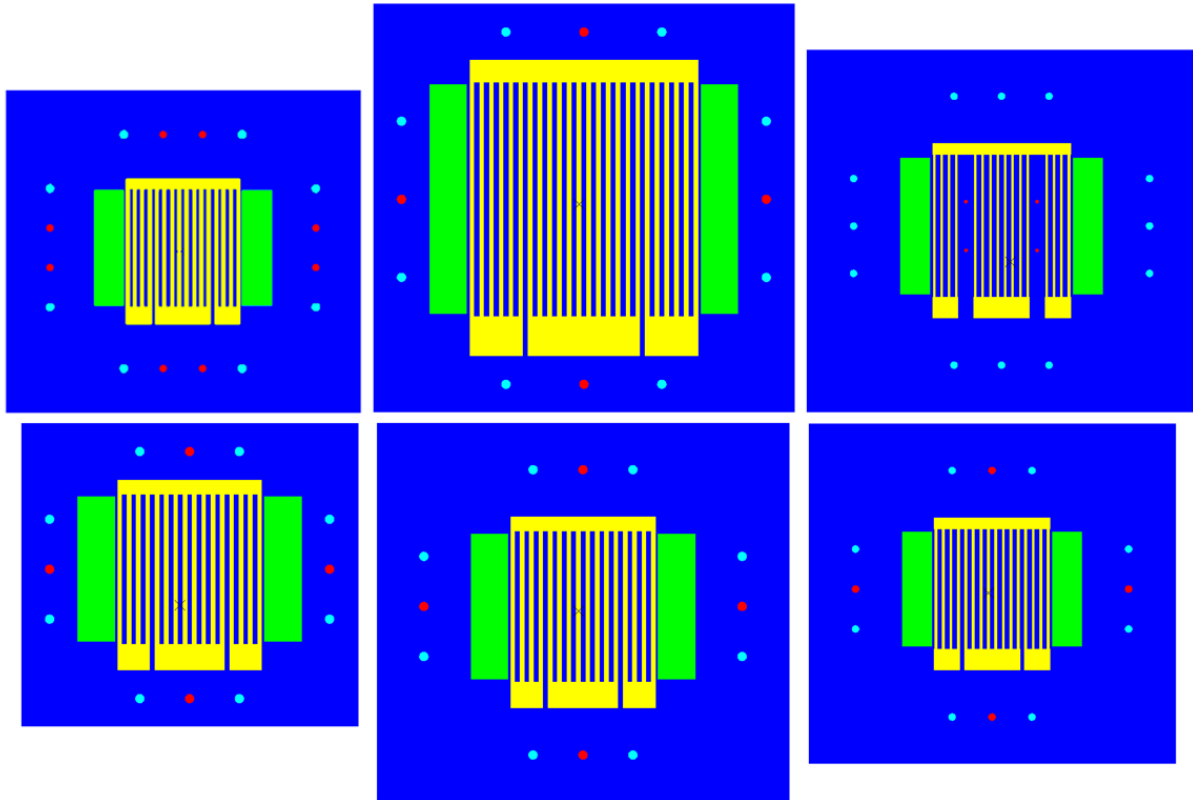


Figure 22 : Vues en coupe de différentes options du pre-design du réacteur ; sel en vert, réfrigérant en jaune, absorbant en rouge, graphite en bleu foncé, vide en bleu ciel (^{16}O à la concentration 10^{-20} at/b.cm)

En ce qui concerne les matériaux et en accord avec les conclusions du paragraphe IV.1, le sel utilisé est le mélange binaire LiF-UF_4 , avec 93,7% d' ^{235}U et 99,997% de ^7Li , l'enrichissement du lithium visant à améliorer l'économie de neutrons en évitant le ^6Li de section efficace d'absorption bien supérieure du ^7Li , notamment en spectre thermique. Afin de pouvoir modifier le sel si nécessaire, une fonction de calcul en Python de la composition pour TRIPOLI-4® (concentrations isotopiques en at/b.cm) en fonction de la composition des sels simples, de la fraction molaire du mélange binaire et de l'enrichissement en un ou plusieurs isotopes a été implémentée ; elle est présentée en annexe 4. Le réfrigérant utilisé pour ce pré-design est du sodium. En effet, c'est un matériau bien connu pour cette utilisation dans la filière nucléaire qui en première approche semble pertinent pour jouer le rôle de réfrigérant. Le matériau des barres absorbantes est du carbure de bore. Afin d'améliorer la conversion de puissance (cf. V) on choisit comme température de fonctionnement 900°C . Cette température élevée permet d'envisager une température chaude la plus élevée possible pour le cycle de

conversion tout en profitant de la résistance du graphite et du sel à cette température. De plus, elle est cohérente avec les températures les plus élevées envisagées pour le Hastelloy-N (Haynes International s.d.), l'alliage utilisé pour la cuve du MSRE, ce qui autoriserait son utilisation ultérieure dans le design. Cependant, dans le cas d'un caloporteur sodium, elle force à pressuriser le circuit réfrigérant à environ 1,3 bar pour maintenir le sodium en dessous de sa température d'ébullition.

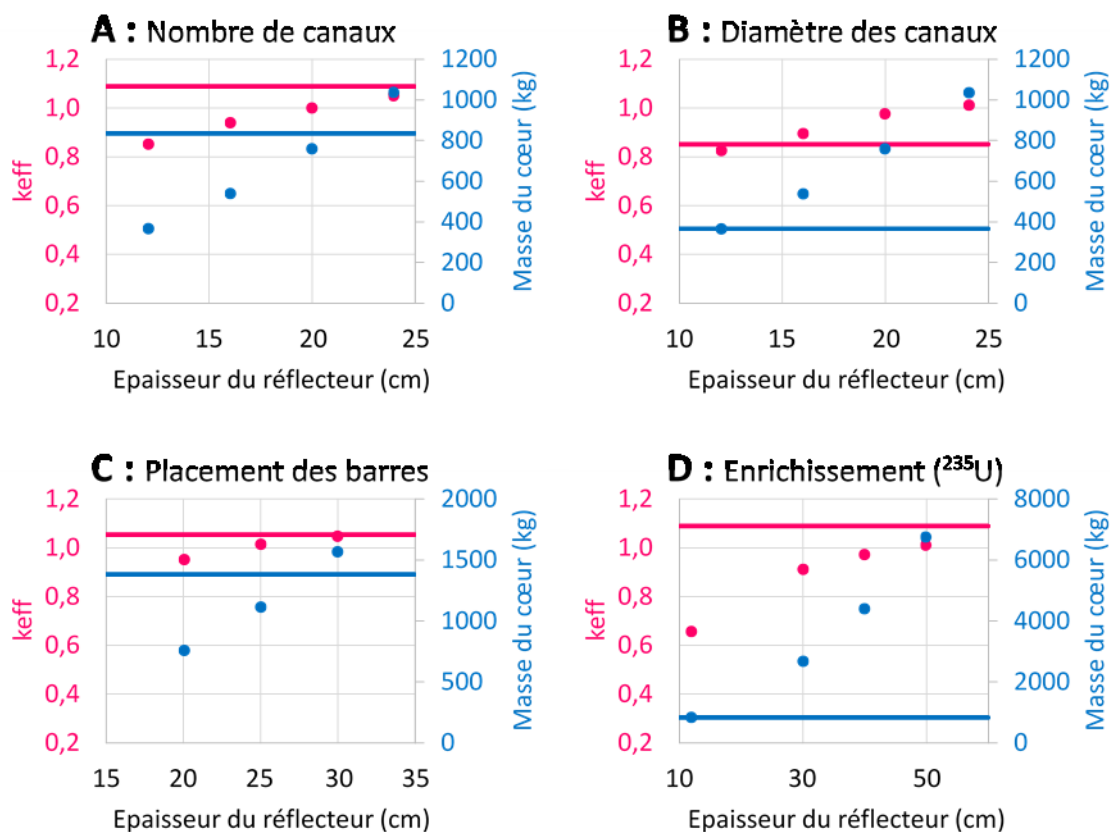


Figure 23 : Evolution du k_{eff} et de la masse relative du cœur en fonction de l'épaisseur du réflecteur à partir d'une configuration critique pour une modification du nombre de canaux de sels (A), de leur diamètre (B), du placement des barres entre les canaux ou dans le réflecteur (C) et de l'enrichissement du sel en ^{235}U (D) ; les barres horizontales marquent le k_{eff} et la masse de la référence pour chaque calcul

Une première étude a été menée sur certains paramètres de ce pré-design : nombre de canaux de sel (et donc de réfrigérant), diamètre des canaux de sel, placement des barres et enrichissement. L'objectif était de savoir si une diminution de la réactivité due à la modification d'un de ces paramètres pouvait être compensée seulement en modifiant l'épaisseur du réflecteur. Le but étant de faciliter la suite du travail : on s'assure qu'on pourra bien bénéficier de la flexibilité de ce pré-design tout en conservant un cœur critique, modulo l'épaisseur du réflecteur. Sans référence de départ, on en a construit une pour chaque cas, par essais successifs pour que le pré-design soit critique ou sur-critique. On a ensuite modifié un des paramètres mentionnés de sorte à ce que la réactivité baisse. Par exemple, pour le nombre de canaux, on l'a diminué. On a ensuite réalisé plusieurs calculs critiques avec des épaisseurs de réflecteur croissantes afin d'obtenir l'évolution du k_{eff} .

La Figure 23 présente les résultats obtenus pour chaque paramètre :

- Dans le cas A, on s'intéresse au nombre de canaux. On prend pour référence un cœur de 600 canaux (24*25) avec un réflecteur épais de 12 cm pour une masse de 835 kg dont on obtient le *keff* ; lignes pleines sur le graphe. On calcule ensuite la masse et le *keff* associé après avoir seulement modifié le nombre de canaux (15*16=240) pour plusieurs épaisseurs de réflecteurs : celle de la référence soit 12 cm, puis 16, 20 et 24 cm.
- Pour ce qui est du B, on modifie le diamètre des canaux. La référence possède ici 240 canaux et un réflecteur de 12 cm d'épaisseur pour une masse totale de 367 kg. On obtient de nouveau masse et *keff* de même que pour le cas A.
- On s'intéresse pour le cas C au placement des barres. La référence choisie dispose de 240 canaux et d'un réflecteur de 25 cm d'épaisseur, et présente une masse de 1383 kg. Quatre barres sont insérées entre les canaux. On calcule le *keff* et la masse une fois les barres placées dans le réflecteur pour la même épaisseur de réflecteur soit 25 cm, ainsi que pour 20 et 30 cm.
- Dans le cas D, on se penche sur l'enrichissement. Par rapport à la même référence que pour le cas A, dont l'uranium est enrichi à 95% en ²³⁵U, on a réduit l'enrichissement à 20% et obtenu les *keff* et masse pour plusieurs épaisseurs de réflecteur.

Comme on peut le voir, ces calculs ont permis de montrer que l'impact d'une modification des paramètres géométriques testés (nombre ou diamètre des canaux de sel, placement des barres) sur la criticité peut être compensée par une modification de l'épaisseur du réflecteur de l'ordre de la dizaine de centimètres. En revanche, le passage du HEU à du LEU à 20% conduit à imposer un réflecteur de plusieurs dizaines de centimètres d'épaisseur d'où une multiplication de la masse par 7 dans le cas étudié. Ces résultats confirment le choix d'un très haut enrichissement. Ce choix expose certes à un contrôle strict de la fabrication du sel dans le cadre du Traité sur la non-prolifération des armes nucléaires mais respecte la résolution 47/68 adoptée par l'Assemblée Générale des Nations Unies définissant les Principes relatifs à l'utilisation de sources d'énergie nucléaires dans l'espace (Organisation des Nations Unies 1992) selon lesquels : « Les réacteurs nucléaires ne doivent utiliser comme combustible que l'uranium 235 fortement enrichi. », donc pas de plutonium.

c. Etude des contre réactions en température et du placement des barres

L'idée ici a été de préparer le design du système de contrôle de réactivité. D'une part on a évalué le poids respectif des contre-réactions en température, variation de la densité et effet Doppler, sur une version du pré-design pour estimer la sûreté du pré-design et la possibilité de contrôler le réacteur avec un sel solide. D'autre part, on a évalué le poids neutronique de trois configurations de barres pour orienter les choix à venir.

Seule une version du pré-design parmi celles générées a fait l'objet d'une étude des contre réactions puisqu'il ne s'agit encore que d'une étape amont. La conclusion recherchée est donc

qualitative. L'objectif est en effet de déterminer l'ordre de grandeur des contre-réactions sur le pré-design, en particulier de l'effet Doppler. En effet, si on veut pouvoir envisager un démarrage ou un redémarrage du réacteur alors que le sel s'est figé, on ne pourra compter que sur l'effet Doppler jusqu'à ce que le sel ait fondu. Effet Doppler qui doit pouvoir être compensé par le contrôle de réactivité, ici les barres. Toutefois, le choix d'un très fort enrichissement de l'uranium en ^{235}U implique que, dans le sel neuf, l'effet Doppler est le fait d'une très faible quantité de ^{238}U . On s'attend donc à un effet Doppler assez faible avant tout calcul, mais obtenir des coefficients en pcm/ $^{\circ}\text{C}$ permettra de justifier une attention plus ou moins importante à cet aspect par la suite.

La littérature propose plusieurs lois permettant d'exprimer la masse volumique du mélange LiF-UF₄ en fonction de la température. (A. A. Klimenkov 1983) (B. C. Blanke 1959) Cependant une seule loi est relative aux proportions de l'eutectique, soit le sel choisi pour cette étude. C'est donc la loi présentée en Équation (50) qui est utilisée pour calculer la masse volumique du sel et donc la composition pour le calcul Monte-Carlo. (B. Porter 1966) A défaut d'une valeur à l'état solide, on garde pour les températures inférieures à la température de fusion du sel la masse volumique donnée par la relation précédente au point de fusion.

$$\rho_{sel}(T_{[^{\circ}\text{C}]}) = 4,867 - (1,272 * 10^{-3}) * (T_{[^{\circ}\text{C}]} - 700) \quad (50)$$

Afin d'obtenir les coefficients recherchés, la démarche a consisté à réaliser plusieurs calculs critiques statiques :

- Un calcul de référence à une température donnée, par la suite température de référence.
- Un calcul « CR » à une température T_{cr}. Alors que la densité dans les canaux a été adaptée à la température, la densité dans le collecteur et le distributeur a été réduite pour conserver la masse totale. Ce calcul permet d'estimer sur l'intervalle des températures la valeur moyenne de l'ensemble des contre-réactions en température.
- Un calcul « Doppler » mené avec les mêmes densités de sel que dans le calcul de référence mais à la température T_{cr} pour les sections efficaces permet d'évaluer le poids du seul effet Doppler.
- Un calcul « Densité » avec les densités de sel du calcul CR, mais à la température de référence pour les sections efficaces. Il permet quant à lui d'évaluer le poids de la contre-réaction en densité seule.

	Unités	Réf.	Densité	Doppler	CR
<i>Tsel (dans les canaux)</i>	K	1174	1174	1474	1474
<i>ρsel (dans les canaux)</i>	g/cm ³	4,264	3,882	4,264	3,882
<i>Tsel (hors des canaux)</i>	K	1174	1174	1474	1474
<i>ρsel (hors des canaux)</i>	g/cm ³	4,264	4,266	4,264	4,266
<i>K_{eff}</i>		1,01303(11)	0,99134(75)	1,01271(11)	0,99193(76)
<i>Δk_{eff}</i>	pcm/K		-7,72±0,25	-0,11±0,05	-7,52±0,26

Tableau 8 : Evaluation des valeurs de l'effet Doppler et de la densité sur une version du pré-design

Les résultats obtenus présentés au Tableau 8 montrent que l'effet Doppler sur le pré-design est de l'ordre du dixième de pcm/°C, donc faible mais pas forcément négatif, tandis que la contre réaction sur la densité atteint plusieurs pcm/°C. On en conclut donc que le contrôle de réactivité lorsque le sel est solide devra être étudié de façon spécifique par la suite, afin de s'assurer qu'il soit cohérent avec la valeur de l'effet Doppler. Ce résultat a été obtenu avec une plus grande précision (11 pcm sur le calcul « Doppler ») d'où l'incertitude plus faible que pour les calculs « Densité » et « CR ». Cette incertitude est obtenue à partir des écarts-type sur les k_{eff} : c'est la racine carrée de la somme des carrés des écarts-types. Ici, la valeur obtenue est divisée par l'écart de température. Par la suite, on conserve cette façon d'estimer l'incertitude.

La Figure 24 montre les quatre configurations testées pour le contrôle de réactivité. Le placement et le diamètre des barres sont les paramètres modifiés. Ce sont dans chaque cas 4 barres de carbure de bore qui sont entièrement insérées dans le cœur, y compris sur l'épaisseur du réflecteur. Afin d'autoriser l'insertion de barres de sécurité au lancement ou en cas d'accident, on a prévu des emplacements vides. Dans ce cas, le vide dans le jeu de données pour TRIPOLI-4® est occupé par de l' ^{16}O à une concentration de 10^4 at/cm³, soit 10^{-20} at/(b.cm). Cette concentration arbitraire très faible permet d'obtenir un matériau non vide pour le code mais avec une concentration d'au moins 10 ordres de grandeurs inférieure aux concentrations des matériaux.

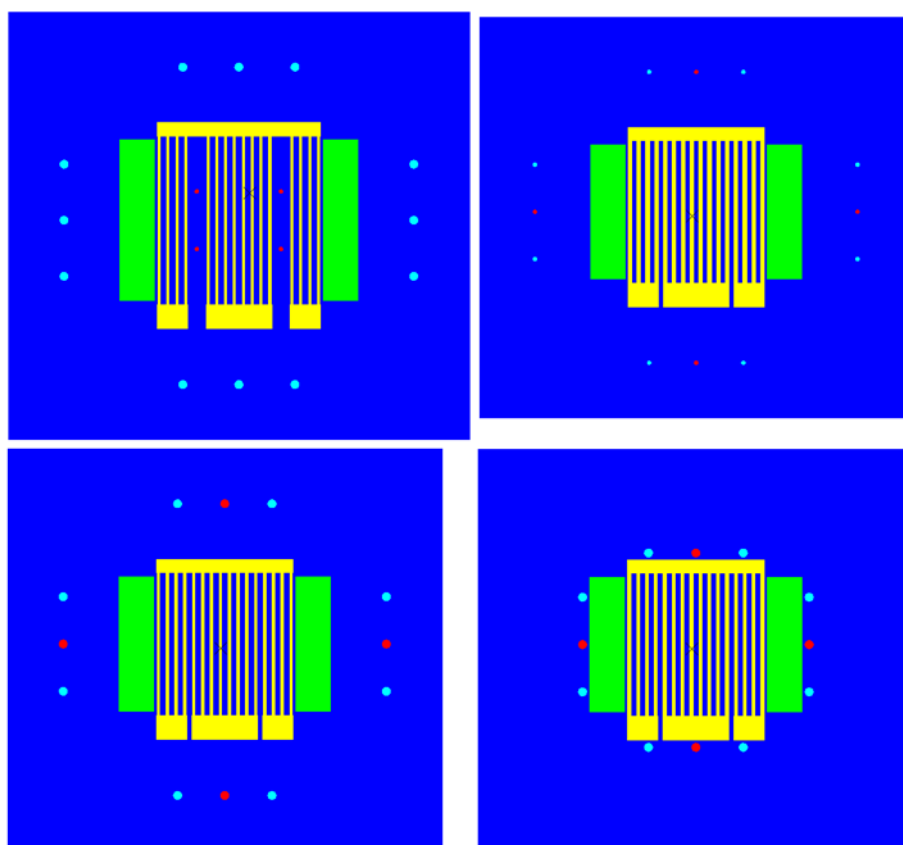


Figure 24 : Vues en coupe des quatre configurations du pré-design testées pour le contrôle de réactivité, de gauche à droite et de haut en bas : cas 1 à 4 ; voir Tableau 9. Composition : sel en vert, réfrigérant en jaune, absorbant en rouge, graphite en bleu foncé, vide en bleu ciel (^{16}O à la concentration 10^{-20} at/b.cm)

Le critère de comparaison choisi est le k_{eff} : dans chaque cas on mène un calcul avec les barres et un sans afin de déterminer leur poids neutronique. Afin de pouvoir nuancer les résultats, on a aussi calculé dans chaque cas la masse du réacteur correspondante. En effet, lorsque les barres sont dans le réflecteur, elles ne requièrent pas d'espace supplémentaire alors que pour les insérer entre les canaux, il faut écarter ces derniers pour libérer un espace suffisant pour le passage d'une barre ; cela augmente la taille et donc la masse du réacteur. Le cas 4 correspond à une solution de compromis où les barres sont dans le réflecteur mais au plus près des canaux.

	Unités	Cas 1	Cas 2	Cas 3	Cas 4
Nb. de barres		4	4	4	4
Nb. d'emplacements vides		12	8	8	8
Diamètre des barres	cm	1	1	2	1
Placement		Canaux	Réflecteur	Réflecteur	Limite
K_{eff} (insérées)		1,05451(78)	1,02863(74)	1,01444(74)	0,94501(80)
K_{eff} (retirées)		1,12263(75)	1,04849(74)	1,04467(74)	1,03893(78)
Δk_{eff}	pcm	6812±108	1987±105	3018±105	9392±112
Masse du cœur	kg	1383	1119	1114	1114

Tableau 9 : Evaluation du poids des barres sur 4 versions du pré-design

Les résultats rassemblés dans le Tableau 9 montrent que les barres entre les canaux ont plus de poids que celles dans le réflecteur. Ce résultat est cohérent avec un flux plus élevé entre les canaux qu'au milieu du réflecteur : le spectre est plus thermique dans le réflecteur ce qui aurait tendance à augmenter le poids des barres mais le flux y est plus faible à cause des fuites (proximité avec la périphérie du réacteur) d'où finalement un poids moindre.

Placer les barres entre les canaux conduit à une augmentation de 24 % de la masse du cœur mais leur poids neutronique est multiplié par deux par rapport aux mêmes barres dans le réflecteur. Le cas 4, compromis entre les cas 1 et 3, montre que, pour la même masse que le cas 3, le poids neutronique des barres dépasse de 38% celui du cas 1 où les barres sont entre les canaux pour une masse inférieure de 19%. C'est donc sur cette base (cas 4) que l'on s'appuie par la suite pour le placement des barres dans le design du cœur ; cf. IV.2.d.

Dans le paragraphe qui précède, on a justifié du choix des matériaux. Quel sel et quel réflecteur utiliser ? Un sel fluorure fortement enrichi associé à un réflecteur en graphite permet d'obtenir une masse critique minimale. D'où la proposition d'une géométrie inspirée d'un échangeur à bloc en graphite a été étudiée du point de vue neutronique en répondant aux questions suivantes. Peut-on rendre cette géométrie critique en cas de modification d'un paramètre rendant le cœur sous-critique ? Oui, avec quelques cm de réflecteur supplémentaire sauf à baisser l'enrichissement à 20%. Quel est l'ordre de grandeur des contre-réactions ? La contre-réaction en densité est très forte, en revanche l'effet Doppler est faible, moins d'un pcm/K. Où est-il intéressant de

placer des barres de contrôles ? Dans le réflecteur, au plus près de la zone active, c'est là que le rapport de leur poids neutronique sur le gain de masse totale du réacteur est le plus élevé. Les informations recueillies relèvent exclusivement de la neutronique, pourtant elles impliquent des températures et interactions chimiques qui relèvent de considérations technologiques. De plus, si évaluer les contre-réactions est une première approche de la sûreté, celle-ci est aussi liée à des considérations fonctionnelles, non pas du cœur seul mais dans le système complet. Ces considérations font l'objet du paragraphe suivant, où elles permettent la définition plus précise d'un design.

2. Prise en compte de différentes contraintes sur le cœur

a. Contraintes technologiques

Afin d'éviter de proposer un design sujet à un obstacle technologique majeur et évident, une réflexion a été menée sur les matériaux, les températures, la structure et la fabrication. On liste ci-dessous différentes hypothèses et leurs implications :

- Si on envisageait comme cycle de conversion un cycle de Brayton direct, cela impliquerait un échange thermique en cœur du combustible, vers le gaz de travail du cycle. Or la pression du gaz de travail du système de conversion nécessaire pour le transfert de la puissance thermique impliquerait l'utilisation de conduites dans le cœur dont l'épaisseur devrait être cohérente avec cette pression du gaz. Ainsi, si le spectre du réacteur était thermique, l'alliage constituant les conduites devrait être aussi transparent aux neutrons que possible, ce qui impliquerait des calculs neutroniques dédiés. La masse du cœur serait nécessairement alourdie du fait de la présence d'épaisses conduites de gaz. De plus, il faudrait s'assurer que le cœur puisse être critique en prenant en compte l'absorption des neutrons par les conduites : le réflecteur en devrait être plus épais d'où un autre gain de masse, que l'on cherche à éviter.
- Dans le cas d'un cycle de Rankine métallique (diphase liquide vapeur) le changement d'état du fluide de travail entraînerait une complexité spécifique : la séparation des phases liquide et vapeur. Un cycle direct impliquerait d'ajouter cette complexité à celle du cœur, neutronique en particulier. Les pressions nécessaires du côté du circuit de conversion seraient en revanche plus basses que pour le cycle de Brayton si on utilisait comme fluide de travail du mercure ou du potassium, les deux les plus mentionnés dans la littérature dans ce contexte. Dans les deux cas, une comparaison de leur activation serait nécessaire.
- Au-delà de 200~300°C les joints ne peuvent pas être en polymères, ils fondraient. Les alternatives sont les joints en céramique ou en graphite qui non seulement tolèrent des températures bien au-delà de 300 °C mais résistent aussi aux agressions chimiques. Cependant, l'étanchéité est difficilement envisageable en pratique si le graphite supporte directement une forte différence de pression.

- Dans le cas où l'échange thermique serait réalisé hors cœur et pour échanger à haute température et haute pression, l'échangeur doit être simple. Un échangeur tubulaire assure une bonne tenue à la pression rapportée à son volume.
- Enfin, si l'ensemble du cœur est pressurisé (sel et graphite compris) la masse de la cuve maintenant la pression serait dépendante de la forme du cœur : un cube nécessitera une plus grande masse qu'un cylindre.

C'est sur l'ensemble de ces remarques qu'on s'appuie pour la suite, et notamment pour les choix présentés en IV.2.c.

b. Contraintes de sûreté

La sûreté d'un design est indispensable et elle s'applique sur un design bien défini ; cependant, prendre en compte des aspects généraux en amont permet là encore d'éviter partiellement de grands correctifs a posteriori. La littérature permet d'identifier deux paradigmes historiques quant à la sûreté des générateurs thermoélectriques à radio-isotopes (RTG), qu'on élargit ici aux réacteurs. La première, historiquement, peut-être nommée dispersion. Elle consiste à concevoir le RTG de telle sorte qu'en cas de rentrée atmosphérique, il se désagrège suffisamment haut dans l'atmosphère et en particules suffisamment petites et dispersées pour que la contamination radiologique soit localement négligeable. C'était celle choisie lors de la conception du RTG équipant le satellite Transit-5BN3 qui lors sa retombée a dispersé 1 kg de ^{238}Pu soit 17 kCu au-dessus de l'Océan Indien. La seconde peut être appelée intégrité. C'est celle qui prévaut depuis la fin des années 60. Elle vise à éviter toute contamination en s'assurant que l'enveloppe résiste à tout événement accidentel. C'est celle qui prévaut depuis l'accident de Transit-5BN3. L'accident de Nimbus-B en montra l'efficacité : suite à une panne du booster, la mission fut annulée et le lanceur détruit pendant son ascension. Le RTG a été récupéré entier au fond de l'océan, remis en état et utilisé sur Nimbus-3.

Dans la doctrine de l'intégrité, la compacité est privilégiée. Pour un réacteur, cela conduit à limiter les pénétrations du cœur pour privilégier la tenue de la cuve. Par ailleurs, le paradigme des multiples barrières du secteur nucléaire au sol pousse à éviter un cycle direct qui ne laisserait qu'une seule barrière entre le combustible et l'extérieur, à moins de qualifier les parois du circuit de conversion.

Enfin, la démarche sûreté implique aussi la protection des équipements et des équipages des rayonnements directement émis par le réacteur en conditions d'opérations normales. Cette protection se fait au moyen d'un bouclier. Celui-ci doit être dimensionné en fonction de la distance à laquelle se trouveront les zones à protéger et de la présence ou non d'un équipage.

c. Choix sur les contraintes

L'expérience du crash de Cosmos 954 au Canada (cf. III.1.a) a montré la nécessité de choisir le paradigme de l'intégrité, c'est celui qui est fait pour la présente étude. En pratique, cela confirme le choix de ne pas faire sortir le sel combustible du cœur et la mise en œuvre d'un circuit réfrigérant entre le circuit combustible, qui ne sort pas du cœur, et le circuit de

conversion, qui ne rentre pas dans le cœur. Le point négatif est que l'ensemble du sel combustible est disposé à proximité immédiate de la zone active, ce qui pourrait conduire à une moindre contre réaction en température sur la densité. Celle-ci a donc fait l'objet d'une évaluation avant la proposition d'un design comme on a pu le voir en IV.1.c.

On choisit de garder le cœur à pression atmosphérique, le graphite et le sel ne sont pas pressurisés. L'enveloppe du cœur ne devrait donc subir en opération que la différence entre la pression interne et le vide, soit une atmosphère. Elle devra aussi répondre aux contraintes liées à la sûreté au lancement ; cet aspect particulier n'étant étudié qu'une fois la charge utile bien définie voire en cours de construction il ne sera pas étudié ici. Afin de séparer le circuit de conversion du circuit combustible, on ajoute un circuit réfrigérant au lithium qui extrait la puissance du cœur vers la source chaude du cycle. Le lithium a une température d'ébullition très élevée (1330 °C) et une fois enrichi à près de 100% en ${}^7\text{Li}$, il est tout plus transparent aux neutrons que le sodium, d'où la proposition. La comparaison sur la même géométrie entre ces deux caloporteurs n'a toutefois pas été réalisée. Après l'ajout du circuit réfrigérant, le choix d'un cycle est libéré des contraintes liées au cœur.

d. Description générale du design

Le cœur comprend deux circuits, un circuit combustible où circule le sel, et un circuit réfrigérant qui permet d'extraire la chaleur vers le système de conversion. Le cœur est composé d'un bloc de graphite cylindrique. A l'intérieur, deux réseaux de canaux se croisent. Les canaux de sel selon la hauteur du cylindre, les conduites de réfrigérant orthogonalement aux premières. On montre une vue en coupe horizontale, soit orthogonale aux canaux de sel, en Figure 25.

Le circuit combustible reste dans le cœur. Une pompe en graphite (cf. Annexe 3) permet de mettre en mouvement le sel : ce dernier n'est en contact qu'avec du graphite. La pompe entraîne le sel depuis les canaux centraux et le renvoie vers les canaux périphériques. La circulation du sel permet d'assurer son homogénéité, de contrôler et améliorer le transfert thermique et de séparer du sel les produits de fissions gazeux au niveau du vortex de la pompe par exemple. Pour les calculs on ne représente du circuit combustible que les canaux et deux volumes aux deux extrémités, un distributeur et un collecteur indifférenciés.

Le réfrigérant suit un circuit d'aller-retour entre les canaux de sel. Il est injecté par deux distributeurs sur les deux groupes de canaux les plus périphériques puis fait demi-tour et revient par l'autre moitié des canaux, au centre du cœur.

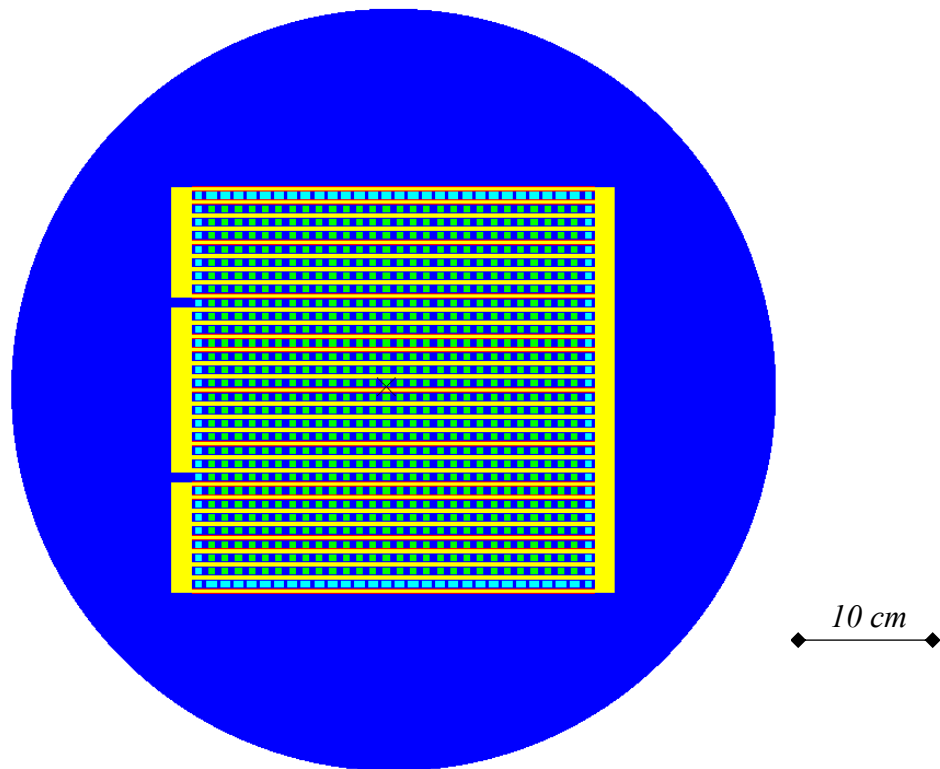


Figure 25 : Vue en coupe horizontale du design sélectionné pour la suite de l'étude ; sel combustible en vert, réfrigérant en jaune, conduites de réfrigérant en rouge, barres en bleu ciel, graphite en bleu foncé.

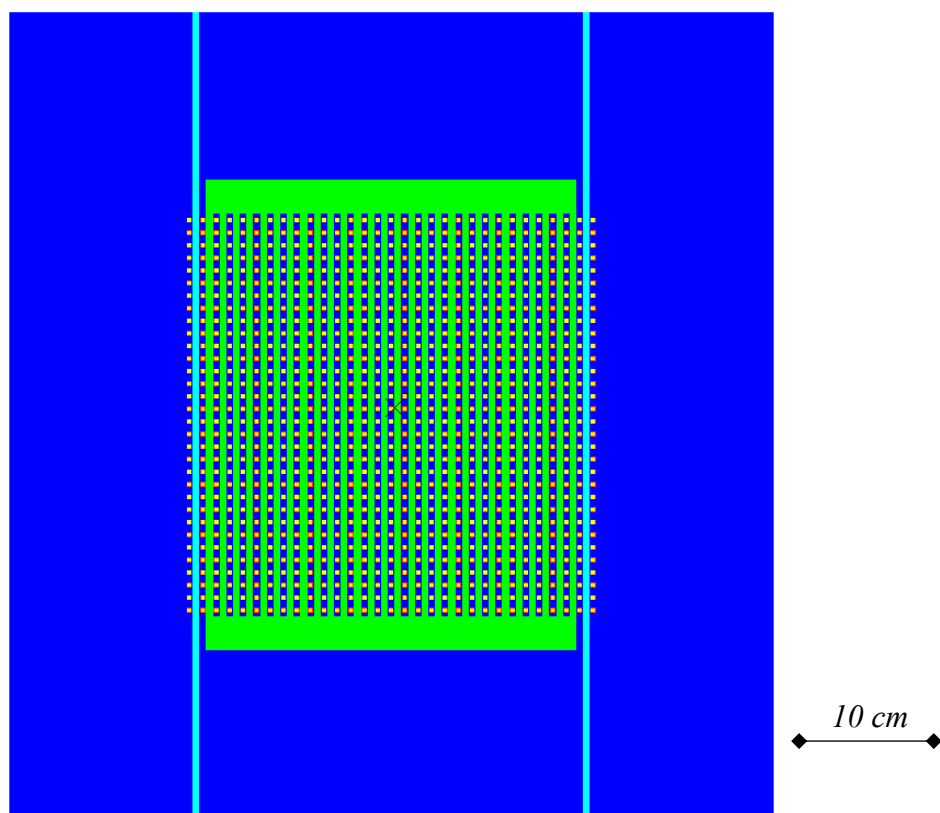


Figure 26 : Vue en coupe verticale du design sélectionné pour la suite de l'étude ; sel combustible en vert, réfrigérant en jaune, conduites de réfrigérant en rouge, barres en bleu ciel, graphite en bleu foncé.

Tous les canaux ont une section carrée, large de 1 cm pour le sel et de 6 mm pour le réfrigérant à laquelle s'ajoute une conduite de 1 mm d'épaisseur. Le pas est de 2 cm. Les barres disposées le long des collecteurs et distributeurs de réfrigérant (à gauche et à droite sur la Figure 25) ont une section carrée et une largeur de 1 cm. Les autres (en haut et en bas sur la Figure 25) ont une section rectangulaire de 1,5 cm longueur et 1 cm de largeur. Les collecteurs et distributeurs font 5 cm d'épaisseur. Ces dimensions ont été obtenues arbitrairement : une optimisation de l'ensemble d'entre elles aurait été trop longue à réaliser. Certaines sont liées aux autres : par exemple les 6 mm de largeur des canaux de réfrigérant, ajoutés aux deux fois 1 mm de conduites et combinés au pas des canaux et à la largeur des canaux de sel, correspond à un espace de 1 mm entre un canal de sel et un canal de réfrigérant. L'optimisation de l'ensemble de ces dimensions reste néanmoins en suspens.

e. Etude paramétrique et sélection d'une version

Puisqu'il aurait été trop long d'étudier la variation de tous les paramètres possibles, seul deux d'entre eux ont fait l'objet d'une étude : le nombre de canaux de sel (et par conséquent de canaux de lithium) d'une part, et l'épaisseur d'un réflecteur d'autre part. Cette dernière n'est pas l'épaisseur réelle puisque le réflecteur est cylindrique. On définit pour la suite l'épaisseur comme celle d'un réflecteur cubique de même volume. En pratique, on calcule le volume du réflecteur cubique pour l'épaisseur choisie, puis on fixe la hauteur du cylindre telle que l'épaisseur du réflecteur cubique soit conservée sur les deux faces planes du cylindre, enfin on déduit le rayon de sorte à conserver le volume. Le Tableau 10 présente les combinaisons étudiées et la masse correspondante.

<i>Epais. Réfl. / Nb. de canaux de sel</i>	23	24	25	26	27	28
20 cm	1520	1611	1705	1802	1903	2008
25 cm	2124	2239	2358	2481	2608	2738
30 cm	2855	2997	3143	3293	3448	3607

Tableau 10 : Masse en kg du cœur pour différents nombre de canaux de sel et différentes épaisseurs de réflecteur

Le seul critère de masse n'est pas suffisant puisqu'il ne reflète aucune propriété du cœur du point de vue neutronique. Ainsi la première question est d'établir lesquelles des configurations générées disposent d'une réserve de réactivité positive. Autrement dit lesquelles sont critiques lorsqu'on retire les barres et de combien. Pour cela, on a réalisé pour chacune d'entre elles deux calculs critiques, l'un avec toutes les barres insérées, l'autre avec toutes les barres retirées. Le premier permet de vérifier que les barres rendent bien le réacteur nettement sous critique. Le second sert à évaluer la réserve de réactivité. On rassemble cette dernière information pour chaque configuration dans le Tableau 11.

L'évaluation de la réserve de réactivité permet de laisser de côté les configurations avec un réflecteur de 20 cm d'épaisseur ainsi que celles comportant 23² et 24² canaux avec un réflecteur de 25 cm d'épaisseur. En effet, ces géométries présentent une réserve de réactivité négative : un tel cœur ne sera jamais critique.

Epais. Réfl. / Nb. de canaux de sel	23	24	25	26	27	28
20 cm	-7201	-5985	-4831	-3745	-2768	-1828
25 cm	-2057	-859	263	1299	2246	3161
30 cm	1551	2702	3808	4826	5758	6636

Tableau 11 : Réserve de réactivité du cœur en pcm pour différents nombre de canaux de sel et différentes épaisseurs de réflecteur

Pour comparer les configurations restantes, on s'appuie sur l'évaluation de la contre-réaction totale en température. Le Tableau 12 présente les valeurs obtenues pour les géométries critiques avec une incertitude de 0,1 pcm. Les géométries avec un réflecteur de 20 cm d'épaisseur n'ont pas été prises en compte puisque déjà éliminées. Ces résultats ont conduit au choix de l'option combinant 28² soit 784 canaux de sel et un réflecteur de 30 cm.

Epais. Réfl. / Nb. de canaux de sel	23	24	25	26	27	28
25 cm			-3,5	-3,5	-3,8	-3,8
30 cm	-2,5	-2,8	-2,8	-2,9	-3,1	-3,2

Tableau 12 : Contre-réaction en température (pcm) pour différents nombre de canaux de sel et différentes épaisseurs de réflecteur (sel neuf)

L'étude a été menée sur le sel neuf, mais aussi pour du sel usé. Ce dernier a été obtenu par un calcul évoluant TRIPOLI-4® sur une version antérieure du design. Etant donné qu'on ne souhaite pas ici sélectionner le design définitif mais un design le mieux justifié possible afin de mener une étude plus poussée, l'utilisation d'une composition de sel usé issue d'un calcul légèrement différent n'est pas problématique ; les différences principales sont la forme du réflecteur et la section des canaux : les spectres sont donc proches. Ces calculs ont montré que la contre-réaction totale en température varie très peu avec la durée de fonctionnement comme on peut le constater dans le Tableau 13.

Epais. Réfl. / Nb. de canaux de sel	23	24	25	26	27	28
25 cm			-3,0	-3,1	-3,2	-3,4
30 cm	-1,8	-2,0	-2,0	-2,2	-2,4	-2,5

Tableau 13 : Contre-réaction en température (pcm) pour différents nombre de canaux de sel et différentes épaisseurs de réflecteur (sel usé)

On sait que l'effet Doppler va être faible ; cf. IV.1.c. Aussi, des calculs ont été menés pour évaluer la contre réaction en température, hors effet de densité. Les résultats obtenus, avec une confiance de 99,7% (intervalle à « 3 sigmas ») sont présentés en Figure 27 pour du sel neuf et en Figure 28 pour du sel usé. Ils ne correspondent pas à l'effet Doppler seul car toutes les températures (et pas seulement celle du sel) ont été modifiées. Ces coefficients ne sont donc valables que dans le cas d'une variation de température assez lente pour se répercuter sur les autres matériaux, et notamment le graphite. On constate cependant que, si dans le cas d'un sel neuf, les valeurs sont négatives, ce n'est pas forcément le cas pour le sel usé. Un calcul plus précis sur l'option 24² canaux et 30 cm de réflecteur montre d'ailleurs clairement une valeur positive. L'évolution de l'effet Doppler avec le temps de fonctionnement du cœur constitue

donc une limite de ce design : le redémarrage (après arrêt) du réacteur au-delà d'un certain temps de fonctionnement n'est pas sûr du point de vue du contrôle de réactivité.

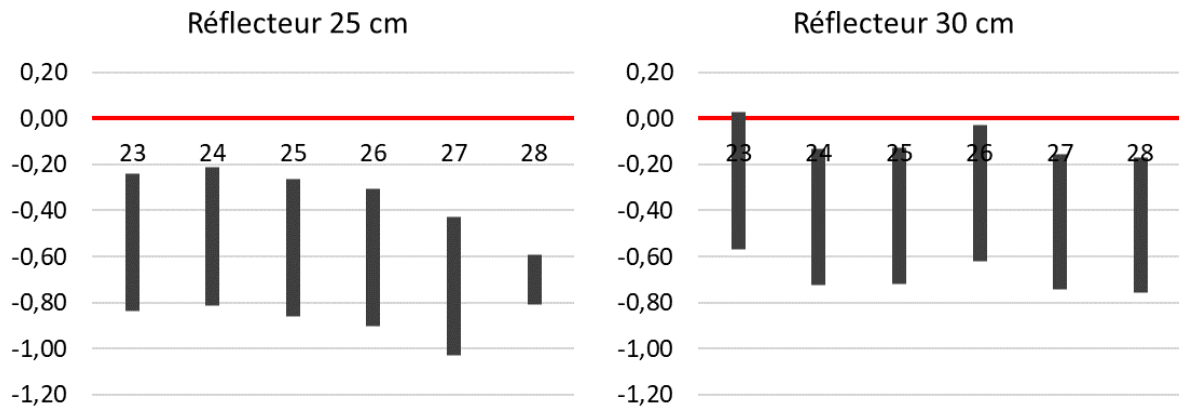


Figure 27 : Intervalle de confiance à 99,7% pour la valeur de la contre-réaction en température, hors densité, sur les variantes du design testées avec un sel neuf

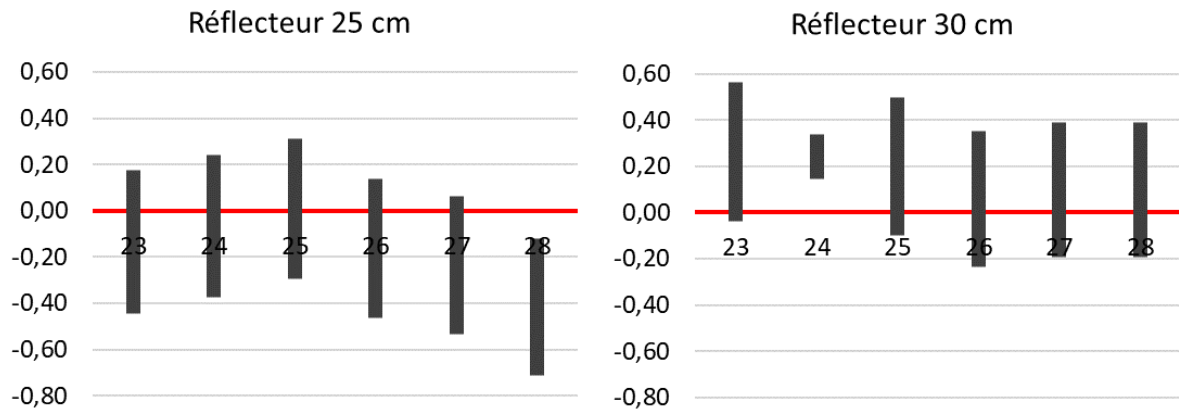


Figure 28 : Intervalle de confiance à 99,7% pour la valeur de la contre-réaction en température, hors densité, sur les variantes du design testées avec un sel usé

Concernant le design sélectionné, le calcul de contre-réaction hors densité du sel présente des valeurs négatives, ce qui conforte son choix. Lorsque le combustible est solide, l'effet Doppler est le seul à se produire et ne provient que de la variation de température du sel. On a donc fait le calcul en ne modifiant que cette température, ce qui reflète par exemple une variation de la température du sel suffisamment rapide pour qu'elle ne se répercute pas immédiatement sur le reste du cœur. Si lorsque le sel est liquide, ce calcul n'a pas beaucoup d'intérêt (la variation de la densité offre une forte contre-réaction), ce n'est pas le cas si le sel est figé. On a obtenu un effet de $+0,19 \pm 0,06$ pcm/K. L'incertitude est donnée à « 1 sigma » mais même en considérant un intervalle de confiance à 99,7% (soit « 3 sigmas ») on peut affirmer que l'effet Doppler, quoique faible, est positif. On a admis que la modification de la seule température du sel, qui conduit à ce résultat, correspond à une variation en opération, donc lorsque le sel est liquide. Dans ce cas, cet effet Doppler positif n'apparaît pas seul mais combiné à un effet de densité devant lequel il est négligeable. Ainsi, et modulo une étude de la cinétique de ces deux effets, cette valeur positive de l'effet Doppler n'est pas forcément problématique

pour le contrôle de réactivité. Ce calcul ayant été réalisé a posteriori, le reste de l'étude a été menée sur ce design.

Quoi qu'il en soit et dans l'idée de corriger cela, il faudrait réduire l'enrichissement et compenser la perte de réactivité par un réflecteur plus épais. On a cependant montré (cf. IV.1.b) qu'un passage à 20% d'enrichissement impliquerait un réflecteur plus épais de plusieurs dizaines de centimètres, donc un cœur plus massif. Cette recherche de compromis entre masse du cœur et sûreté n'a pas été réalisée cependant les résultats de masse critique (IV.1.a) indiquent qu'un passage à 75% pourrait constituer un bon compromis, du point de vue de la masse en tout cas.

A défaut, on devrait admettre cette valeur de contre-réaction ce qui inciterait à démarrer le réacteur avec un sel liquide afin de s'assurer que quelle que soit la vitesse à laquelle on chauffe le sel, toutes les contre réactions restent ben négatives.

Dans le paragraphe qui précède, on a incorporé les résultats précédents pour raffiner le design général. La prise en compte des contraintes technologiques et de sûreté a permis de répondre aux questions suivantes Combien de circuits comporte le design ? Trois, un circuit combustible, un circuit réfrigérant et un circuit de conversion. Quelle sont les caractéristiques générales du cœur ? Il est constitué de deux réseaux de conduites à section carrée, l'un pour le sel, l'autre pour le réfrigérant, les deux réseaux imbriqués formant un volume cubique. Celui-ci se trouve au centre d'un bloc de graphite, réflecteur compris, de forme cylindrique. Comment sont gérées les contraintes sur le circuit combustible ? Du point de vue chimique, le sel n'est en contact qu'avec du graphite, poreux mais insensible à la corrosion. Du point de vue de la sûreté, le circuit sel est confiné en cœur, c'est le circuit réfrigérant qui fait le lien avec l'extérieur. Des paramètres précis ? Un réacteur d'environ 1 m de haut et autant de diamètre, 784 canaux de sel, un réflecteur épais de 25 cm sur ses deux faces planes. Ce design désormais précisé, on peut l'étudier. C'est l'objet des trois paragraphes qui suivent, le premier portant sur un démarrage du réacteur lorsque le sel est solide, cas dans lequel le retrait des barres au fur et à mesure que le sel s'échauffe ne compense que l'effet Doppler, faible voire positif.

3. Etude du contrôle de réactivité pour un démarrage autonome

L'objectif du travail présenté dans ce paragraphe est d'évaluer la possibilité de démarrer le réacteur avec un sel neuf mais froid donc solide.

Comme on l'a expliqué en I.2.b, on choisit pour cette étude de ne pas considérer une mission en particulier. Ainsi le réacteur doit pouvoir être arrêté et redémarré au cours de la mission. Un arrêt prolongé conduit au refroidissement et donc à terme à la solidification du sel combustible. Or d'après l'étude de l'effet Doppler, celui-ci est très faible sur la version du design sélectionnée alors que c'est la seule contre réaction en température dans le sel dans le

cas où ce dernier est solide. Si l'on veut pouvoir redémarrer de façon sûre le réacteur, on peut soit ajouter un système de chauffage indépendant dans le cœur qui permette de faire fondre le sel puis de démarrer le réacteur en bénéficiant aussi de la contre-réaction en densité, soit démarrer le réacteur à froid ce qui implique de s'assurer en amont que le système de contrôle de la réactivité est suffisamment fin pour compenser la faible variation de réactivité attendue du seul effet Doppler.

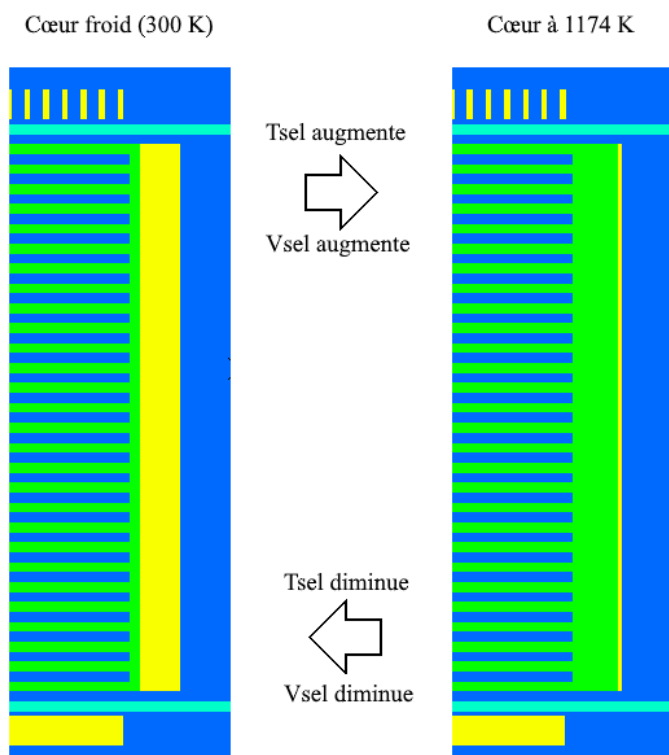


Figure 29 : Changement de la géométrie pour prendre en compte la variation de volume du sel combustible selon la température. Le sel est en vert, le réfrigérant en jaune, le graphite en bleu foncé, vide en bleu ciel (^{16}O à la concentration 10^{-20} at/b.cm)

On choisit la seconde option, à savoir de s'assurer que le système de contrôle de réactivité est cohérent avec le faible effet Doppler lors d'un démarrage avec le sel solide ; et à défaut d'adapter le design en conséquence. Pour cela, on a réalisé des calculs neutroniques critiques avec le code Monte-Carlo TRIPOLI-4® à diverses températures entre 300 K et 1174 K et pour différents nombres de barres absorbantes insérées. Afin de ne pas biaiser le calcul, la masse de sel a été conservée malgré un changement de densité : pour les températures comprises entre la température de fusion du sel et 1174 K, la réduction du volume de sel est compensée par l'ajout d'un volume de compensation qui, pour le calcul, est rempli de lithium, le réfrigérant, comme illustré en Figure 29. Ce choix ne correspond pas à un design technologiquement réaliste, puisqu'il faudrait disposer d'une sorte de membrane déformable résistant tant à l'environnement thermique que chimique et radiatif. En pratique, on envisage plutôt de mettre en œuvre un volume d'expansion au niveau de l'actionneur de la pompe, où la rotation du sel permettrait de maintenir la séparation entre le liquide (le sel donc) et un gaz occupant le volume d'expansion ; et ce en l'absence de gravité. On montre en Figure 30 le keff en fonction du

nombre de barres insérées pour chaque température testée. La modification du volume de sel est calculée pour correspondre à la densité du sel en fonction de la température selon la même relation que précédemment ; cf. paragraphe IV.1.c.

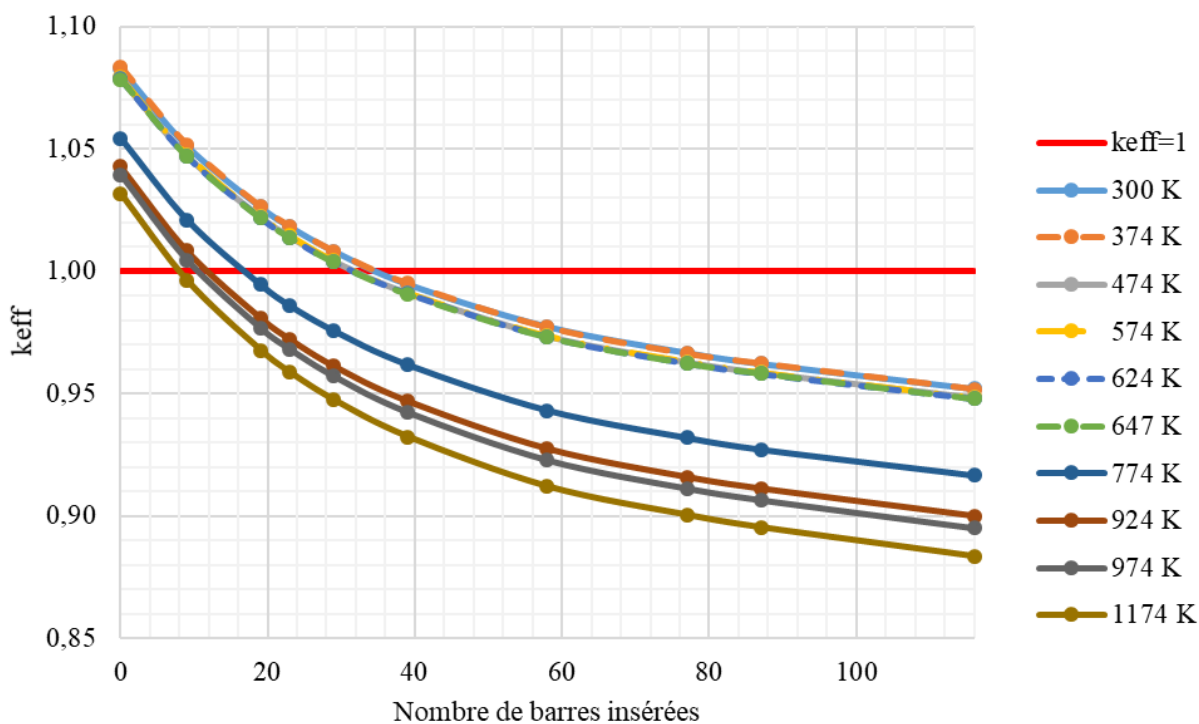


Figure 30 : Evolution du k_{eff} en fonction du nombre de barres insérées à différentes températures pour le design sélectionné en IV.2.e

Les résultats obtenus ont permis d'obtenir la courbe présentée en Figure 31. Pour cela, on a calculé le nombre de barres insérées dans le cœur à la criticité pour chacune des températures testées. On a admis que l'évolution du k_{eff} est linéaire entre les deux points calculés de part et d'autre de la criticité. La Figure 31 montre par ailleurs que, sur les 116 barres, ce n'est que lorsqu'il n'en reste que 35 insérées que le réacteur devient critique à 300 K.

On y constate comme attendu que le rythme de retrait de barre est plus lent en deçà de la température de fusion du sel, lorsque la modification du k_{eff} due à une augmentation de la température n'est contrebalancée que par l'effet Doppler. Au-delà, le volume de sel est modifié dans les calculs pour correspondre à la diminution de sa masse volumique, d'où une contre réaction supplémentaire et un rythme de retrait des barres plus rapide. En considérant les 35 barres insérées à 300 K, la pente moyenne du retrait des barres correspond à un retrait de ces barres de l'ordre de 3 mm/K en deçà de 647 K. Ce résultat donne un ordre de grandeur qui semble réaliste à ce stade de l'étude ce qui ouvre donc la voie à un démarrage « autonome » du réacteur, sans besoin de faire fondre le combustible au préalable. Cela permet donc d'éviter de recourir à un chauffage du sel par un moyen externe, qui reposerait vraisemblablement sur des batteries, alourdissant le système et complexifiant le cœur : insertion de résistances électriques pour faire fondre le sel.

Le résultat obtenu présente cependant une évolution du nombre de barres insérées à la criticité irrégulière. On a fait l'hypothèse que cela était dû à la répartition des barres insérées. En effet, pour chaque nombre de barres insérées, les barres sont réparties de façon uniforme autour du cœur, mais pas aux mêmes emplacements entre une proportion du nombre total insérée et la suivante. Puisque le réseau de canaux de sel est inscrit dans une enveloppe à peu près cubique, les barres n'ont pas le même poids selon leur position : celles au milieu d'une face du cube en ont plus que celles proches des coins.

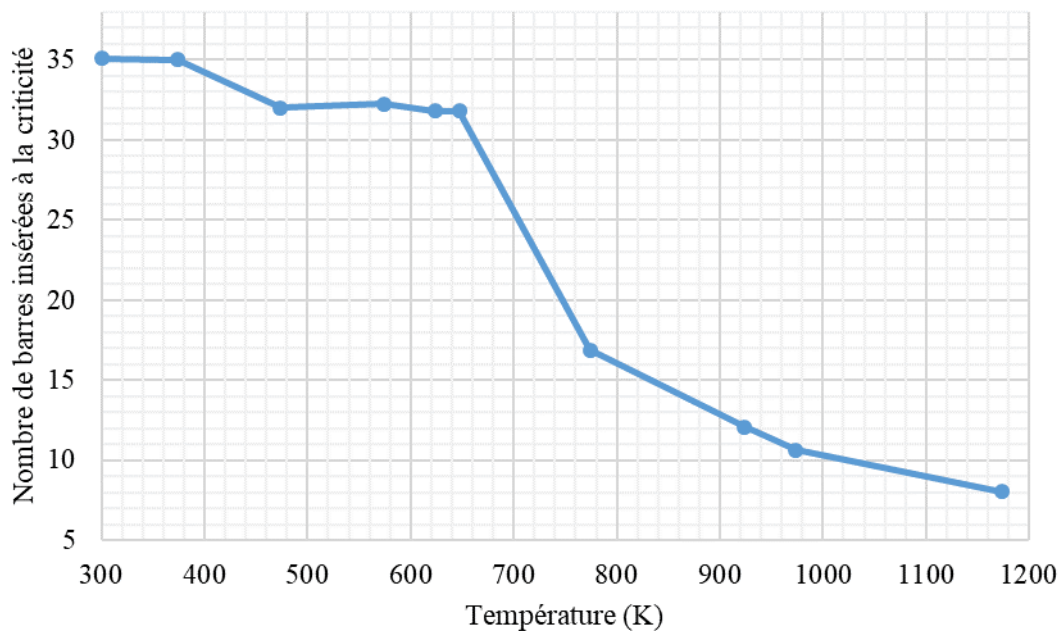


Figure 31 : Nombre de barres insérées à la criticité en fonction de la température pour le design sélectionné en IV.2.e

Dans le paragraphe qui précède, on a réalisé une première étude neutronique sur le design. On peut en résumer la motivation par l'interrogation suivante. Le réacteur peut-il être démarré à froid de façon autonome ? Du point de vue du système de contrôle de réactivité seulement, les barres, on a montré que le réacteur peut être démarré avec un sel froid donc solide. Il faut cependant nuancer ce résultat : cette étude a été faite sur un sel neuf et d'autres aspects tels que la composition des phases lors du changement d'état du sel doivent aussi être pris en compte. L'idée de cette étude était d'envisager l'arrêt et redémarrage du réacteur au cours de son utilisation, l'idée de la suivante est d'évaluer la durée de cette utilisation, sur le critère du maintien de la réactivité.

4. Etude de la durée de vie sur le critère de réactivité

Après la masse spécifique, c'est la durée de vie d'un système électro générateur spatial qui importe. En effet, celui-ci doit pouvoir fonctionner sur toute la durée de la mission. La durée de vie dépend de facteurs tels que l'exposition à des agressions comme des impacts de débris et météorites (notamment pour les générateurs solaires), la

robustesse du système, l'énergie embarquée (dans le cas d'un RTG ou d'un réacteur nucléaire) et, dans le cas d'un réacteur nucléaire, la durée pendant laquelle il peut être maintenu critique.

a. Etude dans le cas du design sélectionné

Le design proposé (cf. IV.2.d) a donc fait l'objet d'un calcul évoluant TRIPOLI-4® afin d'estimer cette durée. La démarche à suivre pour lancer le calcul est proposée en Annexe 5. Un premier calcul a été mené sans modification du design sélectionné en IV.2.e.

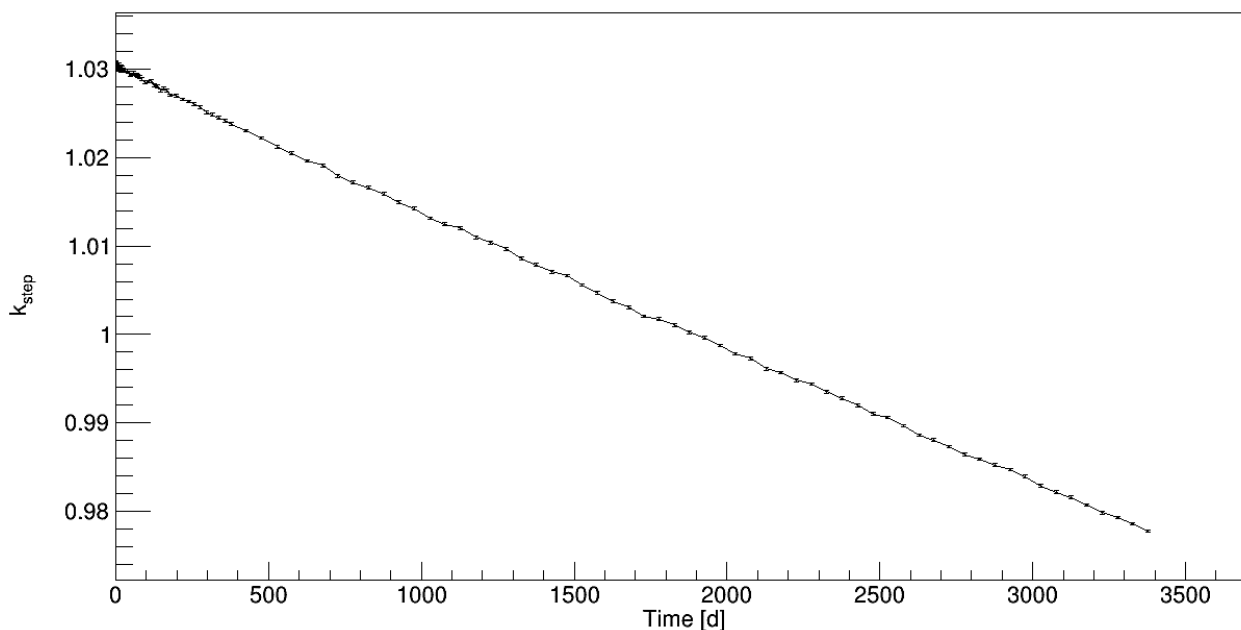


Figure 32 : Evolution de la réactivité du design sélectionné en IV.2.e, en fonction du nombre de jours de fonctionnement à une puissance de 4 MWth

On montre en Figure 32 l'évolution du $keff$ en fonction de la durée de fonctionnement à une puissance de 4 MWth sur le design sélectionné en IV.2.e. On peut y constater que le réacteur peut être maintenu critique pendant 5,2 ans. Dans le cadre de l'alimentation d'une propulsion électrique (NEP), cette durée est cohérente avec les usages envisagés, notamment les missions vers Mars. La NASA indique ainsi les durées de 4 ans pour la génération de puissance et de 1 à 2 ans pour la propulsion. (National Academies of Sciences, Engineering and Medicine 2021) Par ailleurs, on peut aussi souligner la dépendance de ce résultat à l'efficacité du système de conversion, une fois la puissance cible de 1 MWé fixée, comme présentée dans le Tableau 14.

<i>Efficacité de conversion</i>	<i>P_{th} (MW)</i>	<i>Durée de vie critique (ans pleine puissance)</i>
20 %	5	4,2
25 %	4	5,2
33 %	3	7,0
50 %	2	10,4

Tableau 14 : Durée de vie critique en fonction de la puissance thermique requise, dépendante de l'efficacité du système de conversion

b. Etude sur un design modifié pour optimiser la durée de vie critique

Le résultat précédent satisfait les besoins actuels en termes de durée. Cependant, on se propose de tenter d'améliorer cette durée en modifiant légèrement le design, dans l'objectif de s'approcher de l'exigence de la NASA pour le Kilopower, soit 15 ans. (D. I. Poston 2019) L'idée est que le graphite ne soit pas pur mais contienne un faible pourcentage de bore afin qu'en tant que poison consommable il permette d'allonger la durée de vie critique en disparaissant progressivement. Dans cet optique, on a mené le même calcul que précédemment en ajoutant à une partie du graphite du ^{10}B à hauteur de 0,025%, tel que représenté en Figure 33.

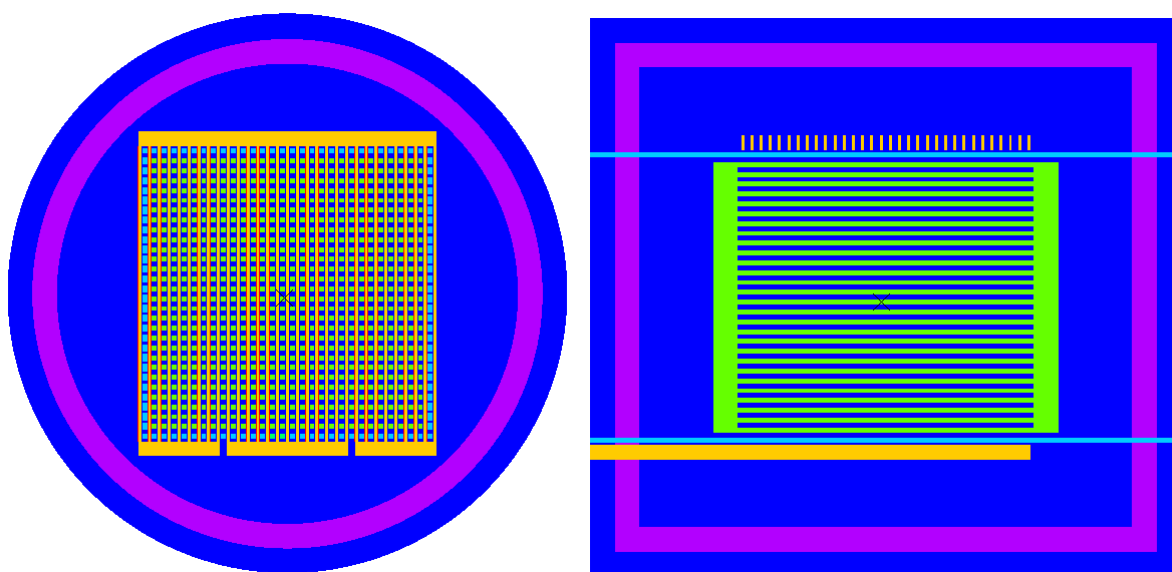


Figure 33 : Vues en coupe du design pour le calcul évoluant avec une zone de graphite borée ; sel combustible en vert, réfrigérant en jaune, conduites de réfrigérant en rouge, barres en bleu ciel, graphite en bleu foncé, graphité boré en violet.

La Figure 34 présente le résultat obtenu en termes d'évolution du $keff$ en fonction des jours de fonctionnement à pleine puissance, en bleu, comparé au résultat du calcul précédent, en rouge. Puisque seul du bore a été ajouté, le $keff$ de départ est inférieur au précédent ; le réacteur est sous critique. On peut néanmoins constater que la perte de réactivité est plus lente : environ -0,9 pcm/JEPP au lieu de -1,6 pcm/JEPP.

Le résultat obtenu montre que l'on peut espérer doubler la durée de vie critique sur le design sélectionné par l'ajout de bore dans une partie du réflecteur et à condition de retrouver la réserve de réactivité initiale. Dans ce but, l'idée d'ajouter simplement une épaisseur de réflecteur (cf. IV.1.b) n'est pas la meilleure. En effet, on agirait alors en arrière de la zone borée (par rapport au cœur) ce qui aurait un effet lorsque la quantité de ^{10}B aurait diminué, mais pas au début du fonctionnement. On propose plutôt de déplacer la zone borée vers l'extérieur du réflecteur. Ainsi, la consommation progressive du ^{10}B augmente virtuellement l'épaisseur du réflecteur au cours du fonctionnement du réacteur. Un calcul critique montre dans ce cas un $keff$ initial de 1,01939(18) donc un gain de presque 2000 pcm.

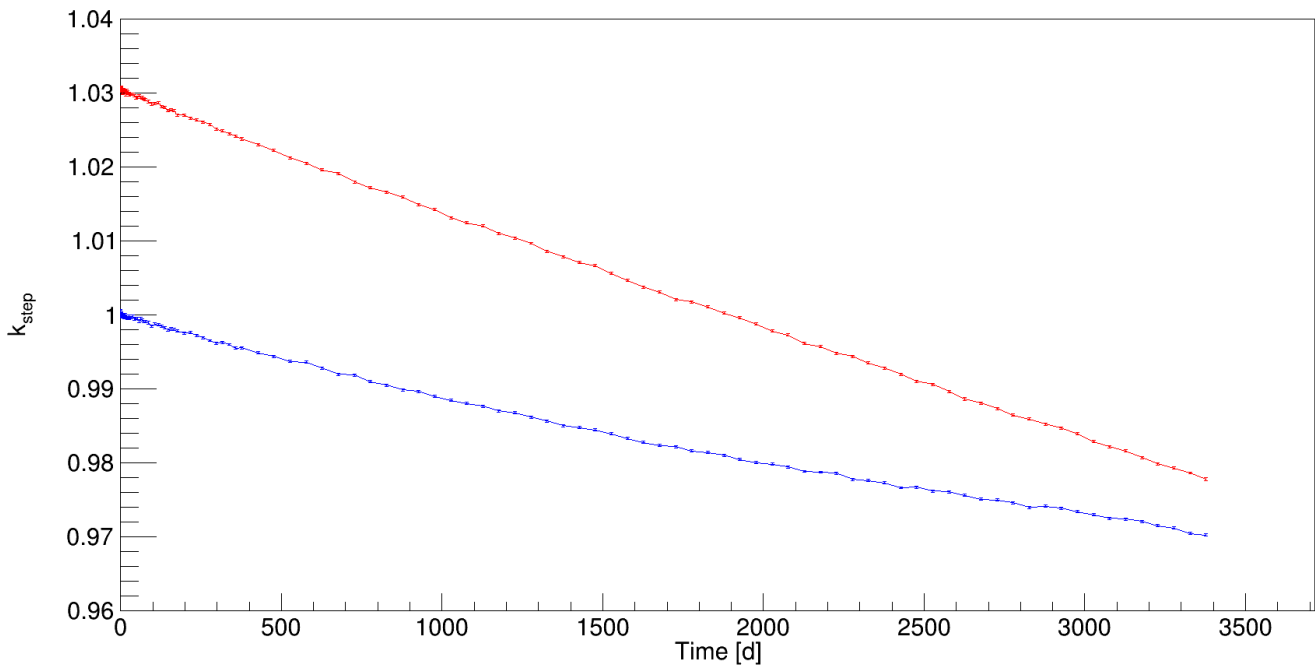


Figure 34 : Evolution de la réactivité du design modifié (cf. Figure 33) en *bleu* comparé à celle du design sélectionné en IV.2.e en *rouge* en fonction du nombre de jour de fonctionnement à une puissance de 4 MWth

Par ailleurs, il reste deux possibilités. D'une part, augmenter la taille du réacteur pour augmenter la quantité de fissile : plus précisément cela correspondrait à augmenter le nombre de canaux de sel comme de caloporteur, puisque les deux sont liés si on conserve les épaisseurs et écarts. D'autre part, augmenter l'épaisseur de réflecteur de sorte à augmenter la réserve de réactivité initiale : ajouter 5 cm à l'épaisseur de réflecteur (soit 800 kg de plus) permet d'augmenter la réserve de réactivité d'environ 3000 pcm ; soit 5 ans de plus à -1,6 pcm/JEPP.

On peut donc conclure que les 5 ans de durée de vie critique sont extensibles, soit avec un rendement de conversion supérieur à 25%, soit avec une modification géométrique (épaisseur du réflecteur notamment), soit enfin avec l'utilisation de bore comme poison consommable dans une couche externe du réflecteur.

Dans le paragraphe qui précède, on a réalisé une seconde étude neutronique sur le design. On se demande là : pendant combien de temps le réacteur peut-il être maintenu critique ? La réponse est obtenue au moyen d'un calcul Monte Carlo évoluant : pour une puissance de 4 MWth, le réacteur pourra-t-elle être maintenu critique pendant 5 ans et deux mois environ. A noter que cela correspond, pour fournir 1 MWe, à un rendement de 25% ; dans le cas d'un rendement de 33%, la durée de vie serait donc d'environ 7 ans. En cela, cet aspect dépendra de la puissance thermique requise par le cycle de conversion mais aussi de celle qu'on pourra extraire dans la configuration du cœur présentée, évaluer cette puissance extractible est l'objet du paragraphe suivant.

5. Etude thermique du cœur

La géométrie et les matériaux ayant été définis sous l'angle de la neutronique seule, on a cherché à vérifier le transfert thermique du sel vers le lithium par conduction dans le graphite au moyen d'un calcul sur TrioCFD.

a. Cadre de l'étude : géométrie et source de puissance

L'objectif est de s'assurer qu'aux températures envisagées, il est possible d'extraire l'ordre de grandeur de la puissance thermique requise, et notamment d'évaluer les débits correspondants. Sachant que la géométrie du cœur ne permet pas d'utiliser sans erreur les corrélations courantes relatives aux échangeurs thermiques, on a réalisé une géométrie partielle et maillée du cœur afin de pouvoir utiliser le code TrioCFD. L'idée est de modéliser les deux problèmes de thermo-hydraulique que constituent la circulation et l'échange thermique du sel d'une part et du lithium d'autre part, ainsi et surtout que la conduction thermique entre les deux circuits dans le graphite. L'objectif principal est de bénéficier du maillage de la géométrie pour évaluer le transfert thermique par conduction dans le graphite. Une étude thermo-hydraulique des problèmes fluides vise à connaître l'écoulement par la résolution approchée des équations de Navier-Stokes qui formalisent, dans un volume de contrôle du fluide, la conservation de la masse volumique, de la quantité de mouvement et de l'énergie. Cette étude requiert donc une discrétisation de l'espace (maillage) différente selon la méthode de modélisation des turbulences choisie. Il en existe trois. La première consiste à simuler ces fluctuations chaotiques de leur apparition (grande échelle) jusqu'à leur disparition (échelle du plus petit tourbillon), c'est la DNS pour Direct Numerical Simulation. La seconde consiste à ne simuler que les grandes échelles de turbulence : la taille des mailles détermine les plus petites échelles de turbulence qui sont simulées ; la dissipation de l'énergie transférée vers ces échelles est modélisée par une viscosité turbulente. Cette méthode est nommée LES, pour Large Eddy Simulation. Enfin, il est possible de modéliser l'énergie perdue sous forme de turbulence à toutes les échelles, c'est ce qui est fait en RANS (Reynolds Averaged Navier-Stokes). Dans ce cas, seuls les mouvements moyens du fluide sont obtenus avec un filtrage de l'ensemble des turbulences. Cela permet discrétiser beaucoup plus grossièrement l'espace, puisque toutes les échelles de turbulence sont modélisées. C'est cette méthode qui a été adoptée dans les calculs suivants. En effet, on veut seulement faire circuler les deux fluides pour pouvoir imposer une corrélation sur le transfert thermique au niveau des parois avec le graphite.

Afin de relier la neutronique du cœur à ce calcul, on veut utiliser comme source de puissance volumique dans le sel, un champ correspondant à la neutronique. Pour cela, on extrait sur un maillage le champ de taux de fission sur un calcul statique TRIPOLI-4®. Puis, on calcule le champ de puissance volumique en utilisant le module MEDCoupling ; associé à l'outil de CAO SALOME, il permet de manipuler des maillages et des champs associés. Pour cela, chaque valeur du champ de taux de fission (une par cellule) est utilisée pour obtenir la valeur de la puissance volumique δP selon l'Équation (51) avec τ_f le taux de fission, ε_f l'énergie libérée par fission et V_{cel} le volume de la cellule. On a choisi $193,1 \text{ MeV}$ comme valeur de ε_f , cela correspond à l'énergie totale libérée par la fission d'un noyau d' ^{235}U (immédiate et

différée) à laquelle on soustrait l'énergie cédée à un neutrino ou antineutrino via une désintégration β . (P. Reuss 2015)

$$\delta P = \frac{(\tau_f * \varepsilon_f * 10^6 * 1,602 * 10^{-19})}{V_{cel}} \quad (51)$$

C'est le champ de puissance volumique sur le maillage à l'échelle de celui du calcul CFD qui est lu comme source de puissance dans le problème thermo-hydraulique du circuit sel. Cette méthode peut s'apparenter à un chaînage rudimentaire : il ne s'agit pas là d'étudier le comportement du réacteur une fois couplées la neutronique et la thermo-hydraulique mais seulement d'étudier le transfert thermique dans la géométrie non standard du design du cœur. Le champ de puissance volumique présenté en Figure 35 a été utilisé pour tous les calculs. Il correspond à une puissance totale de 4 MWth, soit une efficacité de conversion de 25% pour délivrer 1 MWe. Cette valeur de rendement de conversion est cohérente avec les valeurs réalistes pour les cycles thermodynamiques ; cf. chapitre V.

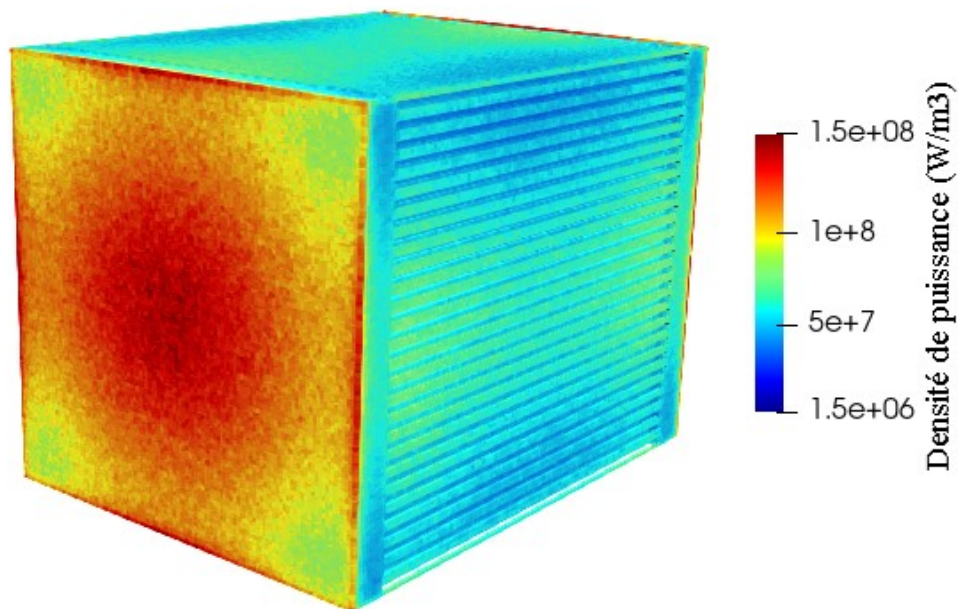


Figure 35 : Champ de puissance utilisé comme source de puissance dans les calculs de thermohydraulique (TrioCFD)

En pratique, un script python utilisant la bibliothèque medcoupling a été rédigé afin d'automatiser la construction de la géométrie du cœur de façon maillée pour le calcul CFD. Cette géométrie pour la thermo-hydraulique diffère de la géométrie neutronique en ce que d'une part seule la zone comprenant les réseaux de canaux et les collecteurs et distributeurs a été reproduite, donc sans l'épaisseur de graphite du réflecteur ; d'autre part les barres absorbantes n'ont pas été modélisées, les volumes où elles se trouvent étant occupés par du graphite. Aussi, les conduites d'entrée et de sortie du réfrigérant n'ont pas été mises en place : dans le calcul CFD, le réfrigérant entre directement par la paroi des distributeurs et sort par celle du collecteur.

Pour tous les calculs, la température d'entrée du réfrigérant (lithium) a été fixée à 800°C. Cette valeur est issue des travaux menés sur les cycles de conversion et correspond à la température d'entrée dans la turbine choisie pour les cycles : une étude précise de l'échange thermique entre le réfrigérant et le fluide de travail du cycle au sein du bouilleur, non réalisée, pourrait permettre de préciser les températures.

Des compléments d'information au sujet de la construction du maillage (seulement les volumes) et de la transformation du champ de taux de fission en champ de densité de puissance sont présentés en Annexe 6.

b. Influence du débit de réfrigérant lithium

Des premiers calculs ont été menés afin d'évaluer l'impact du débit de réfrigérant sur la puissance extraite. L'échange thermique convectif des deux circuits, combustible et réfrigérant, est gouverné par le calcul d'un nombre de Nusselt pour chacun des circuits respectifs selon la corrélation de Dittus-Boelter ; cf. II.2.a. Il a d'abord fallu réaliser un premier calcul, au titre de référence pour les autres, et notamment l'ordre de grandeur du débit de réfrigérant. Le débit de base a été obtenu en s'appuyant sur la littérature. (G. L. Yoder 2005) On a calculé le débit en proportion de la puissance thermique (4 MWth) en considérant une capacité thermique massique de 4,169 kJ/kg.K et un échauffement de 100 K. On a ainsi obtenu un débit de base de 10 kg/s. Trois autres débits, 8, 12 et 14 kg/s ont été mis en œuvre et pour chaque calcul, on a relevé les températures minimales et maximales du sel. Ces résultats sont présentés dans le Tableau 15.

<i>Débit de réfrigérant lithium (kg/s)</i>	<i>T_{sel,min} (°C)</i>	<i>T_{sel,max} (°C)</i>
8	1754,1	1813,4
10	1741,5	1801,8
12	1733,3	1791,9
14	1727,3	1787,2

Tableau 15 : Extrema de température dans le sel combustible en fonction du débit de lithium (4 MWth, lithium entrant à 800°C)

On constate que les températures extrêmes du sel dépendent peu du débit de lithium : environ 5°C de variation pour 1 kg/s de variation du débit. Les températures dans le circuit combustible sont de l'ordre de 1800°C, soit presque 900°C de plus que celle utilisée pour la neutronique. En l'état, il reste donc à modifier le design (géométrie, corrugation) ou réaliser une étude thermohydraulique (méthode de calcul LES) afin de réduire l'écart.

Ce travail a été entrepris : la modification consistant à coller les canaux entre eux sur chaque plan tout en conservant le volume de sel. L'idée est ainsi d'augmenter la surface d'échange au sein du cœur. Si un script générant les volumes du maillage sur cette géométrie a été implémenté. La mise en œuvre dans un calcul, qui implique l'ajout des groupes de surfaces dans le maillage et l'adaptation du champ source de puissance, n'a pas été réalisée.

Dans le paragraphe qui précède, on a étudié le cœur d'un point de vue thermohydraulique. L'objectif étant de répondre aux questions suivantes. Quel est l'ordre de grandeur des températures nécessaire à l'extraction de la puissance thermique ? Le sel atteint une température de l'ordre de 1800°C lorsque 4 MWth sont extraits. Le design du cœur, reposant sur la neutronique, est-il cohérent avec la thermohydraulique ? Non, les températures requises sont très supérieures à celles qui caractérisent le design neutronique.

6. Etude de deux designs de bouclier

Comme c'est la solution adoptée par la majorité des projets (cf. II.4.b), la géométrie choisie pour le bouclier en première approche est celle du cône d'ombre. Pour les matériaux, on s'appuie là encore sur la littérature pour sélectionner deux options. La première consiste à combiner une couche de LiH pour réfléchir les neutrons avec une couche de W pour absorber les rayons gamma. La seconde consiste à n'utiliser qu'un seul matériau, du ZrH₂, qui combine un atome lourd, le zirconium, avec le plus léger, l'hydrogène. On rassemble dans le Tableau 16 les avantages et inconvénients propres à chacune de ces options.

	LiH-W	ZrH ₂
Avantages	TRL haut	Pas besoin de gaine (alliage solide)
Inconvénients	Gestion thermique du LiH (expansion, fusion)	Technologies d'usinage mal maîtrisées

Tableau 16 : Avantages et inconvénients des deux options de matériaux sélectionnées pour le bouclier

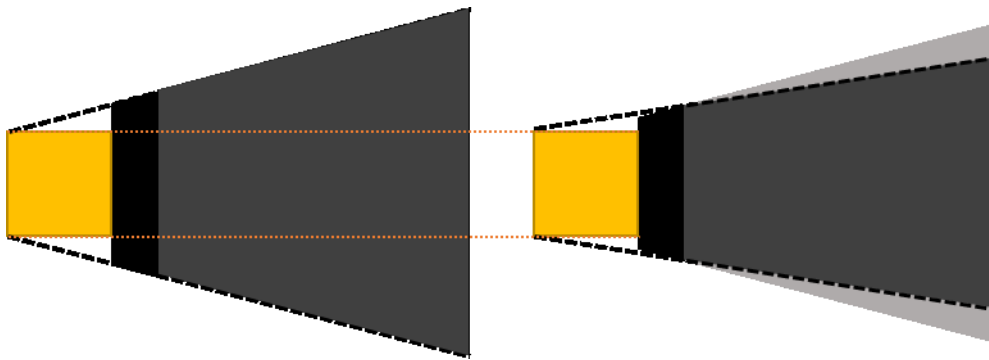


Figure 36 : Schémas de cône d'ombre et de pénombre; à gauche le bouclier permet de superposer les deux cônes; à droite un bouclier plus petit pour le même réacteur conduit à un cône d'ombre plus petit avec une zone de pénombre qui n'est que partiellement protégée

L'objectif est de quantifier les performances de boucliers à masse égale. Pour cela, on s'est appuyé sur les designs existants pour produire trois boucliers combinant LiH et W qui diffèrent par l'épaisseur de LiH d'une part, et trois autres de ZrH₂ de même masse. Les diamètres sont imposés par la dimension externe du réacteur de telle sorte à ce que le bouclier crée un cône d'ombre à gauche en Figure 36 et conformément à la philosophie actuelle, (A. E. Craft 2008) et non une composition entre ombre et pénombre comme on l'illustre à droite sur la Figure 36.

Pour les épaisseurs, on a d'abord calculé celle de tungstène en s'appuyant seulement sur la relation d'atténuation en Équation (52) avec N le nombre de photons, μ le coefficient d'atténuation linéaire et x l'épaisseur traversée. En effet, le tungstène avec son numéro atomique élevé (74) a un plus grand coefficient d'atténuation linéaire que Li ($Z=3$) et H ($Z=1$), et ces derniers pour la même raison (numéro atomique) constituent un meilleur blindage contre les photons fuyant à travers le graphite donc thermalisés : le tungstène est donc surtout destiné à protéger la charge utile contre les photons. Les valeurs utilisées sont $0,07 \text{ g/cm}^2$ pour μ/ρ et $19,3 \text{ g/cm}^3$ pour la masse volumique ρ .

$$N(x) = N_0 e^{-\mu x} \quad (52)$$

Le choix de l'épaisseur de tungstène découle de la considération en parallèle de l'atténuation et de la masse. En effet, on montre en Figure 37 en fonction de l'épaisseur de tungstène, l'évolution du gain en termes d'atténuation des photons et celle du gain en termes de masse, dans les deux cas pour chaque épaisseur supplémentaire par rapport à la précédente. On y constate qu'à partir de 3 cm d'épaisseur, le gain en masse est supérieur au gain en atténuation. C'est donc cette épaisseur qui est choisie pour les 3 boucliers combinant LiH-W. On calcule par ailleurs que l'atténuation résultant des 3 cm de tungstène est de l'ordre de 98%.

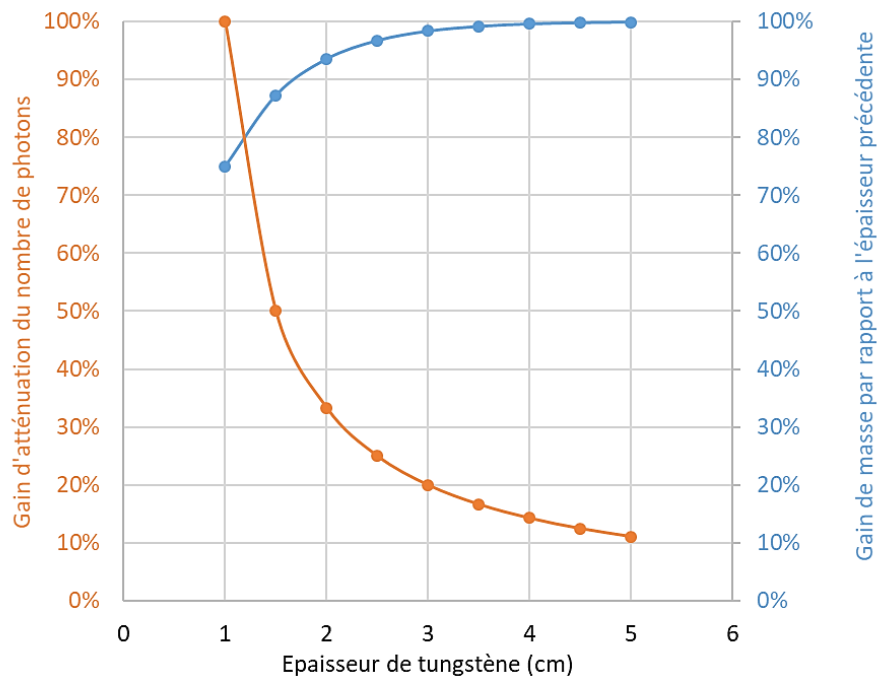


Figure 37 : Gains d'atténuation des photons et de masse en fonction de l'épaisseur de tungstène traversée

Par ailleurs, le tracé en Figure 38 du taux d'accroissement de la fonction associant au gain de masse le gain d'atténuation conforte le choix de cette valeur puisqu'elle est au-delà du changement de pente. Il faut noter que le signe a été changé pour faciliter la lecture : on trace donc T_A donnée par la relation en Équation (53) avec G_a le gain d'atténuation et G_m le gain de masse, les deux pour l'épaisseur concernée par rapport à la précédente.

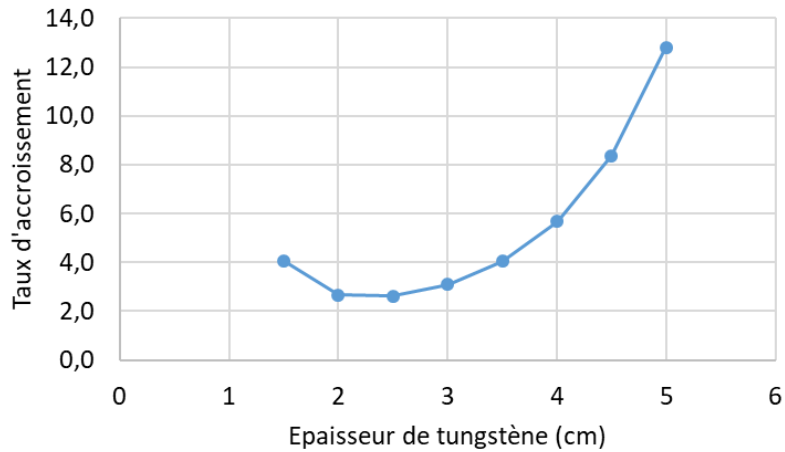


Figure 38 : Tracé de l'opposée du taux d'accroissement de la fonction donnant le gain d'atténuation en fonction du gain de masse

$$T_A = - \frac{G_m(x + dx) - G_m(x)}{G_a(x + dx) - G_a(x)} \quad (53)$$

Une fois l'épaisseur de tungstène déterminée, on a arbitrairement fixé trois épaisseurs de LiH ; soient 15, 20 et 25 cm. L'idée est d'obtenir la relation entre épaisseur de LiH et atténuation des neutrons, à l'aide d'un calcul Monte-Carlo sur la géométrie complète comprenant le cœur et le bouclier, épaisseur de tungstène comprise. Pour pouvoir comparer le résultat avec un bouclier de ZrH₂ seulement, on a choisi les trois épaisseurs de ZrH₂ telles que la masse du plus léger soit la même que celle de la combinaison LiH-W la plus légère et de même pour les suivantes. En pratique, on a modifié l'épaisseur par pas de 1 cm jusqu'à avoir la valeur de masse la plus proche du bouclier LiH-W, pour les trois versions de ce dernier. La valeur de la masse volumique de ZrH₂ utilisée est 5,56 g/cm³. Le Tableau 17 présente les six boucliers obtenus et étudiés.

Numéro	Matériau/x	Épaisseur/s (cm)	Masse (kg)
1	LiH et W	15 et 3	1881
2	LiH et W	20 et 3	2029
3	LiH et W	25 et 3	2182
4	ZrH ₂	13	1889
5	ZrH ₂	14	2037
6	ZrH ₂	15	2187

Tableau 17 : Caractéristiques des boucliers étudiés

Les calculs ont été menés sur TRIPOLI-4® en ajoutant des volumes vides à l'avant et l'arrière du bouclier de sorte à pouvoir obtenir le courant de neutrons et photons traversant les deux frontières ainsi créées, puis d'en faire le rapport. Les résultats obtenus sont présentés dans le Tableau 18. On y constate que les deux boucliers sont similaires en ce qui concerne la protection neutronique mais que celui incluant du tungstène est plus efficace pour la protection contre les photons. On note d'ailleurs la cohérence du résultat avec le calcul préliminaire qui a conduit au choix de l'épaisseur de tungstène.

Numéro	Atténuation neutrons	Atténuation photons
1	99,73%	97,97%
2	99,90%	98,30%
3	99,96%	98,61%
4	98,45%	86,69%
5	98,82%	88,77%
6	99,11%	90,66%

Tableau 18 : Atténuation des courants de neutrons et de photons entre la face exposée et la face arrière du bouclier

Les résultats précédents ont conduit à ne s'intéresser qu'au bouclier combinant hydrure de lithium (LiH) et tungstène (W) quant aux calculs de débits de dose. On choisit comme référence une limite de 2,3 $\mu\text{Sv/h}$ liés au réacteur seul, soit 20 mSv sur un an. (NASA 2022)

On entend donc calculer le débit de dose reçu derrière le bouclier LiH-W pour les trois versions précédentes afin d'évaluer la dimension et donc la masse minimale nécessaire pour respecter la limite de débit de dose. Ces calculs sont eux aussi réalisés en utilisant le code TRIPOLI-4®. La géométrie du cœur présentée précédemment (cf. Figure 25 et Figure 26) a été complétée, les calculs de débit de dose ont été réalisés sur la géométrie présentée en Figure 39.

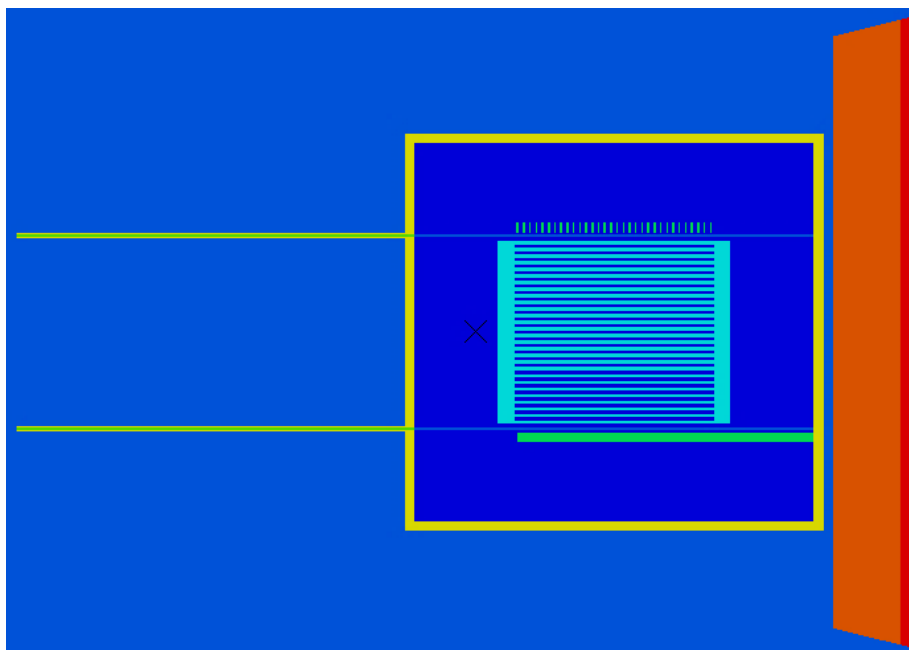


Figure 39 : Vue en coupe de la géométrie cœur et bouclier pour les calculs relatifs à l'atténuation des courants et aux débits de dose ; sel combustible en turquoise, réfrigérant en vert, cuve en jaune, graphite en bleu foncé, hydrure de lithium (LiH) en orange, tungstène (W) en rouge.

Cinq volumes de détection ont été placés à 1, 5, 10, 15 et 20 mètres de la paroi du cœur, derrière le bouclier. Pour chacun d'eux, on demande le débit de dose neutrons et photons. Par ailleurs, on demande aussi le taux de réaction afin d'évaluer le facteur correctif pour une puissance de 4 MWth, soit une efficacité de 25%. Les résultats en $\mu\text{Sv.cm}^3/\text{h}$, une fois multipliés par le volume des détecteurs et le facteur de puissance, conduisent aux débits de dose que montre la Figure 40. Même à 20 m avec le bouclier le plus épais (25 cm de LiH et 3 cm de

W pour 2,2 tonnes), on constate que le débit de dose est supérieur à celui qui limiterait la dose reçue à 20 mSv en un an de mission. Cependant, on peut extrapoler les débits de dose afin d'évaluer la distance minimale, en fonction du bouclier, qui permet de rester en deçà des 2,3 $\mu\text{Sv/h}$: c'est ce qu'on présente au Tableau 19. L'ordre de grandeur dans la littérature est d'environ 100 m (B. I. McKissock 1989) ce qui rend acceptables les valeurs obtenues pour les deux boucliers les plus épais. L'étape suivante consisterait à optimiser, du point de vue de la masse totale, l'épaisseur et la distance entre le cœur et la charge utile.

Bouclier	Distance minimale derrière le bouclier telle que $D < 2,3 \mu\text{Sv/h}$
LiH (15 cm) + W (3 cm)	196 m
LiH (20 cm) + W (3 cm)	104 m
LiH (25 cm) + W (3 cm)	77 m

Tableau 19 : Distance au réacteur telle que le débit de dose limite la dose annuelle à 20 mSv

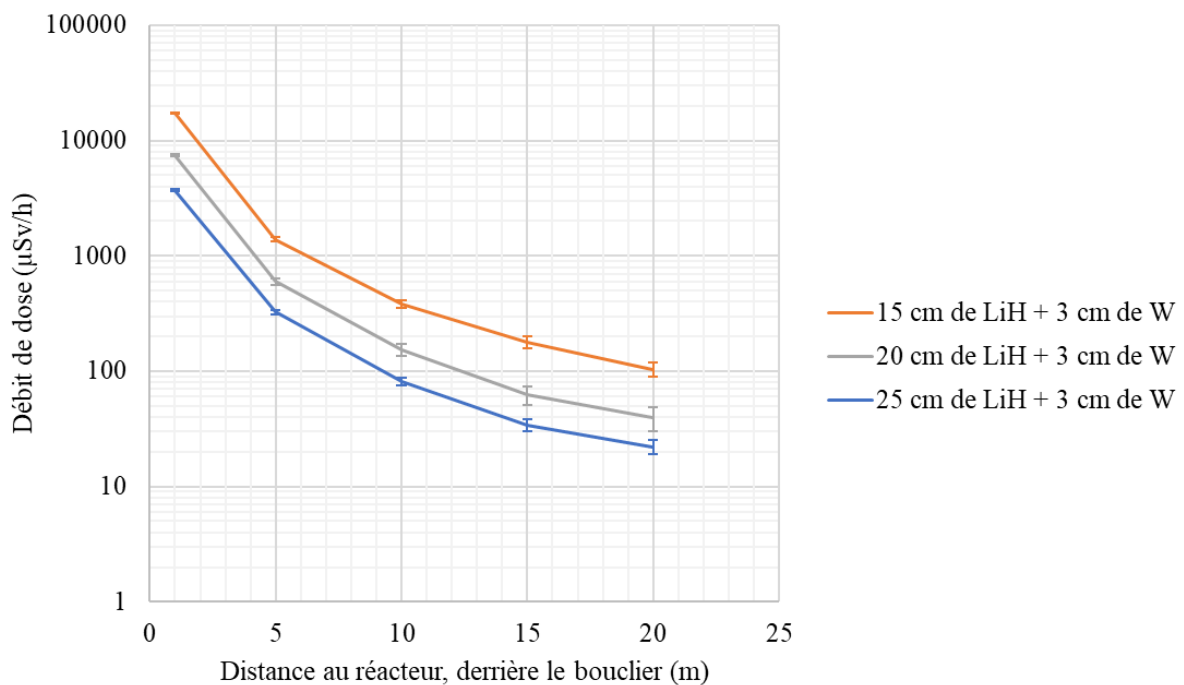


Figure 40 : Débits de dose derrière un bouclier combinant LiH et W, pour trois épaisseurs de LiH en fonction de la distance au cœur

Dans le paragraphe qui précède, on a comparé sur la base de l'atténuation des courants neutroniques et de photons deux types de bouclier et trois masses différentes. Ces calculs ont permis de montrer qu'un bouclier combinant 15 à 20 cm de LiH et 3 cm de W (d'une masse de 2000 ± 150 kg) permet de limiter la dose à 20 mSv par an à une distance de l'ordre de 100 m. Le résultat obtenu est valable pour un fonctionnement du réacteur à 4 MWth. Ce dernier point est directement conséquent à l'efficacité du cycle de conversion qui est l'objet du chapitre suivant.

V. Elaboration et optimisation du système de conversion et sa source froide

Après avoir étudié la source de puissance, le réacteur, il faut étudier sa conversion en électricité. Dans ce chapitre, on présente donc la recherche de combinaisons d'un cycle de conversion thermodynamique et d'une source froide permettant de délivrer 1 MWe et l'identification de la puissance thermique à fournir. Comme précédemment, un critère de masse est utilisé et c'est celle de la source froide qui est choisie.

1. Choix des technologies de conversion et de source froide

Dans un premier temps, l'idée a été de déterminer le type de conversion et la source froide à lui associer en s'appuyant sur des considérations générales issues de la littérature. Ce paragraphe justifie les choix d'étudier les combinaisons impliquant les cycles de Brayton et de Rankine pour la conversion avec comme source froide soit un radiateur à caloducs capillaires soit un radiateur à gouttelettes liquide-solide. (Siegel 1987)

De nombreux systèmes de conversion d'énergie thermique en énergie électrique existent. Des systèmes statiques d'une part : thermoélectrique et thermoïoniques. D'autre part les systèmes thermodynamiques : cycles de Stirling, de Brayton et de Rankine. Comme évoqué (cf. III.1.a) l'ensemble des réacteurs ayant été lancés utilisaient une conversion statique du fait de l'absence de pièce mobile donc de la robustesse des technologies statiques. Cependant, leur rendement faible, leur durée de vie limitée et surtout leur masse spécifique élevée ont conduit à écarter ces options de conversion. L'étude a donc porté sur le cycle de Brayton et le cycle de Rankine pour lesquels comme on le voit en Figure 41 on s'attend aux masses spécifiques les plus faibles pour une puissance électrique de l'ordre du MW. (R. T. Lahey Jr. 2004)

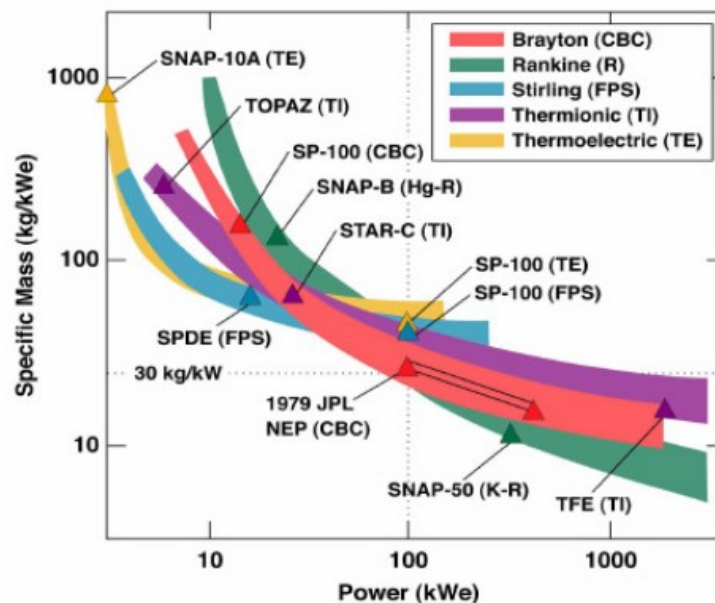


Figure 41 : Ordre de grandeur de la masse spécifique d'un système électro-générateur spatial selon la puissance électrique pour plusieurs types de systèmes de conversion

Le cycle de Brayton est un cycle monophasique à gaz. Cet aspect lui permet de ne pas être affecté par la microgravité du milieu spatial. La littérature disponible propose presque exclusivement l'utilisation d'un mélange d'hélium et de xénon. Cependant les proportions du mélange, souvent connues, ont une influence sur les efficacités isentropiques du compresseur et de la turbine qui sont, elles, rarement rapportées. Le projet Prometheus (J. Ashcroft 2006) s'appuyait sur un cycle Brayton et l'exhaustivité des informations disponibles a conduit au choix du mélange hélium-xénon spécifique qu'il propose pour notre étude. Le cycle de Rankine est un cycle diphasique. Cela implique de gérer la séparation des phases en microgravité mais permet un gain en rendement, pour la même différence de température entre source froide et source chaude. Afin d'une part d'éviter les problèmes volumiques liés au gel et d'autre part de pouvoir fonctionner à plus hautes températures, ce qui permet d'évacuer plus efficacement la puissance au niveau de la source froide, le potassium et le mercure ont été choisis pour cette étude. Le potassium a été proposé dans le cadre du projet SNAP50 (Pratt & Whitney Aircraft 1964) de la NASA ce qui permet de disposer d'informations quant aux points de fonctionnement, matériaux et composants. Le mercure bénéficie d'un plus grand retour d'expérience comme fluide de travail de cycle Rankine et sa gestion est plus simple que celle du potassium ; il avait été proposé dans le cadre du projet SNAP8 (Hodgson 1969).

De nombreuses structures de sources froides en milieu spatial sont envisagées dans la littérature. Dans tous les cas, on parle ici de la source froide finale, autrement dit une surface permettant d'évacuer de la puissance thermique par rayonnement vers l'espace. Dans le cas des cycles de Brayton et de Rankine, la source froide peut être directement un panneau par lequel transite le fluide de travail du cycle, on parle de panneau condenseur dans le cas du cycle Rankine. (D. Marion 2005) Quel que soit le système de conversion, le panneau rayonnant peut constituer directement la source froide du cycle, dans le cas d'un Rankine on parlera de panneau condenseur. Le radiateur peut être relié à la source froide de deux façons. La première est de mettre en œuvre une boucle où un fluide réfrigérant circule entre la source froide du système de conversion et le radiateur. La seconde est de relier la source froide du cycle au radiateur par des caloducs, on parle de HPR pour « Heat Pipes Radiator ». Une autre possibilité est de remplacer une telle boucle par un circuit ouvert où le fluide réfrigérant, dispersé sous forme de gouttes dans le vide spatial y rayonne directement sa chaleur, c'est ce qu'on appelle un LDR pour « Liquid Droplet Radiator », ou si les gouttes se solidifient un LSDR pour « Liquid-Solid Droplet Radiator ».

Pour cette étude, on a choisi d'optimiser les combinaisons suivantes :

- Cycle de Brayton He-Xe avec un panneau rayonnant où le gaz se refroidit directement en rayonnant vers l'espace.
- Cycle de Rankine Hg où le mercure se condense au contact de caloducs à eau qui évacuent la puissance thermique vers un panneau rayonnant.
- Cycle de Rankine K où le potassium se condense au contact de caloducs à potassium qui évacuent la puissance thermique vers un panneau rayonnant.

- Cycle de Rankine K où le potassium se condense au contact d'une boucle où circule l'eutectique aluminium-germanium, celui-ci rayonnant directement vers l'espace, au moyen d'un radiateur à gouttelettes.

Ainsi, on recouvre plusieurs niveaux de maturité et de performances attendues. Le cycle de Brayton ne mettant en œuvre qu'un gaz, il n'y a pas de complication liée à des phases différentes. C'est aussi un cycle qui permet d'atteindre des efficacités thermodynamiques très élevées, jusqu'à un ordre de 40%. Cependant, cela se fait au prix d'une grande différence de température entre les sources chaudes et froides. Or en milieu spatial, une fois la température chaude maximale atteinte, liée à la tenue des matériaux disponibles, augmenter l'efficacité se fait donc uniquement en abaissant la température de la source froide. Sachant que sa surface est proportionnelle à cette température à la puissance 4 comme on le détaille plus loin (cf. V.3.a et V.3.b), les surfaces, et donc masses, résultantes augmentent vite.

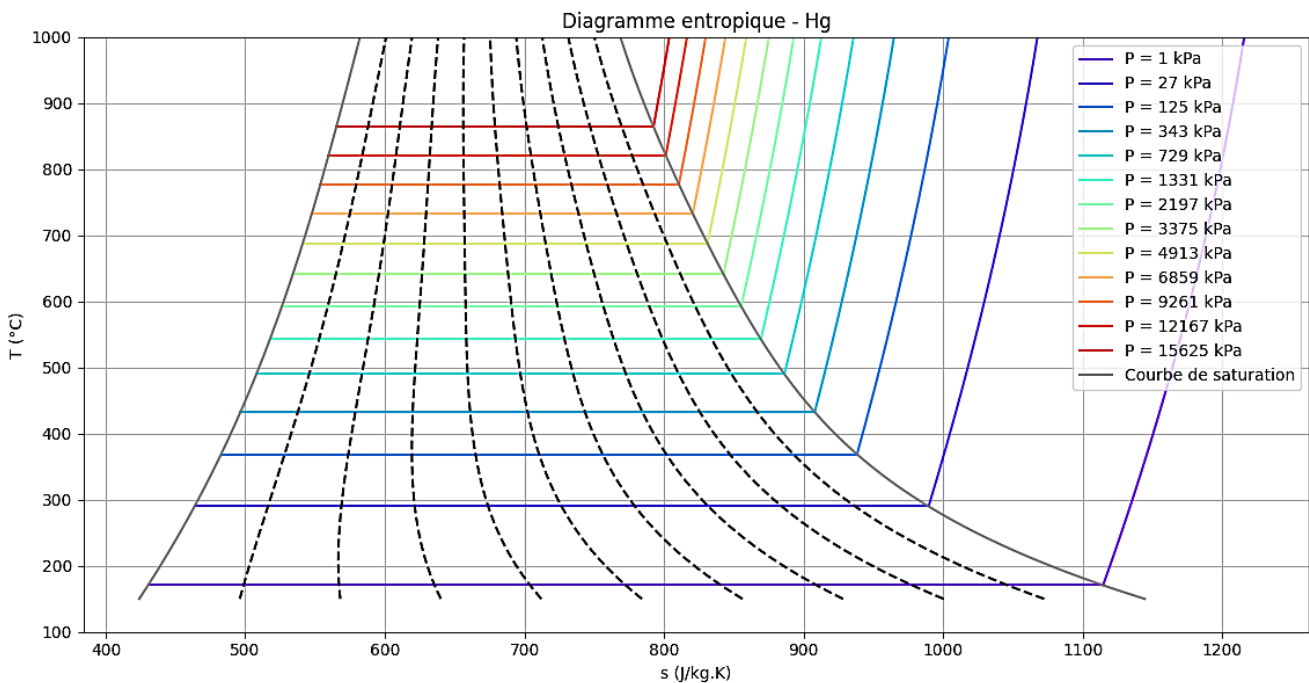


Figure 42 : Courbe de saturation du mercure et isobares sur un diagramme entropique

Le cycle de Rankine au mercure associé à un radiateur à caloducs à eau comme source froide est plus complexe puisque c'est un cycle diphasique. Il faut donc assurer une séparation des phases contrôlée malgré l'absence de gravité ; dans le bouilleur pour assurer une qualité de vapeur adaptée à l'entrée de la turbine, et à la sortie du condenseur, où un dispositif spécifique permet d'alimenter la pompe avec du liquide seulement, à une pression adaptée. Cependant, le cycle de Rankine au mercure a déjà été mis en œuvre de manière industrielle (M. Gutstein 1975) de même que l'eau pour les caloducs est le fluide caloporteur le plus commun. Surtout, l'utilisation d'un tel cycle permettrait de gagner en efficacité thermodynamique pour une même différence de température entre la source chaude et la source froide, d'où une diminution toutes choses égales par ailleurs de la surface de la source froide par rapport à un cycle de Brayton. Si on prend l'exemple d'un cas d'étude de cycle Rankine au potassium fonctionnant entre 1034 et

1502 K, (Johnson 1993) soient 468 K d'écart et celui d'un cycle Brayton à l'hélium-xénon fonctionnant entre 284 et 865 K, (P. K. Johnson 2006) soient 581 K d'écart, on constate ainsi que le premier présente une efficacité de 19% tandis que le second arrive seulement à 10%. En ordre de grandeur, on peut donc attendre un facteur 2 dans la réduction de la surface rayonnante, si la température de rayonnement est la même.

En mettant en œuvre la même structure de système mais avec du potassium comme fluide travail tant pour le cycle de Rankine que pour les caloducs reliant le condenseur au radiateur, on ajoute certes deux obstacles. D'abord tant comme fluide de travail pour ce cycle que comme caloporteur dans un caloduc, l'utilisation du potassium est moins mature que les fluides précédents : quelques expériences ont été menées par la NASA sur des composants de cycle, (G. L. Yoder 2005) et on ne trouve pas de référence à des caloducs au potassium. D'autre part, le potassium est proche du sodium d'un point de vue chimique, c'est un réducteur qui s'oxyde violemment en présence d'eau ; cela pose donc le problème de la sécurité de la mise en œuvre d'un système de conversion avant et pendant le lancement, c'est d'ailleurs pour cette raison qu'on lui associe ici des caloducs au potassium et non à l'eau. Malgré ces inconvénients, l'utilisation du potassium comme fluide de travail du cycle de conversion offre la possibilité de réduire la masse du cycle. En effet, on a calculé et tracé les diagrammes entropiques pour ces deux fluides aux Figure 42 et Figure 43 et, comme on peut le constater en comparant les courbes de saturation, la pression de saturation du potassium est bien plus faible que celle du mercure pour une même température. Par exemple à 800°C, la pression de saturation du mercure vaut 106,9 bar alors qu'elle n'est que de 1,5 bar pour le potassium. Si on se place par exemple dans le cas du bouilleur et qu'on fixe la température de la vapeur saturée en sortie, les parois du bouilleur et des conduites en aval pourront être moins épaisses dans le cas du potassium, d'où une masse plus faible.

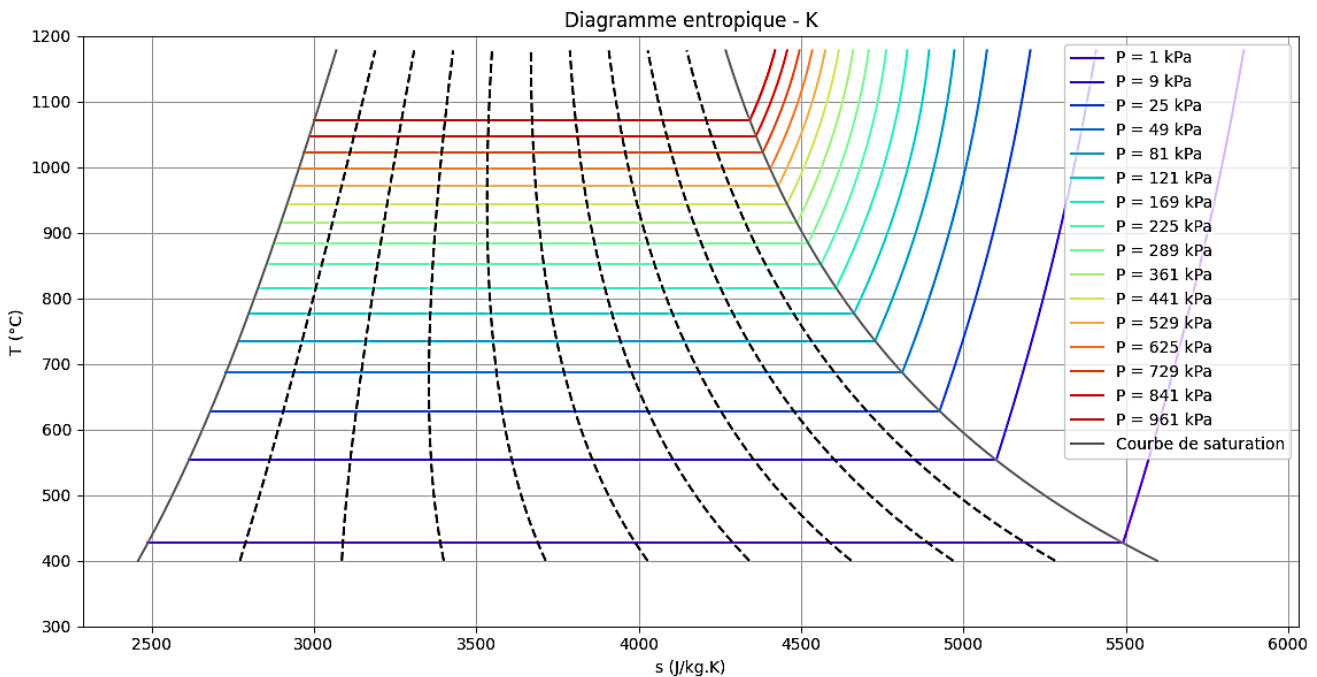


Figure 43 : Courbe de saturation du potassium et isobares sur un diagramme entropique

Enfin, le passage d'un radiateur à caloduc comme source froide à un radiateur à gouttelettes permet de faire l'économie des conduites et ailettes d'un radiateur solide. Cela conduit donc à une masse plus faible et surtout à supprimer la contrainte de surface de la source froide, limitée par sa forme et le volume disponible sous la coiffe du lanceur. L'objectif peut alors se résumer à optimiser la masse à la condition cependant que les générateur et collecteur de gouttelettes aient des dimensions compatibles avec les dimensions du lanceur. Cette technologie est peu développée et présente des inconnues sur la perte de fluide par évaporation ou encore l'émission et la récupération des gouttes. En revanche, elle est très robuste puisque la surface susceptible d'être dégradée par des impacts de micrométéorites est négligeable : c'est la surface exposée du collecteur et du générateur, très faible devant celle occupée par le rideau de gouttelettes.

Les travaux portant sur les cycles de Rankine et en particulier ceux au mercure ont fait l'objet d'une communication à l'occasion de la conférence Nuclear Emerging Technologies for Space en 2022. (C.J. Romero Casado 2022)

Dans le paragraphe qui précède, on a justifié des choix concernant tant la conversion de l'énergie thermique que la source froide. Plus précisément on a répondu aux interrogations suivantes. Quel type de conversion étudier ? Une conversion thermodynamique, plus précisément les cycles de Brayton et de Rankine. Quels fluides pour ces cycles ? Un mélange He(78,4%mol)-Xe pour le cycle de Brayton, le potassium ou le mercure pour le cycle de Rankine. Quelles sources froides leur associer ? Un radiateur ou le gaz se refroidit directement pour le cycle Brayton, un radiateur à caloducs ou un LSDR dans le cas du cycle Rankine. L'utilisation de ces fluides impliquent de pouvoir connaître leurs propriétés physiques et thermodynamiques. Si certaines relations sont accessibles dans la littérature (cf. II.3.e), il est pour d'autres intéressant ou nécessaire d'élaborer une corrélation, c'est l'objet du paragraphe suivant.

2. Elaboration de corrélations sur les propriétés du mercure et du potassium

Le calcul d'un cycle de Rankine implique la prise en compte de l'état diphasique du fluide de travail. Beaucoup de propriétés physiques du mercure et du potassium sont associées à une corrélation dans la littérature (cf. II.3.e) mais pour d'autres, il peut être préférable voire nécessaire d'en élaborer à partir de données tabulées. Ce travail est détaillé en Annexe 7.

La masse volumique de la vapeur fait partie des grandeurs que l'on peut calculer mais pour lesquelles on a préféré construire et utiliser une corrélation dans cette étude. En effet, la masse volumique de la vapeur est obtenue via l'équation d'état P-v-T. Dans le cas du potassium, il s'agit d'une équation de degré 4 sur le volume massique. (T. Masuda 1985) Sa résolution par la méthode de Ferrari a été implémentée en Python et s'est avérée longue par rapport à un calcul direct via une corrélation. Dans le cas du mercure, elle a d'abord été trouvée sous la forme d'une équation de degré 2 sur la masse volumique (Reynolds 1969) avant d'obtenir une expression

directe du volume massique. (S. Sugawara 1962) Dans les deux cas, une corrélation a donc été construite.

<i>Propriété</i>	<i>Mercure</i>	<i>Potassium</i>
<i>Enthalpie massique de vaporisation</i>	(T. B. Douglas 1951)	NC
<i>Entropie spécifique du liquide saturé</i>	(L. R. Fokin 2011)	NC
<i>Entropie spécifique de la vapeur saturée</i>	(L. R. Fokin 2011)	NC
<i>Entropie spécifique de la vapeur sèche</i>	(Meisl 1960)	(C. T. Ewing 1965)
<i>Masse volumique de la vapeur sèche</i>	(Meisl 1960)	(C. T. Ewing 1965)
<i>Température de saturation en fonction de la pression</i>	(M. L. Huber 2006)	(T. Masuda 1985)

Tableau 20 : Sources utilisées pour l'élaboration de corrélations donnant certaines propriétés du mercure et du potassium

Par ailleurs, l'enthalpie de vaporisation, l'entropie spécifique du liquide saturé et de la vapeur saturée du mercure n'ont été trouvées que sous forme de données tabulées, de même que l'entropie de la vapeur sèche pour le mercure et le potassium. On a donc dû établir des expressions à partir de ces données. Le Tableau 20 donne les références utilisées pour chaque propriété et chaque fluide.

Le cours paragraphe qui précède a seulement porté sur la mention des sources et de la méthodologie adoptée pour l'élaboration de corrélations relatives à certaines propriétés physiques et thermodynamiques du potassium et du mercure. Pouvoir exprimer ces propriétés est un prérequis aux calculs des cycles choisis dont les méthodes de calcul sont l'objet du paragraphe suivant.

3. Implémentation des méthodes de calculs de cycles

L'objectif ici est d'obtenir un script en Python utilisable ensuite dans le cadre de la fonction d'évaluation d'un calcul d'optimisation basé sur le module Python PYMOO. Dans le cas du cycle de Brayton, il a suffi d'implémenter une méthode de la littérature. Afin de conserver la même démarche, le script de calcul pour le cycle Rankine implémente une méthode OD développée sur le modèle de la méthode utilisée pour le cycle de Brayton.

a. Implémentation d'une méthode de calcul de cycle de Brayton

La méthode implémentée issue de (M. Saez 2005) a été adaptée aux gaz mentionnés par la littérature pour le cycle de Brayton fermé en milieu spatial : l'hélium et le xénon, dans des proportions variables selon les sources. On fait l'hypothèse que ces gaz, donc leur mélange, se comportent comme des gaz parfaits ce qui permet de fixer la capacité thermique massique à une valeur donnée. Les proportions de ce mélange sont par ailleurs fixées pour tous les calculs aux valeurs de 78,4% d'hélium et 21,6% de xénon. En effet, de ces proportions dépendent les efficacités isentropiques de la turbine et du compresseurs, paramètres d'entrée du calcul de cycle tel qu'implémenté. On a donc choisi ce mélange et les valeurs associées d'efficacités trouvées dans la littérature afin que celles-ci soient cohérentes avec le mélange. (J. Ashcroft 2006)

Cette méthode 0D s'appuie sur des calculs successifs de variation d'enthalpie. Elle prend en entrée les températures chaude et froide, le débit, les pertes de charges et les efficacités isentropiques. Son script est donné en Annexe 8.

Elle modélise la mise en œuvre d'un récupérateur qui permet de préchauffer le gaz en sortie de compresseur avec celui sortant de la turbine. Cette méthode est associée par la suite avec un refroidissement direct du gaz de travail dans le panneau rayonnant. Puisque le gaz y refroidit, on ne peut utiliser directement la loi de Stefan-Boltzmann pour évaluer la surface rayonnante à partir de la puissance à évacuer. On démontre en Annexe 9 que la surface nécessaire d'un radiateur rayonnant sur ses 2 faces s'exprime dans ce cas selon l'Équation (54).

$$Stotale = \frac{Dm C_p}{6 \sigma \varepsilon} \left(\frac{1}{T_{sortie}^3} - \frac{1}{T_{entrée}^3} \right) \quad (54)$$

Le script obtenu a été testé sur deux exemples de la NASA, le cas d'un des cycles proposés dans le cadre du projet Prometheus et un cas du projet CBC (Closed Brayton Cycle). Les températures et pressions, ainsi que les puissances respectivement de la référence (J. Ashcroft 2006) et obtenues par la méthode implémentée ont été rassemblées dans le Tableau 21 pour la comparaison avec Prometheus.

Grandeur comparée	Unité	Référence	Calcul	Différence
Température d'entrée compresseur	°C	117	117	0,0%
Température d'entrée récupérateur HP	°C	264	266	0,4%
Température d'entrée échangeur	°C	623	636	1,5%
Température d'entrée turbine	°C	875	875	0,0%
Température d'entrée récupérateur BP	°C	654	668	1,5%
Température d'entrée radiateur	°C	283	298	2,7%
Pression d'entrée compresseur	kPa	1000	1000	0,0%
Pression d'entrée récupérateur HP	kPa	2000	2000	0,0%
Pression d'entrée échangeur	kPa	1980	1985	0,3%
Pression d'entrée turbine	kPa	1918	1935	0,9%
Pression d'entrée récupérateur BP	kPa	1042	1035	0,7%
Pression d'entrée radiateur	kPa	1023	1020	0,3%
Puissance thermique	kWth	783	724	7,5%
Puissance électrique	kWe	197	163	17,1%
Efficacité		25,1%	22,5%	10,3%

Tableau 21 : Comparaison des résultats obtenus avec la méthode de calcul de cycle Brayton implémentée avec les valeurs de la référence dans le cas de Prometheus (J. Ashcroft 2006)

Si les points de fonctionnement obtenus sont proches de la référence (moins de 3 % pour les pressions et températures) ce n'est pas le cas des puissances, en particulier la puissance électrique qui est sous-estimée de 17 %. Une première hypothèse est la non prise en compte des pertes de charges dans les conduites, mais celle-ci conduirait plutôt à surestimer les performances. En revanche, le calcul du cycle repose sur des variations d'enthalpies pour lesquelles on utilise la capacité thermique massique à pression constante c_p . Or celle-ci dépend de la pression et de la température dans le cas du xénon, la dépendance en température étant

plus grande quand la pression augmente. Puisque seule une valeur de c_p est utilisée pour chaque variation d'enthalpie, cette approximation est peut-être la cause d'un mauvais calcul pour la turbine qui expliquerait un travail récupéré plus faible. Ce résultat a motivé le test du script sur un autre exemple, le CBC.

<i>Grandeur comparée</i>	<i>Unité</i>	<i>Référence</i>	<i>Calcul</i>	<i>Différence</i>
<i>Température d'entrée compresseur</i>	°C	127	127	0,0%
<i>Température d'entrée récupérateur HP</i>	°C	277	278	0,4%
<i>Température d'entrée échangeur</i>	°C	629	650	3,4%
<i>Température d'entrée turbine</i>	°C	877	877	0,0%
<i>Température d'entrée récupérateur BP</i>	°C	647	670	3,6%
<i>Température d'entrée radiateur</i>	°C	296	298	0,7%
<i>Pression d'entrée compresseur</i>	kPa	500	500	0,0%
<i>Pression d'entrée récupérateur HP</i>	kPa	999	999	0,0%
<i>Pression d'entrée échangeur</i>	kPa	991	991	0,0%
<i>Pression d'entrée turbine</i>	kPa	964	964	0,0%
<i>Pression d'entrée récupérateur BP</i>	kPa	515	515	0,0%
<i>Pression d'entrée radiateur</i>	kPa	506	506	0,0%
<i>Puissance thermique</i>	kWth	156	145	7,3%
<i>Puissance électrique</i>	kWe	50	50	0,8%
<i>Efficacité</i>		32,1%	22,5%	7,1%

Tableau 22 : Comparaison des résultats obtenus avec la méthode de calcul de cycle Brayton implémentée avec les valeurs de la référence dans le cas du CBC (M. J. Barrett 20065)

Le Tableau 22 présente les mêmes comparaisons avec les données relatives au CBC. (M. J. Barrett 20065) Les conditions sont proches, notamment en température. Le mélange hélium-xénon présente une proportion molaire d'hélium de 71,7 %, un peu plus faible que dans le cas de Prometheus, 78,4 %. Dans ce cas, les températures et pressions sont toujours assez bien retrouvées avec au pire 3,6 % d'erreur, mais les puissances le sont beaucoup mieux : 7 % d'erreur sur la puissance thermique et moins de 1 % sur la puissance électrique. Ainsi, si l'approximation sur le calcul de c_p est vraiment source d'erreur, celle-ci dépend des points de fonctionnement puisqu'ici les différences sont moindres.

Puisque les points de fonctionnement semblent avoir une influence sur l'erreur, on a réalisé une comparaison de l'efficacité pour plusieurs rapports de compression et rapports de température. La source (C. Xu 2021) fournit une évaluation dans le cas du CBC de l'efficacité en fonction du rapport de compression pour une pression constante de 2 MPa en sortie du compresseur. Plusieurs rapports de températures (quotient de la température à l'entrée de la turbine par celle en entrée du compresseur) sont étudiés, avec une température d'entrée dans la turbine constante de 927°C. La Figure 44 présente la superposition des résultats obtenus par le modèle implémenté dans notre étude (◆) avec ceux de la référence. On y constate d'abord que l'efficacité thermodynamique obtenue est très proche de celle de la référence dans tous les cas, elle ne dépasse pas 2% de différence. Elle est légèrement surestimée (moins de 1%) pour les faibles rapports de température, mais diminue lorsque le rapport de compression augmente. Pour les rapports de températures plus élevés, c'est plutôt l'inverse : l'erreur est moindre pour des rapports de compression plus faibles, inférieurs à 2.

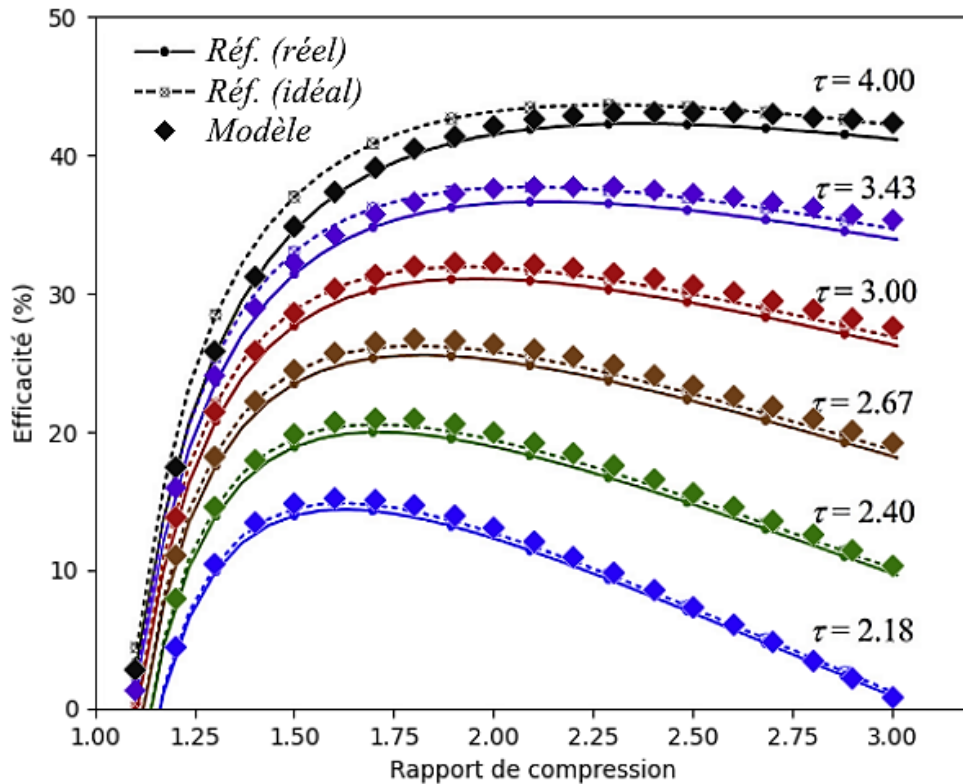


Figure 44 : Comparaison de l'efficacité thermodynamique d'un cycle Brayton (He-0,717/Xe) obtenue avec le modèle implémenté et celle la référence, en fonction du rapport de compression et pour plusieurs rapports de température

b. Implémentation d'une méthode de calcul de cycle de Rankine

La méthode de calcul du cycle de Rankine n'est pas issue de la littérature, elle a été développée sur le modèle de la méthode relative au cycle de Brayton (cf. V.3.a) afin d'obtenir des méthodes similaires pour en faciliter l'intégration dans la fonction d'évaluation de l'algorithme d'optimisation du module PYMOO. De même que précédemment, les entrées sont des vecteurs de taille le nombre de cycles à calculer.

On détaille dans ce qui suit quelques caractéristiques propres à cette méthode. Tout d'abord, elle prend des entrées supplémentaires par rapport à la méthode de calcul du cycle de Brayton ; elles sont liées au changement d'état du fluide de travail. Ce sont la qualité minimale de la vapeur en sortie de turbine et le nombre de détente possibles. En effet, pour chaque cycle, la fonction implémentée renvoie le cycle de telle sorte à maintenir la qualité de vapeur, en réchauffant (ou surchauffant) la vapeur lorsqu'au cours de la détente sa qualité passe sous le minimum choisi. Pour éviter des cas pathologiques où maintenir la qualité de la vapeur impliquerait une infinité de petites détente et de petits réchauffages, il faut donc fixer un nombre de détente maximal. Puisqu'on ne le connaît pas à l'avance, on ne peut pas intégrer les pertes de charges liées aux éventuels réchauffages : il peut n'y en avoir aucun, ou un, ou plusieurs, et ce pour chaque cycle. Ces pertes de charges ne sont donc pas prises en compte en amont du calcul. Leur prise en compte en aval en correction des résultats obtenus a été envisagée mais non mise en œuvre. Le logigramme de la fonction de calcul du cycle Rankine est donné en Annexe 10.

La méthode de calcul de la détente a fait l'objet d'une première étape de validation. Pour cela, les résultats ont été comparés à ceux obtenus via une autre méthode, développée dans le cadre de sa thèse par Baptiste Gasse. (B. Gasse 2022) Afin d'éviter les incertitudes liées aux propriétés du fluide de travail, c'est le cas d'une turbine haute pression à eau qui est choisie. Il s'agit d'une turbine à trois étages. La comparaison a porté dans un premier temps sur la température, l'enthalpie spécifique, l'entropie spécifique et la qualité de la vapeur aux sorties des trois étages de détente. La Figure 45 montre les différences relatives obtenues entre les deux méthodes sur ces grandeurs. Ces premiers résultats sont très proches entre les deux méthodes : la plus grande différence est celle de l'enthalpie spécifique en sortie de turbine où elle ne dépasse pas 1%.

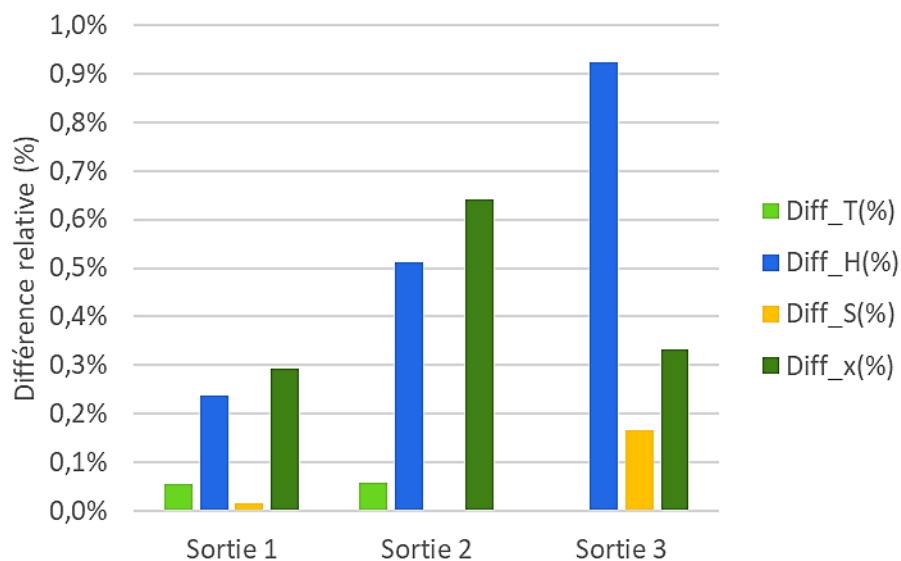


Figure 45 : Comparaison des grandeurs physiques et thermodynamiques obtenues en sortie des 3 étages d'une turbine HP de REP1300 obtenus par la méthode développée pour cette étude et celle développée par B. Gasse dans le cadre de son travail de thèse (B. Gasse 2022)

Une comparaison sur les puissances extraites présente cependant une différence plus marquée comme l'illustre la Figure 46. Cette différence est comprise entre 4 et 14%, avec une surévaluation pour la méthode utilisée ici par rapport à celle de Baptiste Gasse.

Une comparaison a aussi été réalisée avec le cycle du projet SPR-6. (J. H. Pitts 1970) Elle est présentée dans le Tableau 23. On retrouve le même ordre de grandeur pour l'erreur sur le rendement et sur la puissance délivrée. Il faut noter cependant quelques limites à cette comparaison. En premier lieu sur les efficacités isentropiques. Il est fait mention d'une efficacité de turbine sans précision dans la référence, on l'a utilisée comme valeur de l'efficacité isentropique de la turbine. Pour la pompe, plusieurs valeurs sont données mais sans explication détaillée : on a donc utilisé la même valeur que celle de la turbine. Concernant les pressions, les corrélations entre température et pression de saturation mises en œuvre présentent une incompatibilité aux conditions d'entrée de turbine de la référence. On a donc réduit la pression à l'entrée de la turbine par rapport à la référence pour que le calcul puisse se faire. Le rapport

de compression a été modifié en conséquence afin de conserver le rapport entre pressions maximale et minimale.

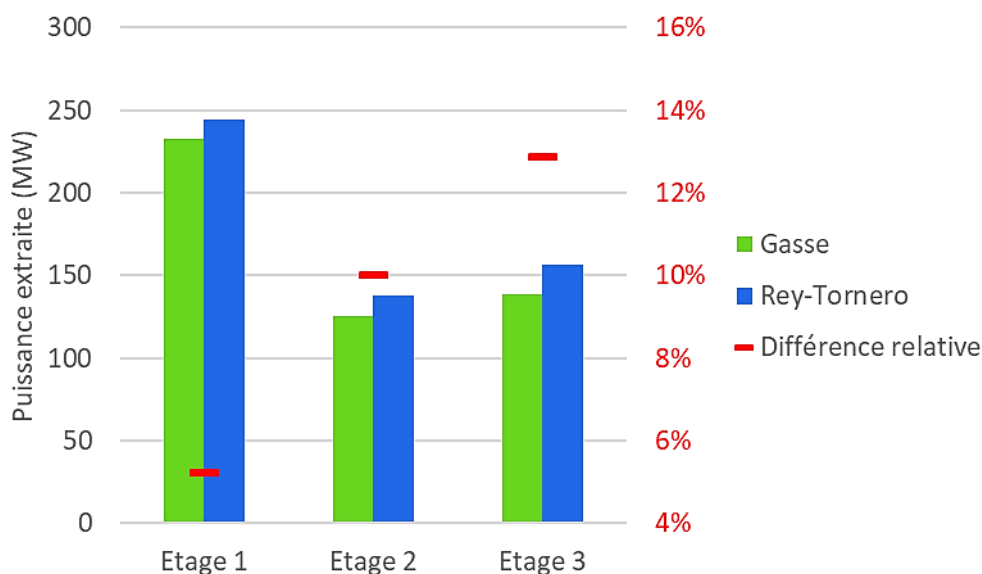


Figure 46 : Comparaison de la puissance extraite pour les 3 étages d'une turbine HP de REP1300 obtenue par la méthode développée pour cette étude et celle développée par B. Gasse dans le cadre de son travail de thèse (B. Gasse 2022)

Grandeur comparée	Unité	Référence	Calcul	Différence
Température d'entrée pompe	°C	812	812	0,0%
Température d'entrée bouilleur	°C	807	819	1,5%
Température d'entrée turbine	°C	1287	1286	0,0%
Température d'entrée condenseur	°C	837	839	0,2%
Pression d'entrée pompe	kPa	160	164	2,5%
Pression d'entrée bouilleur	kPa	2540	2570	1,2%
Pression d'entrée turbine	kPa	2480	2510	1,2%
Pression d'entrée condenseur	kPa	200	204	2,0%
Puissance thermique	MWth	57	57,6	1,0%
Puissance électrique	MWe	10,4	11,9	14,4%
Efficacité		17,5%	20,6%	17,7%

Tableau 23 : Comparaison des résultats obtenus avec la méthode de calcul de cycle Rankine développée avec les valeurs du cas du SPR-6 (J. H. Pitts 1970)

Dans le paragraphe précédent, on a abordé les méthodes de calcul de cycles de conversion. On peut le synthétiser de la façon suivante. Quelles sont les méthodes utilisées ? On a adapté une méthode de la littérature pour le calcul de cycle Brayton et on s'est appuyé sur cette démarche pour développer une méthode pour le cycle de Rankine. Toutes deux sont des méthodes 0D et ont été implémentées en Python. Ces méthodes ont-elles été validées ? Non, pas rigoureusement. Cependant les deux ont été appliquées à des références de la littérature, avec des résultats corrects en termes d'ordre de grandeur, satisfaisant à ce stade de l'étude. Une validation rigoureuse pourrait impliquer

Pour cela, on a implémenté en Python une résolution explicite en 2D de l'équation de la chaleur sur un rectangle correspondant à un élément d'ailette. On a placé une source de chaleur par conduction uniforme le long d'un côté et une source négative de rayonnement sur la surface. Dans ces conditions, on ne modélise que le cas du caloduc puisque la température est uniforme sur le côté correspondant à la conduite. Le calcul a donc aussi été mené en faisant varier la température le long du côté source. Cependant, le premier calcul où la température est la même peut être vu comme équivalent à un élément du second, où la température varie dans la direction des conduites comme illustré en Figure 48.

Plusieurs calculs ont été réalisés, selon la température imposée, et selon qu'elle soit la même ou qu'elle varie le long du côté où elle est imposée. On fait l'hypothèse d'un radiateur en acier de conductivité thermique 50 W/(m.K) , de capacité thermique 435 J/(kg.K) ayant reçu un traitement de surface conduisant à une émissivité de 0,9. (A. J. Juhasz 1994) La plage de température va de 50 à 450°C pour couvrir les températures froides trouvées dans la littérature et la largeur de l'ailette couvre 2 à 6 cm , cette dernière plage étant choisie arbitrairement. Le pas de temps vaut $10 \mu\text{s}$ et les points de calculs sont distants de 1 mm . Les résultats obtenus montrent que la température sur l'élément d'ailette varie au plus de $2,6^\circ\text{C}$. Surtout, lorsqu'on compare la puissance ainsi rayonnée à celle rayonnée dans le cas où la température serait uniforme sur la surface, on obtient une erreur inférieure à $1,2\%$, comme on peut le voir en Figure 49. Ainsi, on considérera par la suite que l'approximation d'une température uniforme sur la largeur de l'ailette est valable pour une largeur inférieure à 5 cm avec une température de rayonnement minimale contrainte, supérieure à 0°C .

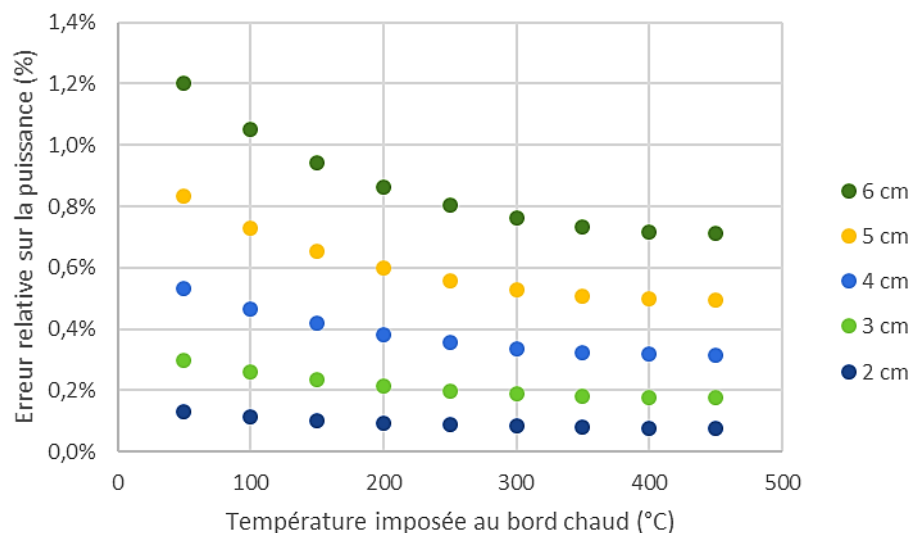


Figure 49 : Erreur relative sur la puissance rayonnée pour plusieurs largeurs d'ailette en fonction d'une température uniforme imposée sur le bord (température du fluide)

Dans le court paragraphe qui précède, on a traité de la modélisation du transfert thermique dans le cas d'un radiateur simple avec une conduite (qui peut être un caloduc) avec une ailette de part et d'autre, l'ensemble formant un

élément de radiateur. On a justifié qu'on puisse admettre que la température d'un tel élément puisse être considérée comme uniforme, pour des ailettes larges de quelques centimètres. Il reste maintenant à définir la recherche des systèmes de conversion pour délivrer l'objectif de puissance de 1 MWe.

5. Méthode de recherche de combinaisons par optimisation génétique

L'idée est ici d'établir les paramètres de conversion de l'énergie en prenant comme critères la surface ou la masse de la source froide et la puissance électrique. On cherche ainsi à obtenir les meilleures options pour délivrer la puissance de 1 MWe du point de vue de la surface ou de la masse de la source froide.

Les fonctions de calculs précédentes ont été utilisées afin de construire la fonction d'évaluation de l'algorithme d'optimisation génétique proposé par le module Python PYMOO, dans sa version 0.5.0 associée à la version 3.6 de Python. L'Annexe 11 donne des informations de base quant à ce module et son utilisation. On présente en Figure 50 la décomposition fonction par fonction de la fonction d'évaluation de l'algorithme d'optimisation, pour chaque configuration testée.

Pour tous les calculs menés, la puissance électrique et la surface rayonnante de la source froide sont choisis comme critères d'optimisations. La surface a été remplacée par la masse dans le cas d'un radiateur à gouttelettes comme source froide. En effet, la surface équivalente pour un radiateur à gouttelettes n'a pas de lien avec l'encombrement du système.

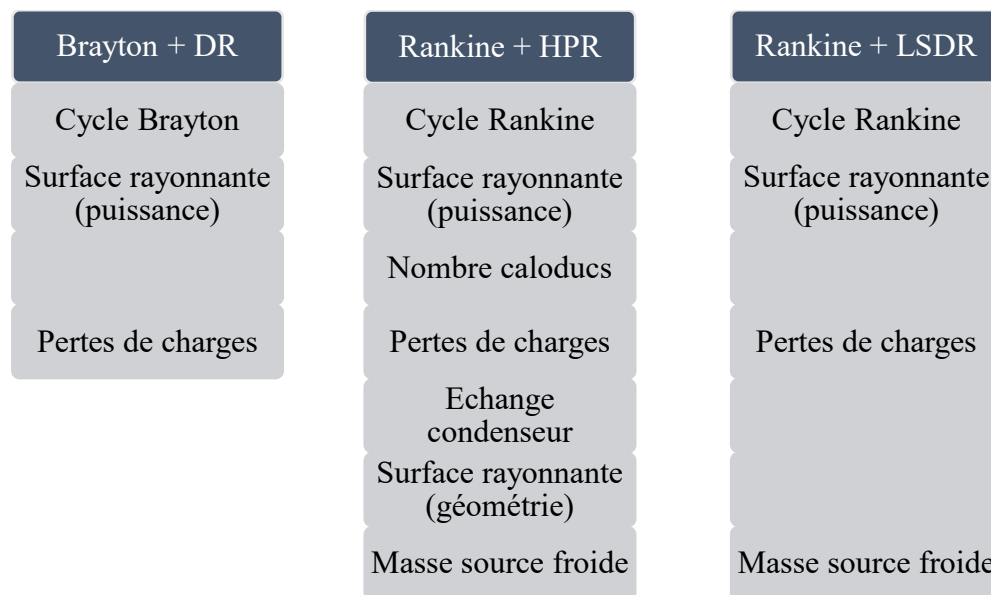


Figure 50 : Sous-fonctions de la fonction d'évaluation pour l'optimisation de chaque configuration de système de conversion

Dans tous les cas présentés, on a choisi pour référence une température chaude à l'entrée de la turbine de 800°C et un « delta T » pour le calcul de l'échange thermique dans le bouilleur de 100°C. L'idée est de rester cohérent avec une température autour de 900°C (1174 K) dans le cœur, comme dans les calculs de neutronique.

Le paragraphe succinct qui précède porte sur l'organisation de la recherche de système de conversion de sorte à établir les réponses aux questions suivantes. Quelle est la méthode choisie ? L'optimisation génétique, en utilisant l'algorithme NSGA-II inclus dans le module PYMOO. Optimiser mais sur quels critères ? La surface de la source froide, ou sa masse, du fait des valeurs importantes que ces paramètres peuvent adopter, et la puissance électrique délivrée, puisque c'est la grandeur d'intérêt et qu'elle évolue en sens inverse des paramètres précédents. Il reste alors à caractériser les différents systèmes de conversion choisis ; on commence par le cycle de Brayton qui fait l'objet du paragraphe suivant.

6. Caractérisation de l'option utilisant un cycle de Brayton

L'optimisation telle que présentée (cf. V.5) a été mise en œuvre sur l'option consistant à réaliser la conversion au moyen d'un cycle de Brayton, utilisant pour fluide de travail le mélange He(78.4%)-Xe(21.6%) et pour source froide un panneau rayonnant parcouru par le fluide de travail. On représente en Figure 51 un schéma du cycle calculé.

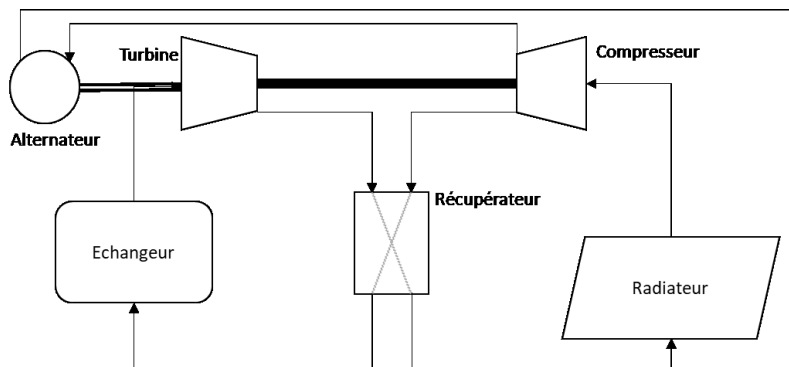


Figure 51 : Schéma d'un cycle de Brayton avec récupération tel qu'implémenté

Paramètre	Unité	Valeur min	Valeur max
Débit massique du gaz	kg/s	15	40
Part du débit dérivée vers l'alternateur	%	8	10
Efficacité de Carnot	%	50	90
Pression à l'entrée du compresseur	kPa	500	3000
Rapport de compression du compresseur	∅	1,5	3,5
Pertes de charges dans le récupérateur HP	kPa	15	30
Pertes de charges dans l'échangeur	kPa	50	65
Pertes de charges dans le radiateur	kPa	20	35
Pertes de charges dans le récupérateur BP	kPa	15	30
Nombre de conduites dans l'échangeur	∅	10	100
Longueur des conduites de l'échangeur	m	1	3
Espacement entre les conduites du récupérateur	cm	1	5
Diamètre hydraulique des conduites du récupérateur	cm	1	3
Nombre de branches parallèles dans le radiateur	∅	50	300

Tableau 24 : Bornes des paramètres d'optimisation utilisées pour le calcul d'optimisation du système Brayton dont sont extraits les résultats présentés

Les paramètres d'optimisation choisis ainsi que les plages de valeurs associées sont présentés dans le Tableau 24. Ces plages ont été resserrées en plusieurs fois après avoir constaté que les résultats présentaient tous des paramètres compris dans des intervalles restreints. Restreindre ainsi les plages de variations des paramètres permet en effet d'obtenir un résultat plus rapide. A posteriori, on a vérifié de nouveau pour chaque paramètre où se concentraient les valeurs optimales de façon à s'assurer qu'elles ne se concentrent pas sur l'une des bornes, ce qui signifierait que l'optimum est hors de l'intervalle. Cette vérification n'est toutefois pas pertinente pour les pertes de charges. En effet, si elles augmentent, l'efficacité du cycle diminue. Donc en ayant choisi comme critère d'une part la puissance électrique et d'autre part la surface rayonnante, directement reliée à l'efficacité du cycle, l'optimum sera toujours celui qui minimisera les pertes de charges.

L'optimisation a été menée avec des contraintes permettant de recouvrir une large plage de surfaces rayonnantes, et les puissances électriques correspondantes. On présente en Figure 52 le résultat du calcul d'optimisation sous la forme du front de Pareto pour une température d'entrée turbine de 800°C. On y a mis en évidence les cycles proches de l'objectif de 1 MWé. C'est une population de 300 individus qui a été optimisée sur 10000 générations, avec 100 individus enfants (paramètre « offspring ») par génération.

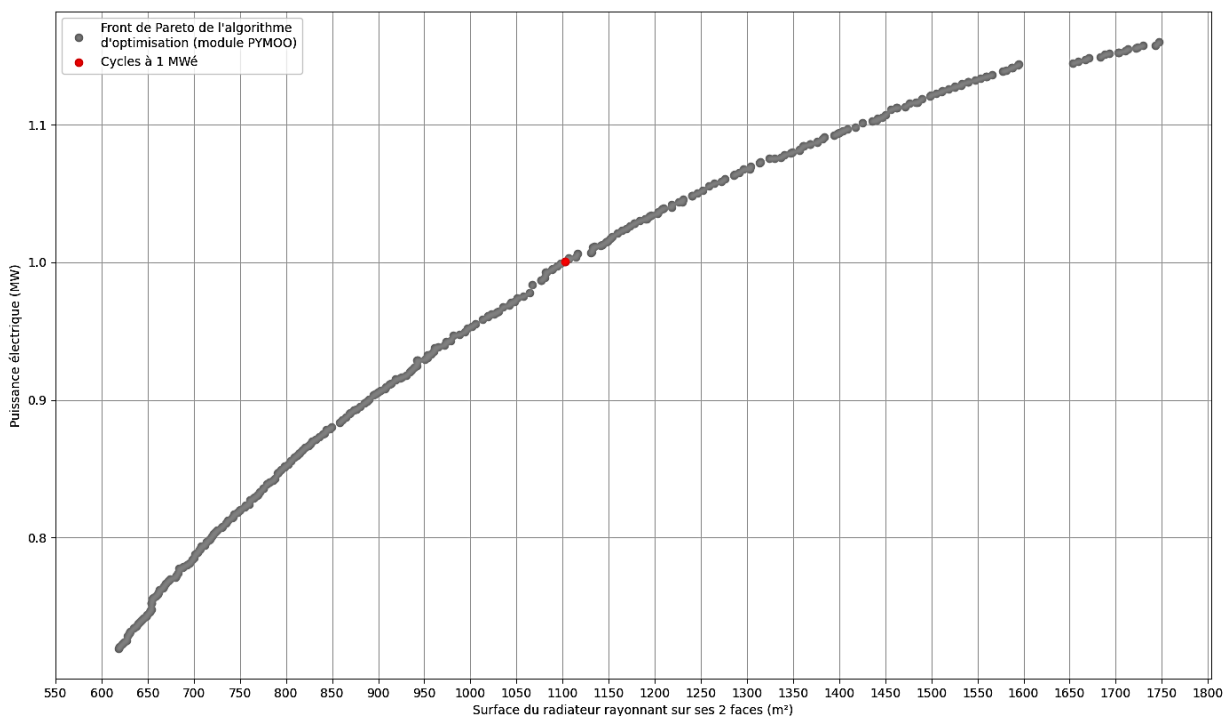


Figure 52 : Front de Pareto de l'optimisation de l'option de conversion utilisant un cycle de Brayton avec récupération pour une température chaude de 800°C (entrée de la turbine)

Les cycles obtenus délivrant environ 1 MWe sont « génétiquement proches » : pour chaque paramètre d'optimisation (gènes), les valeurs optimales sont dans un intervalle très restreint. Les cycles optimaux délivrent une puissance électrique comprise entre 700 et 1150 kW avec une puissance thermique entre 2,9 et 3,6 MW pour une efficacité thermodynamique variant

entre 20 et 30%. La pression maximale, à la sortie du compresseur est, elle, comprise entre 48 et 58 bar. On a donc choisi un cycle parmi les résultats optimaux à 1 MWe et on en présente les points de fonctionnement en Figure 53.

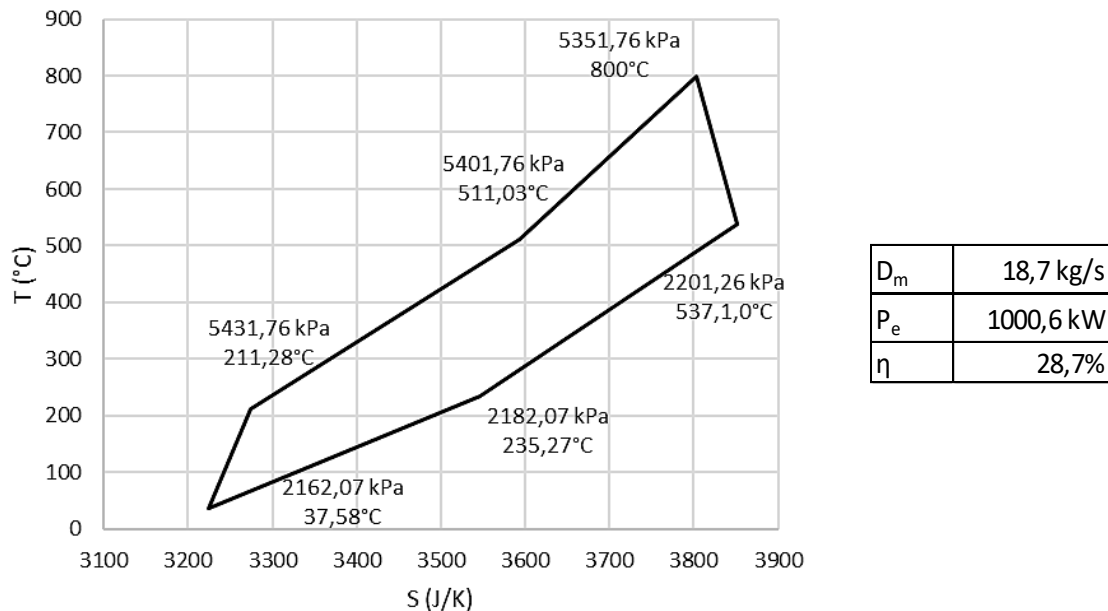


Figure 53 : Exemple de cycle de Brayton issu de la population optimale

Le paragraphe qui précède se concentre sur l'option de conversion qu'est un cycle de Brayton. Plus précisément, quel est l'ordre de grandeur de la surface du radiateur nécessaire pour délivrer 1 MWe ? Cette puissance conduit à un radiateur de plus de 1000 m². Comment caractériser un tel cycle ? Le rendement approche les 30%, requiert un débit de l'ordre de 20 kg/s et des pressions entre 20 et 50 bars. Si le rendement obtenu est bon, la surface rayonnante est très grande, c'est ce qui a motivé d'explorer le cycle de Rankine ; le paragraphe suivant traite donc d'un tel cycle utilisant le mercure comme fluide de travail.

7. Caractérisation des options utilisant un cycle de Rankine au mercure

Une autre possibilité étudiée après celle du cycle Brayton est la combinaison d'un cycle de Rankine au mercure avec un radiateur à caloducs à eau pour source froide. Le condenseur du cycle, pour le mercure, est constitué de canaux annulaires autour de la zone évaporateur des caloducs. (G. L. Yoder 2005) Cet aspect repris de la littérature sur un cycle au potassium permet de calculer précisément les pertes de charges et l'échange thermique afin de relier au mieux le cycle à la source froide. Ainsi, le diamètre interne des conduites du condenseur est égal au diamètre externe des caloducs, de même que la longueur des conduites des caloducs est égale à la longueur de la zone évaporateur des caloducs. Comme précédemment, on présente dans le Tableau 25 les plages de valeurs sur lesquelles évoluent les paramètres d'optimisation.

Paramètre	Unité	Valeur min	Valeur max
Débit massique de mercure	kg/s	8	15
Pression à l'entrée de la turbine	kPa	200	10000
Rapport de compression de la pompe	∅	6	330
Pertes de charges dans le bouilleur	kPa	20	30
Pertes de charges dans le condenseur	kPa	1	10
Diamètre hydraulique dans le bouilleur	cm	1	4
Nombre de conduites dans le bouilleur	∅	150	250
Longueur des conduites du bouilleur	m	2	5
Diamètre externe des conduites du condenseur	cm	2	5
Longueur des conduites du condenseur	m	0,5	2,5
Numéro de maille de la toile capillaire des caloducs	∅	1	6
Nombre de couches de toile dans les caloducs	∅	1	3
Longueur de la zone condenseur des caloducs	m	1	5
Espace entre la toile capillaire et la paroi du caloduc	mm	0,1	1,2
Diamètre interne des conduites du condenseur	cm	1	3
Température de fonctionnement des caloducs	°C	200	400

Tableau 25 : Bornes des paramètres d'optimisation utilisées pour le calcul d'optimisation du système Rankine au mercure et caloducs à eau dont sont extraits les résultats présentés

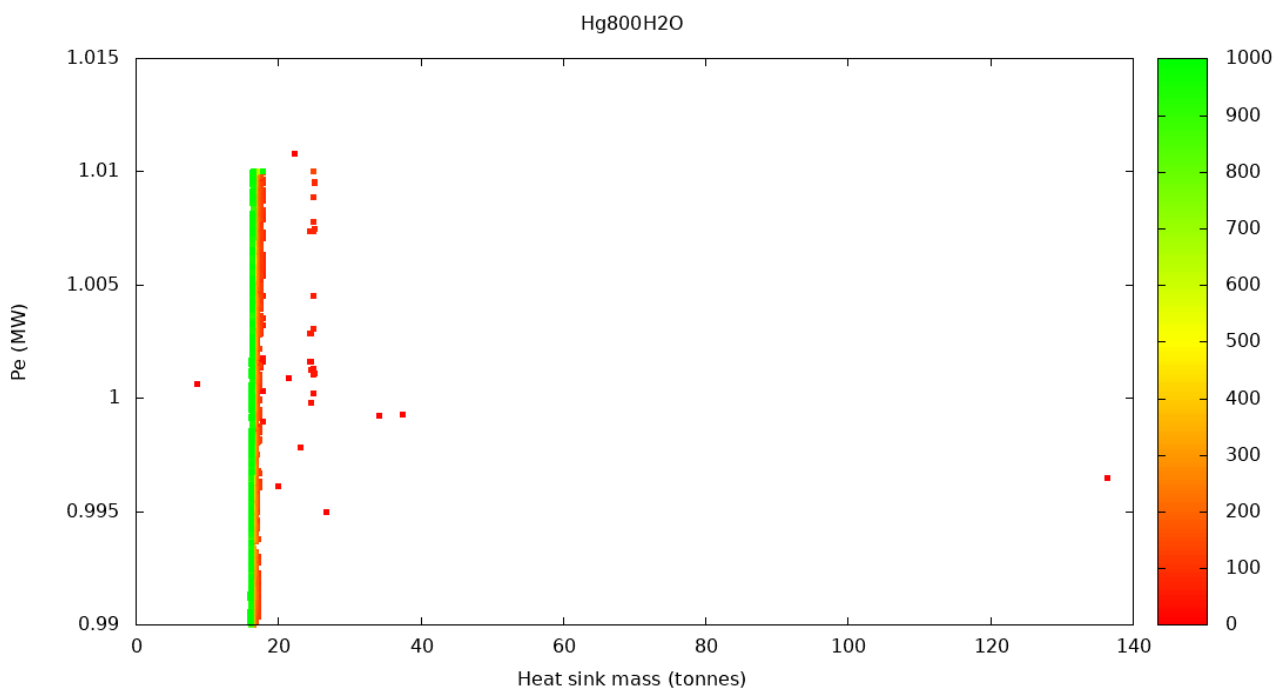


Figure 54 : Front de Pareto pour chaque génération (échelle de couleur) lors de l'optimisation de l'option de conversion utilisant un cycle de Rankine au mercure avec une température chaude de 800°C (entrée de la turbine) ; masse de la source froide (tonnes) en abscisse, puissance électrique (MW) en ordonnées

On vérifie par des contraintes que les pertes de charges dans le condenseur sont cohérentes avec la géométrie et que l'échange thermique correspond à la puissance rayonnée. Le résultat du calcul d'optimisation mené pour une température de 800°C à l'entrée de la turbine est présenté sous la forme du front de Pareto obtenu en Figure 54. Cette représentation montrant tous les fronts successifs, cela explique la dispersion des premiers résultats ; en particulier un cycle parmi les premières générations vers 140 tonnes de masse de source froide.

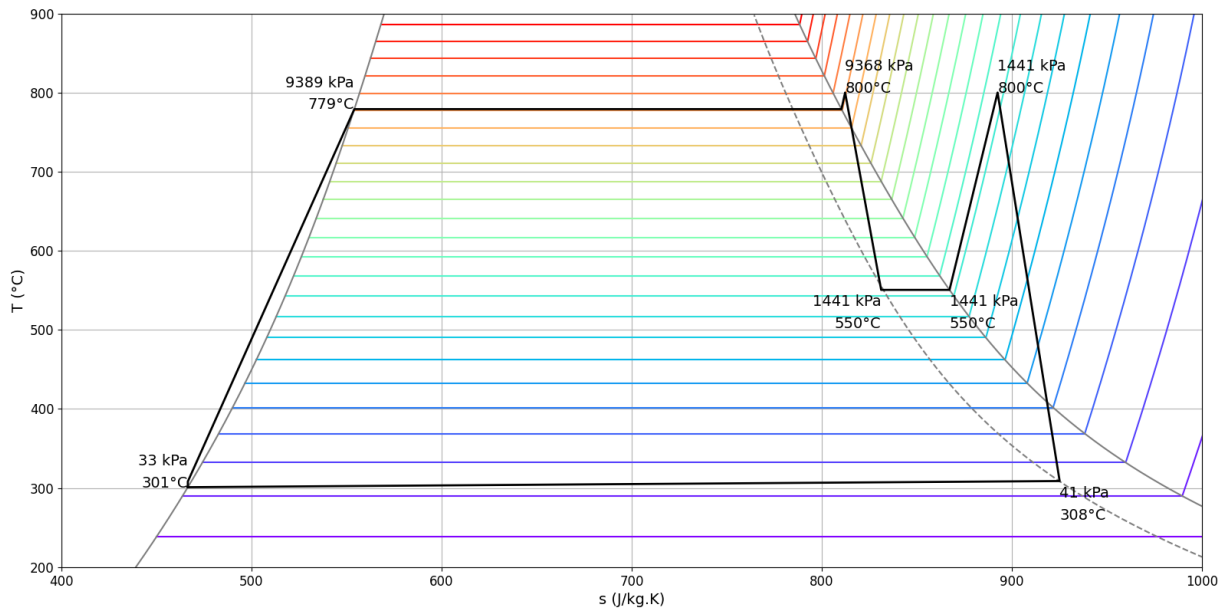


Figure 55 : Exemple de cycle de Rankine au mercure issu de la population optimale

On a extrait un cycle de la population optimale et représenté sur le diagramme entropique du mercure en Figure 55. Pour les optimisations impliquant un cycle de Rankine, on a resserré l'intervalle de puissance électrique recherche entre 990 et 1010 kW, tous les cycles obtenus sont donc dans cette fourchette pour une puissance thermique comprise entre 3,3 et 3,4 MW, et un rendement thermodynamique d'environ 32% pour tous les cycles. La pression en sortie du bouilleur, la plus grande, est comprise entre 93 et 94 bar.

La sensibilité de l'optimum de cette option en fonction de la température chaude du cycle, à l'entrée de la turbine, a été étudiée et a fait l'objet d'une communication. (C.J. Romero Casado 2022)

On traite dans le paragraphe ci-dessus d'un système de conversion fondé sur un cycle de Rankine au mercure associé à un radiateur à caloducs à eau. En particulier, quel est l'ordre de grandeur de la surface du radiateur nécessaire pour délivrer 1 MWe ? Une surface de radiateur de l'ordre de 200 m² est nécessaire pour délivrer cette puissance. On a estimé la masse de ce radiateur à environ 20 tonnes. Qu'est-ce qui caractérise ce cycle ? Le rendement dépasse 30%, mais implique des pressions jusqu'à 90 bars. Si la surface comme le rendement présentent des valeurs intéressantes, les pressions restent hautes, or elles impliquent un surplus de masse quoiqu'il ne soit pas estimé. D'où l'objet du paragraphe suivant dans lequel on se penche sur un système équivalent mais utilisant comme fluide le potassium, tant pour le cycle que pour le radiateur.

8. Caractérisation des options utilisant un cycle de Rankine au potassium

a. Cas d'un radiateur à caloducs

Paramètre	Unité	Valeur min	Valeur max
Débit massique de mercure	kg/s	1	3
Pression à l'entrée de la turbine	kPa	50	200
Rapport de compression de la pompe	∅	50	150
Pertes de charges dans le bouilleur	kPa	20	25
Pertes de charges dans le condenseur	kPa	1	3
Diamètre hydraulique dans le bouilleur	cm	3	5
Nombre de conduites dans le bouilleur	∅	150	230
Longueur des conduites du bouilleur	m	2	4
Diamètre externe des conduites du condenseur	cm	3,5	6
Longueur des conduites du condenseur	m	0,3	2
Numéro de maille de la toile capillaire des caloducs	∅	3	6
Nombre de couches de toile dans les caloducs	∅	1	3
Longueur de la zone condenseur des caloducs	m	1	2
Espace entre la toile capillaire et la paroi du caloduc	mm	0,2	1,2
Diamètre interne des conduites du condenseur	cm	2	3
Température de fonctionnement des caloducs	°C	200	600

Tableau 26 : Bornes des paramètres d'optimisation utilisées pour le calcul d'optimisation du système Rankine au potassium et caloducs au potassium dont sont extraits les résultats présentés

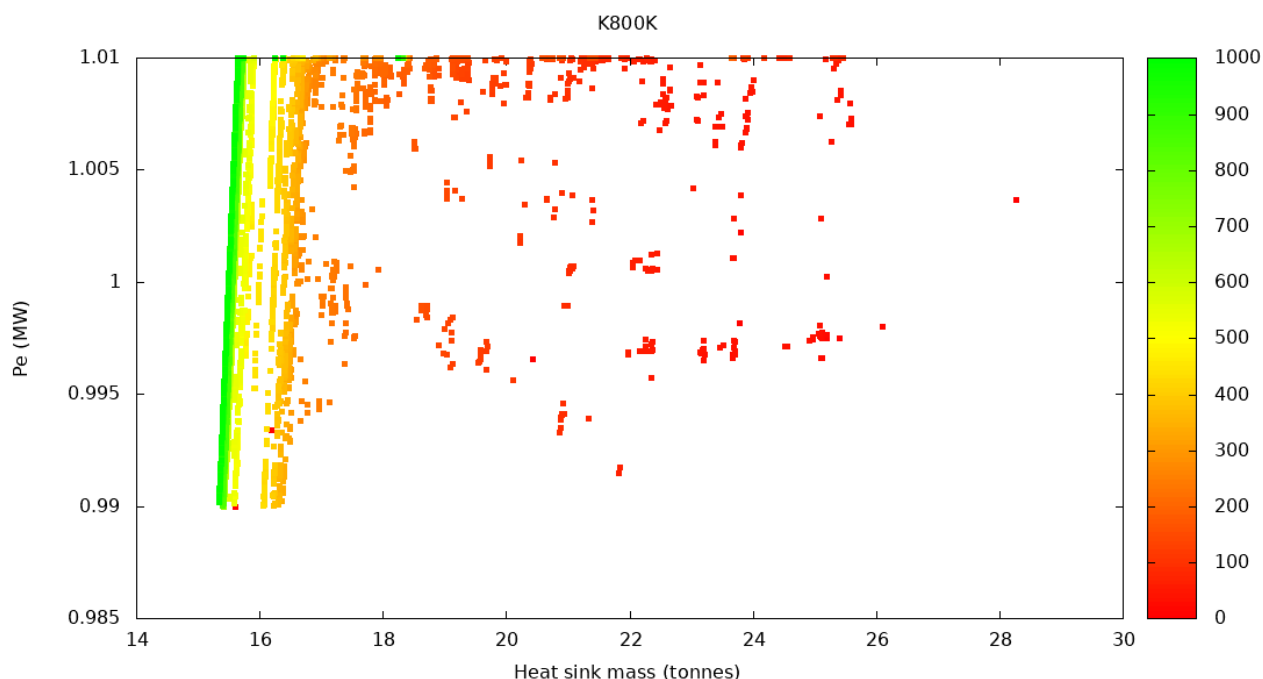


Figure 56 : Front de Pareto pour chaque génération (échelle de couleur) lors de l'optimisation de l'option de conversion utilisant un cycle de Rankine au potassium avec une température chaude de 800°C (entrée de la turbine) et un radiateur à caloducs (K) ; masse de la source froide (tonnes) en abscisses, puissance électrique (MW) en ordonnées

On reproduit ici exactement la même étude que celle réalisée pour le mercure (cf. V.7) seuls changent les fluides du cycle et des caloducs, ici c'est du potassium dans les deux cas, et

à agrandir donc alourdir le radiateur. Une technologie d'évacuation de la chaleur plus efficace, donc plus légère, permettrait d'envisager une température froide plus basse. Dans cette optique, on s'intéresse dans le paragraphe suivant à l'utilisation d'un radiateur à gouttelettes pour ce cycle.

b. Cas d'un radiateur à gouttelettes liquides-solides

Ce travail a été réalisé en collaboration avec le post doctorant Carlos Jesús Romero Casado, qui a implémenté un outil de calcul de la masse LSDR. L'idée est de s'appuyer sur le gain de masse que permet un radiateur à gouttelettes (LDR) mais d'une part en évitant la perte de fluide caloporteur par évaporation dans le vide et d'autre part en rayonnant à une température constante. "Pour cela, les gouttes de caloporteur doivent être émises à une température juste supérieure à la température de fusion de sorte à ce qu'en rayonnant dans le vide, elles se solidifient progressivement, en commençant par leur surface.

Paramètre	Unité	Valeur min	Valeur max
Débit massique de mercure	kg/s	1,5	2,5
Pression à l'entrée de la turbine	kPa	130	160
Rapport de compression de la pompe	\emptyset	100	120
Pertes de charges dans le bouilleur	kPa	20	30
Pertes de charges dans le condenseur	kPa	2	3
Diamètre hydraulique dans le bouilleur	cm	3	4
Nombre de conduites dans le bouilleur	\emptyset	150	200
Longueur des conduites du bouilleur	m	2	3
Diamètre externe des conduites du condenseur	cm	5	6
Longueur des conduites du condenseur	m	1,8	2
Diamètre interne des conduites du condenseur	cm	1	3
Température du fluide du LSDR	°C	426	427
Coefficient de séparation des gouttes (largeur)	\emptyset	0,9	1
Coefficient de séparation des gouttes (longueur)	\emptyset	0,9	1
Pertes de charges du circuit du LSDR	kPa	2200	2500
Nombre de couches de gouttes superposées	\emptyset	4	6
Diamètre des gouttes	mm	1	2
Taux de solidification des gouttes	%	60	100

Tableau 27 : Bornes des paramètres d'optimisation utilisées pour le calcul d'optimisation du système Rankine au potassium et LSDR à l'aluminium-germanium dont sont extraits les résultats présentés

Pour la recherche du système complet, on a conservé tout ce qui a attrait au cycle, notamment la structure du condenseur avec des canaux annulaires dans le but de ne modifier vraiment que la source froide. Ainsi là où se trouvait, pour les versions à caloducs, la zone évaporateur des caloducs, ce sont ici les conduites de l'échangeur du circuit du LSDR.

Les paramètres d'optimisation propre à la source froide ont été adaptés comme on peut le constater dans le Tableau 27. La plage de variation associée à la température du fluide n'est large que de 1°C afin que le calcul, notamment côté cycle, respecte la contrainte d'avoir une

température froide fixée à la valeur de la température de fusion de l'eutectique aluminium-germanium. Les coefficients de séparation des gouttes servent à pondérer l'espacement entre deux gouttes dans leur sens de déplacement (longueur) et entre deux jets (largeur). Le taux de solidification des gouttes définit la proportion massique de la goutte qui est solide à l'arrivée au niveau du collecteur.

Comme précédemment, on a conservé la température d'entrée dans la turbine à 800°C. Les fronts de Pareto successifs de chaque génération pendant le calcul d'optimisation sont montrés en Figure 58. La population optimale de la dernière génération présente des puissances électriques comprises entre 950 et 1005 kWe, une contrainte la limitant à l'intervalle 950 à 1050 kWe. La puissance thermique requise par ces cycles va de 4,8 à 5,1 MW, ce qui correspond donc à des efficacités allant de 19 à 21%. La pression maximale varie quant à elle très peu autour de la valeur de 164 kPa.

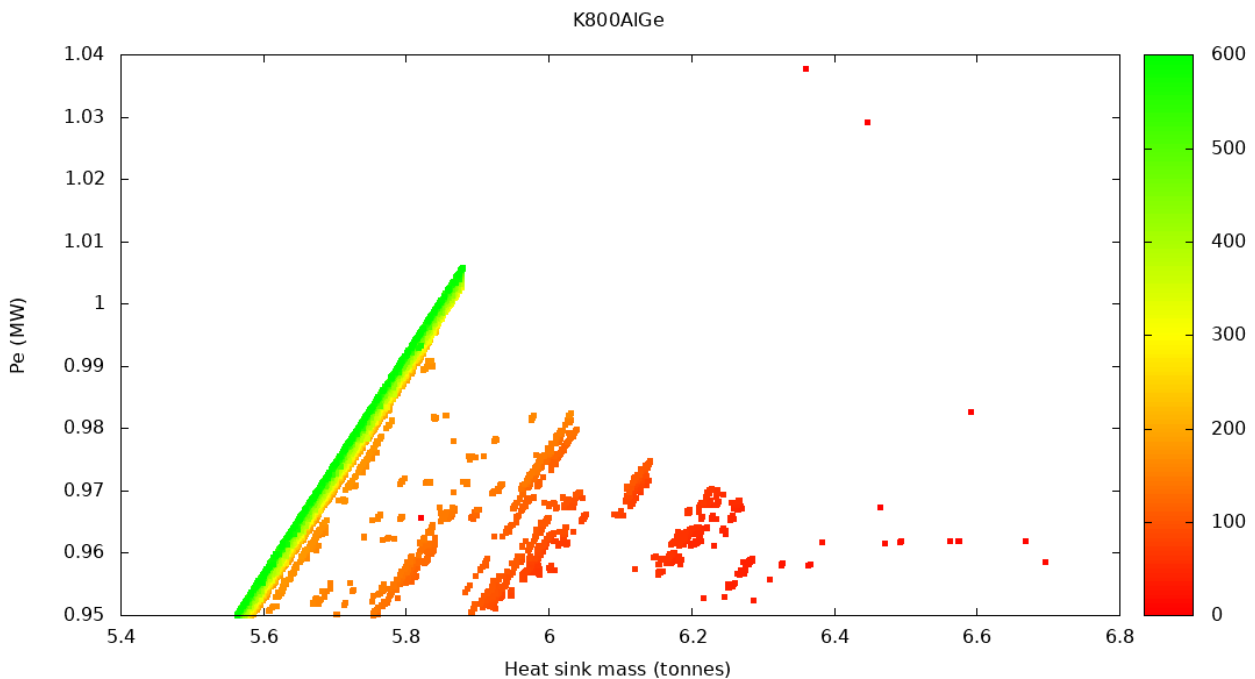


Figure 58 : Front de Pareto pour chaque génération lors de l'optimisation de l'option de conversion utilisant un cycle de Rankine au potassium avec une température chaude de 800°C (entrée de la turbine) et un LSDR (Al-Ge) ; masse de la source froide (tonnes) en abscisses, puissance électrique (MW) en ordonnées

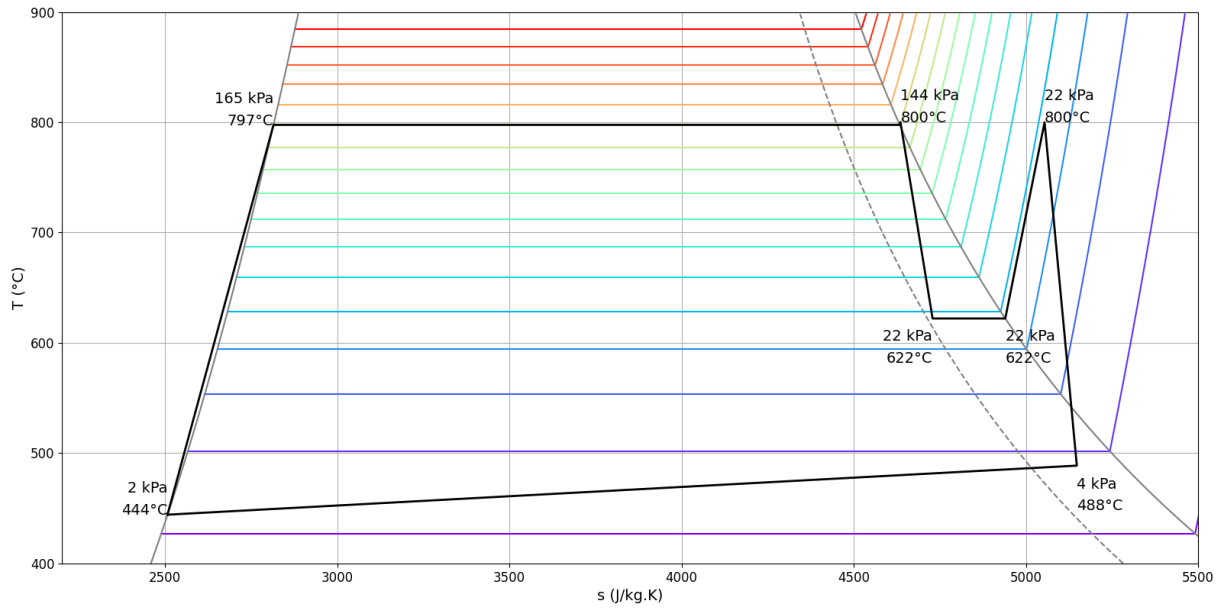


Figure 59 : Exemple de cycle de Rankine au potassium issu de la population optimale avec un LSDR pour source froide

Le paragraphe précédent porte sur un système de conversion fondé sur un cycle de Rankine au potassium associé à un radiateur à gouttelettes liquide-solide. Plus précisément, quel est l'ordre de grandeur de la masse du radiateur nécessaire pour délivrer 1 MWe ? Une masse de moins de 10 tonnes correspond à la puissance visée. Quelles sont les caractéristiques du cycle associé ? Le cycle Rankine correspondant présente un rendement de l'ordre de 20% et des pressions inférieures à 2 bar, soient les mêmes ordres de grandeur que pour le paragraphe précédent. Dans ce cas cependant, on peut envisager une recherche contrainte sur le rendement pour trouver un système de rendement meilleur, tout en présentant une masse de source froide contenue.

VI. Conclusion

1. Remarques générales

a. Validation du positionnement en puissance par le contexte

Les études relatives à l'utilisation en milieu spatial d'un réacteur à sels fondus pour générer une forte puissance, de l'ordre du MW électrique, ont débuté en 2017 entre le CEA et le CNES. Elles comprennent deux choix de rupture : la technologie des sels fondus et le niveau de puissance. Si le premier recevait des critiques sur le fond, notamment lié à la maturité de cette technologie, le second était rejeté sans ambages : trop au-delà des besoins. Ces réactions reflètent un manque dans la stratégie de développement de ce type de sources d'énergie spatiales : dans les projets souvent construits à partir du réacteur, on évacue consciemment ou non l'idée d'une forte puissance, peut-être parce qu'elle implique des études éloignées du cœur du projet, aux sens propre et figuré. Pour résumer, un niveau de puissance électrique de l'ordre de 1 MW n'est alors pas jugé opportun.

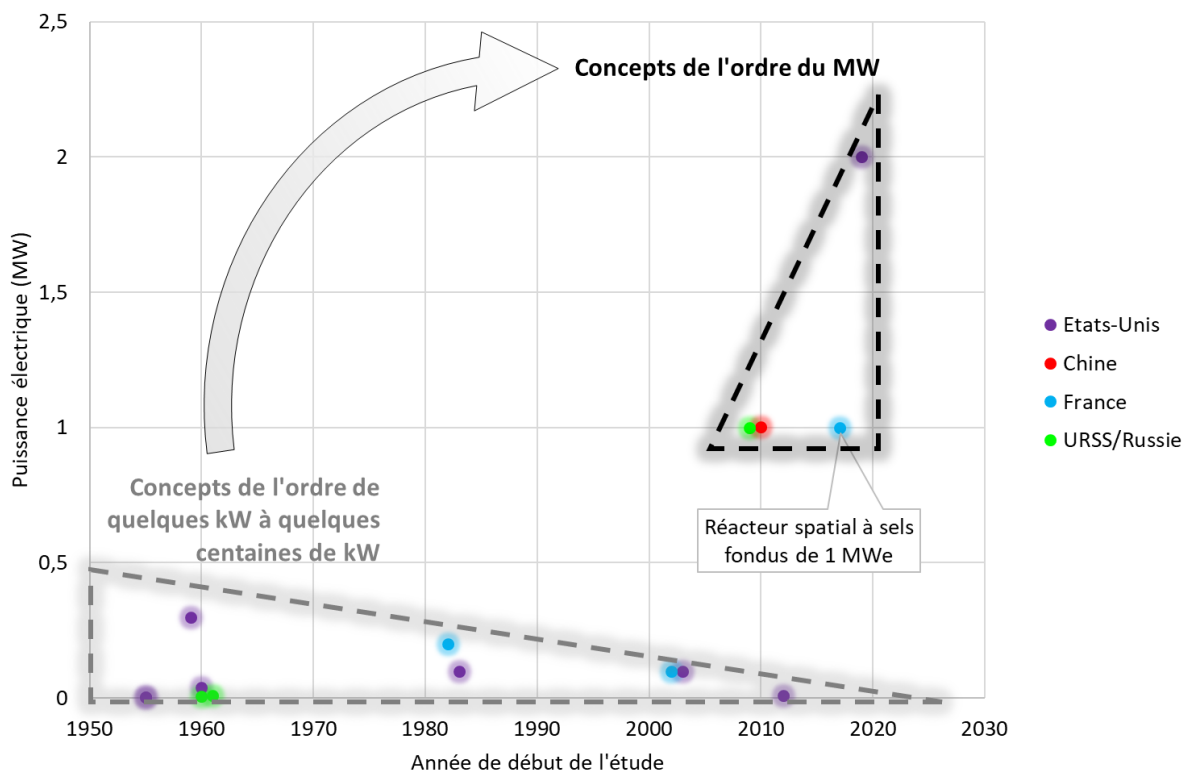


Figure 60 : Chronologie et puissance électrique de quelques concepts de réacteurs nucléaires spatiaux (USA : SNAP-2, SNAP-8, SNAP-10A, SNAP-50, SP-100, Prometheus, Kilopower, Megapower ; France : ERATO, OPUS, RSF de 1 MWe ; URSS/Russie : BES5-BOUK, TOPAZ, TEM)

Depuis lors néanmoins, la réalité pousse les avis à évoluer. En effet, dès 2019 le Los Alamos National Laboratory (LANL) rendait public le projet Megapower, censé délivrer jusqu'à 10 MWe. L'Idaho National Laboratory travaille d'ailleurs en collaboration avec le premier et a proposé une version de 2 MWe. En Europe, Roskosmos communique très peu mais

travaille sur un réacteur délivrant 1 MWe destiné à alimenter un remorqueur spatial. En 2019, la presse relaie quelques informations sur le projet. Enfin, la Chine annonce en 2022 avoir réalisé des premiers tests de composants pour un réacteur de même puissance, soit 1 MWe. Aujourd'hui, cet ordre de grandeur de puissance semble donc beaucoup moins exotique comme on peut le voir sur la chronologie en Figure 60. Le positionnement de départ est donc validé et par là même l'approche qui consiste à prévenir les besoins futurs au lieu de répondre aux besoins exprimés.

b. Différents paramètres pour le design du cœur

Le travail de conception du cœur s'est principalement appuyé sur la neutronique : réserve de réactivité, contre-réaction en températures et durée de vie critique. Si des valeurs ont été choisies pour certains paramètres afin de préciser l'étude, le design de cœur correspondant n'est cependant qu'une version d'étude préliminaire. En considérant le travail réalisé comme une base, on peut en effet proposer d'autres combinaisons, avec plus ou moins de canaux ou une épaisseur de réflecteur différente notamment. Si certaines combinaisons sont éliminées par la positivité de l'effet Doppler, ce n'est pas le cas de toutes et surtout, on n'a étudié qu'un petit échantillon des possibilités. Pour les configurations étudiées dont la réserve de réactivité est positive, la masse du cœur varie entre 1,9 et 3,6 tonnes. Il serait donc intéressant d'étudier au moins ces combinaisons pour comparer les résultats à ceux du design sélectionné dans cette étude. Mieux encore, réaliser la même étude avec un enrichissement plus faible en ^{235}U devrait conduire à un cœur plus gros et plus lourd mais plus sûr et cohérent avec les aspects thermiques.

c. L'importance de la source froide du point de vue de la masse

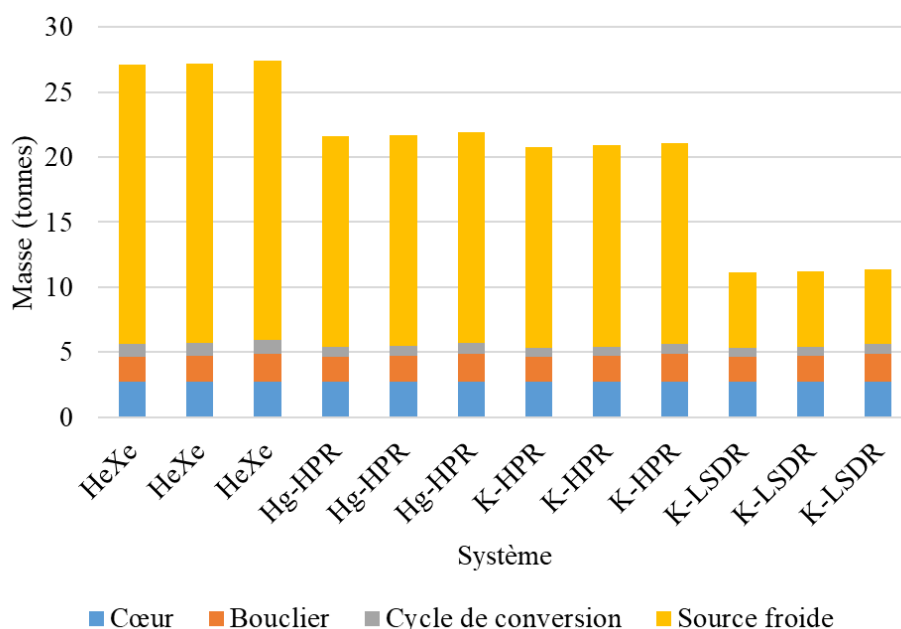


Figure 61 : Devis de masse pour différentes options de conversion (cycle + source froide)

L'étude menée a permis d'évaluer la masse totale du cœur, du système de conversion et de la source froide. En admettant une masse arbitraire de 2 tonnes pour le bouclier, cohérente avec

les données de la littérature, on peut avancer des devis de masse. On le représente en Figure 61, avec « HeXe » pour le cycle de Brayton, « Hg-HPR » pour le cycle de Rankine au mercure associé à un radiateur à caloducs à eau, « K-HPR » pour la même structure mais avec du potassium comme fluide de travail et réfrigérant des caloducs et « K-LSDR » pour le cycle de Rankine au potassium associé à un radiateur à gouttelettes liquide-solide à l'aluminium-germanium.

Le détail du devis de masse illustre le fait que la problématique de la masse totale du système dépend majoritairement de la source froide. Cela explique le choix d'étudier différentes options de conversion et la proposition de systèmes qui diffèrent sur ce critère en particulier.

2. Limites de l'étude

a. Cœur du réacteur et bouclier anti radiations

Comme on l'a vu, l'extraction de la puissance thermique du cœur constitue un défi. Elle dépend des températures du sel comme du réfrigérant.

Pour le premier, celle-ci n'est réellement limitée que par la tenue du graphite. Cependant, il faut aussi prendre en compte la pression de vapeur pour des températures élevées. Par ailleurs, la caractérisation du design proposé dans cette étude n'est valable qu'à la température d'opération choisie, soient 900°C. Il serait donc nécessaire de faire des mises à jour du design et des résultats neutroniques si la température du sel devait être revue, surtout à la hausse.

Pour le second, si on a montré que le débit n'a que peu d'influence, la température d'entrée dans le cœur, elle, a été fixée à la même valeur que la température chaude du cycle. Ainsi, on n'a pas étudié son impact sur les températures atteintes par le sel lorsque la puissance thermique requise est effectivement extraite. Une attention spécifique à l'échangeur avec le cycle de conversion devrait permettre de revoir la température d'entrée du réfrigérant dans le cœur à la baisse sans pour autant modifier la température chaude du cycle. Cela en modélisant un échangeur à contrecourant dans lequel la température d'entrée du réfrigérant pourrait être plus basse que celle en sortie du fluide de travail du cycle.

Du point de vue de la criticité, la durée de vie du cœur obtenue varie entre 5 et 7 ans environ, pour des rendements de conversion compris entre 20 et 30%. Cette durée est liée à la réserve de réactivité initiale qui dépend principalement de l'épaisseur du réflecteur. Cependant, l'utilisation de poison consommable devrait permettre une plus longue durée de vie.

Quant au combustible, la chimie n'a été qu'effleurée initialement lors du choix du sel. C'est cependant un aspect central puisqu'à défaut de prévoir intégralement les évolutions chimiques dans le sel (où seront dissous une grande quantités d'éléments différents) il faut pouvoir éviter des phénomènes tels que la corrosion ou la précipitation d'espèces non solubles. Dans le premier cas, limiter au seul graphite le contact avec le sel combustible permet a priori de réduire fortement le problème. Pour le second en revanche, il faut pouvoir maintenir le potentiel d'oxydoréduction du sel dans une plage interdisant les précipitations connues.

Enfin, en ce qui concerne la conception du bouclier, elle a seulement été préparée dans cette étude. Elle requiert de poser des paramètres de missions donnant les critères de dose, de durée et de distance des zones à protéger. Une fois définis, on peut s'appuyer sur le travail réalisé pour évaluer l'épaisseur de matériaux à mettre en œuvre, notamment la combinaison LiH-W, pour assurer la radioprotection.

b. Cycles de conversion et sources froides

Les modélisations des cycles implémentées dans cette étude ont été adaptées de la littérature ou entièrement développées. Ainsi, bien qu'on se soit employé à les valider en comparant leurs résultats à des valeurs de la littérature, des écarts parfois importants demeurent. Dans le cas du calcul de cycle de Rankine, il est possible que les corrélations sur les propriétés des fluides de travail en soient aussi responsables. Si les résultats obtenus présentent des ordres de grandeurs réalistes, on peut donc affirmer qu'ils n'en sont pas pour autant suffisamment précis pour servir de base de référence fiable à un travail ultérieur.

Trois sources froides distinctes ont été étudiées : un radiateur direct où le gaz de travail d'un cycle de Brayton se refroidit, un radiateur à caloduc et un radiateur à gouttelettes liquide-solide. Si les deux premiers sont simples à mettre en œuvre et bénéficient d'un développement assez voire très abouti selon le fluide, ce n'est pas le cas du dernier. L'évaluation des paramètres et de masse résultante dans les calculs réalisés s'est appuyé sur des références restreintes et certaines propriétés, accessibles expérimentalement, ont seulement été estimées en amont pour pouvoir mener à bien les calculs.

3. Propositions de systèmes du réacteur à la source froide

On propose ici trois systèmes de masse spécifique minimale. C'est le TRL qui les différencie ; bien que ce dernier n'ait pas fait l'objet d'une évaluation dédiée dans cette étude, on peut néanmoins classer les options les unes par rapport aux autres. Les trois systèmes mentionnés partagent le même cœur, ils diffèrent par le système de conversion. Faute d'avoir pu réaliser l'étude précise du bouclier, on rappelle seulement ceci : à masse égale un bouclier combinant LiH et W est plus protecteur qu'un bouclier de ZrH, ce dernier est cependant plus simple à mettre en œuvre du point de vue de la thermomécanique.

a. Système le plus réalisable

La mise en œuvre d'un système couplant le réacteur au cycle de Brayton proposé est celui qui utilise les technologies et matériaux les plus étudiés et expérimentés. Cette option évite en effet la mise en œuvre d'un cycle diphasique qui implique une séparation de phases complexe en microgravité. L'inconvénient principal est qu'il présente selon notre étude une masse spécifique élevée, surtout due à la grande surface rayonnante nécessaire. Par ailleurs, on a considéré que la source froide était divisée en plusieurs branches indépendantes mais non redondantes : la perte de l'une d'elles est non négligeable sur la puissance que l'on peut évacuer et donc produire, si on conserve les températures constantes.

b. Système le plus performant

Associer au réacteur un cycle de Rankine au potassium combiné à un radiateur à gouttelettes et associé au bouclier LiH-W permet d'obtenir le système le plus léger à performance égale en terme de puissance électrique, ou le plus performant à masse égale. On a évalué dans ce cas une masse totale d'environ 11 tonnes. Ce système repose néanmoins sur de nombreux prérequis. Parmi eux, le développement et la validation technologique des composants du cycle au potassium. En particulier, il faut réussir à assurer la séparation des phases dans le bouilleur. D'autre part, les différents concepts de radiateur à gouttelettes ne sont pas encore démontrés, leur TRL est bas.

c. Système de compromis

Une solution moyenne serait d'utiliser pour la conversion de l'énergie un cycle de Rankine au mercure, associé à un radiateur à caloducs utilisant de l'eau. Dans ce cas, on bénéficie de l'avantage d'un Rankine à savoir l'échange de puissance via un changement d'état qui permet pour une température chaude et une efficacité identique de rayonner la puissance non convertie à une température froide plus élevée, donc de façon plus efficace la puissance émise par unité de surface étant plus grande. Aussi, cette option présente l'avantage d'utiliser un cycle dont la version terrestre bénéficie d'un TRL de niveau 9. Pour ce qui est du cycle la seule nuance concerne les pressions : pour les mêmes températures elles sont beaucoup plus élevées dans le cas du mercure que dans celui du potassium. Les calculs obtenus ont conduit à des pressions jusqu'à environ 100 bars. Concernant la source froide, elle présente l'avantage d'être plus légère que dans le cas du cycle de Brayton (grâce aux températures) et d'être robuste face à l'endommagement de sa structure : la perte d'un caloduc ne remet pas en cause de façon significative le fonctionnement du système complet. En revanche, la surface rayonnante étant solide (par opposition à un radiateur à gouttelettes) elle reste plus lourde que celle d'un LSDR.

4. Perspectives et suites possibles

Dans ce paragraphe, on suggère des études qui pourraient préciser ou compléter la présente. On y détaille les résultats et éléments utilisables dans chaque cas et les précautions pertinentes. On propose deux études spécifiques à un aspect du sujet et deux études plus générales sur le système dans son ensemble. Ces dernières seraient liées l'une à l'autre, la première servant de prérequis à la seconde.

a. Etude chimique du cœur : corrosion et transitions de phases

Aborder l'aspect chimique en particulier permettrait de compléter et nuancer le travail présenté. Les paramètres tels que la composition du sel, neuf ou au bout de plusieurs années de fonctionnement pourraient servir d'entrées. On pourrait chercher à répondre aux questions suivantes. Le cas échéant, la maîtrise des phénomènes de corrosion requiert-elle une modification de sel ? L'éloignement de la composition du sel par rapport à l'eutectique de départ devient-il problématique dans le cas d'un arrêt avec figeage du sel et redémarrage ? Si nécessaire, comment corriger ce problème ?

b. Etude dynamique du cœur : couplage neutronique-thermohydraulique

Dans cette étude, on a évalué les contre réactions neutroniques liées à la température dans le sel. Cependant, on l'a fait sur la neutronique seule, donc en simplifiant l'influence de la thermohydraulique à un changement uniforme de densité et de température dans le sel et sans considération temporelle. Or en pratique, les deux physiques évoluent de concert. L'application d'un couplage fort entre un code de neutronique et un de thermohydraulique permettrait en ce sens de modéliser le comportement réel du réacteur, détailler précisément la nappe de puissance, les températures et donc, les contre-réactions. Pour cela, on pourrait donc reprendre le design du réacteur (géométrie, matériaux) en particulier les scripts pythons et jeu de données qu'ils ont produit relatifs aux calculs de CFD réalisés.

c. Etude mécanique et thermique du cœur : dilatation, vibrations au lancement

Les aspects mécaniques n'ont pas été traités dans cette étude. On peut cependant proposer quelques pistes. Si les variations de volume du graphite en fonction de la température et de la fluence ont été considérées qualitativement, aucune prise en compte effective dans le design n'a été faite. Il serait donc utile d'évaluer par exemple les marges laissées vide pour permettre un changement de volume sans dommage du graphite, mais tout en assurant au mieux le confinement du sel dans les volumes qui lui sont dédiés. Il s'agirait donc de trouver comment morceler le graphite du cœur si nécessaire ou la possibilité d'en faire un seul bloc si les contraintes le permettent. Une autre question est celle de la tenue structurelle au lancement, en particulier de la résistance aux vibrations dans le lanceur : il faut s'assurer qu'aucune résonance ne puisse avoir lieu, dans le cœur comme dans tout le système d'ailleurs.

d. Réalisation de méta modèle du cœur et du bouclier

Une approche différente des deux précédentes consisterait non pas à raffiner une partie du sujet mais à faciliter la poursuite de l'étude dans son ensemble. L'idée serait de reprendre les résultats obtenus pendant cette thèse sur le design du cœur et de les compléter si nécessaire afin de pouvoir les utiliser comme référence à la construction d'un méta modèle. Celui-ci permettrait par exemple de donner sans calcul neutronique un ordre de grandeur de la réserve de réactivité, de la masse du réacteur et de la valeur des contre réactions, voire de la durée de vie critique à condition de faire en amont les calculs nécessaires. Le même travail appliqué au bouclier anti-radiations permettrait d'en obtenir rapidement l'épaisseur nécessaire et donc la masse pour des doses reçues derrière lui et une puissance thermique du cœur spécifiés.

e. Optimisation de la masse du système entier en utilisant les métras modèles

Le travail d'optimisation de l'ensemble comprenant le cycle de conversion et la source froide pourrait être étendu au système entier. On pourrait donc considérer comme paramètres d'optimisations la masse totale, au lieu de celle de la seule source froide, et on pourrait y ajouter les caractéristiques du cœur. Dans un premier temps on pourrait se contenter d'intégrer l'existant mais on pourrait aussi raffiner les calculs en détaillant le système : type d'échangeur, disposition des composants et conduites, etc.

VII. Résumé général

1. Résumé en français

Cette étude s'inscrit dans le cadre de l'alimentation électrique de forte puissance en milieu spatial. Elle consiste à concevoir un système électro générateur s'appuyant sur un réacteur nucléaire à sel fondu pour la génération d'une puissance électrique de l'ordre du MW en milieu spatial puis de le caractériser, en particulier en termes de masse spécifique, et ce afin d'obtenir différentes configurations selon le type de système de conversion, les points de fonctionnements, les fluides de travail et la technologie de la source froide. On peut donc partager le sujet en deux objectifs : la conception du cœur et de son bouclier anti radiations d'une part, celle du système de conversion avec la source froide d'autre part. Pour le premier, on a cherché à identifier les matériaux, justifier d'une géométrie, sur la base d'une étude neutronique. L'idée a été de sélectionner un design de cœur pour le caractériser plus précisément : masse, contre réactions en température, durée de vie critique, extraction de puissance. Le travail sur le bouclier a consisté à en déterminer l'épaisseur et les matériaux afin d'en déduire sa masse, en fonction de la puissance thermique. Pour le second objectif, l'existence d'une température froide optimale du point de vue de la surface rayonnante nécessaire pour le rejet de puissance thermique dans le vide a conduit à rechercher par optimisation génétique les caractéristiques d'un système de conversion optimal selon les critères de masse ou surface de la source froide et de puissance électrique délivrée. L'objectif poursuivi était de comparer diverses solutions présentant des maturités technologiques différentes afin de fournir une indication à un choix ultérieur de recherche. Cette étude a permis d'identifier certaines caractéristiques d'un système électro générateur spatial basé sur un réacteur à sels fondus: sel fluorure hautement enrichi en uranium 235 dans un cœur en graphite et importance du système de conversion dans le devis de masse. On a proposé en particulier un design de cœur dont on a montré qu'il présente des contre réactions en température négatives, que son système de contrôle de réactivité est cohérent avec un démarrage à froid et qu'il peut être maintenu critique pendant plus de quatre ans en délivrant 5 MW de puissance thermique en continu. Parmi les systèmes de conversions étudiés, les cycles de Rankine conduisent à des sources froides plus légères que les cycles de Brayton grâce à une température de rayonnement supérieure. La différence de masse entre toutes les options est majoritairement due à la source froide ce qui explique que l'utilisation d'un radiateur à gouttelettes (LSDR) permettent de réduire encore la masse, parmi les conversions à cycle de Rankine. Deux études n'ont pas été menées jusqu'à leur terme: la conception du bouclier afin d'en connaître sa masse précise et la vérification de l'extraction de puissance, incompatible en l'état avec le design du cœur proposé et qui requiert donc sa modification.

2. Résumé en anglais

This study is part of the framework of high power energy supply in space. It consists in designing an electro-generating system based on a molten salt nuclear reactor for the generation of electrical power of the order of MW in a space environment. Then characterizing it, in particular in terms of specific mass, in order to obtain different configurations depending on the type of conversion system, the operating points, the working fluids and the cold source technology. Therefore, the subject contains two objectives: the design of the core and its anti-radiation shield on the one hand, that of the conversion system with the cold source on the other. For the first, we sought to identify the materials, justify a geometry on the basis of a neutron study. The idea was to select a core design to characterize it more precisely: mass, temperature feedback, criticality lifespan, power extraction. Work on the shield consisted in determining its thickness and the materials in order to deduce its mass according to the thermal power. For the second objective, the existence of an optimal cold temperature from the point of view of the radiating surface necessary for the rejection of thermal power in vacuum led to the search using genetic optimization for the characteristics of an optimal conversion system with the criteria of mass or surface of the cold source and supplied electrical power. The objective pursued was to compare various solutions with different technological maturity in order to provide an indication for a subsequent choice of research. This study made it possible to identify certain characteristics of the space power supply system based on a molten salt reactor: fluoride salt highly enriched in uranium 235 in a graphite core and importance of the conversion system in the mass estimate. In particular, a core design has been proposed which has been shown to exhibit negative temperature feedback, a reactivity control system consistent with a cold start and critical lifespan of more than four years when continuously delivering 5 MW thermal power. Among the conversion systems studied, the Rankine cycles lead to lighter cold sources than the Brayton cycles thanks to a higher radiation temperature. The difference in mass between all the options is mainly due to the heat sink, which explains why the use of a droplet radiator (LSDR) makes it possible to reduce the mass even further among Rankine cycle conversions. Two important points have not been studied: the design of the shield in order to know its precise mass and the verification of the power extraction, incompatible as it is with the design of the proposed core and therefore implying its modification.

VIII. Références

- (ed.), R. E. Thoma. *Phase diagrams of nuclear reactor materials*. Oak Ridge: Oak Ridge National Laboratory, 1959.
- A. A. Campbell, Y. Katoh, M. A. Snead K. Takizawa. «Property changes of G347A graphite due to neutron irradiation.» *Carbon*, 2016, éd. Elsevier: 860-873.
- A. A. Klimenkov, N. N. Kurbatov, S. P. Raspopin, Y. F. Chervinskii. *Density and surface tension of molten mixtures of uranium tetrafluoride with lithium and sodium fluorides*. Atomnaya Energiya, 1983.
- A. Bricard, S. Chaudourne. *Caloducs*. Techniques de l'ingénieur, 1997.
- A. E. Craft, J. C. King. «Reactivity Control Schemes for Fast Spectrum Space Nuclear Reactors.» AIP: American Institute of Physics Conference Proceedings, 2008.
- A. Herpin. *Effets d'irradiation sur le graphite*. Journal de Physique, p 499-502, 1963.
- A. J. Juhasz, G. P. Peterson. «Review of Advanced Radiator Technologies for Spacecraft Power Systems and Space Thermal Control.» NASA, 1994.
- A. L. Mathews, C. F. Baes Jr. *Oxide chemistry and thermodynamics of molten lithium fluoride-beryllium fluoride by equilibration with gaseous water-hydrogen fluoride mixtures*. Oak Ridge: ORNL, 1965.
- A. Laureau. *Développement de modèles neutroniques pour le couplage thermohydraulique du MSFR et le calcul de paramètres cinétiques effectifs*. Grenoble: Université Grenoble Alpes, 2015.
- A. Malik, Q. Zheng, A. Lin. «The design and performance analysis of highly loaded compressor of closed Brayton cycle HTGR power plant with helium xenon gas mixture as working fluid.» *Progress in Nuclear Energy*, 2019.
- Agence Internationale de l'Energie Atomique. *Thermophysical Properties of Materials For Nuclear Engineering: A Tutorial and Collection of Data*. Vienne: AIEA, 2008.
- AIEA. «MSFR (CNRS, France).» Dans *Status of innovative fast reactor designs and concepts*, 61-62. 2013.
- Atomic International Division. *SNAP 8 SUMMARY REPORT*. Canoga Park: Rockwell International, 1973.
- Ayrinhac, S. «Compilation of thermodynamic and elastic data of liquid mercury.» s.d. http://www-ext.impmc.upmc.fr/~ayrinha/documents/Hg_data.pdf.
- B. C. Blanke, E. N. Bousquet, M. L. Curtis, E. L. Murphy. *Density and viscosity of fused mixtures of lithium, beryllium, and uranium fluorides*. Miamisburg: Monsanto Chemical Company, 1959.
- B. Gasse, J.-M. Do, H. Grard, C. Diop, S. Verel. «Coupling of the Secondary Loop and the Cooling Circuit in a PWR Involved in Load Follow Operations.» *PHYSOR*. Pittsburgh, 2022.

- B. I. McKissock, H. S. Bloomfield. *Space Nuclear Reactor Shields for Manned and Unmanned Applications*. Cleveland: Lewis Research Center, 1989.
- B. Porter, R. E. Meaker. *Density and molar volumes of binary fluoride mixtures*. Washington: California Institute of Technology, 1966.
- B. W. Longmier, J. P. Squire, C. S. Olsen, L. D. Cassady, M. G. Ballenger, M. D. Carter, A. V. Ilin, T. W. Glover, G.E. McCaskill, F. R. Chang Díaz. «VASIMR VX-200 Improved Throttling Range.» *48th AIAA Joint Propulsion Conference*. Atlanta, 2012.
- B. W. Longmier, J. P. Squire, L. D. Cassady, M. G. Ballenger, M. D. Carter, C. Olsen, A. V. Ilin, T. W. Glover, G. E. McCaskill, F. R. Chang Díaz, E. A. Bering III, J. Del Valle. «VASIMR® VX-200 Performance Measurements and Helicon Throttle Tables Using Argon and Krypton.» Wiesbaden: 32nd International Electric Propulsion Conference, 2011.
- C. S. R. Matthes, D. F. Woerner, T. J. Hendricks, J.-P. Fleurial, K. I. Oxnevad, C. D. Barklay, J. F. Zakrajsek. «Next-generation radioisotope thermoelectric generator study.» Big Sky: IEEE, 2018.
- C. T. Ewing, J. P. Stone, J. R. Spann, E. W. Steinkuller, D. D. Williams, R. R. Miller. *High-Temperature Properties of Potassium*. Washington D. C. : U.S. Naval Research Laboratory, 1965.
- C. Xu, F. Kong, D. Yu, J. Yu, M. S. Khan. «Influence of non-ideal gas characteristics on working fluid properties and thermal cycle of space nuclear power generation system.» *Energy* 222 (2021).
- C.J. Romero Casado, N. Rey-Tornero, G. Campioni, Y. Gorse, D. Heuer, N. Jonqueres, S. Le Martelot. «Genetic optimization of a conversion system based on a Rankine cycle and its heat sink for a 1 MWe space nuclear.» Cleveland: NETS, 2022.
- CEA. *Recueil des données de base du générateur ERATO de 20 kWe avec conversion en cycle direct*. DEIN - DEDR/DEMT/DRE/DRNR - DERDCA/DCAEA - DMECN/DTECH, 1987.
- Clever, H. L. «Mercury in Liquids, Compressed Gases, Molten Salts and Other Elements.» (UICPAC) 29, n° p. 237 (1987).
- cmwarmer. «Lunar Living: NASA's Artemis Base Camp Concept.» *NASA Blogs*. 28 10 2020. <https://blogs.nasa.gov/artemis/2020/10/28/lunar-living-nasas-artemis-base-camp-concept/> (accès le 01 21, 2022).
- Corliss, W. R. *SNAP Nuclear Space Reactors*. Oak Ridge: USAEC Division of Technical Information Extension, 1969.
- D. Ambrose, C. H. S. Sprake. *The vapour pressure of mercury*. Teddington: Division of Chemical Standards, 1971.
- D. Buden, R. Malenfant, G. A. Bennett, H. Martz, K. Cooper, W. Ranken, K. Davidson, R. E. Riley, D. Koenig, F. Schilling, L. B. Lundberg. *Selection of Power*

Plant Elements for Future Reactor Space Electric Power Systems. Los Alamos: Los Alamos Scientific Laboratory, 1979.

- D. F. Landau, J. M. Longuski. «Trajectories for Human Missions to Mars, Part 2: Low-Thrust Transfers.» *Journal of Spacecraft and Rockets* 43, n° 5 (2006): 1044.
- D. Gerardin. *Développement de méthodes et d'outils numériques pour l'étude de la sûreté du réacteur à sels fondus MSFR*. Grenoble: Université Grenoble Alpes, 2016.
- D. Haubensack, C. Thévenot, P. Dumaz. «The COPERNIC/CYCLOP computer tool: pre-conceptual design of generation 4 nuclear systems.» *2nd International Topical Meeting on HIGH TEMPERATURE REACTOR TECHNOLOGY*. Beijing, 2005.
- D. I. Poston, M. Gibson, P. McClure. «Kilopower reactors for potential space exploration missions.» Richland: Nuclear and Emerging Technologies for Space, 2019.
- D. M. McEligot, W. D. Swank, D. L. Cottle, F. I. Valentin. *Thermal Properties of -G-348 Graphite*. Idaho Falls: Idaho National Laboratory, 2016.
- D. Marion, X. Raepsaet. *Solutions innovantes pour le système nucléaire spatial OPUS*. Saclay: CEA, 2005.
- D. Paramonov, M. S. El-Genk. «A detailed thermal-hydraulic model of the TOPAZ-II radiator.» *12th Symposium on Space Nuclear Power and Propulsion*. Albuquerque, 1995.
- D. Rapp, J. Andringa, R. Easter, J. H. Smith, T. J. Wilson, D. L. Clark, K. Payne. «Preliminary System Analysis of In Situ Resource Utilization for Mars Human Exploration.» *IEEE Aerospace Conference*. Big Sky, Etats-Unis, 2005.
- D. Taler, J. Taler. «Simple heat transfer correlations for turbulent tube flow.» *E3S Web of Conferences* 13, n° 02008 (2017).
- E. Cervi, S. Lorenzi, A. Cammi, L. Luzzi. «Development of a multiphysics model for the study of fuel compressibility effects in the Molten Salt Fast Reactor.» *Chemical Engineering Science*, 2019.
- Engineering ToolBox. *Potassium - Thermophysical Properties*. 2008. https://www.engineeringtoolbox.com/potassium-properties-d_1210.html (accès le 08 21, 2020).
- F. Masson, J.-M. Ruault, J.-C. Worms, E. Detsis, A. Beaurain, F. Lassoudiere, E. Gaia, M. C. Tosi, F. Jansen, W. Bauer, A. Semenko, T. Tinsley, Z. Hodgson. *Democritos : Preparing demonstrators for high power nuclear electric space propulsion*. Megahit: Democritos, 2015.
- F. Quinteros, P. Rubiolo, V. Ghetta, J. Giraud, N. Capellan. «Design Studies of a Molten Salt Reactor for Space Nuclear Electric Propulsion.» Pittsburgh: Proceedings of PHYSOR, 2022.

- F. X. Dobler, et al. *Analysis, design, fabrication and testing of the mini-brayton rotating unit (Mini-BRU)*. Phoenix: NASA Lewis Research Center, 1974.
- Florenz, R. E. *THE X3 100-KW CLASS NESTED-CHANNEL HALL THRUSTER: MOTIVATION, IMPLEMENTATION AND INITIAL PERFORMANCE*. Ann Arbor: University of Michigan, 2014.
- G. B. Engle, W. P. Eatherly. *A review of high-temperature graphite irradiation behavior*. Oak Ridge: Gulf General Atomic, 1972.
- G. Duran-Klie. *Etude du comportement de l'uranium et de l'iode dans le mélange de fluorures LiF-ThF à 650°C*. Orsay: Université Paris-Saclay, 2017.
- G. L. Yoder, J. J. Carbajo, R. W. Murphy, A. L. Qualls, C. D. Sulfredge, M. P. Moriarty, F. J. Widman, K. J. Metcalf, N. Nikitkin. *Technology development program for an advanced potassium Rankine power conversion system compatible with several space reactor designs*. Oak Ridge: ORNL, 2005.
- G. Mauger, N. Tauveron, F. Bentivoglio, A. Ruby. «On the dynamic modeling of Brayton cycle power conversion systems with the CATHARE-3 code.» *Energy* 168 (2019): 1002-1016.
- Gicquel, R. *Centrales nucléaires à eau pressurisée (REP)*. La thermodynamique appliquée aux systèmes énergétiques. 2020. <https://diren.mines-paristech.fr/Sites/Thopt/fr/co/centrales-nucleaires-eau.html>. (accès le 05 25, 2020).
- Groupe de travail CEA-EDF "Concept RSF". *Synthèse des études réalisées entre 1973 et 1983 - Dossier boucles expérimentales*. Saclay: CEA, 1984.
- Groupe de travail CEA-EDF "Concept RSF". *Synthèse des études réalisées entre 1973 et 1983 - Dossier concept*. Saclay: CEA, 1984.
- H. Bettin, H. Fehlauer. *Density of mercury - measurements and references values*. Metrologia, 2004.
- H. E. McCoy, W. H. Cook, R. E. Gehlbach, J. R. Weir Jr, C. R. Kennedy, C. E. Sessions, R. L. Beatty, A. P. Litman, J. W. Koger. *Materials for molten-salt reactors*. U.S. Atomic Energy Commission: Oak Ridge National Laboratory, 1969.
- Haynes International. «HASTELLOY® N alloy (UNS N10003) brochure.» s.d.
- Hodgson, J. N. *Experimental investigation of the SNAP-8 mercury Rankine-cycle power conversion system*. Cleveland: NASA Lewis Research Center, 1969.
- IRSN. «Modalités de surveillance de l'exposition des travailleurs.» IRSN. s.d. <https://www.irsn.fr/FR/connaissances/Sante/exposition-travailleurs-sante-radioprotection/radioprotection-travailleurs/bilan-annuel-exposition-travailleurs-France/Pages/1-Exposition-travailleurs-France-modalites-surveillance.aspx#.YqBPn6hBzIU> (accès le 06 08, 2022).
- J. Ashcroft, C. Eshelman. *Summary of NR Program Prometheus Efforts*. Lockheed Martin KAPL Inc., Bechtel Bettis Inc., 2006.

- J. H. Pitts, C. E. Walter. «Conceptual Design of a 10-MWe Nuclear Rankine System for Space Power.» *Journal of Spacecraft and Rockets*, 1970, éd. American Institute of Aeronautics and Astronautics.
- J. L. Heldmann, M. M. Marinovan, D. S. S. Lim, P. Carrato, K. Kennedy, A. Esbeck, T. A. Colaprete, R. C. Elphic, J. Captain, K. Zacny, L. Stolov, B. Mellerowicz, J. Palmowski, A. M. Bramson, N. Putzig, G. Morgan, H. Sizemore, J. Coyan. «Mission Architecture Using the SpaceX Starship Vehicle to Enable a Sustained Human Presence on Mars.» *New Space*, 2021.
- J. M. Bonnet-Bidaud, H. Dzitko. «Radiations cosmiques : danger dans l'espace.» *Ciel & Espace*, 2000.
- J. M. Hickman, H. B. Curtis, G. A. Landis. *Design Considerations For Lunar Base Photovoltaic Power Systems*. Cleveland: Lewis Research Center (NASA), 1990.
- J. Wei, W. Zhou, S. Li, P. Shen, S. Ren, A. Hu, W. Zhou. «Modified Embedded Atom Method Potential for Modeling the Thermodynamic Properties of High Thermal Conductivity Beryllium Oxide.» *ACS Omega*, 2019, éd. American Chemical Society.
- J.-P. Bonal, L. Gosmain. «Les graphites pour les applications nucléaires.» *L'actualité chimique*, 2006, éd. Société Française de Chimie.
- Johnson, G. A. *Potassium-Rankine Power Conversion Subsystem Modeling for Nuclear Electric Propulsion*. NASA, 1993.
- Jones, A. «Chinese megawatt-level space nuclear reactor passes review.» *SpaceNews*, 31 08 2022.
- Jones, H. *Power Management for Space Advanced Life Support*. Society of Automotive Engineers, Inc, 2002.
- K. Deb, A. Pratap, S. Agarwal, T. Meyarivan. «A Fast and Elitist Multiobjective Genetic Algorithm: NSGA-II.» *IEEE Transactions on evolutionary computation* 6, n° 2 (2002): 185-186.
- L. Pelenc, J.-D. Gayrard. «SPACEBUS(TM), a vehicle for broad missions.» *24th AIAA International Communications Satellite Systems Conference (ICSSC)*. San Diego, 2006.
- L. R. Fokin, V. N. Popov, S. P. Naurzakov. *Equation of state and thermodynamic properties of saturated and superheated mercury vapors up to 1650 K and 125 MPa*. Springer, 2011.
- Leveque, P. *Etudes technologiques des fluides caloporteurs organiques*. Saclay: CEA, 1964.
- M. A. Gibson, D. I. Poston, P. McClure, T. J. Godfroy, M. H. Briggs, J. L. Sanzi. *Kilowatt Reactor Using Stirling Technology (KRUSTY) Nuclear Ground Test Results and Lessons Learned*. Cleveland: NASA - Glenn Research Center, 2018.

- M. Allibert, S. Beils, S. Bourg, M. Brovchenko, G. Campioni, B. Carlucc, P. Chamelot, M. Delpéch, S. Delpéch P. Gauthé, D. Gerardin, A. Gerschenfeld, Y. Gorsse, J. Guidez, D. Heuer, E. Ivanov, A. Laureau, D. Lecarpentier, J. Martinet, E. Merle, J. Serp. *Réacteurs à Sels Fondus / Rapport Scientifique des Journées de Massy*. CEA, 2018.
- M. Brovchenko. *Etude préliminaire de sûreté du réacteur à sels fondus MSFR*. Grenoble: Université de Grenoble, 2006.
- M. Giambusso, F. R. Chang Díaz, A. M. H. Corrigan, L. Dean, M. Warrayat, M. A. Stoehr. *Steady-State Testing in the VASIMR®/VX-200SSTM Project*. Webster: Ad Astra Rocket Company, 2021.
- M. Gradeck, b. Hoareau, M. Lebouché. «Local analysis of heat transfer inside corrugated channel.» *International Journal of Heat and Mass Transfer* 48, n° 10 (2005): 1909-1915.
- M. Gutstein, E. R. Furman, G. M. Kaplan. *Liquid-metal binary cycles for stationary power*. Cleveland: Lewis Research Center - NASA, 1975.
- M. J. Barrett, P. K. Johnson. *Performance and Mass Modeling Subtleties in Closed-Brayton-Cycle Space Power Systems*. NASA: Glenn Research Center, 20065.
- M. L. Huber, A. Laesecke, D. G. Friend. *The Vapor Pressure of Mercury*. Boulder: National Institute of Standards and Technology, 2006.
- M. Saez, J.-P. Ruby, D. Tenchine, D. Pialla T. Germain. *Pré-dimensionnement de la boucle système en air SALSA*. CEA Cadarache: CEA/DEN/GRE/DER/SSTH/LIEX, 20005.
- Mason, L. S. *Comparison of Energy Conversion Technologies for Space Nuclear Power Systems*. Cleveland: Glenn Research Center, 2019.
- Meisl, C. J. *Thermodynamic properties of alkali metal vapors and mercury*. Cincinnati: General Electric Company, 1960.
- Mesthiviers, L. «Capacités de conversion des transuraniens en Réacteurs à Sels Fondus (RSF).» 2022.
- Morin, H. «La sonde Cassini et ses 32 kilos de plutonium font un crochet par la Terre.» *Le Monde*, 1999.
- N. H. Whitman, D. I. Poston, P. R. McClure. «Modeling and Analysis of the BUK/BES-5 Fast Reactor Using MCNP.» Los Alamos: LANL, 2015.
- NASA. *NASA Space Flight Human-System Standard*. NASA, 2022, 33.
- National Academies of Sciences, Engineering and Medicine. *Space Nuclear Propulsion for Human Mars Exploration (2021)*. Washington DC: The National Academies Press, 2021.

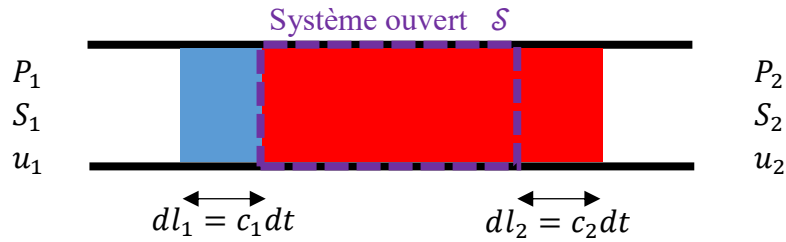
- Organisation des Nations Unies. «Resolutions adoptées par l'assemblée générale au cours de sa quarante-septième session.» *Nations Unies*. 14 12 1992. <https://undocs.org/fr/A/RES/47/68> (accès le 06 18, 2021).
- P. Hidnert, W. T. Sweeney. «Thermal expansion of beryllium and aluminum-beryllium alloys.» *Scientific Papers of the Bureau of Standards*, 1927.
- P. K. Johnson, D. S. Hervol. *Experimental Validation of a Closed Brayton Cycle System Transcient Simulation*. Brook Park: NASA, 2006.
- P. Reuss, C. M. Diop. «Introduction.» Dans *La neutronique*, 8. Paris: Éditions du Moniteur, 2015.
- P. Wu, Z. Lan, J. Lin, M. Huang. «Counter electrodes in dye-sensitized solar cells.» *Chemical Society Review*, 2017.
- Plotkowiak, J. *Thermodynamique du cycle à deux phases pour applications spatiales*. Bois-Colombes: Société Hispano-Suiza, 1967.
- Pratt & Whitney Aircraft. *SNAP-50/SPUR PROGRAM SUMMARY*. Middleton: DIVISION OF UNITED AIRCRAFT CORPORATION, 1964.
- R. Florenz, T. M. Liu, A. D. Gallimore, H. Kamhawi, D. L. Brown, R. R. Hofer, J. E. Polk. «Electric Propulsion of a Different Class: The Challenges of Testing for MegaWatt Missions.» *Joint Propulsion Conference*. Atlante, Géorgie, USA, 2012.
- R. T. Lahey Jr., V. Dhir. *Research in Support of the Use of Rankine Cycle Energy Conversion Systems for Space Power and Propulsion*. Cleveland: NASA Glenn Research Center, 2004.
- R.M. Lerner. *A high pressure mercury turbine cycle for use in spacecraft and terrestrial power plants*. Lexington: Massachusetts Institute of Technology - Lincoln Laboratory, 1983.
- Reynolds, W. C. *Thermodynamic Properties in SI*. Stanford: Department of Mechanical Engineering, 1969.
- Robertson, R. C. *MSRE Design and Operations Report Part I Description of Reactor Design*. Oak Ridge: ORNL, 1965.
- Russell, C. T. *Dawn*. NASA Space Science Data Coordinates Archive, 2007.
- S. J. Hall, B. A. Jorns, A. D. Gallimore, H. Kamhawi, T. W. Haag, J. A. Mackey, J. H. Gilland, P. Y. Peterson, M. J. Baird. «High-Power Performance of a 100-kW Class Nested Hall Thruster.» *International Electric Propulsion Conference*. Atlanta, USA, 2017. 10.
- S. Sugawara, T. Sato, T. Minamiyama. «On the Equation of State of Mercury Vapour.» *Bulletin of JSME* 5, n° 20 (1962): 711-718.
- Siegel, R. «Radiative cooling of a solidifying droplet layer including absorption and scattering.» *International Journal of Heat and Mass Transfer* 30, n° 8 (1987): 1762-1765.

- T. Alleau, B. Devin, M. Vandevyver. *Convertisseurs à radioisotopes*. Saclay: CEA, 1966.
- T. B. Douglas, A. F. Ball, D. C. Ginnings. *Heat Capacity of Liquid Mercury Between 0° and 450°C; Calculation of Certain Thermodynamic Properties of the Saturated Liquid and Vapor*. Journal of Research of the National Bureau of Standards, 1951.
- T. Masuda, H. Imai, S. Korenaga. *Thermodynamic Properties of Potassium*. Ibaraki: Electrical Engineering, 1985.
- TerraPower LLC. «Terrapower's molten chloride fast reactor technology.» *Terrapower*. s.d. <https://www.terrapower.com/our-work/molten-chloride-fast-reactor-technology/> (accès le 04 29, 2022).
- The Associated Press. «Plutonium-Powered Spacecraft to Zoom by Earth on Way to Saturn.» *The New York Times*, 1999.
- The Engineering Toolbox. *Mercury - Thermodynamic Properties*. 2005. https://www.engineeringtoolbox.com/mercury-d_1002.html (accès le 07 01, 2021).
- TRIPOLI-4® Project Team. *TRIPOLI-4® Version 11 User Guide*. Saclay: CEA, 2018.
- U.S. Secretary of Commerce. *Potassium*. National Institute of Standards and Technology. s.d. <https://webbook.nist.gov/cgi/inchi?ID=C7440097&Mask=4&Type=ANTOINE&Plot=on#ANTOINE>.
- V. Havens, D. Ragaller. *Study of Toluene Stability for an Organic Rankine Cycle Space-Based Power System*. Rockford: Sundstrand Energy Systems - Lewis Research Center, 1988.
- W. B. Cottrell, H. E. Hungerford, J. K. Leslie, J. L. Meem. *Operation of the Aircraft Reactor Experiment*. Oak Ridge: Oak Ridge National Laboratory, 1955.
- W. D. Weatherford Jr., P. M. Ku, J. C. Tyler. *Properties Of Inorganic Energy-conversion and Heat-transfer Fluids for Space Applications*. Southwest Research Institute, 1961.
- W. J. Barattino, M. S. El-Genk, S. S. Voss. «Review of previous shield analysis for space reactors.» Albuquerque: 1st symposium on Space Nuclear Power Systems, 1984.
- Wikipedia. *List of nuclear power systems in space*. s.d. https://en.wikipedia.org/wiki/List_of_nuclear_power_systems_in_space (accès le 06 08, 2022).
- X. Doligez. *Influence du retraitement physico-chimique du sel combustible sur le comportement du MFR et sur le dimensionnement de son unité de traitement*. Grenoble: Université de Grenoble, 2010.

IX. Annexes

1. Premier principe de la thermodynamique en système ouvert

Soit une portion de conduite schématisée ci-dessous dans laquelle circule un fluide de façon stationnaire avec un débit massique D_m . On suppose que la conduite est horizontale. On s'intéresse au système ouvert \mathcal{S} pendant un temps dt . On connaît les conditions de pression P_i , les sections S_i , les vitesses c_i et les énergies internes spécifiques u_i à l'entrée et à la sortie. On sait également que pendant le temps dt , le volume représenté en bleu valant $S_1 dl_1$ entre dans \mathcal{S} pendant que le volume $S_2 dl_2$ représenté en rouge en sort.



On peut identifier un système fermé qui à l'instant t comprend les zones bleue et violette et puis à l'instant $t + dt$ comprend les zones rouge et violette. On peut donc appliquer le premier principe sur ce système. On différencie le travail utile cédé au fluide δW_u du travail des forces de pression au sein du fluide δW_p .

$$dU = \delta Q + \delta W_u + \delta W_p$$

$$U(t + dt) - U(t) = \delta Q + \delta W_u + [P_1 S_1 dl_1 - P_2 S_2 dl_2]$$

$$[u(t + dt) - u(t)] D_m dt = q D_m dt + w_u D_m dt + P_1 \frac{D_m}{\rho_1} dt - P_2 \frac{D_m}{\rho_2} dt$$

$$[u(t + dt) - u(t)] D_m dt = q D_m dt + w_u D_m dt + P_1 D_m v_1 dt - P_2 D_m v_2 dt$$

$$u(t + dt) - u(t) = q + w_u + P_1 v_1 - P_2 v_2$$

On exprime par ailleurs la variation d'énergie interne du système ouvert \mathcal{S} en fonction des énergies interne du système fermé à t et $t + dt$.

$$dU_S = [u(t + dt) D_m dt - u_2 D_m dt] - [u(t) D_m dt - u_1 D_m dt]$$

$$dU_S = [u(t + dt) - u(t)] D_m dt - [u_2 - u_1] D_m dt$$

Or, on est en régime stationnaire, donc la variation d'énergie interne à l'intérieur du système ouvert \mathcal{S} pendant dt est nulle. On peut remplacer la variation d'énergie interne du système fermé par son expression puis identifier l'enthalpie spécifique $h = u + P v$ avec v le volume massique.

$$0 = [u(t + dt) - u(t)] D_m dt - [u_2 - u_1] D_m dt$$

$$u_2 - u_1 = q + w_u + P_1 v_1 - P_2 v_2$$

$$u_2 - u_1 = q + w_u + P_1 v_1 - P_2 v_2$$

$$dh = w_u + q$$

2. Calculs pour la recharge (ISRU) d'un vaisseau Starship

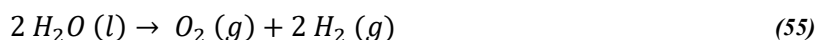
On présente ici une estimation en ordre de grandeur de l'énergie nécessaire pour produire les ergols correspondant au rechargement complet d'un vaisseau Starship. Ce véhicule utilise deux ergols liquides : O₂ et CH₄. Par soucis de simplification, on désignera le dioxygène (O₂) par oxygène et le dihydrogène (H₂) par hydrogène dans la suite. Le Tableau 28 présente les quantités totales considérées, soient les réservoirs pleins.

<i>Ergol</i>	<i>Masse (kg)</i>	<i>Quantité (mol)</i>
<i>Oxygène liquide</i>	933 000	29 158 072
<i>Méthane liquide</i>	267 000	16 643 810

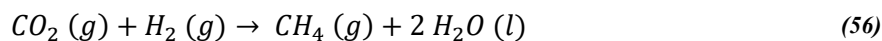
Tableau 28 : Quantités d'ergols nécessaires au remplissage d'un vaisseau Starship

On s'intéresse aux étapes principales de la production : électrolyse de l'eau pour obtenir l'oxygène et de l'hydrogène, réaction de Sabatier pour obtenir du méthane à partir de CO₂ et d'hydrogène et enfin liquéfaction des ergols.

L'électrolyse de l'eau afin de produire l'oxygène requiert 2,44 kWh par kg d'eau. (D. Rapp 2005) On peut donc remonter, via les masses molaires moléculaire et la stœchiométrie de l'électrolyse dont on rappelle l'équation bilan en Équation (55), à l'énergie nécessaire rapportée à la masse d'oxygène produit. On obtient 2,75 kWh/kg ce qui conduit à une énergie nécessaire à la production de l'oxygène de l'ordre de 2,5 GWh.



L'électrolyse produit également de l'hydrogène dont on a besoin pour produire le méthane via la réaction de Sabatier. On produit 117,5 tonnes d'hydrogène pendant qu'on produit l'oxygène nécessaire, soient $5,8 \cdot 10^7 \text{ mol}$. Or l'équation bilan de la réaction de Sabatier présentée en Équation (56) montre que cette quantité d'hydrogène ne permettra de produire que $1,5 \cdot 10^7 \text{ mol}$ de méthane, soient 234 tonnes : il en manque 33 tonnes. De là on remonte via la réaction de Sabatier à un besoin de 16,6 tonnes d'hydrogène supplémentaires à produire par électrolyse.



De la même façon que pour l'oxygène, on calcule pour l'hydrogène que l'électrolyse requiert 21,9 kWh/kg. Cela conduit à un besoin de 364 MWh supplémentaires, d'où au total environ 2,9 GWh pour l'électrolyse.

L'oxygène est produit, l'hydrogène nécessaire l'est aussi, il reste donc à comptabiliser la production du méthane. Celle-ci implique une énergie de 163 Wh/kg, en termes de masse de CO₂ à l'entrée. (D. Rapp 2005) De là, on peut obtenir via l'équation bilan et les masses molaires, l'énergie nécessaire à la production du méthane : 119 MWh.

Il reste à considérer la liquéfaction de l'oxygène et du méthane pour obtenir les ergols, LOX et LCH₄. Dans le cas de l'oxygène, elle nécessite 1050 Wh/kg et elle s'élève à 2980

Wh/kg pour le méthane. (D. Rapp 2005) Ces valeurs conduisent à un total pour les deux ergols d'environ 1,7 GWh. Additionnés au résultats précédents on obtient un ordre de grandeur de l'énergie nécessaire pour l'opération : 4,8 GWh.

3. Graphite nucléaire, propriétés, applications

L'irradiation du graphite conduit à l'augmentation de la valeur du paramètre c (distance entre deux plans graphitiques comme illustré en Figure 62). A la fin de la fabrication d'un bloc de graphite, le bloc est refroidi et la contraction qui en résulte conduit à l'apparition de fissures parallèles aux plans de graphite appelées fissures de Mrozowski. C'est le fait que l'expansion selon la direction orthogonale aux plans (paramètre c) referme ces fissures dans un premier temps qui explique qu'au niveau macroscopique aucun changement n'est alors visible selon cette direction. En revanche, le paramètre a qui caractérise la distance entre deux atomes du même plan ($a/\sqrt{3}$) diminue d'où une contraction parallèlement aux plans. On n'observe donc au début de l'irradiation qu'une diminution du volume. Lorsque les fissures sont fermées, l'augmentation du paramètre c résulte directement en une augmentation de la dimension du graphite dans la direction correspondante. Cette augmentation explique l'augmentation ininterrompue du volume à partir d'une certaine fluence reçue. (A. A. Campbell 2016)

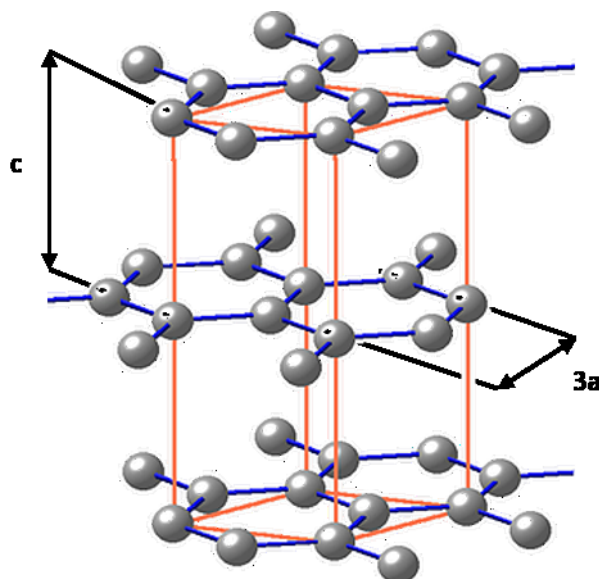


Figure 62 : Schéma de la maille cristalline du graphite

Le graphite G347A n'est pas censé présenter d'anisotropie de par sa fabrication. (A. A. Campbell 2016) Ainsi, les variations de dimensions détaillées ci-dessus ne font qu'expliquer la diminution puis l'augmentation du volume. Son étude a cependant relevé une anisotropie des variations des dimensions axiales et transversales (variations parallèles ou perpendiculaires à la verticale pendant la fabrication). En effet, la contraction est moins importante et l'expansion apparaît plus rapidement (au regard de la fluence reçue) dans la direction axiale que dans la direction transversale. La première explication serait une orientation préférentielle des grains dans le bloc (et donc une fabrication pas tout à fait isotrope). La seconde explication avancée est l'existence d'autres fissures que celles de Mrozowski.

Les graphites isotropes de haute densité et de granularité fines présentent des variations de volumes faibles : moins de 3% à 14.10^{21} n/cm² pour des températures d'irradiations comprises entre 500 et 1300°C. (G. B. Engle 1972)

L'augmentation de la température vers 1000°C permet un réarrangement fortement exothermique qui ramène le paramètre c à sa valeur initiale. Ainsi, au-delà de 1000°C, les défauts qui se créent sont compensés : le graphite se guérit. (A. Herpin 1963) Par ailleurs, si le graphite est irradié à une température supérieure à 300°C, il n'y a pas d'effet Wigner. (J.-P. Bonal 2006) En effet, ce dernier décrit l'accumulation de déplacements d'atomes de carbones dans la maille cristalline de graphite sous irradiation ; puisqu'ici la température est suffisante pour que les atomes déplacés reviennent à leur place d'origine, cet effet ne se manifeste pas.

Le coefficient moyen de dilatation thermique calculé avec 25°C comme référence est une fonction croissante de la température. (A. A. Campbell 2016) Après une légère augmentation toutes températures confondues pour une faible fluence, le coefficient moyen de dilatation thermique décroît à température donnée lorsque la fluence augmente.

La dilatation thermique relative du graphite évolue en fonction de la fluence reçue comme suit : elle augmente jusqu'à un pic puis diminue avant d'atteindre un plateau.

Hormis son intérêt vis-à-vis de la neutronique, le graphite a l'avantage de bien résister à la corrosion au contact de sels fondus à base fluorure. C'est dans l'idée d'acquérir un retour d'expérience en la matière qu'a été mise en œuvre la boucle Griffon, entièrement en graphite, y compris l'actionneur de la pompe. (Groupe de travail CEA-EDF "Concept RSF" 1984) Cette boucle a fonctionné pendant 3000 heures sans interruption avec 10 litres de FLINAK ([LiF-NaF-KF](#) (46,5-11,5-42 mol %)) à 600°C. La turbine de la pompe a présenté une diminution de l'épaisseur de graphite de 0,15 mm hormis les rayures causées par des débris du système de chauffe. On peut donc constater qu'une telle pompe, en graphite et entraînant un sel fluorure, dispose d'un niveau TRL de 4.

4. Script de calcul de composition de sel en at/b.cm pour TRIPOLI-4®

On retranscrit ci-dessous le script Python utilisé pour obtenir les compositions du sel combustible, pour chaque isotope, en at/b.cm.

```
def FctCompoSel(Tsel):
```

```
    # Données isotopes
    Infolso=dict()
    Infolso['U']=[0.0072,235,0.9928,238]
    Infolso['Li']=[0.0759,6,0.9241,7]
    Infolso['F']=[1.,19]
    Infolso['Be']=[1.,9]
    Infolso['Mg']=[0.7899,24,0.1,25,0.1101,26]

    # Quantité de matière des éléments du sels en mol (pour 1 mole de sel donc)
    NbComposants=int(raw_input("\nNombre de composants du sel : "))
    Elements=dict()
    for i in range (NbComposants) :
        NbElem=int(raw_input("\n\nNombre d'elements du composant "+str(i+1)+" : "))
        PropMol=float(raw_input("\nProportion molaire du composant dans le sel : "))
        for j in range (NbElem) :
            Nom=raw_input("\nNom de l'élément "+str(j+1)+" du composant "+str(i+1)+" : ")
            IndiceElem=int(raw_input("\nIndice de l'élément "+str(j+1)+" du composant "+str(i+1)+" : "))
            if (Nom in Elements) :
                Elements[Nom]=float(Elements[Nom])+float(IndiceElem*PropMol)
            else :
                Elements[Nom]=float(IndiceElem*PropMol)

    for i in Elements :
        Elements[i]=round(Elements[i],4)

    EnriU=float(raw_input("\n\nEnrichissement en uranium 235 : "))
    Infolso['U'][0]=EnriU
    Infolso['U'][2]=1-EnriU

    AutresEnri=raw_input("\nAutres éléments enrichis en un de leur isotope ? (oui/non) ")
    if (AutresEnri=='oui'):
        NbEnri=int(raw_input("Combien? "))
        for i in range (NbEnri) :
            Elenri=raw_input("Nom de l'element "+str(i+1)+" : ")
            print("Abondances naturelles et isotopes de "+str(Elenri)+" : "+str(Infolso[Elenri]))
            Isenri=int(raw_input("Nombre de masse de l'isotope enrichi : "))
            Enri=float(raw_input("Enrichissement de l'element "+str(Elenri)+" en isotope "+str(Isenri)+" : "))
            Pnat=1-Infolso[Elenri][Infolso[Elenri].index(Isenri)-1] #Abondance naturelle de l'isotope enrichi
            Infolso[Elenri][Infolso[Elenri].index(Isenri)-1]=Enri #Remplacement par la valeur enrichie
            for k in range(int(len(Infolso[Elenri])/2)) : #Correction des proportions des autres isotopes
                if (Infolso[Elenri][2*k+1]!=Isenri):
                    Infolso[Elenri][2*k]=(Infolso[Elenri][2*k]*(1-Enri))/Pnat

    # Masse molaire du sel
    Msel=0.
    Mele=0.
    for i in Elements:
        Mele=0.
        for k in range (int(len(Infolso[i])/2)) :
            Mele=Mele+Infolso[i][2*k]*Infolso[i][2*k+1]
```



```

Msel=Msel+Elements[i]*Mele

# Volume molaire de sel = V sel où se trouvent les quantités d'isotopes calculées par la suite
if('Li' in Elements and 'U' in Elements and Elements['Li']==0.725 and
Elements['U']==0.275 and Elements['F']==1.825): # LiF(0.725)-UF4(0.275)
    if(Tsel-273.15>490):
        rhosel=4.867-(1.272e-3)*((Tsel-273.15)-700)
    else : # 2 phases solides : 4LiF-UF4 et 7LiF-6UF4
        rhosel=5.4815667999999995 # Densité selon relation pour liquide à 490°C, en attendant mieux
    print("Densite du sel (en g/cm3) : "+str(rhosel))
else :
    rhosel=float(raw_input("Densite du sel (en g/cm3) : ")) #4.264 pour LiF-UF3(27.5%) à 1174K
Vmsel=Msel/rhosel

# Quantité de matière des isotopes (en at par mole de sel)
# Explication : Multiplier par Na semble donner un résultat en at et non en at/moldecel mais
# la quantité de matière d'isotope est celle contenue dans une mole de sel d'où l'unité
# En fait on multiplie des moldiso/moldecel par des mol-1
Na=6.02214076e23 #mol-1
IsoQmAt=dict()
for i in Elements :
    for k in range(int(len(InfoIso[i])/2)) :
        IsoQmAt[i+str(InfoIso[i][2*k+1])]=Elements[i]*InfoIso[i][2*k]*Na

# Concentration des isotopes en at/(b.cm) (pour PONCTUEL sur T4)
IsoConABC=dict()
for i in Elements :
    for k in range(int(len(InfoIso[i])/2)) :
        IsoConABC[i+str(InfoIso[i][2*k+1])]=(IsoQmAt[i+str(InfoIso[i][2*k+1])]*(1e-24))/Vmsel

print("\nConcentrations des isotopes en at/(b.cm)")
for i in IsoConABC :
    print(str(i)+"....."+str(IsoConABC[i]))

return (IsoConABC,rhosel)

```

5. Guide pratique pour le calcul TRIPOLI-4® évoluant

On donne ici des indications pour le lancement et la lecture des résultats d'un calcul évoluant sur TRIPOLI-4®. Elles résultent de l'utilisation de ce code dans sa version 11 sur le cluster de calcul ORCUS. Ce calcul implique deux différences par rapport à un calcul statique. D'une part, dans le jeu de données, il faut ajouter un bloc dédié. D'autre part, dans la mise en œuvre, au sens de la structure et des fichiers nécessaires. Tout est précisément détaillé dans la documentation du code. (TRIPOLI-4® Project Team 2018) On ne prétend ici que proposer une explication (en français) pour une prise en main rapide.

Du point de vue de l'environnement, il est préférable de se placer dans un répertoire dédié par calcul. Doivent être présents dans ce répertoire plusieurs fichiers : le jeu de données, un fichier « volumes », un fichier « timesteps », un fichier « composinit.jdd » et un fichier « decoupageinit.jdd ». Il faut aussi créer dans le répertoire de calcul un répertoire résultat, disons « Results_evolution » qui servira de base pour l'écriture de répertoire résultats, autant que de simulation indépendantes.

Le fichier « volumes » contient ligne après ligne les compositions à faire évoluer (leur nom dans le jeu de données) suivies du volume occupé en cm^3 . Le fichier « timesteps » contient une définition des pas de temps entre deux évolutions du combustible ; de façon générale, leur durée est croissante au fil du calcul : les premiers sont des fractions de jours-équivalents-pleine-puissance, les derniers durent plusieurs dizaines de JEPP. Pour les calculs présentés, on a récupéré un tel fichier déjà existant. Dans « composinit.jdd » on écrit les compositions initiales selon la même syntaxe qu'on l'aurait fait dans le jeu de données, et ce tant pour celles qui doivent évoluer que pour les autres. Le fichier « decoupageinit.jdd » contient le découpage en énergie pour les scores que TRIPOLI calcule pour l'évolution.

Une fois la structure décrite mise en place, le lancement peut se faire en utilisant le lanceur de TRIPOLI. Sont alors lancées simultanément autant de calculs que demandés ; à noter que tous les calculs sont indépendants les uns des autres et se font chacun en monoprocesseur.

Il est utile de réaliser un calcul de keff statique sur le même jeu de données (même géométrie et composition initiale) pour évaluer le nombre de simulations à faire et le temps de calcul. Sinon, le calcul risque de ne pas pouvoir se terminer à cause de la limite de temps. Soient, B_1 , N_1 , σ_1 , D_1 et P_1 , respectivement le nombre de batch, le nombre de neutrons par batch, l'écart-type sur le keff, la durée du calcul et le nombre de processeurs utilisés pour le calcul statique. Soient, B_2 , N_2 , $\sigma_{simu,2}$, D_2 et P_2 , respectivement le nombre de batches, le nombre de neutrons par batch, l'écart-type sur le keff global obtenu en post traitement (différent de l'écart-type sur le keff de chaque simulation à chaque pas), la durée du calcul et le nombre de processeurs utilisés pour le calcul évoluant. Soient enfin N_{step} et D_{step} le nombre de pas résultant du fichier « timesteps » et la durée de calcul d'un pas ; attention, elle n'a pas de lien avec la durée d'un pas en nombre de JEPP. On peut alors calculer un ordre de grandeur pour le nombre de batch et de neutrons comme le propose l'Équation (57), la durée d'un pas comme l'illustre l'Équation (58) et le nombre de pas comme le montre l'Équation (59).

$$B_2 = N_2 = \frac{\sigma_1}{\frac{1}{\sqrt{B_1 N_1}} \sqrt{P_2 \sigma_{2,tot}^2}} \quad (57)$$

$$N_{step} = \frac{\frac{D_1}{B_1 N_1} B_2 N_2}{D_{step}} \quad (58)$$

$$D_{step} = \frac{D_1 P_1}{N_1 B_1} B_2 N_2 \quad (59)$$

Une fois le calcul statique réalisé, l'idée est de fixer $\sigma_{2,tot}$, le nombre de simulations P_2 , et la qualité de service (QoS) pour le calcul : « normal » ou « long » sur ORCUS. On peut alors obtenir un ordre de grandeur de B_2 et N_2 , puis la durée d'un pas. En calculant ensuite le nombre de pas, on peut alors vérifier que la durée totale estimée est inférieure à la durée limite ; soit 48 heures en « normal » et 14 jours en « long » sur ORCUS. Il faut cependant être attentifs aux limites de nombre de processeurs selon la qualité de service : sur ORCUS on peut avoir au maximum 384 en « normal » et 192 en « long ».

Au fur et à mesure du calcul, un fichier « evolution.root » est créé puis mis à jour dans chaque répertoire résultat. Ce sont ces fichiers qui peuvent être lus avec un script de post traitement dont des exemples sont donnés en Python et en C++ dans la documentation. A ce propos, on a complété et adapté la version en Python afin de copier depuis la mémoire ORCUS les fichiers ROOT de toutes les simulations indépendantes, de lire ceux qui sont au même pas de temps que le premier (il est nécessaire que le pas soit le même pour la suite) et donc (version de la documentation) de tracer l'évolution du keff en fonction des JEPP ou du burnup : on le reproduit ci-dessous. Comme le script le rappelle à l'exécution, il est nécessaire de sourcer ROOT pour l'utiliser. On a écrit en rouge et gras, les champs à mettre à jour et en vert les commentaires.

```
# -*- coding: utf-8 -*-
import sys
sys.path.append("PREFIX")
import pexpect

print("Penser à sourcer ROOT : ")
print("source /home/tripoli4/tripoli4.11/1/CODE/lin-x86-64-cen7/prerequisites/install/lin-x86-64-cen7/root_v6.12.06-90-g4816da3/bin/thisroot.sh")

from InitPostscripts import InitPostscripts
InitPostscripts()
from ROOT import DepletedComposition, BurnupResults, MeanBurnupResults
import subprocess as sp

AdResEvo="/home/catB/A_COMPLETER"
nb_simus = Nombre de simulations indépendantes (un nombre entier)
```

```

### Copie des fichiers résultats ROOT
### Décommenter la partie adaptée (connexion intra au CEA ou en ssh en télétravail)

## Exécution sur la machine intra
# for i in range(nb_simus):
#     sp.call("scp LOGIN@orcusloginint1:"+AdResEvo+"/Results_evolution_"+str(i+1)+"/evolution.root
",shell=True)
#     sp.call("mv evolution.root evolution_"+str(i+1)+".root",shell=True)
#     print("Copie de evolution_"+str(i+1)+".root terminée.")

## Exécution en connexion ssh
# var_password = 'MOT_DE_PASSE'
# for i in range(nb_simus):
#     try:
#         var_command = "scp LOGIN@orcusloginint1:"+AdResEvo+"/Results_evolution_"+str(i+1)+
"/evolution.root evolution_"+str(i+1)+".root"
#         var_child = pexpect.spawn(var_command)
#         i = var_child.expect(["password:", pexpect.EOF])
#         if i==0: # send password
#             var_child.sendline(var_password)
#             var_child.expect(pexpect.EOF)
#         elif i==1:
#             print "Got the key or connection timeout"
#             pass
#     except Exception as e:
#         print "Une erreur qqpart ... "
#         print e

# Create an object MeanBurnupResults
m = MeanBurnupResults()

# Add ROOT output files to the MeanBurnupResults object
Ignore = 0
for i in range(nb_simus):
    if(i==0):
        m.AddSimulationAndProcess("evolution_" + str(i+1) + ".root")
        last_step = m.GetSteps()
    if(i!=0):
        t = MeanBurnupResults()
        t.AddSimulationAndProcess("evolution_" + str(i+1) + ".root")
        if(t.GetSteps()==last_step):
            m.AddSimulationAndProcess("evolution_" + str(i+1) + ".root")
        else:
            Ignore = Ignore + 1

if (Ignore != 0):
    print("\nLes résultats de %.0f"%(Ignore)+" simulations sur %.0f"%(nb_simus)+" au total n'ont pas été
utilisés car le nombre de steps accomplis diffère par rapport à la simulation n°1.")

# Print du sigma global
last_step = m.GetSteps()
sigma = m.GetKstep(last_step,1)*100000
print("\nLa precision sur le résultat vaut : sigma = %.1f"%(sigma)+" pcm")

# M(U235) dans la composition évoluée Sel au dernier pas d'évolution
print ("\nM(U235) in Sel = %E (%E) kg" %(m.GetMass(1,"Sel"),"U235"),m.GetMass(1,"Sel","U235",1)))

```

```
# Print du keff (indicateur Kstep) au dernier pas d'évolution
print ("\nkeff = %.5f" %m.GetKstep(last_step))+ " (+/- %.5f" %m.GetKstep(last_step,1))+ "\n")

# Tracé de Kstep en fonction du temps (1) ou du burnup (0)
GraphColl=m.GetKstepGraph(0) # 0 pour burnup
GraphColl.SetLineColor(1)
GraphColl.Draw("ale")

# Pour empêcher le canvas de disparaître (alternative: launch the script with python -i)
raw_input()

# Tracé
# 1 pour time, 0 pour burn up dans les fonctions "Get..."
# "le" à la place de "ale" pour dessiner sur le même graphe
# Couleurs
# 1 : noir
# 2 : rouge
# 3 : vert
# 4 : bleu
```

6. Détails sur les scripts à l'étude thermohydraulique du cœur

a. Construction du maillage pour le calcul CFD

Pour la construction du maillage, on a utilisé la bibliothèque medcoupling. Dans le script mis en œuvre, on construit la géométrie en empilant plusieurs types d'étages de maillage selon la position. Il en existe douze différents en tout qui sont utilisés ou non selon la taille du cœur comme on l'illustre en Figure 63.

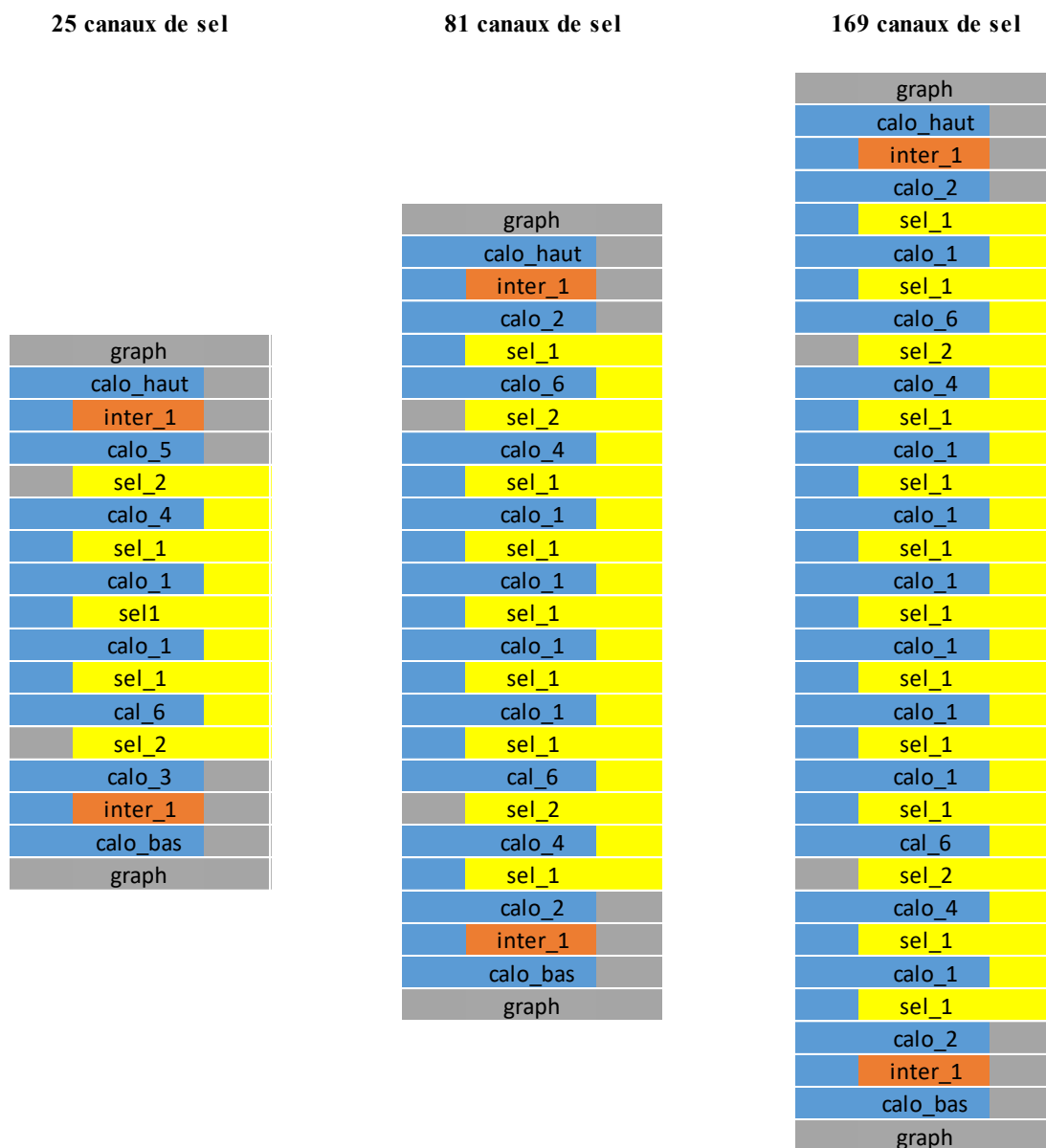


Figure 63 : Représentation 2D de la superposition des couches de maillages pour trois tailles de cœur (lecture : la couche sel_1 comprend des canaux de sel, une section de distributeur/collecteur de sel, une section de distributeur/collecteur de réfrigérant ; la couche sel_2 est la même mais sans section de distributeur/collecteur de réfrigérant)

b. Modification du champ de taux de fission en champ de puissance volumique

On utilise ici encore la bibliothèque python medcoupling pour manipuler le champ de taux de fission. Celui-ci est obtenu dans un fichier au format MED via un calcul TRIPOLI-4®. On présente ci-dessous le script développé.

```
# -*- coding: utf-8 -*-
from math import *
import numpy as np
import medcoupling as mc
# Puissance thermique totale pour le coefficient sur taux de fission
Pth = 4.e6 # W

# Lecture du champ taux de fission sur le maillage T4
taux_fission=mc.ReadFieldCell("TEST4_28_25_taux_fission.med","TEST4_28_25.t4_1_0_0.med",0,"value",
-1,-1)

# Construction du champ puissance (en W/neutron source) sur le maillage T4
taux_fission.applyLin((193.1e6)*(1.602176634e-19),0) # multiplie le taux de fission par l'énergie totale de la
fission d'un noyau de 235U (immédiate et différée) moins celle cédée à un neutrino ou antineutrino (désintégration
beta)
power= taux_fission.clone(True)
# On veut conserver la même valeur de puissance dans chaque cellule lors du rescale et du remap (car on
manipule alors encore des W et pas des W/m3)
power.setNature(mc.ExtensiveConservation)

# Modification du maillage pour passer à l'échelle en mètres de TrioCFD et recentrage
power.getMesh().scale([0.296+0.00696,0.3325+0.000825,0.295+0.00295],0.01)

# Redécoupage des cellules pour correspondre au maillage TrioCFD
REMAP = mc.MEDCouplingRemapper()
REMAP.setPrecision(1e-12)
REMAP.setIntersectionType(mc.Triangulation)
MeshTrio = mc.ReadMeshFromFile("GeomCoeurOK.med","Coeur",0)
REMAP.prepare(power.getMesh(),MeshTrio,"POP0")
power_r = REMAP.transferField(power,0.)

# Coefficient pour passe des W/neutrons à la puissance en W avec une puissance totale égale à Pth
Puissance_T4 = power_r.getArray().accumulate()[0] # Somme des valeurs du champ donc en W/neutron
Coeff = Pth / Puissance_T4
power_r.applyLin(Coeff,0)
mc.WriteField("powerREMAP_pourvisuimage_nonnormalise.med", power_r, True)

# Passage en puissance volumique
print(power_r.getArray().accumulate()[0]) # W | somme sur les cellules du champ[W]

volume = power_r.getMesh().getMeasureField(True) # en m3 puisque après scale
power_arr = power_r.getArray()
power_arr /= volume.getArray()
power_r.setArray(power_arr)
power_r.setName("power")

print(power_r.integral(0, True)) # W | somme sur les cellules des integrales de (champ[W/m3] * dv[m3])

# Ecriture du champ dans un MED
mc.WriteField("powerREMAP5.med", power_r, True)
```

7. Elaboration de corrélations sur les propriétés du mercure et du potassium

a. Expression de la température de saturation en fonction de la pression

Plusieurs sources donnent une expression de la pression de saturation du potassium en fonction de la température ; cf. II.3.e. Par contre, aucune expression n'est disponible pour calculer la température de saturation à partir d'une pression donnée. On a donc trouvé dans un premier temps une expression à partir des valeurs. Ensuite l'expression a été corrigée pour la recoller aux données : on a établi une corrélation sur l'erreur par rapport aux données, désignée « Ecart » dans la suite. Dans le cas du mercure, on a utilisé l'expression de la pression de saturation en fonction de la température proposée dans (M. L. Huber 2006) pour déterminer l'expression réciproque : la température de saturation en fonction de la pression. On a choisi deux fonctions différentes suivant l'intervalle de pression, cela dans le but d'une plus grande fidélité. On a dans ce cas obtenu l'expression présentée en Équation (60) prend en compte la correction par l'écart exprimé en Équation (61). Comme illustré en Figure 64, l'erreur correspondante est inférieure à 0,08%.

$$\begin{aligned} T_{sat}(P) &= 172,27 * P^{0,16082} - \text{Ecart} & , \text{ si } P < 2350 \text{ kPa} \\ T_{sat}(P) &= 119,62 * P^{0,20576} - \text{Ecart} & , \text{ si } P < 2350 \text{ kPa} \end{aligned} \quad (60)$$

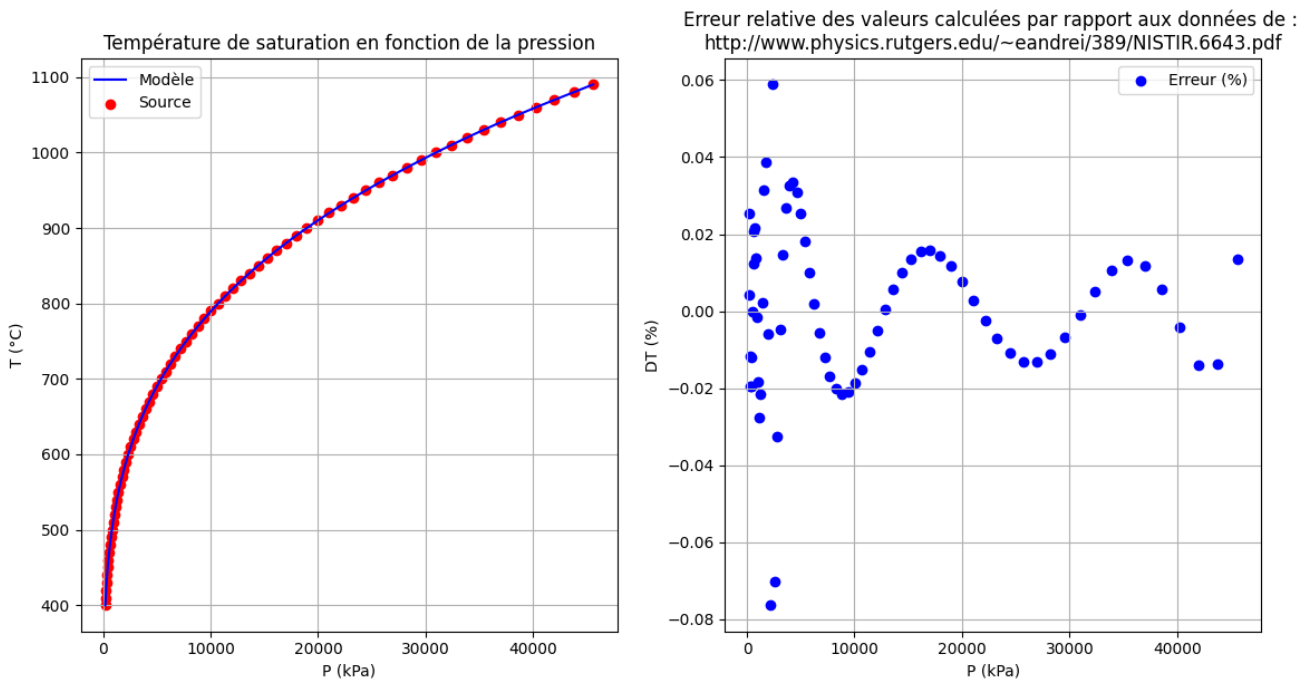


Figure 64 : A gauche : Comparaison de la température de saturation du mercure en fonction de la pression issue du modèle (trait) et de la source (points) ; A droite : Ecart relatif entre valeurs du modèle et de la source

$$\left\{ \begin{array}{l} \text{Ecart} = -4,92004 * 10^{-18} * P^6 + 3,68139 * 10^{-14} * P^5 - 1,07788 * 10^{-10} * P^4 + 1,57558 * 10^{-7} * P^3 \\ \quad - 1,22476 * 10^{-4} * P^2 + 4,55941 * 10^{-2} * P + 1,57702 \quad , \text{si } P < 2350 \text{ kPa} \\ \text{Ecart} = -1,05081 * 10^{-25} * P^6 + 1,70901 * 10^{-20} * P^5 - 1,11572 * 10^{-15} * P^4 + 3,76528 * 10^{-11} * P^3 \\ \quad - 7,11259 * 10^{-7} * P^2 + 7,18093 * 10^{-3} * P - 22,1507 \quad , \text{si } P \geq 2350 \text{ kPa} \end{array} \right. \quad (61)$$

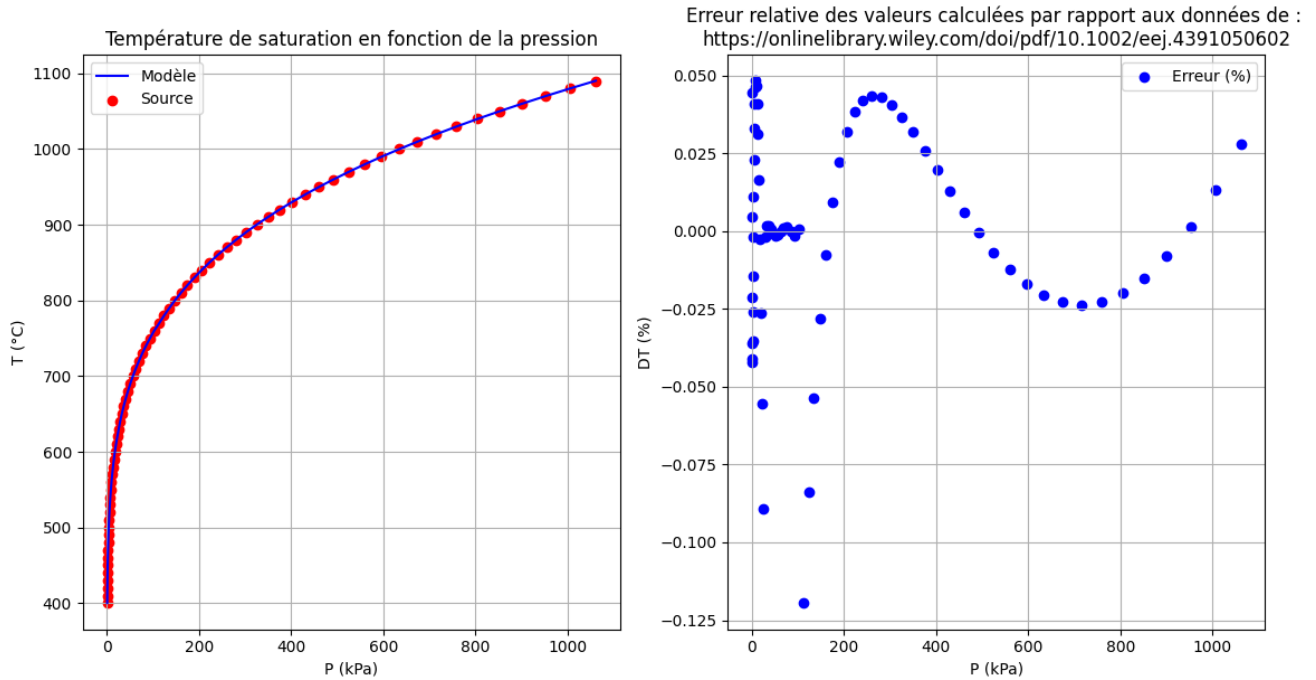


Figure 65 : A gauche : Comparaison de la température de saturation en fonction de la pression de saturation du potassium issue du modèle (trait) et de la source (points) ; A droite : Ecart relatif entre valeurs du modèle et de la source

La source (T. Masuda 1985) a été utilisée pour le potassium. La démarche est la même que pour le mercure et a permis d'obtenir l'expression présentée en Équation (62) corrigée par la corrélation sur l'écart entre le modèle et la source explicitée en Équation (63). Une comparaison du modèle final avec la source donne une erreur inférieure à 0,13% comme le montre la Figure 65.

$$T_{sat}(P) = 416,58 * P^{0,1354} - \text{Ecart} \quad (62)$$

$$\left\{ \begin{array}{l} \text{Ecart} = 8,1618 * \ln(P) - 10,497 \quad , \text{si } P < 27 \text{ kPa} \\ \text{Ecart} = (-1,8852 * 10^{-7}) * P^4 + (6,3658 * 10^{-5}) * P^3 - (8,5573 * 10^{-3}) * P^2 + 0,54463 * P \\ \quad + 6,1273 \quad , \text{si } 27 < P < 107 \text{ kPa} \\ \text{Ecart} = (-4,3156 * 10^{-2}) * P + 25,44 \quad , \text{si } P > 107 \text{ kPa} \end{array} \right. \quad (63)$$

b. Expression de l'entropie spécifique de la vapeur sèche

L'entropie de la vapeur sèche, au-delà de la courbe de rosée sur un diagramme entropique, dépend de la température et de la pression. La littérature fournit des données tabulées à certaines valeurs de température et pression. On cherche d'abord une corrélation commune à toutes les pressions, elle prend en compte la dépendance en température, ensuite on cherche une corrélation sur les coefficients de la corrélation précédente pour prendre en compte la dépendance en pression. Le choix du type de fonction est fait selon deux critères. D'une part, à

la première étape on cherche à ce que les paramètres des différentes corrélations évoluent de façon régulière en prévision de la seconde étape où une seconde corrélation doit rendre compte de leur évolution. D'autre part, aux deux étapes on cherche la corrélation ayant le meilleur coefficient de corrélation.

$$\begin{cases}
 a = (3,066 * 10^{-6}) * \ln(P) - (5,773 * 10^{-5}) \\
 b = (-5,527 * 10^{-3}) * \ln(P) - (1,895 * 10^{-1}) \\
 c = (-3,641 * 10^1) * \ln(P) - (1,067 * 10^3) \\
 \begin{cases}
 Diff = 5,3329 * \ln(P) - 13,661 & , \quad \text{si } P < 130 \text{ kPa} \\
 Diff = (5,3586 * 10^{-7}) * P^2 - (3,6038 * 10^{-3}) * P + 12,382 & , \quad \text{si } 130 \text{ kPa} < P < 3375 \text{ kPa} \\
 Diff = (-5,7343 * 10^{-8}) * P^2 - (2,3397 * 10^{-3}) * P - 0,77682 & , \quad \text{si } P > 3375 \text{ kPa}
 \end{cases}
 \end{cases} \quad (64)$$

Dans le cas du mercure, ce sont les données tabulées dans (Meisl 1960) qui ont été utilisées. On recherché une corrélation de la forme : $S_{vap,sec}(T, P) = a * T^2 + b * T + c$. Puis, la dépendance des coefficients a, b et c en fonction de la pression a été établie. Ensuite, on a tracé en fonction de la pression la différence **Diff** entre les valeurs tabulées et celles trouvées avec les corrélations pour la vapeur sèche. Cette différence a été approchée par deux polynômes dépendant de la pression. Afin de bien correspondre avec les valeurs à saturation, on prend en compte l'**Ecart** restant après correction par le polynôme **Diff** au niveau de la saturation. Ces modifications sont les mêmes pour tous les isobares : on admet que la valeur la plus vraie est celle donnée par l'expression à la saturation et on décale tout l'isobare correspondant de façon à obtenir une continuité à la saturation entre la valeur issue de l'expression à saturation dépendante de la seule température et la valeur issue de notre corrélation pour la vapeur sèche qui dépend aussi de la pression. Les expressions des coefficients selon la pression ainsi que la correction **Diff** sont présentées en Équation (64). L'expression de l'**Ecart** correctif pour la saturation et de la corrélation donnant l'entropie spécifique de la vapeur sèche le sont en Équation (65).

$$\begin{aligned}
 T_C &= T - 273,15 \\
 Ecart &= S_{vap,sat} - \left((a * T_{C,sat}(P)^2 + b * T_{C,sat}(P) + c) - Diff \right) \\
 S_{vap,sec}(T_C, P) &= (a * T_C^2 + b * T_C + c) - Diff + Ecart
 \end{aligned} \quad (65)$$

Pour le potassium, les données tabulées dans (C. T. Ewing 1965) ont permis d'obtenir des corrélations donnant l'entropie spécifique de la vapeur sèche en fonction de la température à pression fixée sur le modèle de ce qui a été exposé pour le mercure, soit un polynôme de degré 2 sur la température. De même que pour le mercure, la dépendance des coefficients a, b et c en fonction de la pression a ensuite été établie mais, afin d'obtenir des corrélations plus précises, l'intervalle de pression a été divisé en trois. Dans l'intervalle de pressions les plus élevées, deux valeurs n'ont pas été prises en compte car elles sont nettement écartées de la corrélation liée aux autres. Une fois rassemblées les différentes corrélations on obtient l'expression de l'entropie de la vapeur sèche de potassium sous la forme d'un polynôme de degré 2 sur la température (en K) dont les coefficients dépendent de la pression (en kPa).

$$\left\{ \begin{array}{l}
\text{Si } P < 20 \text{ kPa} : \begin{cases} a = -2,8307 * 10^{-9} * P^2 - 6,7423 * 10^{-6} * P - 1,8797 * 10^{-4} \\ b = 7,0008 * 10^{-6} * P^2 + 1,8048 * 10^{-2} * P + 8,9583 * 10^{-1} \\ c = 4,8153 * 10^{-2} * P^2 - 2,2344 * 10^1 * P + 4,5587 * 10^3 \end{cases} \\
\text{Diff} = -2,4790 * 10^{-4} * P^6 + 1,7032 * 10^{-2} * P^5 - 4,6983 * 10^{-1} * P^4 \\
+ 6,6933 * P^3 - 5,3313 * 10^1 * P^2 + 2,4676 * 10^2 * P - 6,0782 * 10^2 \\
\text{Si } 20 < P < 103 \text{ kPa} : \begin{cases} a = -7,0855 * 10^{-6} * P - 1,7987 * 10^{-4} \\ b = 1,8897 * 10^{-2} * P + 8,7577 * 10^{-1} \\ c = 3,4839 * 10^{-2} * P^2 - 2,1103 * 10^1 * P + 4,5358 * 10^3 \end{cases} \\
\text{Si } 103 < P < 200 \text{ kPa} : \begin{cases} a = -3,0672 * 10^{-4} * \ln(P) + 5,1804 * 10^{-4} \\ b = 9,7962 * 10^{-1} * \ln(P) - 1,7370 \\ c = -9,9946 * 10^2 * \ln(P) + 7,3767 * 10^3 \end{cases} \\
\text{Si } P > 200 \text{ kPa} : \begin{cases} a = 2,0051 * 10^{-10} * P^2 - 1,2272 * 10^{-6} * P - 8,7224 * 10^{-4} \\ b = -8,3950 * 10^{-7} * P^2 + 4,2616 * 10^{-3} * P + 2,6293 \\ c = 1,3297 * 10^{-3} * P^2 - 4,6902 * P + 2,9762 * 10^3 \end{cases} \\
\text{Diff} = 1,1205 * 10^{-14} * P^6 - 3,7073 * 10^{-11} * P^5 + 4,8259 * 10^{-8} * P^4 \\
- 3,0887 * 10^{-5} * P^3 + 9,9844 * 10^{-3} * P^2 - 1,5555 * P + 7,0355 * 10^1
\end{array} \right. \quad (66)$$

De même que pour le mercure, on a enfin corrigé la corrélation par la différence *Diff* avec les valeurs tabulées, puis corrigé la nouvelle expression de l'*Ecart* avec la valeur issue de la corrélation à saturation pour assurer la continuité sur la saturation. Les expressions des coefficients selon la pression ainsi que la correction *Diff* sont présentées en Équation (66). L'expression de l'*Ecart* correctif pour la saturation et de la corrélation donnant l'entropie spécifique de la vapeur sèche le sont en Équation (67).

$$\begin{aligned}
Ecart &= S_{vap,sat} - ((a * T_{sat}(P)^2 + b * T_{sat}(P) + c) - Diff) \\
S_{vap,sec}(T, P) &= (a * T^2 + b * T + c) - Diff + Ecart
\end{aligned} \quad (67)$$

c. Expression de la masse volumique de la vapeur sèche

La valeur théorique de la masse volumique de la vapeur peut être obtenue précisément via l'équation d'état du fluide, le calcul est direct (Équation (68)) dans le cas du mercure (Reynolds 1969) et implique la résolution d'une équation de degré 4 (Équation (69)) pour le potassium. (T. Masuda 1985)

$$P = \rho RT - \rho^2 T \exp\left(A_1 + \frac{A_2}{T} + A_3 \ln(T)\right) \quad (68)$$

$$\frac{Pv}{RT} = A(T) + \frac{(T)}{v} + \frac{(T)}{v^2} + \frac{(T)}{v^3} \quad (69)$$

Cependant, les données tabulées obtenues par ces méthodes permettent d'établir des corrélations qui accélèrent le calcul bien qu'elles ne soient valables que sur des plages de température et de pression spécifiques.

La masse volumique de la vapeur dépend principalement de la pression mais aussi de la température. On réutilise les données tabulées (respectivement dans (T. Masuda 1985) pour le

mercure et dans (Meisl 1960) pour le potassium) selon la méthode suivante. On cherche d'abord pour chaque isotherme une expression donnant la masse volumique de la vapeur en fonction de la pression puis une corrélation reliant l'évolution des coefficients des expressions trouvées à la température.

Pour le mercure, on trouve d'abord des expressions de la forme $\rho_{v,sec} = a(T) * P$, donc linéaires, décrivant la masse volumique de la vapeur sèche en fonction de la pression pour plusieurs isothermes. Puis on détermine l'expression donnant le coefficient $a(T)$ de ces isothermes en fonction de la température, expression présentée en Équation (70).

$$T_C = T - 273,15$$

$$a(T_C) = (2,7775 * 10^{-14}) * T_C^4 - (1,1075 * 10^{-10}) * T_C^3 + (1,7754 * 10^{-7}) * T_C^2 - (1,4907 * 10^{-4}) * T_C + 7,3440 * 10^{-2} \quad (70)$$

Afin de vérifier l'expression trouvée on a calculé l'écart relatif de la masse volumique de la vapeur sèche de mercure calculée aux points (T,P) de la source aux valeurs données de la source à ces mêmes points. Comme le montre la Figure 66, l'erreur relative maximale est de l'ordre de 0,25%.

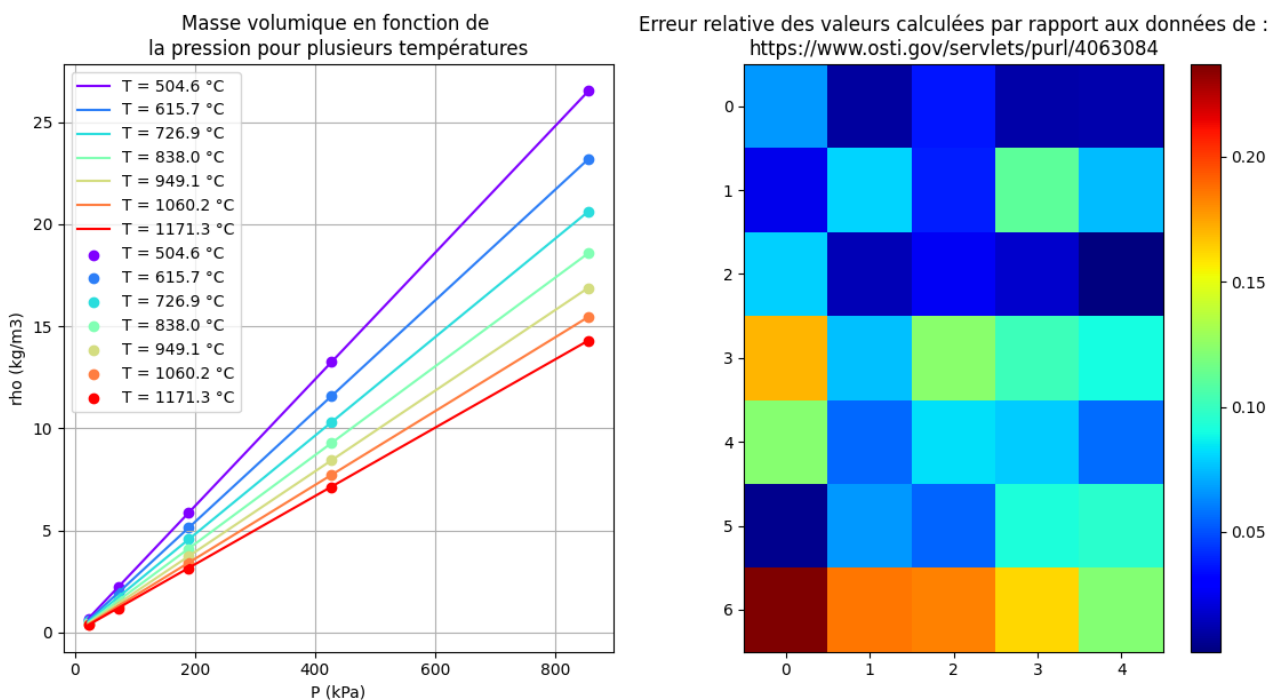


Figure 66 : A gauche : Comparaison de la masse volumique de la vapeur sèche de mercure du modèle (trait) et de la source (points) ; A droite : Ecart relatif entre valeurs du modèle et de la source (chaque carré correspond à un point dans le même ordre qu'à gauche: (0 ;6) à droite ⇔ (20 kPa,1171.3°C) à gauche

Dans le cas du potassium, la masse volumique de la vapeur à une température donnée est approchée par un polynôme de degré 2 sur la pression. On cherche donc une expression de la forme $\rho_{v,sec} = a(T) * P^2 + b(T) * P + c$. Les coefficients a et b suivent une loi de type puissance en fonction de la température, tandis que pour le coefficient c , on a découpé

l'intervalle de température en trois morceaux pour mieux exprimer ses variations ; on montre les expressions des coefficients obtenues en Équation (71).

$$\begin{cases} a = (3,3438 * 10^{14}) * T^{-6,6126} \\ b = 4,2657 * T^{-0,98696} \\ \begin{cases} c = (-8,2944 * 10^{-9}) * T^2 + (1,9403 * 10^{-5}) * T - (1,0742 * 10^{-2}), & \text{si } T < 1067^{\circ}\text{C} \\ c = (-1,1483 * 10^{-8}) * T^2 + (2,3691 * 10^{-5}) * T - (1,1701 * 10^{-2}), & \text{si } 1067 < T < 1123 \\ c = 3,1626 * 10^{-14} * T^4 - 1,2655 * 10^{-10} * T^3 + 1,5678 * 10^{-7} * T^2 - 4,7088 * 10^{-5} * T - 1,5422 * 10^{-2}, & \text{si } T > 1123 \end{cases} \end{cases} \quad (71)$$

De nouveau la corrélation obtenue pour le potassium a été vérifiée sur les points (T,P) donnés par la source. On a tracé en Figure 67 les valeurs obtenues par notre modèle par rapport aux points de la source, l'erreur relative (%) au niveau des points entre la valeur source et la valeur calculée. On constate que l'erreur relative maximale est de l'ordre de 0,7% sur la plage considérée.

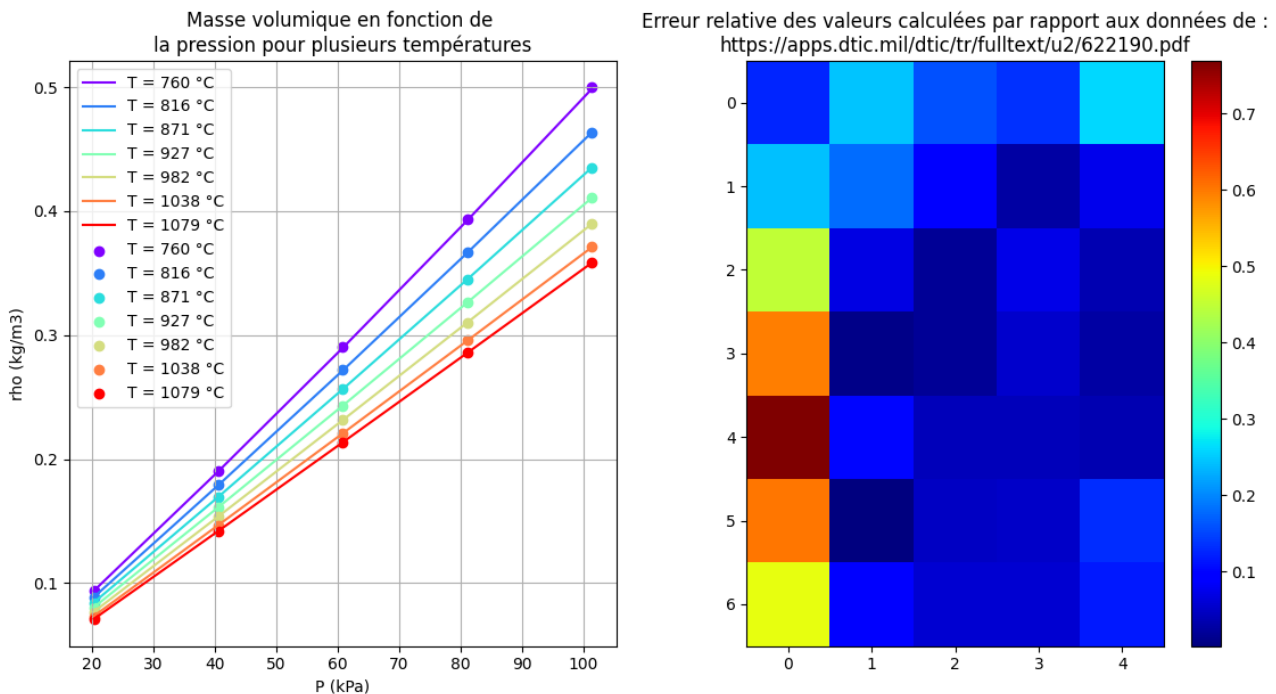


Figure 67 : A gauche : Comparaison de la masse volumique de la vapeur sèche de potassium du modèle (trait) et de la source (points) ; A droite : Ecart relatif entre valeurs du modèle et de la source (chaque carré correspond à un point dans le même ordre qu'à gauche : (0;6) à droite ⇔ (20 kPa, 1079°C) à gauche

d. Expressions des entropies spécifiques du liquide et de la vapeur à la saturation pour le mercure

Les expressions des entropies à saturation sont des corrélations obtenues sur des données tabulées pour le mercure. (L. R. Fokin 2011) Tant pour le liquide que pour la vapeur, l'expression utilisée est un polynôme ; de degré 5 pour la vapeur et présenté en Équation (72), de degré 3 pour le liquide que l'on montre en Équation (73).

$$s_{v,sat}(T) = (-1,0228 * 10^{-12}) * T^5 + (4,4347 * 10^{-9}) * T^4 + (-7,5342 * 10^{-6}) * T^3 + (6,4078 * 10^{-3}) * T^2 - 2,9886 * T + 1,4719 * 10^3 \quad (72)$$

$$s_{l,sat}(T) = (8,8793 * 10^{-8}) * T^3 + (-2,6485 * 10^{-4}) * T^2 + (3,8658 * 10^{-1}) * T + 3,7167 * 10^2 \quad (73)$$

e. Expression de l'enthalpie massique de vaporisation du mercure

La source (T. B. Douglas 1951) propose des expressions qui permettent de remonter à la valeur de l'enthalpie massique de vaporisation. Cependant ces expressions sont complexes et dans le but de les intégrer à un script, on a préféré utiliser les données tabulées fournies pour trouver une approximation plus simple présentée en Équation (74).

$$\begin{aligned} T_c &= T - 273,15 \\ Lv(T_c) &= -3,33819 * 10^1 * T_c + 3,07263 * 10^5 \end{aligned} \quad (74)$$

8. Script de la méthode de calcul de cycle Brayton

On retranscrit ci-dessous le script Python mis en œuvre pour le calcul de cycle Brayton. C'est une méthode qui manipule un vecteur (type array en Python) de cycles : chaque entrée est un vecteur (type array en Python) de taille le nombre de cycle à calculer, i.e. le nombre d'individus dans la population lors de l'optimisation à venir.

```
Def Brayton (gaz, Dm, Part_Dm_Al, Te_turb, DP_RHP, DP_ech, DP_rad, DP_RBP, effCarnot, effR, effC, effT,
effA, Pe_comp ,PiC):
    N=len(Dm)
    LK=np.array([273.15 for i in range(N)])
    LT_max=np.array([Te_turb for i in range(N)])

    # Te_turb en °C
    # Pe en W
    Te_comp=np.array(((LT_max+LK)*([1. for i in range(N)]-effCarnot))-LK) # Te_comp calculé en °C
    M=np.zeros(N)
    for o in range (len(gaz)):
        for i in range(N):
            M[i]=M[i]+Mmol(gaz[o][0][i])*gaz[o][1][i]

    Pe_RHP=PiC*Pe_comp
    Pe_turb=Pe_RHP-DP_RHP-DP_ech
    Pe_RBP=Pe_comp+DP_rad+DP_RBP
    Pe_ech=Pe_RHP-DP_RHP
    Pe_rad=Pe_RBP-DP_RBP

    Cpecomp=np.zeros(N)
    for i in range(len(gaz)):
        Cpecomp=Cpecomp+x_w(gaz[i][1],Mmol(gaz[i][0][0]),M)*Cp(gaz[i][0][0],Te_comp,Pe_comp)

    # Passage en Kelvins
    Te_comp=Te_comp+LK
    LT_max=LT_max+LK

    he_comp=Cpecomp*Te_comp
    he_turb=he_comp+Cpeturb*(LT_max-Te_comp)

    # Gamma1
    gam1=np.zeros(N)
    for i in range(len(gaz)):
        gam1=gam1+gaz[i][1]*gamma(gaz[i][0][0],Te_comp)

    Te_RHPs=Te_comp*np.power(PiC,(gam2-1)/gam2)

    CpeRHPs = np.zeros(N)
    for i in range(len(gaz)):
        CpeRHPs=CpeRHPs+x_w(gaz[i][1],Mmol(gaz[i][0][0]),M)*Cp(gaz[i][0][0],Te_RHPs-
273.15,Pe_RHP)

    he_RHPs=he_comp+CpeRHPs*(Te_RHPs-Te_comp)
    he_RHP=he_comp+((he_RHPs-he_comp)/effC)
    Te_RHP=((he_RHPs-he_comp)/(effC*CpeRHPs))+Te_comp
```

```

# Gamma2
gam2=np.zeros(N)
for i in range(len(gaz)):
    gam2=gam2+gaz[i][1]*gamma(gaz[i][0][0],LT_max,Pe_turb)

Te_RBPs=LT_max*np.power(Pe_RBP/Pe_turb,(gam1-1)/gam1)

CpeRBPs = np.zeros(N)
for i in range(len(gaz)):
    CpeRBPs=CpeRBPs+x_w(gaz[i][1],Mmol(gaz[i][0][0]),M)*Cp(gaz[i][0][0],Te_RBPs-
273.15,Pe_RBP)

he_RBPs=he_turb+CpeRBPs*(Te_RBPs-LT_max)
he_RBP=he_turb-effT*(he_turb-he_RBPs)
Te_RBP=(effT/CpeRBPs)*(he_RBP-he_turb)+LT_max

Te_ech=Te_RHP+effR*(Te_RBP-Te_RHP)
he_ech=he_comp+(Te_ech-Te_comp)*Cpeturb

he_rad=he_RHP+he_RBP-he_ech
Te_rad=((he_rad-he_RBP)/Cpeturb)+Te_RBP

# Passage de toutes les températures en °C
LT_max=LT_max-LK
Te_comp=Te_comp-LK
Te_ech=Te_ech-LK
Te_rad=Te_rad-LK
Te_RHP=Te_RHP-LK
Te_RBP=Te_RBP-LK

Qc=(he_turb-he_ech)*Dm*(1.-Part_Dm_Al)
Qf=(he_comp-he_rad)*Dm
W=-(Qc+Qf)
heta=-W/Qc

Pth=Qc
Pe=heta*effA*Pth
Prad=Pth-Pe

RendementGlob=heta*effA

return([Te_comp,Pe,Prad,Te_rad,Cpecomp,RendementGlob,Te_ech,Pe_ech,Te_RBP,Te_RHP,Pe_rad,Pe_RHP,
Pe_RBP])

```


9. Démonstration de l'expression de la surface rayonnante d'un radiateur dans le cas d'un refroidissement du fluide

On démontre ici comment on adapte l'équation de Stefan-Boltzmann de telle sorte à prendre en compte le refroidissement du fluide parcourant le radiateur et donc la température de rayonnement.

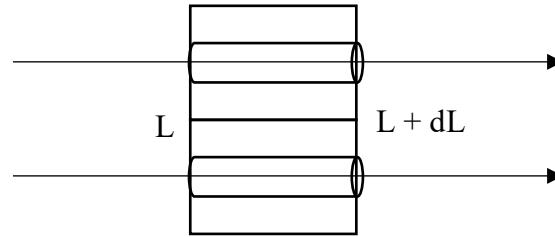


Figure 68 : Schéma de deux éléments de radiateur, le problème est traité en une dimension

Pour la démonstration, on admet les hypothèses suivantes :

- La température sur dS est uniforme.
- Les ailettes sont larges du diamètre D de la conduite de part et d'autre de celle-ci.
- Il y a N conduites en parallèle.
- Le rayonnement se fait sur les deux faces.

En Équation (75), on formule le bilan d'énergie sur une surface élémentaire et sa canalisation de fluide caloporteur avec dE la variation d'énergie et δE la quantité nette d'énergie qui entre dans l'élément considéré.

$$dE = \delta E \quad (75)$$

Il y a trois flux d'énergies explicités en Équation (76) :

- l'énergie du fluide qui rentre dans la partie de canalisation concernée pendant dt : $\delta E_{e,f}$
- l'énergie du fluide qui sort de la partie de canalisation concernée pendant dt : $\delta E_{s,f}$
- l'énergie dissipée par rayonnement de la surface de radiateur concernée pendant dt : δE_{ray}

$$\begin{cases} \delta E_{e,f} = Dm Cp T(L) dt \\ \delta E_{s,f} = Dm Cp T(L + dL) dt \\ \delta E_{ray} = 2 (3 D dL) \sigma \varepsilon T(L)^4 dt \end{cases} \quad (76)$$

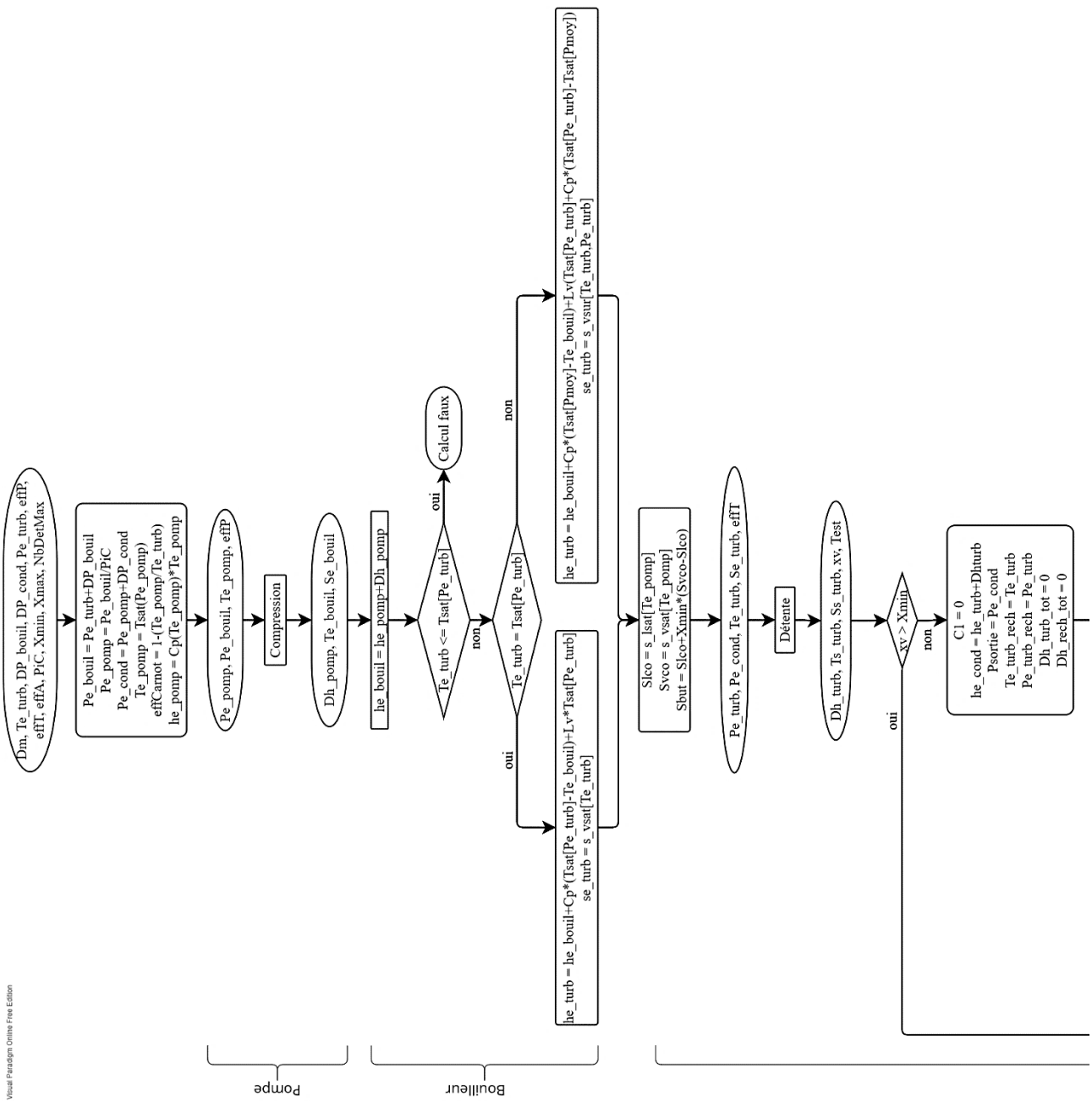
On peut donc écrire en régime stationnaire, donc lorsque la variation d'énergie est nulle, l'Équation (77) qui prend en compte les valeurs nettes ; d'où la négativité des énergies qui sortent.

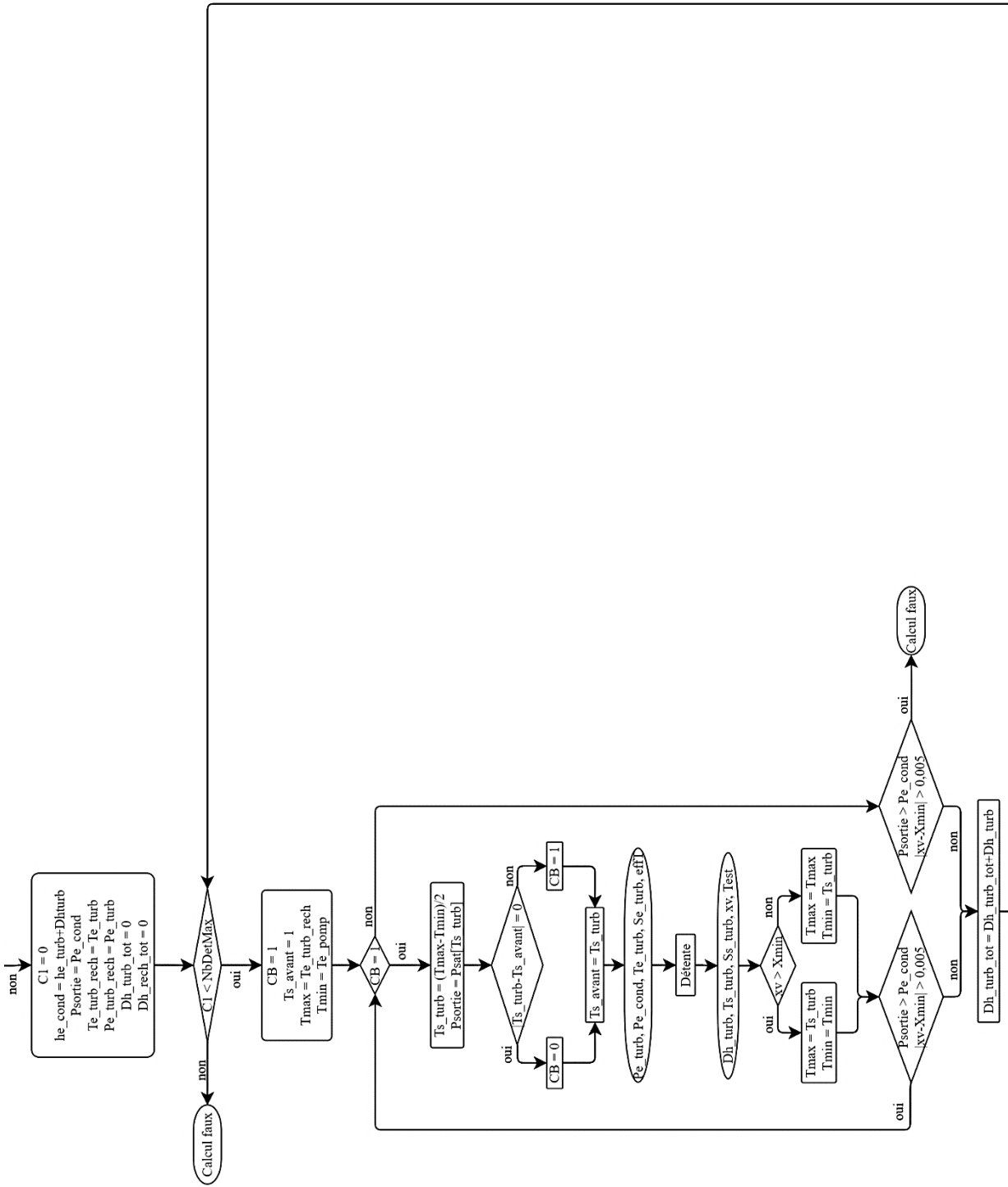
$$Dm Cp T(L) dt - Dm Cp T(L + dL) dt - 2 (3 N D dL) \sigma \varepsilon T(L)^4 dt = 0 \quad (77)$$

Il reste enfin à intégrer la relation entre températures d'entrée et de sortie du radiateur d'une part, et longueur d'autre part ; c'est ce que l'on propose ci-dessous pour aboutir à l'Équation (54) exprimant la surface totale du radiateur, mentionnée au paragraphe V.3.a et qu'on rappelle ici.

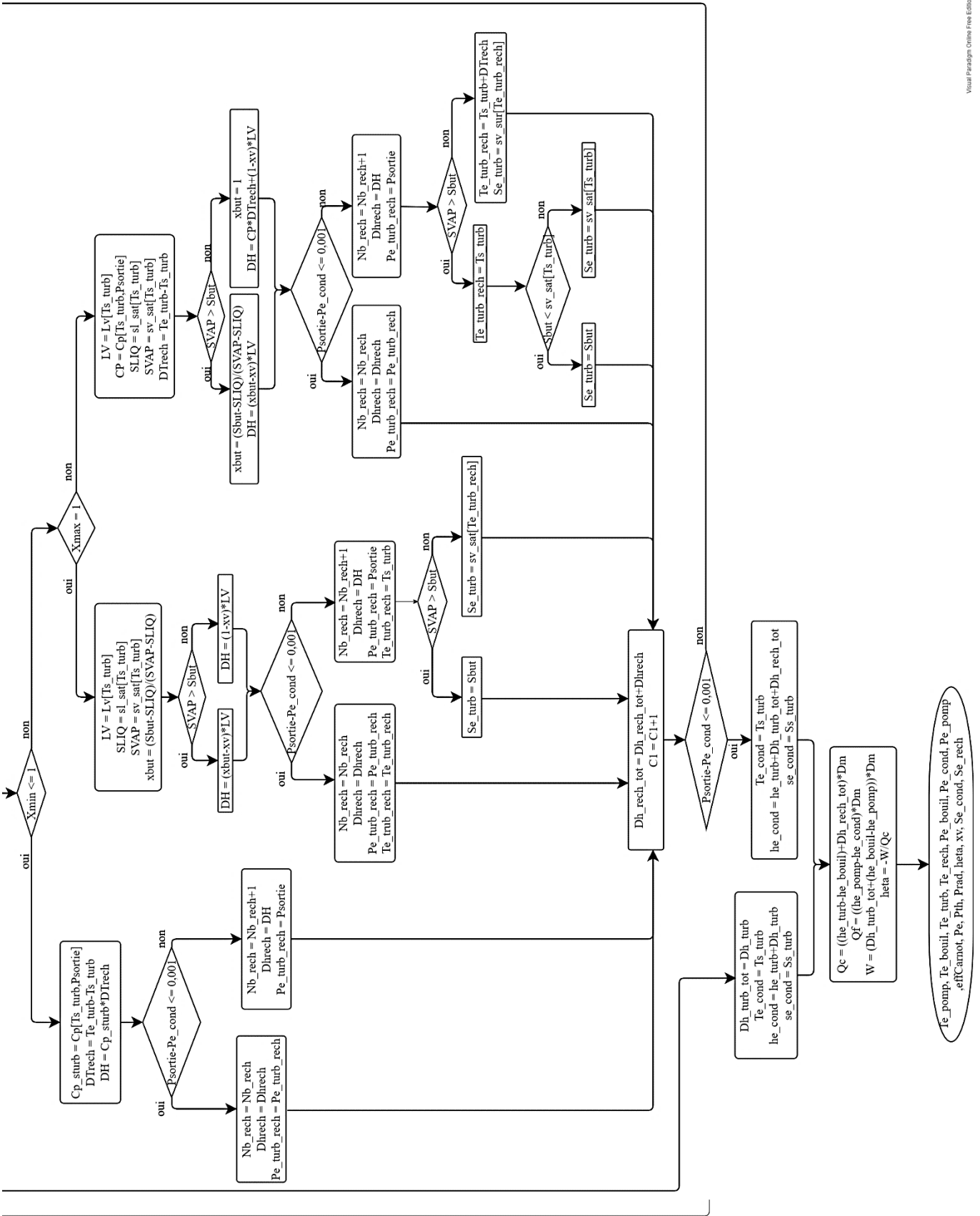
$$\begin{aligned}
 &\Rightarrow Dm Cp (T(L) - T(L + dL)) = 2 (3 N D dL) \sigma \varepsilon T(L)^4 \\
 &\quad \Rightarrow -Dm Cp \frac{dT}{dL} dL = 2 (3 N D dL) \sigma \varepsilon T(L)^4 \\
 &\Rightarrow \int_{T_{entrée}}^{T_{sortie}} -3 \frac{dT}{T(L)^4} = \frac{3 * 2 (3 N D) \sigma \varepsilon}{Dm Cp} \int_0^{L_{totale}} dL \\
 &\quad \Rightarrow \left[\frac{1}{T(L)^3} \right]_{T_{entrée}}^{T_{sortie}} = \frac{18 N D \sigma \varepsilon}{Dm Cp} [L]_0^{L_{totale}} \\
 &\Rightarrow \frac{1}{T_{sortie}^3} - \frac{1}{T_{entrée}^3} = \frac{18 N D \sigma \varepsilon}{Dm Cp} L_{totale} = \frac{6 \sigma \varepsilon}{Dm Cp} Stotale \\
 &\quad \Rightarrow L_{totale} = \frac{Dm Cp}{18 N D \sigma \varepsilon} \left(\frac{1}{T_{sortie}^3} - \frac{1}{T_{entrée}^3} \right) \\
 &\quad \Rightarrow Stotale = \frac{Dm Cp}{6 \sigma \varepsilon} \left(\frac{1}{T_{sortie}^3} - \frac{1}{T_{entrée}^3} \right)
 \end{aligned}$$

10. Logigramme de l'algorithme de calcul de cycle Rankine





Détente



11.Prise en main de PYMOO

PYMOO est un package pour Python 3. On rappelle qu'on a utilisé PYMOO 0.5.0, associé à Python 3.6, les indications et exemples présentés ne sont donc valables sans réserve que pour cette version. Cependant, PYMOO dispose d'un site web avec sa documentation à l'adresse : <https://pymoo.org/>. L'installation de la version la plus récente se fait via pip install sur linux :

```
>> pip install --user pymoo
```

On montre ci-dessous un exemple de script de base PYMOO, avec deux paramètres, trois critères et une contrainte d'optimisation. On inclut dans ce script trois visualisations possibles, deux concernant les fronts de Pareto, et une concernant la répartition des valeurs des paramètres pour les individus optimaux.

```
# -*- coding: utf-8 -*-
import random
from math import *
import numpy as np
import matplotlib.pyplot as plt
from pymoo.algorithms.moo.nsga2 import NSGA2
from pymoo.core.problem import Problem
from pymoo.factory import get_sampling, get_crossover, get_mutation
from pymoo.optimize import minimize
from pymoo.visualization.scatter import Scatter
from pymoo.visualization.pcp import PCP

class OptBR(Problem):
    def __init__(self):
        super().__init__(n_var = 2, # Nombre de paramètre (variables)
                        n_obj = 3, # Nombre de critères (objectifs)
                        n_constr = 1, # Nombre de contraintes
                        xl = np.array([ 0. , 0.]), # Valeurs min des paramètres
                        xu = np.array([10. , 10.])) # Valeurs max des paramètres
        self.ParamFixe = 2. # Exemple de paramètre fixe

    def _evaluate(self, X, out, *args, **kwargs):
        # Critères
        f1 = X[:,0] + self.ParamFixe * X[:,1]
        f2 = 1 / X[:,0]
        f3 = - np.power(X[:,0],2) + self.ParamFixe * X[:,1]
        # Contraintes : "gx = Y" <=> Y <= 0
        g1 = 4. - X[:,1]
        # Sorties
        out["F"] = np.column_stack([f1, f2, f3])
        out["G"] = np.column_stack([g1])

Opt_BR_vectorise = OptBR()
algorithm = NSGA2(pop_size = 100, # Taille de la population
                 n_offspring = 100) # Nombre d'individus à créer par croisement à chaque génération

res = minimize(problem = Opt_BR_vectorise,
              algorithm = algorithm,
              termination = ("n_gen", 10), # Nombre de générations
              seed = 1, # Si 1 : reproductible, si None : non reproductible
```

```

        verbose = True)

PARAM_OPT = res.opt.get("X")
f1g, f2g, f3g = [], [], []
for i in range(len(res.F)):
    f1g.append(res.F[i][0])
    f2g.append(res.F[i][1])
    f3g.append(res.F[i][2])
f1g = np.array(f1g)
f2g = np.array(f2g)
f3g = np.array(f3g)

# Front de Pareto
plt.scatter(f1g,f2g,color="red",label="Front de Pareto en fonction des critères f1 et f2")
plt.xlabel("f1")
plt.ylabel("f2")
plt.legend()
plt.show()

# Graphe parallèle des paramètres d'optimisation
plot = PCP(labels=["x0","x1"])
plot.set_axis_style(color="grey", alpha=0.5)
plot.add(PARAM_OPT, color="red")
plot.show()

# Visualisation 3D des fronts de Pareto
ax = plt.axes(projection='3d')
xdata = PARAM_OPT[:,0]
ydata = PARAM_OPT[:,1]
ax.scatter3D(xdata, ydata, f1g, color="green")
ax.scatter3D(xdata, ydata, f2g, color="red")
ax.scatter3D(xdata, ydata, f3g, color="blue")
ax.axes.set_xlim3d(left=0., right=10.)
ax.axes.set_ylim3d(bottom=0., top=10.)
ax.set_xlabel("X0")
ax.set_ylabel("X1")
plt.show()

```