

UNIVERSITÉ DE MONTRÉAL

DESIGN CONCEPTUEL D'UN INCUBATEUR POUR UN NANOSATELLITE EN
COMBINANT LA CONCEPTION AXIOMATIQUE ET UN INDEX UNIFIÉ DE
PERFORMANCE MÉCATRONIQUE (MMP)

YUANCHAO MA

DÉPARTEMENT DE GÉNIE MÉCANIQUE
ÉCOLE POLYTECHNIQUE DE MONTRÉAL

MÉMOIRE PRÉSENTÉ EN VUE DE L'OBTENTION
DU DIPLÔME DE MAÎTRISE ÈS SCIENCES APPLIQUÉES
(GÉNIE AÉROSPATIAL)

OCTOBRE 2018

UNIVERSITÉ DE MONTRÉAL

ÉCOLE POLYTECHNIQUE DE MONTRÉAL

Ce mémoire intitulé :

DESIGN CONCEPTUEL D'UN INCUBATEUR POUR UN NANOSATELLITE EN
COMBINANT LA CONCEPTION AXIOMATIQUE ET UN INDEX UNIFIÉ DE
PERFORMANCE MÉCATRONIQUE (MMP)

présenté par : MA Yuanchao

en vue de l'obtention du diplôme de : Maîtrise ès sciences appliquées

a été dûment accepté par le jury d'examen constitué de :

M. RAISON Maxime, Ph. D., président

M. ACHICHE Sofiane, Ph. D., membre et directeur de recherche

M. BELTRAME Giovanni, Ph. D., membre et codirecteur de recherche

M. SPOONER Daniel, M. Sc. A., membre

DÉDICACE

Je dédie le travail à ma chère mère et mon cher père.

REMERCIEMENTS

J'ai effectué ce travail dans le Laboratoire de Conception de Systèmes Intelligents et Mécatroniques de l'École Polytechnique Montréal. Je souhaite remercier particulièrement Monsieur le Professeur Sofiane Achiche qui m'a accueilli en toute bienveillance et en toute confiance en tant que directeur de maîtrise, ainsi que Monsieur le Professeur Giovanni Beltrame. Tous deux m'ont prodigué des conseils utiles et éclairés dans ce travail particulier de maîtrise.

L'ambiance de travail est des plus agréables grâce à mes collègues du Laboratoire COSIM du Professeur Sofiane Achiche. Une mention spéciale à mon collègue Yann-Seing Law Kam Cio est de mise pour son aide technique et sa motivation pour le projet de recherche.

Je remercie aussi Monsieur Abolfazl Mohebbi, postdoc sous la supervision du Professeur Sofiane Achiche, pour m'avoir conseillé et aidé sur la méthode Profil Multicritère Mécatronique tout au long du projet de maîtrise.

Je souligne l'accueil chaleureux et l'assistance technique de toute l'équipe de l'association PolyOrbite. Un gros merci pour Monsieur Christophe Trouillefou, postdoc sous la supervision du Professeur Giovanni Beltrame, pour sa confiance et sa collaboration sur mon projet de recherche.

À ces personnes si chères, s'ajoutent mes parents, présents dès mes premiers pas, qui m'ont accompagné et aidé du début à la fin.

Enfin, je remercie Monsieur le Professeur Maxime Raison d'avoir accepté d'être le président du jury de ce mémoire. Je remercie aussi Monsieur le Professeur Daniel Spooner d'agir en tant que membre du jury.

RÉSUMÉ

La société technique PolyOrbite de l'École Polytechnique de Montréal entreprend de concevoir un nanosatellite ayant une taille de 30cm*10cm*10cm et un poids de 4 kg, appelé **ORU-S**. Le lancement du satellite est prévu pour 2020 avec deux charges utiles indépendantes dont un **incubateur miniaturisé**. Le but de l'incubateur est de mener une expérience botanique dans l'espace afin d'étudier l'effet de la microgravité sur la croissance de la plante comestible *Medicago truncatula*. Depuis les années 90, les plateformes de nanosatellites ont pris de l'essor, mais les travaux de recherche effectués dans le domaine des serres miniaturisées et de la botanique spatiale restent limités. À ce jour, aucun projet n'a réussi à faire croître une plante comestible dans un nanosatellite.

Ce mémoire de maîtrise présente le design conceptuel d'un incubateur miniaturisé. Cet incubateur est un laboratoire in situ qui permet la germination d'une plante en suivant et contrôlant les paramètres environnementaux pour fins de recherche scientifique. Après la validation du cahier des charges, un design conceptuel est réalisé avec plusieurs concepts potentiels en appliquant la **Conception Axiomatique**. En outre, à cause de la multidisciplinarité du problème de design, la détermination du « meilleur concept » est effectuée en appliquant le **Profil Multicritère Mécatronique (MMP)** développé par l'équipe du Prof. Achiche.

La solution présentée, dans ce mémoire, est un incubateur pressurisé composé de quatre sous-systèmes : système de culture, système de contrôle de température, système d'approvisionnement et système d'inspection. Les trois premiers systèmes fournissent les conditions nécessaires à culture, soient une source d'illumination, une température convenable et une quantité satisfaisante de solutions nutritives qui permettent la croissance de la plante. Alors que le système d'inspection, il assure l'obtention et l'enregistrement des données pour les tâches de contrôle pour supporter la recherche scientifique dans ce domaine.

Les travaux futurs se concentreront sur l'approfondissement de la conception optimale en utilisant des fonctions spécifiques pour résoudre des problèmes comme la gestion d'espace. Mener une expérience terrestre dans un prototype basant sur la conception sera aussi essentiel afin de vérifier la fonctionnalité du design.

ABSTRACT

The technical association PolyOrbite of École Polytechnique de Montréal is developing a nanosatellite with a size of 30cm*10cm*10cm and a weight of 4 kg, called **ORU-S**. This satellite will launch in 2020 with two independent payloads including a **miniaturized incubator** which is considered to conduct a botanical experiment in space to study the effect of microgravity on the growth of the plant *Medicago truncatula*. Despite the growth in popularity of the CubeSat platform from 1990, research in the areas of miniaturized greenhouses and astrobotany has been very limited. It seems that no project has made to grow a plant in space in a nanosatellite.

So, this thesis presents a conceptual design of the miniaturized incubator being an in-situ laboratory that allows germination of the plant by monitoring and controlling the environmental parameters for scientific research. After the validation of the requirements specification, we implemented a preliminary design with several potential concepts by applying **Axiomatic Design**. In addition, because of the multidisciplinary of the design problem, the determination of the "best concept" is carried out by applying the **Multi-criteria Mechatronics Profile** developed in the laboratory of Prof. Achiche.

The solution presented in this thesis is a pressurized incubator consisting of four subsystems: cultivation, temperature control, supply, and inspection systems. The first three systems provide the necessary conditions for the plant: a source of illumination, a suitable temperature, and a satisfactory amount of nutrient solutions that allow the growth of the plant. As for the inspection system, it ensures data collection for control and scientific research.

Future work will deepen the design using specific functions to solve problems such as space and layout management. Conducting a ground experience in a prototype based on the design will also be essential to verify the functionality of the developed design.

TABLE DES MATIÈRES

DÉDICACE.....	III
REMERCIEMENTS	IV
RÉSUMÉ.....	V
ABSTRACT	VI
TABLE DES MATIÈRES	VII
LISTE DES TABLEAUX.....	X
LISTE DES FIGURES	XII
LISTE DES SIGLES ET ABRÉVIATIONS	XIV
LISTE DES ANNEXES	XVI
CHAPITRE 1 INTRODUCTION.....	1
CHAPITRE 2 REVUE DE LA LITTÉRATURE.....	3
2.1 Biologie spatiale et systèmes incubateurs	3
2.2 CubeSat	7
2.2.1 GeneSat-1	8
2.2.2 PharmaSat.....	9
2.2.3 O/OREOS.....	11
2.2.4 SporeSat	12
2.2.5 EcAMSat	13
2.2.6 Azolla	13
2.2.7 SpaceBean-1	15
2.3 Bilan	16
CHAPITRE 3 OBJECTIFS, QUESTIONS DE RECHERCHE ET HYPOTHÈSES.....	18
3.1 Mise en contexte.....	18

3.2	Présentation de l'objectif principal et des objectifs spécifiques	19
3.3	Question de recherche	19
3.4	Hypothèses simplificatrices (Portée du projet)	19
CHAPITRE 4 MÉTHODOLOGIE.....		20
4.1	Cahier des charges.....	20
4.1.1	Protocole d'expérience.....	20
4.1.2	Besoins optionnels.....	22
4.1.3	Contraintes	22
4.2	Méthode de design	23
4.2.1	Conception Axiomatique (Axiomatic Design).....	25
4.2.1.1	Introduction	25
4.2.1.2	Démarches à suivre	26
4.2.2	Profil Multicritère Mécatronique (Mechatronic Multi-criteria Profile)	29
4.2.2.1	Machine Intelligence Quotient (MIQ).....	30
4.2.2.2	Reliability Score (RS) intégrant l'Arbre de Défaillances (Fault Tree Analysis).....	32
4.2.2.3	Complexity (CX).....	34
4.2.2.4	Flexibility (FX)	35
4.2.2.5	Cost (CT).....	36
4.2.2.6	Note Global du Concept (NGC).....	36
CHAPITRE 5 RÉSULTATS		39
5.1	Conception axiomatique.....	39
5.2	Profil Multicritère Mécatronique (MMP)	46
5.2.1	Machine Intelligence Quotient (MIQ).....	49
5.2.2	Reliability Score (RS)	51

5.2.3	Complexity (CX).....	55
5.2.4	Flexibility (FX)	58
5.2.5	Cost(CT).....	59
5.2.6	Note Globale du Concept (NGC).....	60
CHAPITRE 6	DISCUSSION GÉNÉRALE	66
CHAPITRE 7	CONCLUSION ET RECOMMANDATIONS	69
BIBLIOGRAPHIE	70

LISTE DES TABLEAUX

Tableau 2-1 Comparaison des différents incubateurs menant des expériences botaniques dans l'espace (Tableau tiré et modifié de [14]).....	6
Tableau 2-2 Comparaison des différents incubateurs menant des expériences biologiques dans le nanosatellite.....	17
Tableau 4-1 Phases de la mission avec les requis des paramètres environnementaux	20
Tableau 4-2 Paramètres principaux de l'expérience pendant la phase opérationnelle	22
Tableau 4-3 Règles des mesures floues de corrélation dépendante des différentes interactions (Tableau tiré de [42]).....	38
Tableau 5-1 Besoins de client : paramètre CAs de AD.....	39
Tableau 5-2 La décomposition de FR2 et DP2 à la deuxième hiérarchie	40
Tableau 5-3 La décomposition de FR2,1 et DP2,1 à la troisième hiérarchie.....	41
Tableau 5-4 La décomposition de FR2,2 et DP2,2 à la troisième hiérarchie ainsi pour FR2,2,2 et DP2,2,2.....	42
Tableau 5-5 La décomposition de FR2,3 et DP2,3 à la troisième hiérarchie.....	42
Tableau 5-6 La décomposition de FR2,4 et DP2,4 à la troisième hiérarchie.....	43
Tableau 5-7 La décomposition de FR2,5 et DP2,5 à la troisième hiérarchie.....	43
Tableau 5-8 DPs à développer	45
Tableau 5-9 Les alternatives de DPs à choisir par la méthode MMP	48
Tableau 5-10 quatre concepts avec les alternatives	48
Tableau 5-11 Quantité de data pour une mesure pour différents capteurs.....	50
Tableau 5-12 Paramètres mesurés et mis à l'échelle du concept 1 pour l'obtention de MIQ	50
Tableau 5-13 Indice de MIQ pour quatre concepts.....	51
Tableau 5-14 Paramètres calculés pour l'obtention de RS	52
Tableau 5-15 Indice de RS pour quatre concepts.....	52

Tableau 5-16 Indice de CX pour quatre concepts57

Tableau 5-17 Indice de FX pour quatre concepts59

Tableau 5-18 Coût de chaque composante.....60

Tableau 5-19 Indice de CT pour quatre concepts60

Tableau 5-20 Paramètres de mesures floues selon les dix questionnaires62

Tableau 5-21 Indices de sous-critères de MMP et le NGC de quatre concepts62

Tableau 5-22 Résultats finaux de 64 concepts - NGC65

Tableau 7-1 Résultats finaux de 64 concepts - MIQ.....79

Tableau 7-2 Résultats finaux de 64 concepts - RS80

Tableau 7-3 Résultats finaux de 64 concepts - CX80

Tableau 7-4 Résultats finaux de 64 concepts - FX.....81

Tableau 7-5 Résultats finaux de 64 concepts - CT.....81

Tableau 7-6 Résultats finaux de 64 concepts - NGC82

LISTE DES FIGURES

Figure 2-1 Oasis 1M(gauche) et Oasis 1A(droite) exposés dans le Musée mémorial de l'astronautique à Moscou (Figure tirée de [14])	4
Figure 2-2 La serre de SSI Advanced Astroculture (ADVASC) (Figure tirée de [14]).....	5
Figure 2-3 La vue interne de Kibo (1)plaque LED (2)caméra (3)chambre de culture (Figure tirée de [12]).....	5
Figure 2-4 Modèle de CubeSat 1U (Figure tirée de [9]).....	8
Figure 2-5 La carte fluidique de GeneSat (Figure tirée de [11]).....	9
Figure 2-6 Système pour mesurer la protéine fluorescente verte (Figure tirée de [11])	9
Figure 2-7 La charge utile de PharmaSat (Figure tirée de [10])	10
Figure 2-8 La plaque fluidique de PharmaSat (Figure tirée de [10])	10
Figure 2-9 4 Plusieurs vues du module d'expérience (Figure tirée de [13])	12
Figure 2-10 Module de BioCD de SporeSat	12
Figure 2-11 Structure de l'incubateur pour la cultivation d' <i>Azolla</i> (Figure tirée de [1]).....	14
Figure 2-12 Vue éclatée de l'incubateur SpaceBean (Figure tirée de [4])	16
Figure 3-1 <i>Medicago truncatula</i>	18
Figure 3-2 Le conditionnement du Dr. Christophe TROUILLEFOU comme le milieu de culture	18
Figure 4-1 Design conceptuel pour un système mécatronique en utilisant la Conception Axiomatique et les indices du MMP	24
Figure 4-2 Quatre domaines de conception dans AD (Figure tirée de [3]).....	25
Figure 4-3 Solutions différentes de DPs pour un FR (Figure tirée de [8]).....	27
Figure 4-4 La proportionnalité d'utilisation des deux axiomes (Figure tirée de [7]).....	28
Figure 4-5 Exemple de ITG (Figure tirée de [5]).....	30
Figure 4-6 Exemple de diagramme FTA (Figure tirée de [2])	33

Figure 4-7 FTA: Porte OU (gauche) et Porte ET (droite) (Figure tirée de [6])	34
Figure 4-8 Combinaison de AD avec MMP.....	38
Figure 5-1 Matrice de design révisée dans Acclaro DFSS V5.4.....	44
Figure 5-2 Exemple de la génération des alternatives obtenues par AD pour DP 1.4	45
Figure 5-3 Composantes principales générées par la Conception Axiomatique et des alternatives possibles à développer par MMP	47
Figure 5-4 Modèle ITG de l'incubateur.....	49
Figure 5-5 Arbre de défaillance du système entier du Concept 1	53
Figure 5-6 Arbre de défaillance du système simplifié du Concept 1 avec des alternatives à évaluer	54
Figure 5-7 Interconnexions entre les composantes du Concept 1	56
Figure 5-8 Le boucle rétroaction dans le processus de conception du Concept 1	57
Figure 5-9 Le nombre de boucles fermées dans toutes les stratégies de contrôle du Concept 1 ...	57
Figure 5-10 Forme de l'incubateur avec deux parties symétriques	59
Figure 5-11 Système final proposé pour la phase de design conceptuel.....	64
Figure 7-1 Example of a miniaturized incubator, preliminary CAO design.....	75

LISTE DES SIGLES ET ABRÉVIATIONS

SSI	Station Spatiale Internationale
AD	Axiomatic Design, Conception Axiomatique
MMP	Multi-criteria mechatronic profile, Profil Multicritère Mécatronique
COTS	Commercial-off-the-shelf
DEL	Diode Électroluminescente
NASA	National Aeronautics and Space Administration
ESA	European Space Agency
ASC	Agence Spatiale Canadienne
PIC	Programmable Intelligent Computer
UV	Ultra-Violet
CELSS	Controlled Ecological Life Support System
PEEK	Polyether Ether Ketone
FPGA	Field Programmable Gate Array
I2C	Inter-Integrated Circuit
CA	Custom Attributes, Attributs du Client
CA _x	X ^{ième} Attribut du Client
CA _{x,i}	I ^{ième} sous-attribut du client de X ^{ième} Attribut du Client
FR	Functional Requirements, Besoins Fonctionnels
FR _x	X ^{ième} Besoin Fonctionnel
FR _{x,i}	I ^{ième} sous-besoin fonctionnel de X ^{ième} Besoin Fonctionnel
DP	Design Parameters, Paramètres de Conception
DP _x	X ^{ième} Paramètre de Conception
DP _{x,i}	I ^{ième} sous-paramètre de conception de X ^{ième} Paramètre de Conception

PV	Process Variables, Variables de Processus
DM	Matrice de Design
MLI	Multi Layer Insulation
MIQ	Machine Intelligence Quotient, Intelligence de la machine
RS	Reliability Score, Fiabilité du système
CX	Complexity, Complexité du système
FX	Flexibility, Flexibilité du système
CT	Cost, Coût
NGC	Note Global du Concept
ITG	Intelligent Task Graph
FTA	Fault Tree Analysis, Arbre de défaillance
CIQ	Control Intelligence Quotient, Quotient d'intelligence du contrôle
HIQ	Human Intelligence Quotient, Quotient d'intelligence de l'humain
PHT	Pression-Humidité-Température
PT	Pression-Température
HT	Humidité-Température
ADC	Analog-Digital-Converter
PWM	Pulse Width Modulation
MTTF	Mean Time to Failure
EPS	Electrical Power System

LISTE DES ANNEXES

Annexe A – QUESTIONNAIRE: MULTICRITERIA DESIGN OF A MECHATRONIC SYSTEM[42]	75
Annexe B – TABLEAU DE BESOIN FONCTIONNEL : FRs.....	77
Annexe C – TABLEAU DE PARAMÈTRE DE CONCEPTION : DPS	78
Annexe D – RÉSULTATS FINAUX DE 64 CONCEPTS DE MMP	79

CHAPITRE 1 INTRODUCTION

La biologie spatiale est la combinaison de la technologie aérospatiale avec la recherche biologique dont le but est de comprendre le comportement des organismes durant un vol dans l'espace. Par rapport à l'environnement terrestre, l'effet de microgravité et des radiations sont des facteurs importants à considérer pour des expériences dans l'espace[1].

Pourquoi mener des travaux de recherche sur les plantes dans l'espace ? C'est simplement à cause des capacités multiples des plantes. Les plantes peuvent non seulement fournir une source de nourriture, mais aussi recycler le dioxyde de carbone en oxygène respirable qui est nécessaire pour les cosmonautes qui vivront dans l'espace durant plusieurs mois à la fois.

D'autre part, en considérant le coût élevé du réapprovisionnement de la Station Spatiale Internationale (SSI) et comme l'intérêt pour les vols spatiaux habités commerciaux et pour l'exploration de l'espace prend de l'ampleur, il est nécessaire de développer des systèmes de survie plus sophistiqués.

Aussi, perfectionner nos connaissances sur la façon dont la botanique et la culture des plantes sont influencées par la microgravité est essentiel de développer la capacité de produire des aliments hors de la Terre et de planifier des missions de longue durée [4, 15].

Dans ce cadre, l'énoncé de conception (*design brief*) est comme suit : concevoir un incubateur miniaturisé autonome qui peut tenir dans des espaces étroits et limités par la taille du CubeSat.

La plate-forme CubeSat ,ayant souvent une taille de 30cm*10cm*10cm, est souvent utilisée comme laboratoire in situ pour réaliser des expériences de différents domaines dans l'espace avec un coût de recherche assez faible et une durée de développement assez courte. D'autre part, à cause de la multidisciplinarité de la conception de l'incubateur qui est en outre un système mécatronique, nous allons suivre une méthode de conception synthétique combinant deux méthodologies : la Conception Axiomatique (Axiomatic Design) et le MMP (Multi-criteria mechatronic profile) supporté par la prise de décision basée sur la logique floue. Il est à noter que le MMP a été développé au sein du laboratoire du Prof. Achiche.

La méthode de conception de ce travail a été présentée dans l'atelier ***Design Science Research 2018***. Le sujet de la présentation est « *Evolutionary Design synthesis of a mechatronic system* » et la conception de l'incubateur est traité comme une étude de cas.

En outre, ce mémoire présente le design conceptuel d'un incubateur miniaturisé qui répond aux besoins d'une expérience botanique sur une plante comestible ainsi qu'aux contraintes du CubeSat.

Premièrement, une revue de la littérature sur les incubateurs dans l'espace et les différents concepts des charges utiles dans les CubeSats qui conduisent des expérimentations biologiques est traitée au Chapitre 2. Le Chapitre 3 définit le contexte du projet, l'objectif du projet, la question de recherche et l'hypothèse de recherche de ce projet. Par la suite, le protocole de l'expérience botanique et les deux méthodologies utilisées pour la conception du système sont introduites au Chapitre 4. Les résultats sont présentés au Chapitre 5. Le Chapitre 6 contient la discussion générale et les limitations du projet. Finalement, une conclusion est présentée pour clore ce mémoire de maîtrise.

CHAPITRE 2 REVUE DE LA LITTÉRATURE

2.1 Biologie spatiale et systèmes incubateurs

Depuis les années 1960, avec les développements rapides des technologies aérospatiales et l'enthousiasme de l'exploration spatiale, la recherche sur la biologie spatiale est devenue de plus en plus populaire. Les États-Unis et l'ex URSS ont effectué un grand nombre d'expérimentations biologiques et botaniques dans les satellites et les vaisseaux spatiaux [14, 16]. Le but de ces expériences est de bien comprendre les impacts des conditions spatiales, surtout la microgravité et la radiation, sur le comportement des organismes afin de bien développer une base de connaissances scientifique et technologique qui contribuerait à faire de la présence humaine dans l'espace une possible réalité [17]. La microgravité affecte les mammifères de diverses façons : le stress immunitaire, la diminution de la densité osseuse, atrophie musculaire, etc. [18]. Ainsi, les cellules et les micro-organismes sont également touchés dans cette condition : l'absence de la gravité impacte le transport des éléments nutritifs et des déchets en altérant le taux de croissance et les processus métaboliques [19]. L'espace comporte également un risque très important de dommages biologiques dus aux rayonnements ionisants et aux ions lourds. Des synergies entre la microgravité et les effets des rayonnements ont été rapportées par deux études présentées en [18, 19].

Concernant les dispositifs des expériences botaniques, le premier incubateur Oasis 1 a été lancé dans l'espace sur le vol Cosmos 368 sans pilote afin de tester la performance du système. En 1971, cet incubateur a pris un autre vol sur Salyut 1 avec les pilotes. Cette fois-ci, plusieurs types de légumes ont été cultivés dans huit récipients de la serre avec les nécessaires illuminations fournies par les lampes fluorescentes. Par la suite, la version améliorée Oasis 1M a été conçue en ajoutant un système d'irrigation. Les petits pois et les oignons ont été choisis comme spécimens. Malheureusement, les petits pois n'ont survécu que trois semaines à cause d'une illumination excessive. D'autre part, les oignons ont bien crû à 20 cm et sont devenus les premiers légumes, comestibles par les humains, à pousser dans l'espace (cosmonautes Klimuk et Sevastianov) [14].



Figure 2-1 Oasis 1M(gauche) et Oasis 1A(droite) exposés dans le Musée mémorial de l'astronautique à Moscou (Figure tirée de [14])

En 1990, l'incubateur SVET a été lancé par les Russes en collaboration avec la Bulgarie vers la Station Spatiale MIR. Le SVET était le premier système automatique en utilisant son propre microprocesseur. Le système d'illumination était composé par 12 petites lampes fluorescentes et un ventilateur dont le débit est de 0.3 m/s afin de refroidir les lampes. L'autre fonction de ventilateur était de pousser l'oxygène vers les racines des plantes vu qu'il n'y a presque aucune convection dans l'espace à cause de la microgravité. Par ailleurs, plusieurs capteurs ont été ajoutés dans la serre pour inspecter la température, l'humidité et le temps d'illumination. Avec le microprocesseur, le système était capable de recevoir les données des capteurs et de contrôler proprement le système d'illumination, le ventilateur et le compresseur. Les Russes continuaient à améliorer le SVET en collaboration avec les Américains en 1994 et un nouveau prototype SVET-GEMS était sorti avec deux nouveaux sous-systèmes : Système de mesures de l'environnement et Système de surveillance d'échange de gaz. Avec la mise au niveau du système, la performance du

système d'inspection a été augmentée ainsi que la complexité et l'intelligence du système. Du coup, afin de mieux réaliser le contrôle, le microprocesseur a été remplacé par un ordinateur à bord [14].



Figure 2-2 La serre de SSI Advanced Astroculture (ADVASC) (Figure tirée de [14])

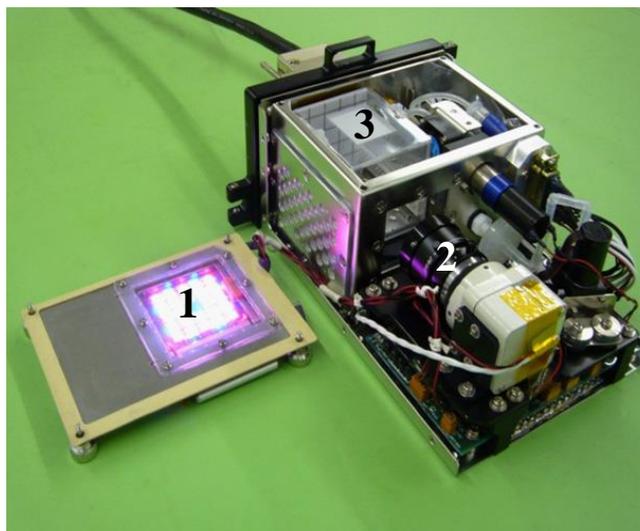


Figure 2-3 La vue interne de Kibo (1)plaque LED (2)caméra (3)chambre de culture (Figure tirée de [12])

Depuis les années 2000, avec le lancement de la Station Spatiale Internationale, de plus en plus d'expérimentations biologiques prennent lieu dans ce plus grand laboratoire en orbite terrestre. L'Advanced Astroculture (ADVASC) est la première expérience effectuée dans la SSI. La serre est capable de fournir automatiquement un environnement stable pour la culture en microgravité avec ses cinq sous-systèmes : une chambre pour la croissance de plante, un module de contrôle d'illumination, un module de contrôle de température et humidité, un système d'approvisionnement de nutriments fluides et un système de contrôle atmosphérique [20]. Dans les dix années suivantes, plusieurs systèmes similaires sont envoyés à la SSI : le Biomass Production System (BPS) et la serre Lada en 2002, le European modular cultivation system (EMCS) en 2006 et le Plant Experiment Unit (PEU) Kibo en 2009 et le Advanced Biological Research System (ABRS) en 2009. Zabel et al. ont établi le Tableau 2-1 et ils ont conclu certains points intéressants en comparant ces systèmes dans l'article[14], on peut les résumer comme suit :

- Les premiers incubateurs ont été conçus en se focalisant uniquement sur la culture, la floraison et la fructification des plantes dans l'espace. Une fois cette étape franchie, les serres ont été

conçues pour la recherche scientifique avec l'introduction du contrôle du gaz, de la température et de l'humidité.

- Avec la commercialisation des DELs, elles ont été préférées aux lampes fluorescentes pour le système d'illumination. Ceci est dû à leur faible consommation électrique, leur petite taille, leur contrôlabilité et leur spectre variable.
- Concernant l'approvisionnement en nutriments, les systèmes passifs (échangeur d'ions) sont remplacés au fur et à mesure par les systèmes actifs (tubes perforés et tubes poreux) pour améliorer la fiabilité de l'irrigation et la fourniture de nutriments. En plus, les tubes poreux sont particulièrement prometteurs pour servir de système de base de distributions des nutriments pour les incubateurs en orbite.

Le Tableau 2-1 montre les évolutions des composantes des incubateurs.

Tableau 2-1 Comparaison des différents incubateurs menant des expériences botaniques dans l'espace (Tableau tiré et modifié de [14])

	Type de source d'illumination ¹	Approvisionnement en nutriments	Contrôle de température et d'humidité	Contrôle de CO ₂
Oasis 1	F	Résines échangeuses d'ions	Non	Non
Oasis 1M	F	Fibres échangeuses d'ions	Non	Non
SVET	F	Tubes perforés enveloppés dans une mèche	Partiellement	Non
SVET-GEMS	F	Tubes perforés enveloppés dans une mèche	Température seule	Non
ADVASC	DEL(RB)	Tubes poreux	Oui	Oui
BPS	F	Tubes poreux	Oui	Oui
Lada	F	Tubes perforés enveloppés dans une mèche	Oui	Non
EMCS	DEL(IRW)	Équipement spécifique	Oui	Oui
PEU	DEL(RB)	Laine de roche alimentée par une conduite d'eau intégrée	Oui	Oui
ABRS	DEL(RGBW)	Équipement spécifique	Oui	Oui

¹ F=lampe fluorescente ; R=rouge ; B=bleu ; W=blanc ; G=vert ; IR=infra-rouge

2.2 CubeSat

Traditionnellement, l'industrie spatiale produisait des grands satellites sophistiqués par de grandes équipes d'ingénieurs avec des budgets importants à la portée de quelques grandes institutions soutenues par le gouvernement comme la NASA, l'ESA, l'ASC, etc. Cependant, au cours de la dernière décennie, l'industrie spatiale a manifesté un intérêt accru pour les satellites de plus petite taille avec de plus petites suites d'instruments (ou capteurs individuels) du point de vue opérationnel et technique [21].

Les progrès récents de la miniaturisation de la technique commercial-off-the-shelf (COTS) ont stimulé le développement de petites missions spatiales basées sur la norme CubeSat[22]. La norme CubeSat a été créée par l'Université Stanford et CalPoly en 1999 et elle précise qu'une unité 1U est un cube de 10 cm ($10*10*10\text{cm}^3$) avec une masse maximale de 1.33 kg (Figure 2-4). Un CubeSat 1U pourrait servir de satellite autonome ou pourrait être combiné à d'autres unités pour construire un nanosatellite plus grand : par exemple, un nanosatellite 3U aura un facteur de forme similaire à trois 1U combinés dont une unité est souvent le module de service (appelée aussi le bus) qui rassemble les asservissements d'un satellite et les autres sont considérées comme des charges utiles de la mission.

Le CubeSat fournit une voie peu coûteuse à l'étude des phénomènes scientifiques et à l'avancement de nouveaux concepts d'ingénierie dans le cosmos. Depuis l'introduction du CubeSat, ces activités de recherche technique correspondant aux contraintes de taille, de masse et de puissance des nanosatellites de moins de 10 kg ont attiré plus de 80 universités à travers le monde. La réduction des coûts de participation aux activités spatiales a encouragé le gouvernement, l'industrie et en particulier les établissements d'enseignement à développer les programmes de petits satellites[9]. En outre, grâce à l'avancement rapide des technologies de miniaturisation dans les divers domaines, dont la télécommunication, l'électronique, les matériaux, les capteurs, la fluidique, l'instrumentation, etc., le développement de CubeSat a été considérablement accéléré ces dernières années. Ces avancées ont permis à de nombreux instruments et systèmes autonomes de petite taille de réaliser une variété de mesures et expériences avec des contrôles à distance dans des CubeSats[23].

Récemment, des agences gouvernementales du monde entier ont également commencé à développer des missions CubeSat, notamment au sein d'institutions académiques. Surtout au niveau de la recherche de la biologie spatiale et l'astrobiologie, la NASA a lancé une série de nanosatellites comme des laboratoires in situ afin de mener des expériences scientifiques de grande valeur dans l'espace pour évaluer l'influence de la microgravité et le rayonnement. De telles études permettant d'élucider ces effets pertinents sur le voyage spatial humain de longue durée aident à caractériser les mutations potentielles des microbes et des agents pathogènes présents dans les habitats spatiaux [9].



Figure 2-4 Modèle de CubeSat 1U (Figure tirée de [9])

2.2.1 GeneSat-1

GeneSat-1, étant le premier nanosatellite du côté biologique, a été lancé en décembre 2006 comme une charge utile secondaire sur la fusée Minotaur I [11]. Le résultat principal de la mission était la validation de la qualité de l'instrumentation pour les expériences in situ biologiques dans un nanosatellite. La complexité, la miniaturisation et l'automatisation de la charge utile ont établi des critères de référence pour les engins spatiaux de cette catégorie. Concernant l'expérience biologique, le but était de surveiller la bactérie *E.coli* en microgravité en utilisant une technique d'imagerie de la protéine fluorescente verte (green fluorescent protein, GFP).

La charge utile de 2U était contenue dans un cylindre scellé et pressurisé qui abritait la carte fluidique intégrée, les capteurs et l'équipement de support. Le système fluidique montré dans la Figure 2-5 comprenait dix puits de culture de 110 μL et deux puits de référence. La carte était conçue pour s'assurer que les 10 puits se remplissent uniformément à partir du canal d'entrée en limitant le débit parcouru dans chaque puits. Le volume interne fournissait également de l'air humidifié pour échanger avec les micro-puits de la carte fluidique via une membrane perméable aux gaz. Le contenant de liquide était un sac en polymère de qualité médicale de 15 mL avec un ressort hélicoïdal qui a été considéré comme la pompe. Concernant les dispositifs d'inspection, plusieurs capteurs commerciaux (pression, humidité, température, radiation, 3-axes accéléromètre) étaient disponibles pour suivre des paramètres principaux au long de la mission. Lorsque le nanosatellite était en orbite stable, le système a chauffé et a maintenu les *E. coli* à la température de croissance égale à 34°C en utilisant des réchauffeurs Kapton sous contrôle en boucle fermée. Le système pour mesurer la protéine fluorescente verte est illustré dans la Figure 2-6.



Figure 2-5 La carte fluidique de GeneSat
(Figure tirée de [11])

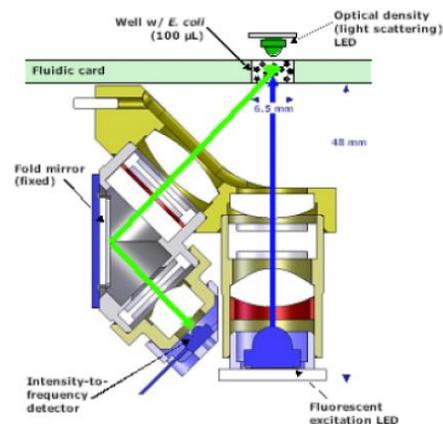


Figure 2-6 Système pour mesurer la protéine fluorescente verte (Figure tirée de [11])

2.2.2 PharmaSat

Le 19 Mai 2009, PharmaSat était lancé en tant que charge utile secondaire sur la fusée Minotaur I. La mission était de cultiver les levures, d'inspecter le processus de croissance et d'étudier l'efficacité des agents antifongiques dans l'environnement de vols spatiaux. Le design de la charge utile de PharmaSat a considérablement mis à profit les travaux antérieurs avec GeneSat-1. L'engin spatial a été construit à partir des composants commerciales et de pièces conçues par la NASA afin de mettre en œuvre un laboratoire de sciences spatiales autonome et automatisé.

Le module de charge utile de 2U et son récipient pressurisé en or sont montrés dans la Figure 2-7. La serre était constituée de quatre sous-systèmes :

- Une plaque fluidique en plastique avec 48 puits de 100 μ L où les levures sont cultivées. (Figure 2-8)
- Un système d’approvisionnement d’eau avec des tubes, des pompes et des valves qui fournissent la solution nutritive aux levures.
- Un système contenant des instruments optiques qui détectent la santé et la taille des levures et des DELs en trois couleurs pour illuminer les levures
- Un système de contrôle d’environnement contenant le module de contrôle de température et des capteurs d’environnement

En plus, un microcontrôleur PIC était disponible pour contrôler et coordonner les sous-systèmes. Environ deux jours après le lancement, l’expérience a été initiée en élevant la température de la plaque à 27 °C une fois que le satellite était en orbite et qu’un environnement de microgravité a été établi. En observant le changement de l’activité métabolique cellulaire des levures, les instruments ont mesuré la croissance et la viabilité toutes les 15 minutes sur une période de 72 heures. Les données de cette expérience ont été téléchargées par la station au sol et la mission a été un succès.

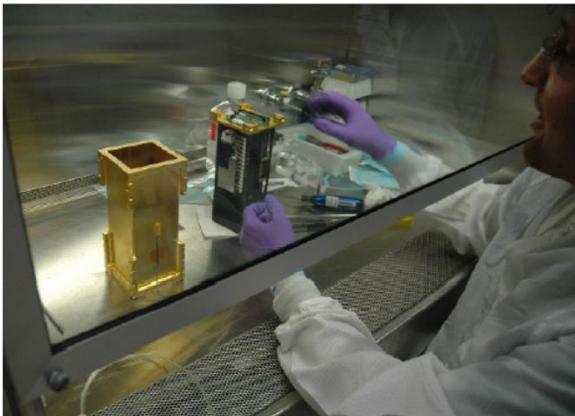


Figure 2-7 La charge utile de PharmaSat
(Figure tirée de [10])

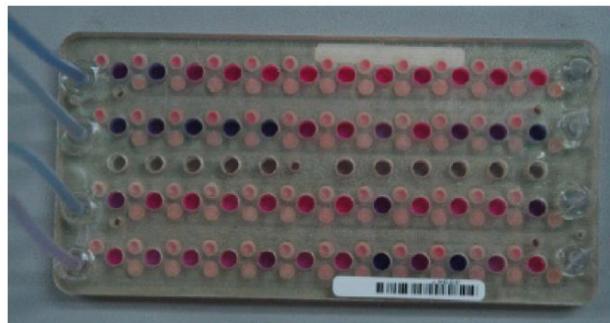


Figure 2-8 La plaque fluidique de PharmaSat
(Figure tirée de [10])

2.2.3 O/OREOS

O/OREOS est le premier engin spatial du programme « Astrobiology Small Payloads de la NASA ». Le nanosatellite était lancé en novembre 2010 à bord de la fusée Minotaur IV. Le design était basé sur ses deux prédécesseurs GeneSat-1 et PharmaSat. Néanmoins, O/OREOS est le premier nanosatellite 3U de la NASA à intégrer deux charges utiles de 1U totalement indépendantes et interchangeables : SEVO et SESLO. Chaque charge utile comprenait ses propres composantes électroniques et microcontrôleurs pour exécuter de manière autonome son expérience respective. Le bus a utilisé un microcontrôleur PIC qui communique avec les microcontrôleurs de charge utile via une interface I2C [24-26].

Le but de l'expérience dans la charge utile SELSO (Space Environment Survivability of Living Organisms) était de savoir comment les micro-organismes survivent et s'adaptent aux contraintes de l'espace comprenant la microgravité et la radiation. Deux spécimens, *Halorubrum chaoviatoris* et *Bacillus subtilis*, étaient séchés et scellés à une atmosphère de pression interne avec une humidité relative convenable. Après le déploiement, les organismes ont reçu la température et les solutions nutritives appropriées pour amorcer et maintenir la croissance. La serre a contenu trois modules en total et chaque module a compris six puits microfluidiques de 75 μ L, deux réservoirs, des canaux microfluidiques, des capteurs et des valves qui contrôlaient le débit parcouru à chaque puits. Six capteurs de température et un réchauffeur étaient disponibles pour chaque module et la pression et l'humidité relative à l'intérieur de la serre sont aussi inspectées. Une DEL tricolore était utilisée comme la source d'illumination pour le système. Concernant la radiation, afin de mieux exposer les spécimens aux rayonnements spatiaux, une fenêtre en saphir a été placée entre les détecteurs et le puits pour protéger adéquatement les dispositifs électroniques sans bloquer la lumière transmise. Les doses de rayonnement étaient mesurées par des transistors à effet de champs sensitifs à la radiation (radiation sensitive field-effect transistors, radFETs). La Figure 2-9 montre les quatre vues du module de SESLO.

La mission de l'autre charge utile SEVO (Space Environment Viability of Organics) était d'étudier la stabilité, la modification et la dégradation des molécules organiques dans des environnements différents incluant l'espace interstellaire, la surface lunaire, les environnements humides/salés et l'atmosphère martienne. Les molécules ont été installées dans un carrousel contenant 24 puits avec des fenêtres en saphir afin d'utiliser le soleil comme la source d'illumination. Les conséquences de

leurs expositions aux UV solaires, à la lumière visible et aux rayonnements ionisants spatiaux ont été surveillées par un spectromètre pendant 6 mois [27].

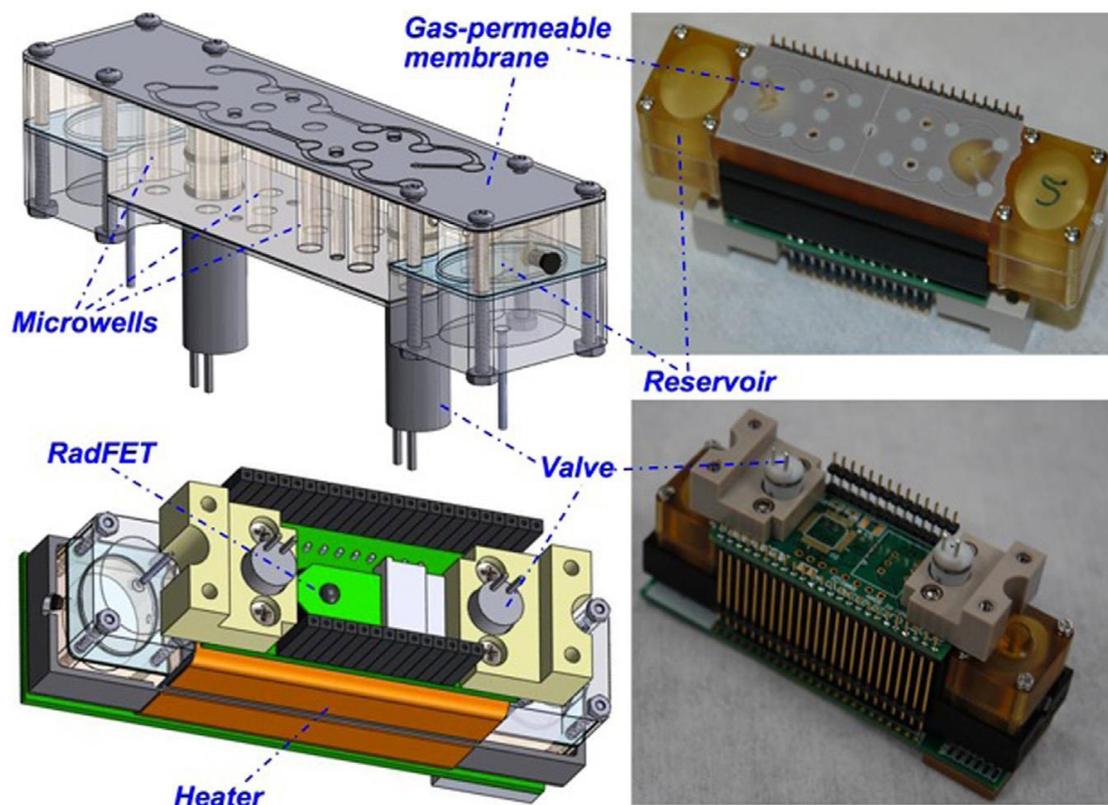


Figure 2-9 4 Plusieurs vues du module d'expérience (Figure tirée de [13])

2.2.4 SporeSat

En avril 2014, SporeSat a été lancé avec la fusée Falcon-9. L'objectif scientifique était de déterminer le seuil de gravité pour que le canal ionique des graines soit activé en mesurant la concentration de Ca^{2+} . Ainsi, l'expérience a utilisé trois laboratoires de types puce, appelés BioCDs, dont chacun intégrait les capteurs nécessaires ainsi que 32 puits pour y mettre les graines de

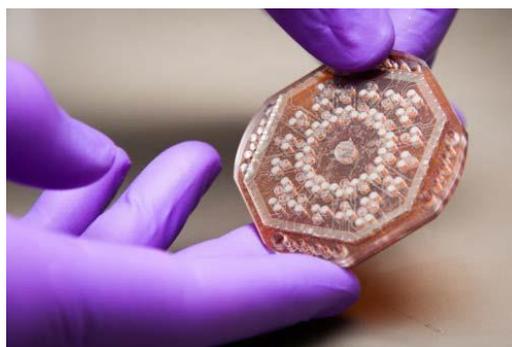


Figure 2-10 Module de BioCD de SporeSat

Ceratopteris richardii. La Figure 2-10 illustre un BioCD. Pendant la mission, deux BioCDs tournaient pour exercer une gamme de forces gravitationnelles artificielles sur les graines au cours de l'expérience et le troisième restait stationnaire pour servir de contrôle pour l'effet de la microgravité. Les autres sous-systèmes ont été hérités des patrimoines des nanosatellites précédents et quelques nouveaux capteurs miniaturisés ont été testés pendant la mission.

2.2.5 EcAMSat

EcAMSat est le premier nanosatellite 6U développé et lancé par la NASA en novembre 2017. Le but de la mission était d'évaluer l'effet de la microgravité sur la réponse antibiotique dépendant de la dose et la résistance des souches sauvages et mutantes de la bactérie *E.coli*. Les exemplaires ont été placés dans une carte fluidique avec 48 puits de 100 μ L. Les réchauffeurs Kapton ont été fixés sur le côté opposé de la plaque et contrôlés en boucle fermée à l'aide des données de capteurs de température. Chaque puits avait sa propre DEL tricolore. Différent des systèmes précédents, EcAMSat a contenu un système d'approvisionnement de liquide sophistiqué incluant 11 électrovannes, une pompe à membrane, une pompe doseuse de précision et des tubes afin de préparer et délivrer précisément les solutions nutritives. Un autre système de recyclage avec des soupapes de retenue et des réservoirs était disponible pour empêcher les fluides résiduels de refluer dans la carte fluidique [28, 29].

2.2.6 Azolla

À part la NASA, de nombreux instituts de recherche ont entrepris la conception de nanosatellites servant de laboratoires scientifiques spatiaux sophistiqués pour mener des recherches innovantes dans le domaine de la science biologique. En 2014, La Chine a conduit sa propre recherche sur le CELSS (Controlled Ecological Life Support System) dont la fonction était de réaliser le cycle fermé du carbone, de l'oxygène et de l'eau avec la combinaison de la biologie et de la chimie physique pour les voyages spatiaux de longue durée de l'humain dans le futur. La partie technique de la chimie physique a été appliquée à la station spatiale « Palais Céleste 2 » et la partie technique de la science biologique va être vérifiée par la plateforme de CubeSat. L'objectif de l'expérience est d'inspecter la croissance de la plante Azolla étant un légume comestible et d'étudier l'influence de la microgravité sur la production efficace de la plante en analysant le rendement photosynthétique à travers des données de O₂ et CO₂. En outre, l'expérience va vérifier la faisabilité

de la technologie de culture des plantes dans un environnement humide dans l'espace et le système d'approvisionnement de cycle fermé[1].

À propos du design de la charge utile, le système de dimension $64\text{mm} \times 68\text{mm} \times 182.5\text{mm}$ est constitué par quatre sous-systèmes :

a) Plaque de culture humide

Afin d'obtenir une condition humide, la plaque comprend quatre couches différentes : la couche de base pour la croissance, le couche d'infiltration, la couche de support et la couche de stockage.

b) Système de contrôle d'approvisionnement

La fonction de ce système est d'assurer une humidité relative précise et l'étanchéité du système. Le système est composé par les tuyaux d'infiltration, les raccords, les contenants de liquide et les pompes péristaltiques. Le débit de la pompe est ajusté par les données du capteur d'humidité.

c) Système de contrôle d'illumination

Les DELs sont utilisées comme la source d'illumination et des capteurs d'intensité lumineuse sont disponibles pour mesurer le rendement photosynthétique. Le système inclut aussi un

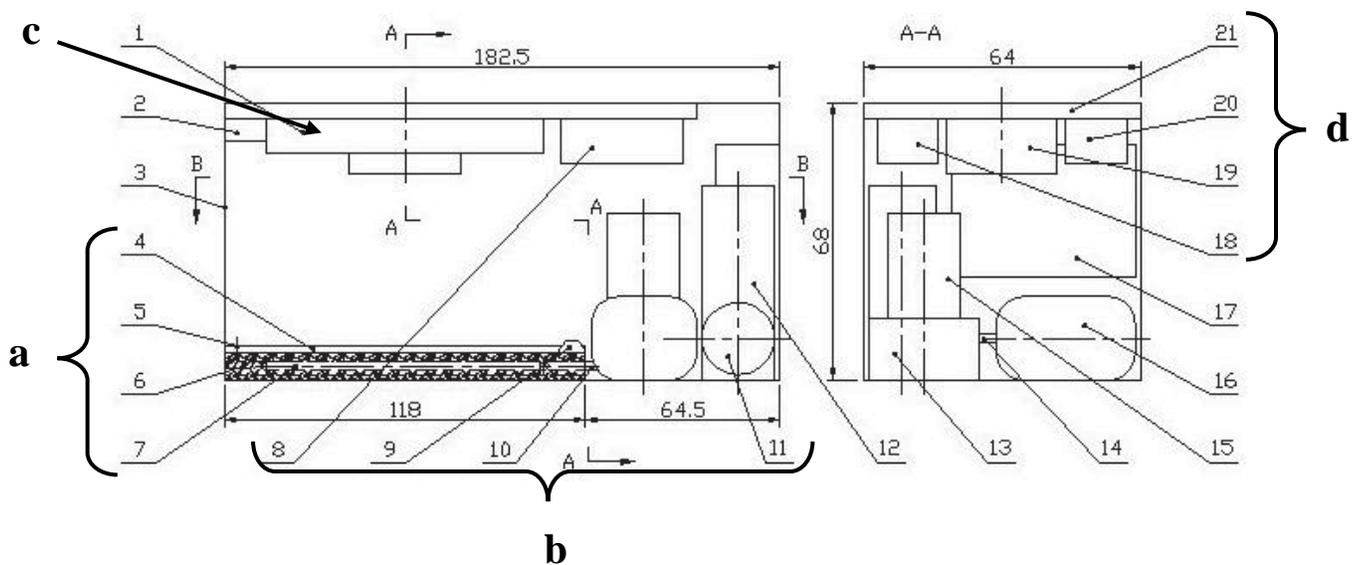


Figure 2-11 Structure de l'incubateur pour la cultivation d'*Azolla* (Figure tirée de [1])

ventilateur pour dissiper la chaleur des DELs et un revêtement de miroir dont la fonction est de réduire la consommation d'énergie, d'augmenter l'intensité lumineuse et l'uniformité d'illumination.

d) Système d'inspection et de management

Avec ce système, les données comme la concentration de CO₂, la concentration de O₂, la température, l'humidité relative et la pression sont obtenues pour l'étude scientifique. En plus, une caméra est accessible pour surveiller régulièrement l'état de croissance de l'Azolla.

2.2.7 SpaceBean-1

Les établissements d'enseignement ont mis aussi un grand effort dans le domaine du développement du nanosatellite. En 2016, l'École Polytechnique Montréal a conçu son propre CubeSat contenant la charge utile appelée SpaceBean-1 dont l'objectif était de conduire une expérience botanique. La mission a concerné l'étude du processus de la germination de la plante *Arabidopsis thaliana* dans l'environnement de microgravité en contrôlant la dose du rayonnement cosmique.

Au niveau du design de l'incubateur, le corps était de $94\text{mm} \times 94\text{mm} \times 30\text{mm}$ dont le matériau utilisé était le PEEK grâce à sa faible densité et sa résistance à la radiation. Les O-rings étaient utilisés pour réaliser un système pressurisé et assurer l'étanchéité du système.

Dans l'incubateur, le système d'inspection comprenant des capteurs de pression, de température et du gaz CO₂ et O₂ collectait toutes les données nécessaires pour la recherche scientifique et le contrôle interne de l'incubateur. Les capteurs étaient tous en interface I2C pour faciliter la communication avec la carte de mère.

Les DELs étaient encore utilisées comme d'habitude dans les systèmes introduits précédemment pour la germination et la croissance de la plante. Cependant, afin de limiter la consommation d'énergie, les DELs rouges et bleus ont été choisies à cause de leur longueur d'onde spécifique, 650 nm pour le rouge et 465 nm pour le bleu, qui ont satisfait les besoins de la plante *A.Thaliana*.

Le système d’approvisionnement était assez simple par rapport aux autres serres. L’équipe de design a choisi un micro doseur qui peut injecter de la solution nutritive aux graines avec un signal électrique [4].

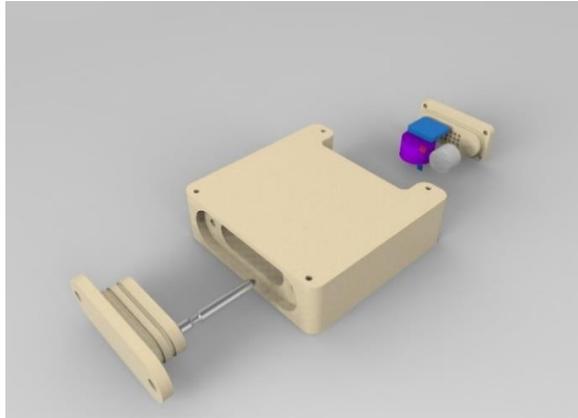


Figure 2-12 Vue éclatée de l'incubateur SpaceBean (Figure tirée de [4])

2.3 Bilan

Cette revue de littérature nous donne une idée générale sur la conception des incubateurs pour une mission spatiale. En analysant les incubateurs présentés, nous pouvons conclure que tous les systèmes sont composés par une source d’illumination, un système d’approvisionnement, un système de contrôle de température et un système d’inspection environnementale. Le Tableau 2-2 montre la comparaison des différents incubateurs des nanosatellites présentés. En le comparant au Tableau 2-1, certains points importants ressortent :

- Pour la source d’illumination, tous les systèmes de nanosatellite ont utilisé les DELs puisque la consommation d’énergie est assez petite et le budget d’énergie de nanosatellite est souvent très limité. En outre, la commercialisation de DELs est aussi un facteur très important, mentionné dans l’article[14]
- Pour le système d’approvisionnement, les cinq premiers systèmes ont tous utilisé la carte fluidique à cause de la limitation de volume du système. En outre, la carte est considérée aussi comme une boîte de Pétri. Cependant, dans l’Azolla, l’équipe a choisi les tuyaux d’infiltration pour délivrer les nutriments sur la plaque de culture au lieu de la carte fluidique vu que les puits sont très petits pour les racines des plantes après la germination. Les pompes et les vannes sont choisies pour la plupart des systèmes afin de faire circuler le liquide et contrôler le débit.

- La température est considérée comme un des facteurs les plus importants à contrôler pour que les organismes puissent survivre. En outre, l'humidité n'est pas considérée quand la carte fluidique est utilisée comme le substrat. Pour l'Azolla et le SpaceBean-1, le paramètre d'humidité est mesuré et contrôlé par le capteur d'ajustement du débit.
- Selon l'auteur, le contrôle de gaz n'est pas une option pour les systèmes de nanosatellite. Néanmoins, les paramètres environnementaux (température, pression, humidité, concentration du gaz) sont inspectés avec les capteurs pour fins de recherche scientifique. De plus, des dispositifs spécifiques sont utilisés pour les mesures spéciales comme la radiation ou l'intensité lumineuse.

Tableau 2-2 Comparaison des différents incubateurs menant des expériences biologiques dans le nanosatellite

	Type de source d'illumination ¹	Approvisionnement des nutriments	Contrôle de température et d'humidité	Contrôle de CO ₂
GeneSat-1	DEL	Carte fluidique	Température seulement	Non
PharmaSat	DEL(RGB)	Carte fluidique, pompes, valves	Température seulement	Non
O/OREOS	DEL(RGB)	Carte fluidique, pompes, valves	Température seulement	Non
SporeSat	DEL(R)	BioCDs	Température seulement	Non
EcAMSat	DEL(RGB)	Carte fluidique, pompes, électrovannes, système de recyclage	Température seulement	Non
Azolla	DEL	Pompes, tuyaux d'infiltration, raccords	Oui	Non
SpaceBean-1	DEL(RB)	Micro-doseur	Oui	Non

¹ R=rouge; B=bleu; G=vert

CHAPITRE 3 OBJECTIFS, QUESTIONS DE RECHERCHE ET HYPOTHÈSES

3.1 Mise en contexte

La société technique PolyOrbite de l'École Polytechnique de Montréal entreprend de concevoir un nanosatellite 3U, appelé ORU-S. Le lancement de satellite est prévu pour 2020 avec deux charges utiles indépendantes de 1U : un **incubateur miniaturisé** pour mener une expérience botanique et un ordinateur de bord utilisant un « Field – Programmable Gate Array » (FPGA) pour traiter les données.

L'expérience biologique est élaborée par *Dr. Christophe TROUILLEFOU de l'École Polytechnique Montréal sous la supervision du Pr Giovanni Beltrame*. Le but principal de l'expérience est de tester l'aptitude de *Medicago truncatula* (Figure 3-1) à croître en microgravité dans un CubeSat. Les objectifs de l'expérience biologique sont :

- Tester un nouveau conditionnement du sol avec la délivrance de l'eau par capillarité
- Evaluer un nouveau dispositif (Figure 3-2) pour la culture de plantes en microgravité[30]
- Établir un modèle de croissance des légumineuses en microgravité

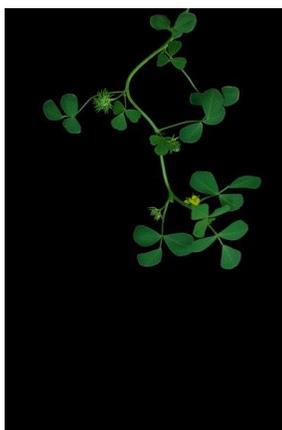


Figure 3-1 *Medicago truncatula*

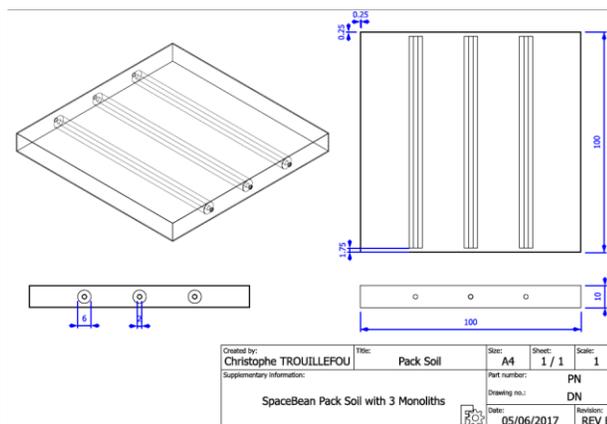


Figure 3-2 Le conditionnement du Dr. Christophe TROUILLEFOU comme le milieu de culture

Donc dans ce projet, le défi est de concevoir un incubateur de plante qui permet d'effectuer des expériences dans l'espace. Le développement est mené par l'étudiant au doctorat Yann-Seing Law Kam Cio et moi-même sous la supervision du Prof Achiche et du Prof. Giovanni Beltrame.

3.2 Présentation de l'objectif principal et des objectifs spécifiques

L'objectif principal est de réaliser un design conceptuel optimal de l'incubateur miniaturisé avec une méthode systématique afin de mener une expérience botanique in situ dans le CubeSat en respectant les demandes du biologiste et les contraintes de bases des missions spatiales.

Pour atteindre cet objectif principal, plusieurs objectifs spécifiques sont établis pour faciliter le processus de recherche :

- 1) Valider les fonctions requises selon les conditions d'expériences et les contraintes de conception des systèmes spatiaux
- 2) Réaliser un design conceptuel en utilisant la méthode « *Axiomatic Design* »
- 3) Déterminer le « meilleur concept » en utilisant la méthode « *Mechatronic Multi-criteria Profile* » dont le principe est de comparer les différents ensembles de composants COTS avec un outil d'aide à la prise de décision multicritères pour les systèmes mécatroniques

3.3 Question de recherche

Comment obtenir un design conceptuel optimal d'un incubateur miniaturisé autonome pour une mission astrobiologique ?

3.4 Hypothèses simplificatrices (Portée du projet)

Afin de simplifier certains choix de conception, plusieurs hypothèses ont été assumées.

Hypothèse 1 : Nous ne considérons pas le design des parties extérieures à l'incubateur. Ces travaux sont réalisés par E.C. Deschamps durant son Projet intégrateur III sous la supervision du Prof. Achiche.

Hypothèse 2 : Nous ne considérons pas le problème de la consommation d'énergie. Ces travaux sont réalisés par X. Ouimet durant son Projet intégrateur III sous la supervision du Prof. Achiche.

Hypothèse 3 : On suppose que 6 thermistances sont suffisantes pour chauffer le Packsoil fourni par Dr. Trouillefou.

Hypothèse 4 : Le condenseur mécanique permet de condenser la vapeur d'eau afin de la recycler.

Hypothèse 5 : Nous ne considérons pas la mesure de C₂H₄ car il n'y a pas de petit capteur C₂H₄.

CHAPITRE 4 MÉTHODOLOGIE

4.1 Cahier des charges

Avant de commencer la conception de l'incubateur miniaturisé, la définition du cahier des charges est essentielle pour un tel projet vu que ce microsystème électromécanique doit remplir des fonctions spécifiques afin d'assurer le succès de l'expérience botanique dans l'espace. Dans cette section, le protocole d'expérience sera présenté en premier lieu. Ensuite, les besoins du client et les contraintes liées au CubeSat seront listés pour compléter le cahier des charges.

4.1.1 Protocole d'expérience

Le Tableau 4-1 montre les différentes phases de la mission avec les requis des paramètres environnementaux. Ce tableau a été dressé en combinant le protocole de l'expérience biologique et les besoins de la mission spatiale. La durée totale de la mission est de 6 semaines.

Tableau 4-1 Phases de la mission avec les requis des paramètres environnementaux

	Durée	Température	Pression
Phase de la préparation du lancement		température ambiante $\pm 1^{\circ}\text{C}$	100KPa $\pm 10\%$
Phase du lancement	10mins	$4^{\circ}\text{C} \pm 1^{\circ}\text{C}$	100KPa $\pm 10\%$
Phase d'opération préliminaire	3jours	$4^{\circ}\text{C} \pm 1^{\circ}\text{C}$	100KPa $\pm 10\%$
Mise en service en orbite	1heures	de 4°C à 26°C	100KPa $\pm 10\%$
Phase opérationnelle	4-6 semaines	$26^{\circ}\text{C} \pm 2^{\circ}\text{C}$	100KPa $\pm 10\%$
Phase post-mission	/	/	100KPa $\pm 10\%$

Les détails des démarches à suivre sont comme suit :

- Phase de la préparation du lancement :

Les graines seront encapsulées par des matériaux chimiquement décomposables avec de l'eau et placées dans le sol artificiel. Avec ces mesures, les graines ne vont pas germiner et restent viables. Le contenant de liquide sera rempli avec des solutions nutritives.

- Phase du lancement

Assurer que la température intérieure de l'incubateur à $4^{\circ}\text{C} \pm 1^{\circ}\text{C}$ pour que le changement de température extérieure n'impacte pas les graines.

- Phase d'opération préliminaire

Le système d'incubateur sera activé. Fixer la température à $4^{\circ}\text{C} \pm 1^{\circ}\text{C}$ pendant deux jours afin de lever la dormance des graines.

Activer les capteurs afin d'inspecter les paramètres environnementaux.

- Mise en service en orbite

Augmenter la température à $26^{\circ}\text{C} \pm 2^{\circ}\text{C}$ et allumer les DELs pour commencer le processus de germination.

- Phase opérationnelle

L'expérience botanique sera déclenchée avec le premier arrosage qui va dissoudre l'encapsulation des graines et commencer la germination. Le Tableau 4-2 montre les paramètres principaux requis et ainsi ceux qui sont à mesurer pendant cette phase.

- Phase post-mission

Lorsque les dernières données de l'expérience seront transmises à la station au sol, la mission sera finie et le système sera arrêté.

Le Tableau 4-2 résume les paramètres de la phase opérationnelle. Pendant l'expérience, la pression doit être assurée à $100\text{KPa} \pm 10\%$ pour que la capacité de fixer le CO_2 ne diminue pas. Les plantes seront arrosées 2 fois par jour. Pour la première semaine de l'expérience, le débit doit atteindre 0.15ml/s pour fournir un environnement humide afin d'assurer la germination des graines. Ainsi, l'humidité doit rester au haut niveau, 90%-100%, pour les trois premiers jours. La température désirée est $26^{\circ}\text{C} \pm 2^{\circ}\text{C}$ pour la croissance de la plante avec une intensité lumineuse à $200 \mu\text{mol}/(\text{m}^2 \cdot \text{s})$.

Concernant les paramètres à mesurer pour ajuster les paramètres requis et pour la recherche scientifique, la concentration des gaz seront mesurée deux fois par jour. L'humidité sera mesurée deux fois par arrosage. La fréquence de mesure de pression sera d'une fois par heure et la période de mesure de température est de 5 minutes. Toutes les plages de mesure sont obtenues par une étude minutieuse de l'équipe de design.

Tableau 4-2 Paramètres principaux de l'expérience pendant la phase opérationnelle

	Fréquence		Détails¹
Paramètres requis	pression	Toujours	100KPa ± 10%
	débit	2 fois par jour	0.15ml/s, le débit rapide pour la première semaine, 0.015ml/s le débit lent pour le reste d'expérience
	humidité	/	90%-100% pour les premiers trois jours, 70%-80% pour le reste
	température	toujours	26°C ± 2°C
	illumination	toujours	200 µmol/(m ² ·s)
Paramètres à mesurer	CO ₂	deux fois par jour	0% - 1%
	O ₂	deux fois par jour	10% - 30%
	pression	une fois par heure	100KPa ± 10%
	humidité	deux fois, 5 mins et 2 heures après chaque irrigation,	0% - 100%
	température	chaque 5 mins	0°C – 40°C

¹ Valeurs requises pour 'Paramètres requis', plage de mesure pour 'Paramètres à mesurer'

4.1.2 Besoins optionnels

À part les conditions nécessaires à respecter pour l'expérience, plusieurs besoins optionnels sont aussi demandés par le biologiste :

- La production d'éthylène est un paramètre important qui se produit au cours de l'activité métabolique de la plante. La présence de ce gaz cause l'abscission foliaire et le mort de la plante, donc il sera essentiel de suivre la concentration de C₂H₄.
- Une caméra peut aider à vérifier visuellement l'état de croissance de la plante.

Il est à noter que le biologiste est aussi considéré comme le client du projet.

4.1.3 Contraintes

La plupart des contraintes du design viennent de la plateforme CubeSat :

- Le volume de l'incubateur extérieur est de 86mm*97mm*97mm
- Le poids doit être minimisé
- La puissance maximale est de 2.5W
- Le voltage de fonctionnement des composantes est de 3.3V au maximum

- L'interface I2C est préférée pour les capteurs
- Selon la première simulation thermique de l'engin spatial par logiciel NX, la température moyenne à l'extérieur de l'incubateur est à 36°C au maximum et 1°C au minimum

4.2 Méthode de design

La mécatronique est un sujet multidisciplinaire incluant la mécanique, l'électricité, le contrôle et l'ingénierie logicielle. Par conséquent, la conception de systèmes mécatroniques est une tâche à multiples facettes. L'un des défis de la conception mécatronique consiste à optimiser les dépendances et l'intégration spatiale entre les composantes[31, 32]. En outre, avec le développement de l'ère industrielle et de l'information, les demandes des clients pour concevoir un système mécatronique particulier pour accomplir des tâches spécifiques ne cessent d'augmenter [31-34]. Ce projet de recherche en est un cas typique. Ainsi, adapter les besoins des clients de manière harmonieuse et intégrée devient un facteur important dans la conception d'un système mécatronique optimal.

En se basant sur ces points, une combinaison de la méthodologie Conception Axiomatique avec le Profil Multicritère Mécatronique est utilisée pour la phase de design conceptuel. Le travail commence en interprétant les besoins de client aux requis de conception et toutes les alternatives possibles sont générées par la méthode de la Conception Axiomatique. Après la formation des concepts avec ces alternatives, le processus continue avec l'évaluation des concepts avec les indices de MMP. Ensuite, nous comparons les concepts et sélectionnons un concept relativement précis et concret. En répétant ce processus avec plusieurs itérations, la décision finale pour le design conceptuel peut être prise pour le design détaillé. La procédure de design conceptuel utilisant la méthodologie proposée est décrite dans l'organigramme illustré dans la Figure 4-1. Les principes des deux méthodes seront présentés dans la suite en précisant leurs avantages et désavantages.

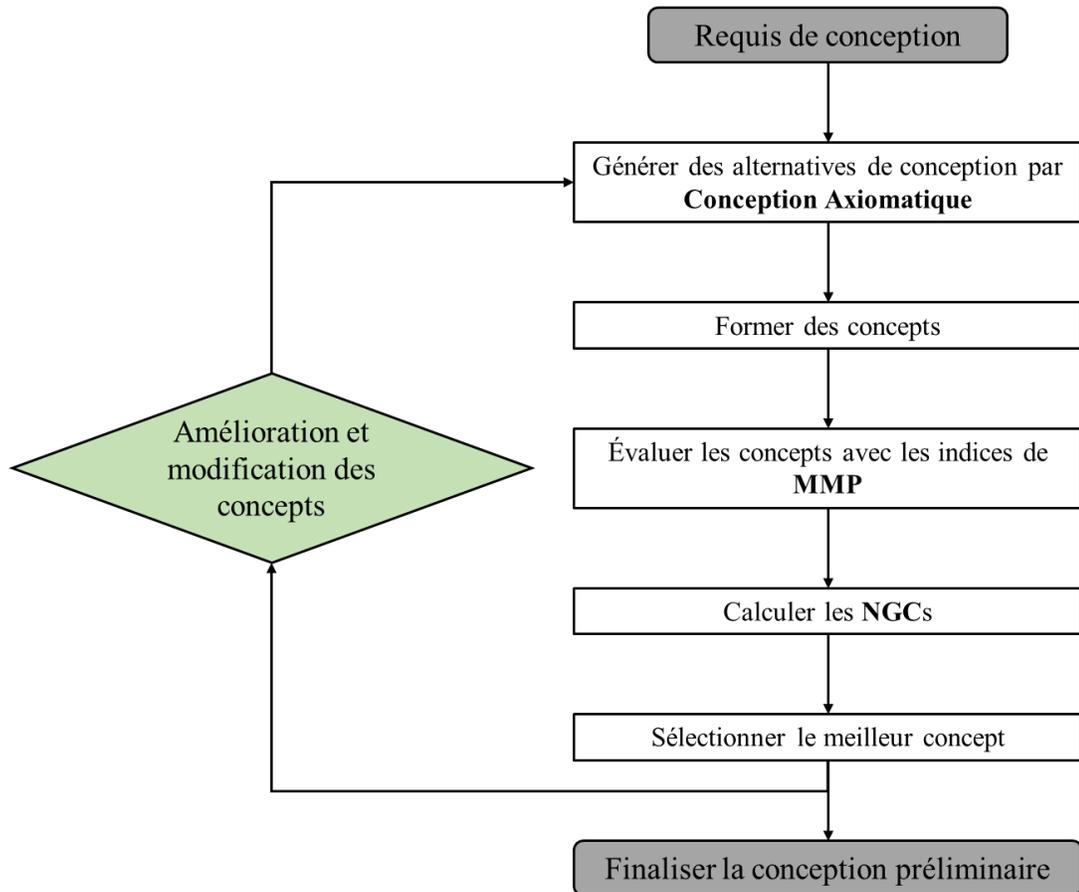


Figure 4-1 Design conceptuel pour un système mécatronique en utilisant la Conception Axiomatique et les indices du MMP

4.2.1 Conception Axiomatique (Axiomatic Design)

4.2.1.1 Introduction

Le Conception Axiomatique a été formulé par SUH en 1990 [35] et depuis lors AD est largement utilisée pour résoudre les problèmes de conception surtout au stade conceptuel. Le processus de design est connu comme une cartographie hiérarchique d'un haut niveau abstrait à un niveau plus concret avec des solutions appropriées. Il existe quatre différents domaines de conception dans la AD :

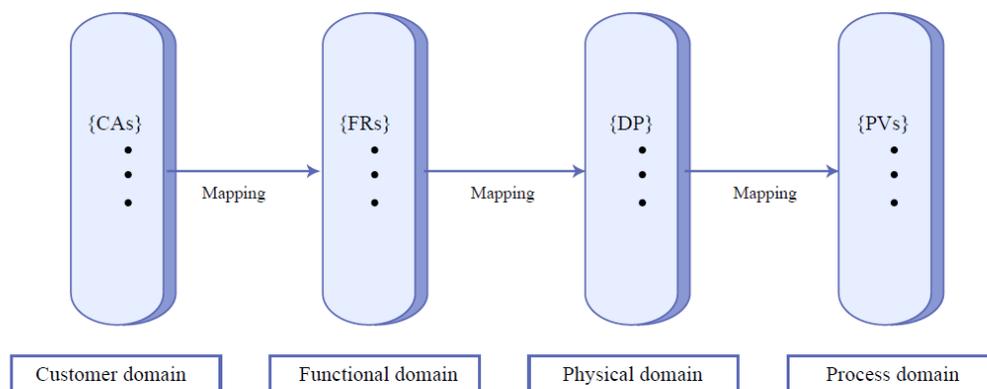


Figure 4-2 Quatre domaines de conception dans AD (Figure tirée de [3])

- Domaine du client – attributs du client (CA)

CA est une variable qui caractérise le design dans le domaine du client et il s'agit des besoins du client et des contraintes de bases qui doivent être satisfaits au cours du processus de conception.
- Domaine de la fonction – besoins fonctionnels (FR)

FR est une variable qui caractérise le design dans le domaine fonctionnel et elle décrit le comportement prévu du système à concevoir.
- Domaine physique – paramètres de conception (DP)

DP est une variable qui caractérise le design dans le domaine de la solution physique. Elle décrit les paramètres principaux qui satisfont aux besoins fonctionnels particuliers.
- Domaine du processus – variables de processus (PV)

PV est une variable qui caractérise le design dans le domaine du processus de fabrication. Cette variable va permettre de générer une conception physique avec un ensemble de paramètres explicites de conception. Vu que notre projet ne touche pas le processus de fabrication, cette variable ne va pas être étudiée.

Les axiomes sont des principes généraux qui sont des certitudes évidentes dont leurs exactitudes ne peuvent être prouvées, mais qui n'ont pas de contre-exemples[36]. Par conséquent, AD fournit une approche systématique pour parvenir à une solution scientifique qui respecte les deux axiomes :

- Axiome 1. L'axiome de l'indépendance :

Le principe de cet axiome est de maintenir l'indépendance entre les FRs. Un design optimal signifie que les DPs et les FRs sont liées de telle manière qu'il n'y ait pas d'effet avec les autres FRs lorsqu'un DP particulier est modifié pour satisfaire une FR correspondante.

- Axiome 2. L'axiome de l'information :

Le principe de cet axiome est de minimiser la quantité d'informations dans la conception. Le second axiome suggère que l'intégration physique est recommandée pour réduire le contenu de l'information si le premier axiome peut être maintenu. S'il y a plus d'une alternative de conception qui répond à l'axiome d'indépendance, alors la conception avec moins d'informations devrait être choisie pour être développée ultérieurement.

4.2.1.2 Démarches à suivre

L'un des objectifs du projet est de satisfaire les besoins de client. Le rassemblement des besoins du client correspond au premier domaine qui est toujours une phase critique dans toute conception. Cependant, les besoins de client sont parfois trop abstraits et donc difficiles à définir. Par conséquent, impliquer les clients dans le développement est nécessaire pour exprimer leurs besoins sous la forme d'une liste d'attributs (CA).

Une fois que ces attributs sont répertoriés, la traduction en besoins fonctionnels (FR) doit être effectuée. La détermination des FRs commence à partir d'un haut niveau d'hierarchie de conception en définissant un ensemble minimum d'exigences nécessaires à ce niveau. Ensuite, il faut choisir des paramètres de conception (DP) en jumelant les FRs de la hiérarchie correspondante. Une fois que chaque DP peut satisfaire chaque FR correspondant, un FR ciblé de haut niveau peut être décomposé en un ensemble de FRs de niveau inférieur et on continue de zigzaguer entre les

FRs et les DP pour avoir des solutions plus concrètes. Si tout ce processus du développement respecte les deux axiomes, une ‘meilleure’ solution va sortir à la fin.

L’application du premier axiome peut être décrite en termes de Matrice de Design (DM). La DM prescrit les relations entre les FRs et les DPs correspondant au même niveau hiérarchique, qui peut être décrit comme :

$$\{FR\} = [DM]\{DP\} \quad (4-1)$$

Dépendant les différents résultats de DM, un design peut être : *uncoupled*, *decoupled*, ou *coupled*.

Les caractérisations des trois de design sont montrées dans les équations suivantes :

Uncoupled :

$$\begin{Bmatrix} FR1 \\ FR2 \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} X & 0 \\ 0 & X \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} DP1 \\ DP2 \end{Bmatrix} \quad (4-2)$$

Decoupled :

$$\begin{Bmatrix} FR1 \\ FR2 \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} X & X \\ 0 & X \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} DP1 \\ DP2 \end{Bmatrix} \quad (4-3)$$

Coupled :

$$\begin{Bmatrix} FR1 \\ FR2 \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} X & X \\ X & X \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} DP1 \\ DP2 \end{Bmatrix} \quad (4-4)$$

Le concept *uncoupled* est bien satisfait avec l’axiome de l’indépendance. Quand la DM est *decoupled*, le concept peut être aussi satisfait si les DPs sont ajustés dans un certain ordre. Et la

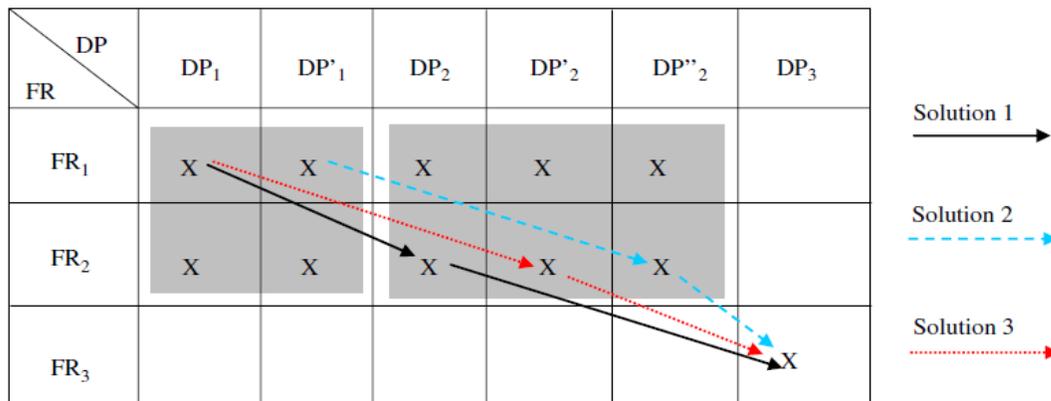


Figure 4-3 Solutions différentes de DPs pour un FR (Figure tirée de [8])

DM couplée n'est pas préférée pour un design optimal donc il faut redémarrer le processus pour avoir un nouveau concept.

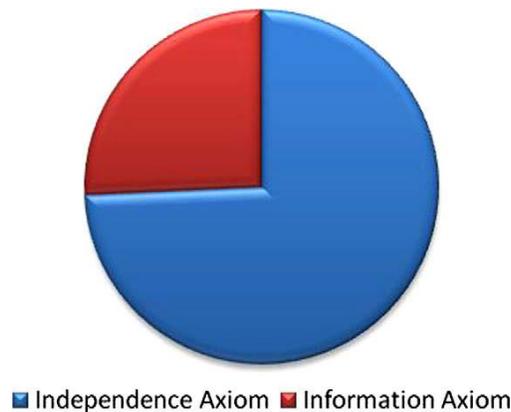


Figure 4-4 La proportionnalité d'utilisation des deux axiomes (Figure tirée de [7])

L'avantage de AD est qu'en respectant le premier axiome et en zigzaguant entre les FRs et les DP, AD peut nous fournir une approche systématique et hiérarchique et sortir un concept assez concret. En revanche, bien que la AD a été prouvée comme une excellente méthode de conception à travers certaines applications réelles[5, 37, 38], il y a toujours des imperfections. Quant au deuxième axiome, les paramètres d'évaluation sont difficiles à obtenir donc cet axiome est rarement appliqué à des problèmes industriels [7, 39]. La Figure 4-4 montre la proportionnalité des deux axiomes[7]. Seulement un quart de concepteurs ont appliqué l'axiome d'information dans leurs designs. En plus, avec le mappage consécutif entre les FRs et les DP de haut niveau aux solutions concrètes, le concepteur ne peut pas savoir les corrélations et les interactions entre les DP, incluant l'intelligence du système, la fiabilité du système, la disposition spatiale, le coût, qui auront un impact crucial sur la qualité de la conception. En attendant, pour un FR, il peut y avoir plus d'un DP correspondant et plusieurs solutions peuvent toutes satisfaire l'axiome d'indépendance fonctionnelle (Figure 4-3)[8]. La multidisciplinarité de la conception de systèmes mécatroniques augmente la complexité de la tâche et nécessite une attention particulière aux dépendances des alternatives dans les activités de conception[40]. Un manque d'attention suffisante aux dépendances va poser des problèmes d'intégration et augmenter le coût de développement[41]. Donc, la solution finale devrait être décidée en fonction des interactions entre les DP.

4.2.2 Profil Multicritère Mécatronique (Mechatronic Multi-criteria Profile)

Après avoir obtenu toutes les alternatives possibles en utilisant la AD, la tâche suivante consiste à déterminer le « *meilleur* » concept en comparant différents ensembles de composantes supportées par un outil de prise de décision. D'après les circonstances, une combinaison de la Conception Axiomatique avec le Profil Multicritère Mécatronique[42] est présentée dans ce projet.

Une conception mécatronique optimale nécessite une étape d'évaluation de la conception précise et systématique. L'obtention des solutions optimales est une tâche très complexe sans l'identification des paramètres de performance impliqués et la considération de leurs co-influences. Cette évaluation inclut la comparaison et la prise de décision[43]. En d'autres termes, la prise de décision est obtenue en sélectionnant le « meilleur » ensemble d'alternatives par comparaison.

Le but de l'évaluation de concept est de comparer les concepts générés aux exigences et de sélectionner le meilleur pour les étapes de conception et d'optimisation détaillées. Dans ce projet, les concepts sont générés par la méthode AD en respectant l'axiome d'indépendance. Néanmoins, comme mentionné précédemment, l'axiome d'information étant l'outil de prise de décision de l'AD est rarement appliqué. Donc, pour former une étape d'évaluation intégrée et systématique, les critères quantitatifs les plus importants ont été identifiés afin de former un vecteur d'index appelé Profil Multicritère Mécatronique (MMP). MMP est un indice de conception de systèmes mécatroniques développé à Polytechnique Montréal par le groupe de recherche du Pr Sofiane Achiche, comprenant cinq éléments normalisés [42]:

$$MMP = [MIQ \ RS \ CX \ FX \ CT]^T$$

Représentant l'intelligence de la machine (MIQ), la fiabilité du système (RS), la complexité de conception (CX), la flexibilité du système (FX) et le coût de production (CT). Ces cinq paramètres sont traités comme les critères quantitatifs les plus importants dans l'étape d'évaluation de la conception afin de parvenir à une solution optimale à partir de toutes les combinaisons possibles. La détermination numérique comprend une mesure mathématique de l'ensemble des cinq sous-critères et une mesure agrégée en utilisant l'Intégrales Choquet (Choquet Integrals), qui est attestée pour être plus précise et plus fiable dans le cas d'un problème de conception multicritère[42]. Dans la suite, les étapes de calculs pour obtenir les différents indices sont détaillées. Plus particulièrement pour la fiabilité du système, la méthode Arbre de défaillances (Fault Tree Analysis, FTA) est intégrée au MMP, vu que les systèmes spatiaux comportent un niveau critique au niveau

de la fiabilité requise. Le reste prend les démarches de MMP original comme référence. Cette méthode a été déjà appliquée dans le design d'un drone quadri-rotor asservi par la vision artificielle[44, 45] et est encore en développement. Donc la conception de l'incubateur sera en plus un cas d'étude pour le développement et la justification de la méthode MMP.

4.2.2.1 Machine Intelligence Quotient (MIQ)

La terme MIQ est un indice qui décrit l'intelligence de l'unité de contrôle dans un système mécatronique. La version initiale a été présentée par Kim et al. en 1998 [46] et la méthode d'évaluation utilisée dans ce projet est basée sur la procédure présentée par Park en 2001[5].

D'abord, la stratégie du contrôle est modélisée en utilisant un graphique de tâches intelligentes (Intelligent task graph, ITG). La Figure 4-5 montre un exemple de ITG. Les cercles représentent les tâches de contrôles et les flèches directionnelles indiquent le flux d'information d'une tâche à l'autre. En ce qui concerne l'ITG, on définit un ensemble de tâches ayant besoin du contrôle $T = \{T_1, T_2, \dots, T_n\}$ et un ensemble $\tau = \{\tau_1, \tau_2, \dots, \tau_n\}$ qui représente les coûts d'intelligence de tâche. τ_i est un scalaire représentant une mesure d'intelligence quantifiée qui est nécessaire pour exécuter T_i . En plus, une matrice de transfert de données F est définie dont f_{ij} est un scalaire montrant la quantité de données transférées de la tâche T_i à T_j de sorte que :

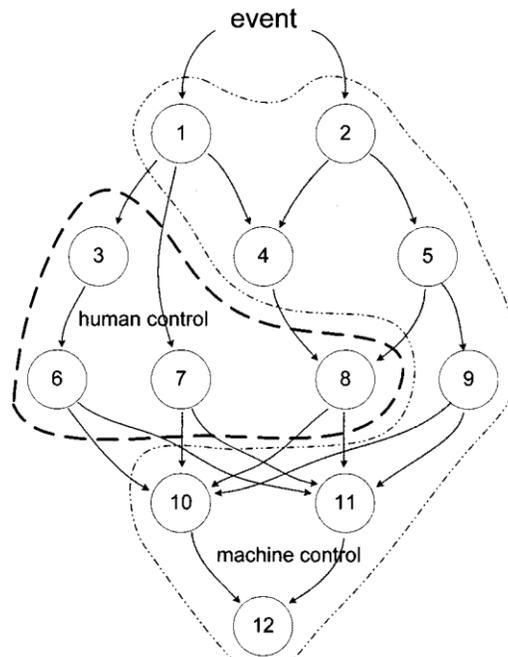


Figure 4-5 Exemple de ITG (Figure tirée de [5])

$$F = \begin{bmatrix} 0 & f_{12} & f_{13} & \cdots & f_{1n} \\ f_{21} & 0 & f_{23} & \cdots & f_{2n} \\ f_{31} & f_{32} & 0 & \cdots & f_{3n} \\ \vdots & \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ f_{n1} & f_{n2} & f_{n3} & \cdots & 0 \end{bmatrix} \quad (4-5)$$

Dans ce projet de recherche, les éléments f_{ij} sont déterminés avec des données des fiches techniques des composantes candidates. Le processus précis sera présenté dans la section 5.2.1.

La complexité de l'interface est un autre paramètre important qui indique la complexité de transférer des informations entre l'humain et la machine en utilisant les dispositifs d'interface. On définit :

- La complexité de transférer des informations de l'utilisateur à la machine

$$c_{hm} = \frac{1}{s} \sum_{i=1}^n h_i \quad (4-6)$$

- La complexité de transférer des informations de la machine à l'utilisateur

$$c_{mh} = \frac{1}{s} \sum_{i=1}^n m_i \quad (4-7)$$

Où s est le nombre total de composantes et de dispositifs dans le système, h_i représente le nombre de dispositifs d'interface qui transfère des informations de l'humain à la machine et vice-versa pour m_i .

Finalement, la matrice d'allocation de tâches A montre l'exécutant de la tâche ciblée :

$$A = \begin{bmatrix} a_{11} & a_{12} & a_{13} \\ a_{21} & a_{22} & a_{23} \\ \vdots & \vdots & \vdots \\ a_{n1} & a_{n2} & a_{n3} \end{bmatrix} \quad \text{où} \quad a_{i1} + a_{i2} + a_{i3} = 1 \quad (4-8)$$

a_{i1} est égal à 1 si l'opérateur de la tâche est la machine et a_{i2} est égal à 1 si la tâche est effectuée par l'utilisateur. Si la tâche est effectuée par la collaboration de l'utilisateur et la machine ou la responsabilité est difficile à déterminer, a_{i3} sera égal à 1.

Par conséquent, le CIQ, quotient d'intelligence du contrôle est défini comme la somme des coûts d'intelligence de tâche :

$$CIQ = \sum_{i=1}^n (a_{i1}\tau_i + a_{i2}\tau_i) \quad (4-9)$$

Le HIQ, quotient d'intelligence de l'humain est définie comme la quantité d'intelligence requise de l'humain pour contrôler les dispositifs :

$$HIQ = \left(\sum_{i=1}^n a_{i2}\tau_i \right) + \left(c_{mh} \sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^n a_{i1}a_{j2}f_{ij} \right) + (c_{hm} \sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^n a_{i2}a_{j1}f_{ij}) \quad (4-10)$$

Et finalement, le MIQ est calculé comme suivant [42, 47]:

$$MIQ = CIQ - HIQ \quad (4-11)$$

4.2.2.2 Reliability Score (RS) intégrant l'Arbre de Défaillances (Fault Tree Analysis)

L'analyse des défaillances joue un rôle important dans le processus de conception, car des événements de défaillance sont attendus et doivent être pris en compte dans la conception. Afin d'identifier les actions pour réduire les échecs ou les effets malveillants, plusieurs méthodes sont développées pour estimer la fiabilité du système en utilisant les données de la fiabilité des composantes. Dans le MMP original, l'indice RS est calculé simplement par :

$$RS = \prod_{i=1}^s (1 - p_i) \quad (4-12)$$

Avec p_i représentant la probabilité de défaillance de la $i^{ième}$ composante et s représentant le nombre total de composantes dans le concept.

Etant donné que le système à concevoir pour ce projet est une charge utile d'un nanosatellite, une étude de défaillance plus minutieuse est souhaitable. La méthode de l'Arbre de Défaillances (Fault Tree Analysis, FTA) et l'Analyse des Modes de Défaillance, de leurs Effets et de leur Criticité (Failure Modes, Effects and Criticality Analysis, FMECA) sont les outils les plus populaires pour l'évaluation de la fiabilité. NASA a utilisé d'abord le FTA dans les années soixante pour l'étude de défaillance. Cependant, les résultats des calculs montrent toujours une probabilité de succès de mission qui était inacceptablement faible. Ce résultat a découragé la NASA d'effectuer des analyses quantitatives de fiabilité et la NASA a décidé de recourir à des méthodes qualitatives comme la FMECA. Néanmoins, à cause de l'accident de Challenger en 1986, l'importance du FTA

a été réalisée et son utilisation a commencé à croître dans les missions subséquentes à la NASA[48]. Concernant les missions de CubeSat, le FTA est aussi une technique principale utilisée pour évaluer des défauts potentiels[2].

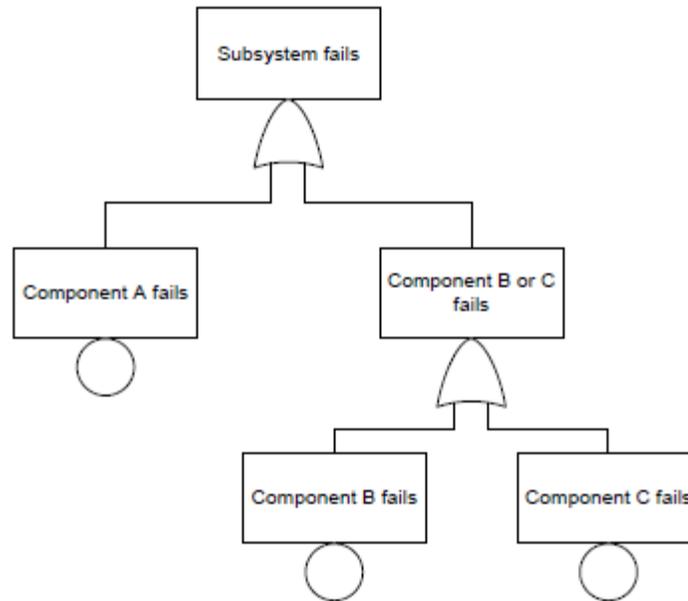


Figure 4-6 Exemple de diagramme FTA (Figure tirée de [2])

De ce fait, le FTA sera utilisé dans cette partie pour calculer l'indice RS. Un exemple de diagramme FTA est montré dans la Figure 4-6. La première étape pour construire un arbre de défaillance est de déterminer le « Top Event » qui signifie un évènement indésirable dans le système étant souvent la dysfonction du système total. Dans la suite, l'étude continue en cherchant tous les évènements indésirables d'une échelle plus bas. Concernant le problème de la conception du système, ces fautes sont considérées comme le dysfonctionnement des composantes et la probabilité de défaillance des composantes est comptée comme le paramètre principal. Une fois que l'arbre est complété, la probabilité de défaillance peut être calculée à partir de celles des composantes en respectant les lois suivantes (Figure 4-7) :

- Porte OU :

$$\Pr(C) = \Pr(A) + \Pr(B) \quad (4-13)$$

- Porte ET :

$$\Pr(C) = \Pr(A) \times \Pr(B) \quad (4-14)$$

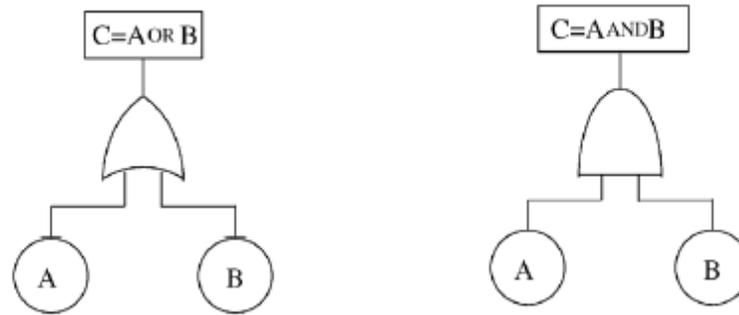


Figure 4-7 FTA: Porte OU (gauche) et Porte ET (droite) (Figure tirée de [6])

avec $\Pr(A)$ et $\Pr(B)$ représentant la probabilité de défaillance de différentes composantes et $\Pr(C)$ représentant la probabilité de l'évènement de l'échelle plus haut. Finalement, le RS est calculé par :

$$RS = 1 - \Pr(Top\ Event) \quad (4-15)$$

représentant la probabilité de succès du système conçu.

4.2.2.3 Complexity (CX)

Comme mentionné précédemment dans Introduction, la conception d'un système mécatronique est un problème multidisciplinaire et cette caractéristique conduit au fait que la complexité d'un produit augmente considérablement en parallèle avec la complexité de la tâche, le nombre de composantes, etc. Donc, la complexité est définie comme un des paramètres de MMP en considérant les travaux présentés dans [49] et elle est présentée sous forme d'un vecteur avec six éléments :

$$\Phi = [\varphi_1, \varphi_2, \varphi_3, \varphi_4, \varphi_5, \varphi_6]^T \quad (4-16)$$

Avec φ_1 représentant le nombre total de composantes, φ_2 représente le degré de complexité de l'architecture du système qui est représenté par le nombre d'interconnexions, φ_3 représente la complexité de conception du système qui est donnée par le nombre de boucles de rétroaction dans le processus de conception, φ_4 représente la complexité intrinsèque à cause de la multidisciplinarité du système qui est présentée par le nombre de bases de connaissances distinctes, φ_5 représente la complexité de contrôle du système qui est donnée par le nombre de boucles fermées dans toutes les stratégies de contrôle utilisées dans le système et φ_6 est l'étendue du logiciel embarqué dont la valeur correspondante est calculée par :

$$\varphi_6 = 1 - \overline{MIQ} \quad (4-17)$$

Ces différents éléments présentent différents types de complexité provenant d'interactions entre les alternatives, ce qui peut parfois provoquer des problèmes inattendus pouvant entraîner des défaillances de système.

Finalement, l'indice CX est obtenu en utilisant la somme pondérée :

$$CX = \sum_{j=1}^6 w_j \overline{\varphi}_j \quad (4-18)$$

Avec w_j représentant l'indice de pondération associée à chaque élément et $\overline{\varphi}_j$ représentant les valeurs normalisées.

4.2.2.4 Flexibility (FX)

L'étude de la flexibilité peut conduire à une conception optimale adaptée aux différentes situations d'application. Similaire à l'indice CX, un vecteur de flexibilité contenant cinq éléments principaux est défini comme suivant :

$$\Psi = [\psi_1, \psi_2, \psi_3, \psi_4, \psi_5]^T \quad (4-19)$$

Avec ψ_1 étant la flexibilité de conception des composantes qui est représentée par le nombre de différents choix de composantes, ψ_2 est la flexibilité de personnalisation qui est représentée par le nombre de différentes options de personnalisation, ψ_3 est le nombre de différents choix de l'architecture du système, ψ_4 est le nombre de différents choix de types d'interface et ψ_5 est la flexibilité de contrôle qui est représentée par le nombre de différentes options d'algorithmes de contrôle.

Finalement, l'indice FX est obtenu en procédant aussi à la somme pondérée :

$$FX = \sum_{j=1}^6 \rho_j \overline{\psi}_j \quad (4-20)$$

Avec ρ_j représentant l'indice de pondération associé à chaque élément et $\overline{\psi}_j$ représentant les valeurs normalisées.

4.2.2.5 Cost (CT)

Le coût est toujours un facteur critique dans le processus de conception du système mécatronique. Une estimation de coût total d'un système est nécessaire dans les premières phases du design, car la gestion de la réduction du coût d'un système à la phase de conception est plus efficace qu'à la phase de fabrication et de développement. 70%-80% de coût du produit est déterminé dans la phase de design conceptuel selon plusieurs auteurs [50, 51].

Dans ce projet, le terme CT est calculé simplement par :

$$CT = \sum_{i=1}^n CT_i \quad (4-21)$$

Avec CT_i représentant le coût de chaque composante et donc CT représentant le coût total du concept.

4.2.2.6 Note Global du Concept (NGC)

Puisque la méthode MMP doit donner un indice qui quantifie la performance du concept en considérant tous les critères mentionnés précédemment, une technique d'évaluation est nécessaire pour choisir parmi tous les concepts possibles. Dans le travail de A.Mohebbi et al. [45, 52-54] sous la supervision du Pr Achiche, plusieurs méthodes concernant la théorie d'une mesure floue ont été testées y compris l'Intégrale Choquet, l'Intégrale Sugeno et le Réseau Neuronal multicouche à base de logique floue. La conclusion montre que le concept choisi avec une évaluation basée sur l'Intégrale Choquet a une meilleure performance par rapport aux autres [55]. Par conséquent, ce projet utilise directement l'Intégrale Choquet comme l'outil d'évaluation de logique floue afin d'obtenir un concept satisfaisant face aux incertitudes [56] rencontrées souvent dans le design d'un système mécatronique.

Premièrement, on définit une note globale du concept (NGC) comme l'indice d'évaluation de la performance d'un système :

$$NGC = C_{\mu}(m_1^*, m_2^*, m_3^*, m_4^*, m_5^*) \quad (4-22)$$

Avec C_{μ} représentant l'Intégrale Choquet, m_i^* représentant les valeurs normalisées de $i^{ième}$ critère de MMP. Afin d'avoir un système mécatronique bien performant, les valeurs de l'intelligence de

la machine, la fiabilité et la flexibilité élevées sont préférées. Donc, pour un critère dont la valeur plus grande est préférée, on a :

$$m_i^* = \frac{m_i}{\max(m_i)} \quad (4-23)$$

Concernant les deux autres critères, un système moins complexe avec un coût plus bas est souvent préféré par le concepteur. Donc, pour un critère dont la valeur plus petite est préférée, on a :

$$m_j^* = \frac{1}{\left(\frac{m_j}{\min(m_j)}\right)} \quad (4-24)$$

Les opérateurs $\max()$ et $\min()$ sont pour évaluer les différents paramètres de design de même critère. Par exemple, pour le MIQ d'une alternative, la valeur normalisée est égale à la valeur de MIQ sur la valeur maximale du MIQ parmi toutes les alternatives.

En ce qui concerne la méthode de l'Intégrale Choquet, le facteur de pondération d'un sous-ensemble de critères est représenté par une mesure floue sur l'univers N satisfaisant les équations de mesures floues (μ) suivantes :

$$\mu(\emptyset) = 0, \mu(N) = 1 \quad (4-25)$$

$$A \subseteq B \subseteq N \rightarrow \mu(A) < \mu(B) \quad (4-26)$$

Avec A et B représentant les ensembles flous. Le Tableau 4-3 montre les interactions sémantiques les plus courantes et les mesures floues correspondantes. Donc, la NGC peut être représentée comme suivante :

$$\begin{aligned} NGC &= C_\mu(m_1^*, m_2^*, m_3^*, m_4^*, m_5^*) \\ &= \sum_{i=1}^5 \phi(\mu, i) m_i^* - \frac{1}{2} \sum_{i=1, j=1}^5 I(\mu, ij) |m_i^* - m_j^*| \end{aligned} \quad (4-27)$$

Avec $\phi(\mu, i)$ représentant l'importance du critère i et $I(\mu, ij)$ représentant l'indice d'interaction entre les critères i et j . Pour ce projet, ces deux paramètres de mesure floue sont obtenus par une enquête remplie par un groupe de dix chercheurs spécialisés dans le domaine du design d'un système nanosatellite. Le questionnaire est disponible dans l'Annexe .

Tableau 4-3 Règles des mesures floues de corrélation dépendante des différentes interactions (Tableau tiré de [42])

Interactions	Mesure de corrélation
Corrélation positive	$I(\mu, ij) > 0$
Corrélation négative	$I(\mu, ij) < 0$
Sans corrélation	$I(\mu, ij) = 0$

En ce qui concerne la caractéristique de la méthode MMP, l'avantage est que nous pourrions générer des meilleures solutions performantes en considérant le concept synthétiquement sur les cinq critères. En revanche, le concepteur aura encore besoin des fonctions d'objectif pour justifier ses concepts selon des critères spécifiques comme la gestion spatiale, le contrôle de température afin d'arriver à un design détaillé. Heureusement, le but de mon projet est de réaliser un design conceptuel et la combinaison des deux méthodes, Conception Axiomatique et Profil Multicritère Mécatronique, est bien pertinent pour la réalisation du projet.

La Figure 4-8 montre la façon à relier la Conception Axiomatique et le Profil Multicritère Mécatronique. Le processus de design va commencer à zigzaguer entre les FRs et les DPs. Une fois qu'un niveau concret pour les DPs est atteint avec des produits COTS, le concepteur doit chercher minutieusement toutes les alternatives possibles sur le marché pour les faire évaluer par les cinq critères de performance de la méthode MMP. Les concepts seront ensuite composés par les différentes alternatives. Un exemple précis va être donné à la fin de la section 5.1.

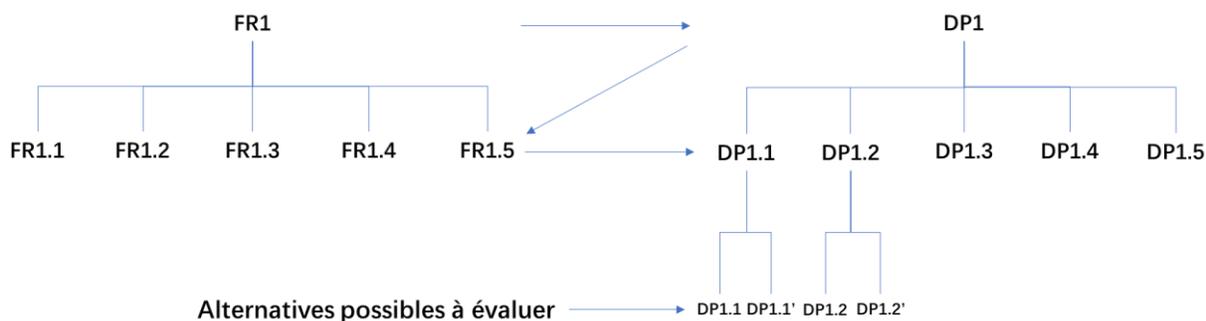


Figure 4-8 Combinaison de AD avec MMP

CHAPITRE 5 RÉSULTATS

5.1 Conception axiomatique

Le processus de design commence par l'identification des attributs du client ; soit le paramètre CA dans la méthode AD. Dans ce projet, ce paramètre peut être interprété par les conditions d'expérience et les contraintes de conception du système nanosatellite. Par conséquent, en analysant le cahier des charges du projet de recherche (Profs. Beltrame et Achiche) et la revue de littérature, les paramètres CA sont déduits dans le Tableau 5-1 :

Tableau 5-1 Besoins de client : paramètre CAs de AD

Attributs de client : CAs		
CAs	Description	Détails
CA1	CubeSat (Contrainte mécanique)	En fonction de la plate-forme nanosatellite
CA1,1	Volume permis	86mm*97mm*97mm
CA1,2	Poids permis	Minimiser le poids
CA1,3	Vibrations	Minimiser les vibrations liées au lancement
CA1,4	Apesanteur	0 ddl pour toutes les composantes à l'intérieur de l'incubateur
CA1,5	Vide atmosphérique	Incubateur scellé
CA1,6	Moyens de fixation	Tiges filetées aux dimensions fixes
CA2	SpaceBean (Contrainte du contrôle)	En fonction des requis de l'expérience
CA2,1	Fournir les conditions nécessaires pour faire pousser la plante	L'air, l'eau, l'illumination, le sol artificiel
CA2,2	Ajuster les paramètres au cours de l'expérience	Pression, température, humidité, etc.
CA2,3	Suivre les paramètres pour la recherche scientifique	CO ₂ , O ₂ , photo, etc.
CA2,4	Puissance disponible	2.5W maximum

Premièrement, les paramètres CAs sont divisés en deux parties : CA1 concernant les facteurs extérieurs de l'incubateur du mandat de conception et CA2 concernant les contraintes du contrôle. La conception liée au CA1 a été faite par E.C. Deschamps durant son Projet intégrateur III. Donc, dans la suite le projet se concentre sur le développement de la partie CA2 liée aux tâches du contrôle. Les besoins CA2,1, CA2,2 et CA2,3 s'appliquent à la réalisation de l'expérience botanique et la recherche scientifique. Le paramètre CA2,4 vise à la limite de consommation d'énergie totale du nanosatellite et ce paramètre est étudié par X. Ouimet. durant son Projet intégrateur III sous la supervision du Prof. S. Achiche.

L'étape prochaine est de traduire les CAs en besoins fonctionnels FRs et paramètres de conception DP2 pour la conception de l'incubateur. Les résultats finaux de FRs et DP2 avec les descriptions détaillées sont montrés dans l'Annexe B et l'Annexe C.

Comme indiqué dans le Tableau 5-2, le paramètre FR2 répond au paramètre CA2 et le DP2 correspond au système d'incubateur à concevoir.

Tableau 5-2 La décomposition de FR2 et DP2 à la deuxième hiérarchie

FR2	Fournir un environnement propice à l'expérience	DP2	Incubateur miniaturisé
FR2,1	Fournir des conditions nécessaires pour la germination des graines	DP2,1	Système de culture
FR2,2	Maintenir une température acceptable et précise	DP2,2	Système de contrôle de température
FR2,3	Circuler de la solution nutritive	DP2,3	Système d'approvisionnement
FR2,4	Vérifier l'état de croissance	DP2,4	Système d'inspection
FR2,5	Contrôler la pression	DP2,5	Système pressurisé
FR2,6	Alimenter le système	DP2,6	EPS

Par la suite, le FR2 est décomposé par six paramètres de la deuxième hiérarchie en respectant le CA2.1-CA2.4. Le FR2.1 répond au CA2.1. En outre, pour ajuster les paramètres au cours de l'expérience, le système doit apporter les capacités de contrôler la température, la pression et la circulation de la solution nutritive, ce qui conduit aux paramètres FR2.2, FR2.3 et FR2.5. Le paramètre FR2.4 répond au CA2.3 étant « suivre les paramètres pour la recherche scientifique ». Et pour fournir la puissance disponible, le besoin fonctionnel correspondant est « alimenter le système ».

Le DP2 est donc décomposé aussi en six paramètres en satisfaisant les nouveaux FR2.1-FR2.6. Selon notre conception, l'incubateur est un système pressurisé (DP2.5) qui contient quatre sous-systèmes : système de culture, système de contrôle de température, système d'approvisionnement et système d'inspection. (DP2.1-DP2.4) Le système EPS (Electrical Power System) est un paramètre de design qui va réaliser la fonction « alimenter le système ».

$$\begin{Bmatrix} FR2,1 \\ FR2,2 \\ FR2,3 \\ FR2,4 \\ FR2,5 \\ FR2,6 \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} X & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & X & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & X & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & X & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & X & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & X \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} DP2,1 \\ DP2,2 \\ DP2,3 \\ DP2,4 \\ DP2,5 \\ DP2,6 \end{Bmatrix} \quad (5-1)$$

L'équation ci-dessus montre la relation entre les FRs et les DP. La matrice de design correspond bien au cas de « *uncoupled design* », ce qui montre que la décomposition de cette hiérarchie est bien faite et bien satisfaisante avec l'axiome d'indépendance.

Le processus de design continue en zigzaguant entre les FRs et les DP. Une fois que les DP peuvent être choisis par une composante spécifique comme un produit COTS ou un programme de contrôle, on peut s'arrêter de zigzaguer et évaluer les choix des composantes COTS par la méthode MMP.

Tableau 5-3 La décomposition de FR2,1 et DP2,1 à la troisième hiérarchie

FR2,1,1	Sol artificiel	DP2,1,1	Packsoil
FR2,1,2	Illumination artificielle	DP2,1,2	DEL (RB ou W) ¹
FR2,1,3	Nutrition + eau	DP2,1,3	Solution nutritive
FR2,1,4	O ₂ et CO ₂	DP2,1,4	L'air normal

¹ RB = rouge et bleu, W = Blanc

Le Tableau 5-3 montre le développement de FR2,1 et DP2,1. Les composantes « Packsoil » et « Solution nutritive » seront fournies par Dr. Trouillefou donc on ne va pas considérer leur choix. Concernant les DELs, selon le Tableau 2-1, deux solutions sont possibles : DELs avec la couleur rouge et bleu ou DELs blancs. Comme mentionné dans le paragraphe 4.2.1.2, le concepteur ne peut pas déterminer le choix de DELs avec la méthode AD dans ce cas-là. Donc ce DP doit être développé par MMP prochainement.

$$\begin{pmatrix} FR2,1,1 \\ FR2,1,2 \\ FR2,1,3 \\ FR2,1,4 \end{pmatrix} = \begin{bmatrix} X & 0 & 0 & 0 \\ 0 & X & 0 & 0 \\ 0 & 0 & X & 0 \\ 0 & 0 & 0 & X \end{bmatrix} \begin{pmatrix} DP2,1,1 \\ DP2,1,2 \\ DP2,1,3 \\ DP2,1,4 \end{pmatrix} \quad (5-2)$$

L'équation ci-dessus montre que le design est « *uncoupled* » dont bien satisfaisant.

Le développement du système de contrôle de température (Tableau 5-4) est assez important pour la conception de l'incubateur. Premièrement, l'isolation thermique sera réalisée par le contrôle passif en bien choisir le matériau pour la construction de l'incubateur : l'aluminium est considéré à cause de son rapport qualité-prix et sa généralisation ; le PEEK est considéré à cause de sa thermostabilité. La technique de MLI est aussi une option pour réduire les oscillations de température et diminuer la perte de chaleur[57]. Pour le contrôle actif, la thermistance peut réaliser en même temps le refroidissement et le chauffage[58]. Néanmoins, vu que le volume de thermistance est assez petit, la quantité dont on aura besoin est assez grande. D'autre part, on peut

aussi réaliser le refroidissement avec la Cellule Peltier et le chauffage avec le module Kapton utilisé dans les projets GeneSat et EcAMSat.

Tableau 5-4 La décomposition de FR2,2 et DP2,2 à la troisième hiérarchie ainsi pour FR2,2,2 et DP2,2,2

FR2,2,1		Isolation thermique	DP2,2,1		Contrôle passif
FR2,2,2		Maintenir la température à une température précise	DP2,2,2		Contrôle actif
	FR2,2,2,1	Baisser la température		DP2,2,2,1	Refroidissement
	FR2,2,2,2	Augmenter la température		DP2,2,2,2	Chauffage
FR2,2,3		Mesurer la température	DP2,2,3		Capteur de température
FR2,2,4		Déterminer le temps pour changer la température	DP2,2,4		Contrôleur de temps
FR2,2,5		Stabiliser la température	DP2,2,5		Contrôleur de température

$$\begin{Bmatrix} FR2,2,1 \\ FR2,2,2 \\ FR2,2,3 \\ FR2,2,4 \\ FR2,2,5 \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} X & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & X & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & X & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & X & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & X \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} DP2,2,1 \\ DP2,2,2 \\ DP2,2,3 \\ DP2,2,4 \\ DP2,2,5 \end{Bmatrix} \quad (5-3)$$

L'équation ci-dessus montre que le design est « *uncoupled* » et donc peut être considéré satisfaisant.

Tableau 5-5 La décomposition de FR2,3 et DP2,3 à la troisième hiérarchie

FR2,3,1	Subvenir aux besoins en solution nutritive	DP2,3,1	Système de pompe hydraulique
FR2,3,2	Stocker de la solution nutritive	DP2,3,2	Contenant de la solution nutritive
FR2,3,3	Mesurer l'humidité dans l'air	DP2,3,3	Capteur d'humidité
FR2,3,4	Délivrer la solution nutritive	DP2,3,4	Tubes silicones + tubes céramiques poreux
FR2,3,5	Déterminer le temps d'approvisionnement	DP2,3,5	Contrôleur de temps
FR2,3,6	Ajuster le débit d'approvisionnement	DP2,3,6	Programme de calcul dépendant l'humidité actuelle
FR2,3,7	Contrôler le débit	DP2,3,7	Contrôleur du débit
FR2,3,8	Condenser la vapeur d'eau	DP2,3,8	Condenseur
FR2,3,9	Faire circuler l'air	DP2,3,9	Ventilateurs

Le Tableau 5-5 montre le design du système d'approvisionnement. D'abord, une pompe hydraulique est essentielle pour ce système dont le choix peut être une pompe péristaltique (Azolla) ou une pompe à membrane (EcAMSat). Le contrôle du débit sera réalisé avec le contrôle direct du moteur de la pompe ou avec l'électrovanne (EcAMSat). La valeur du débit sera ajustée par un algorithme dépendant de l'humidité actuelle. Afin de recycler la vapeur d'eau à l'intérieur de

l'incubateur, un condenseur sera disponible pour réaliser ce processus. En outre, étant donné qu'il n'y a pas de diffusion de gaz dans l'incubateur à cause de la microgravité, les ventilateurs sont considérés afin de faire circuler de l'air à l'intérieur de l'incubateur. Les tubes céramiques poreux seront fournis par Dr. Trouillefou.

$$\begin{pmatrix} FR2,3,1 \\ FR2,3,2 \\ FR2,3,3 \\ FR2,3,4 \\ FR2,3,5 \\ FR2,3,6 \\ FR2,3,7 \\ FR2,3,8 \end{pmatrix} = \begin{bmatrix} X & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & X & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & X & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & X & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & X & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & X & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & X & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & X \end{bmatrix} \begin{pmatrix} DP2,3,1 \\ DP2,3,2 \\ DP2,3,3 \\ DP2,3,4 \\ DP2,3,5 \\ DP2,3,6 \\ DP2,3,7 \\ DP2,3,8 \end{pmatrix} \quad (5-4)$$

L'équation ci-dessus montre que le design est « *uncoupled* » et donc peut être considéré satisfaisant.

Finalement, le Tableau 5-6 montre la décomposition du système d'inspection. Concernant les capteurs du gaz, deux types d'interfaces de communication sont disponibles : Analogique ou I2C. Les principes de mesure sont aussi différents.

Tableau 5-6 La décomposition de FR2,4 et DP2,4 à la troisième hiérarchie

FR2,4,1	Mesurer le CO ₂	DP2,4,1	Capteur de CO ₂
FR2,4,2	Mesurer le O ₂	DP2,4,2	Capteur de O ₂
FR2,4,3	Vérifier les différentes étapes de croissance de la plante visuellement	DP2,4,3	Caméra
FR2,4,4	Assembler des capteurs	DP2,4,4	PCB

$$\begin{pmatrix} FR2,4,1 \\ FR2,4,2 \\ FR2,4,3 \\ FR2,4,4 \end{pmatrix} = \begin{bmatrix} X & 0 & 0 & 0 \\ 0 & X & 0 & 0 \\ 0 & 0 & X & 0 \\ 0 & 0 & 0 & X \end{bmatrix} \begin{pmatrix} DP2,4,1 \\ DP2,4,2 \\ DP2,4,3 \\ DP2,4,4 \end{pmatrix} \quad (5-5)$$

L'équation ci-dessus montre que le design est « *uncoupled* » et donc peut être considéré satisfaisant.

Concernant le paramètre FR2,5, le seul sous-besoin FR2,5,1 est de mesurer la pression et donc le DP2,5,1 est le capteur de pression.

Tableau 5-7 La décomposition de FR2,5 et DP2,5 à la troisième hiérarchie

FR2,5,1	Mesurer la pression	DP2,4,2	Capteur de pression
---------	---------------------	---------	---------------------

Pour le besoin fonctionnel FR3, un ordinateur de bord sera en service comme une deuxième charge utile de la mission entière. Donc le système incubateur sera contrôlé par cet ordinateur ainsi que les tâches de collection de données et transmission de données.

La Figure 5-1 montre la matrice de conception du processus de décomposition et de cartographie révisé. Pour réaliser ce travail, le logiciel Acclaro DFSS V5.4 de Axiomatic Design Solutions Inc. est utilisé pour créer la matrice de design afin d’analyser les dépendances entre les FRs et les DPs et d’optimiser le design. Telle que montrée dans la Figure 5-1, la matrice diagonale signifie que le design est totalement satisfaisant avec sa forme « *uncoupled* ».

	DP2: Incubateur miniaturisé	DP2.1: Système de cultivatio	DP2.1.1: Packsol	DP2.1.2: LED	DP2.1.3: Solution nutritive	DP2.1.4: L'air normal	DP2.2: Système de contrôle	DP2.2.1: Contrôle passif	DP2.2.2: Contrôle actif	DP2.2.2.1: Refroidiss	DP2.2.2.2: Chauffage	DP2.2.3: Capteur de temp	DP2.2.4: Contrôleur de te	DP2.2.5: Contrôleur de te	DP2.3: Système d'hydrator	DP2.3.1: Système de pon	DP2.3.2: Contenant de la	DP2.3.3: Capteur d'humid	DP2.3.4: Tubes silicones-	DP2.3.5: Contrôleur de te	DP2.3.6: Programme de c	DP2.3.7: Contrôleur du dt	DP2.3.8: Condenseur	DP2.3.9: Ventilateur	DP2.4: Système d'inspection	DP2.4.1: Capteur de CO2	DP2.4.2: Capteur de O2	DP2.4.3: Caméra	DP2.4.4: PCB	DP2.5: Système pressurisé	DP2.5.1: Capteur de pres	DP2.6: EPS		
FR2: Fournir un environnement p	X																																	
FR2.1: Fournir des conditions	X																																	
FR2.1.1: Sol artificiel		X																																
FR2.1.2: Illumination artifi			X																															
FR2.1.3: Nutrition + eau				X																														
FR2.1.4: O2 et CO2					X																													
FR2.2: Contrôler la températ						X																												
FR2.2.1: Isolation thermiq							X																											
FR2.2.2: Maintenir la temp								X																										
FR2.2.2.1: Baisser la t									X																									
FR2.2.2.2: Augmenter										X																								
FR2.2.3: Mesurer la temp											X																							
FR2.2.4: Déterminer le ter												X																						
FR2.2.5: Stabiliser la tem													X																					
FR2.3: Circuler de la solution														X																				
FR2.3.1: Subvenir aux bes															X																			
FR2.3.2: Stocker de la sol																X																		
FR2.3.3: Mesurer l'humidi																	X																	
FR2.3.4: Délivrer la soluti																		X																
FR2.3.5: Déterminer le ter																			X															
FR2.3.6: Ajuster le débit d																				X														
FR2.3.7: Contrôler le débi																					X													
FR2.3.8: Condenser la ve																						X												
FR2.3.9: Faire circuler l'ai																							X											
FR2.4: Vérifier l'état de crois																								X										
FR2.4.1: Mesurer le CO2																										X								
FR2.4.2: Mesurer le O2																												X						
FR2.4.3: Vérifier les différe																													X					
FR2.4.4: Assembler des c																														X				
FR2.5: Contrôler la pression																															X			
FR2.5.1: Mesurer la press																															X			
FR2.6: Alimenter le système																																	X	

Figure 5-1 Matrice de design révisée dans Acclaro DFSS V5.4

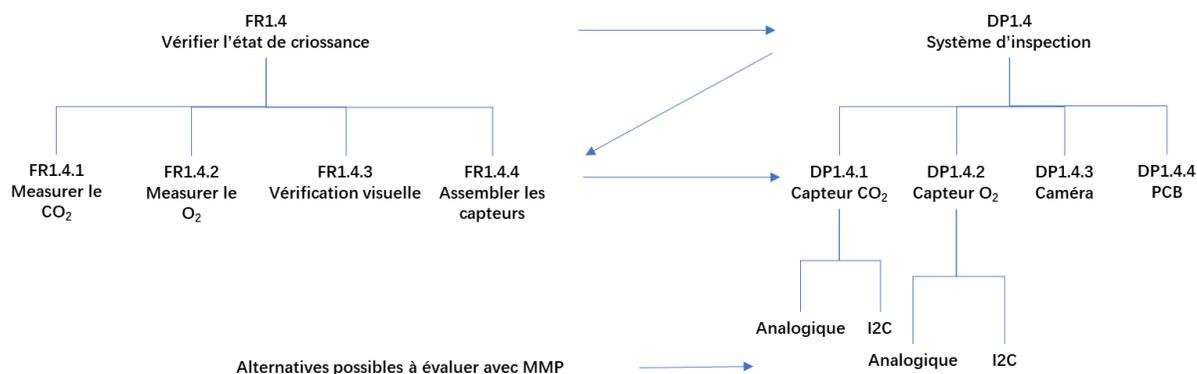


Figure 5-2 Exemple de la génération des alternatives obtenues par AD pour DP 1.4

Comme mentionné dans 4.2, la prochaine étape est de former les concepts avec les résultats obtenus par AD. Après la révision du concept actuel et une recherche assez complète, plusieurs alternatives COTS sont possibles pour plusieurs DPs. Dans Figure 5-2, un exemple de la génération des alternatives est illustré. Pour le choix du capteur O₂, le capteur analogique et le capteur I2C sont à évaluer avec la méthode MMP vu que leurs performances sur l'intelligence de la machine, la fiabilité et le coût sont différentes. Dans l'Annexe C, les DPs à développer sont mis en vert foncé. Ainsi, dans le Tableau 5-8, les DPs à développer sont arrangés. La conception du système continue avec la détermination des alternatives avec la méthode MMP dans la prochaine sous-section.

Tableau 5-8 DPs à développer

DP	Paramètre de design ayant plusieurs alternatives possibles
DP2,1,2	DEL
DP2,2,1	Contrôle passif
DP2,2,2,1	Refroidissement
DP2,2,2,2	Chauffage
DP2,2,3	Capteur de température
DP2,3,1	Système de pompe hydraulique
DP2,3,2	Contenant de la solution nutritive
DP2,3,3	Capteur d'humidité
DP2,3,6	Contrôleur du débit
DP2,3,7	Condenseur
DP2,3,8	Ventilateurs
DP2,4,1	Capteur de CO ₂
DP2,4,2	Capteur de O ₂
DP2,4,3	Caméra
DP2,4,4	PCB
DP2,5,1	Capteur de pression
DP2,6	EPS

5.2 Profil Multicritère Mécatronique (MMP)

En se basant sur les objectifs du projet, la sélection et le design du concept doivent être effectuées pour déterminer les composantes essentielles du système comme les actionneurs et les capteurs. Après une identification minutieuse des sous-systèmes et composantes réalisables par le concepteur, la génération des alternatives de conception est effectuée et montrée dans la Figure 5-3 Plusieurs points importants sont indiqués dans la suite afin d'expliquer pour quelle raison, certaines composantes ne sont pas considérées pendant l'utilisation de la méthode MMP :

- Le Packsoil, la solution nutritive et les tubes céramiques poreux seront fournis par Dr. Trouillefou
- Concernant le matériau pour le contrôle passif, le coût est le critère de MMP le plus critique pour les matériaux. Néanmoins, nous n'avons toujours pas réussi à obtenir un devis avec le concept mécanique fait par E.C. Deschamps pour les deux matériaux. Donc, le matériau n'est pas considéré pour la méthode MMP
- Nous n'avons pas trouvé un condenseur COTS convenable de notre budget de taille et de notre budget de consommation. Donc l'équipe décide de concevoir un condenseur mécanique personnalisé.
- Le PCB sera une pièce personnalisée.
- Le système EPS va alimenter entièrement le nanosatellite donc le choix sera fait en considérant les autres charges utiles.
- Pour le ventilateur, le contenant de liquide et la caméra, les produits COTS n'ont pas des différences considérables au niveau des cinq critères de MMP.

Pour les capteurs environnementaux (pression, humidité, température), le choix sera fait entre le capteur combinant les mesures de trois paramètres (PHT) ou un capteur de pression-température (PT) et un capteur de température-humidité (HT).

Concernant les thermistances, nous avons décidé de les utiliser en paire : une pour chauffer et une pour mesurer la température locale. Et pour atteindre un contrôle précis, 6 paires de thermistances seront utilisées pour le contrôle thermique du système. Une simulation thermique est nécessaire pour vérifier la quantité exacte de thermistances dont le système aura besoin.

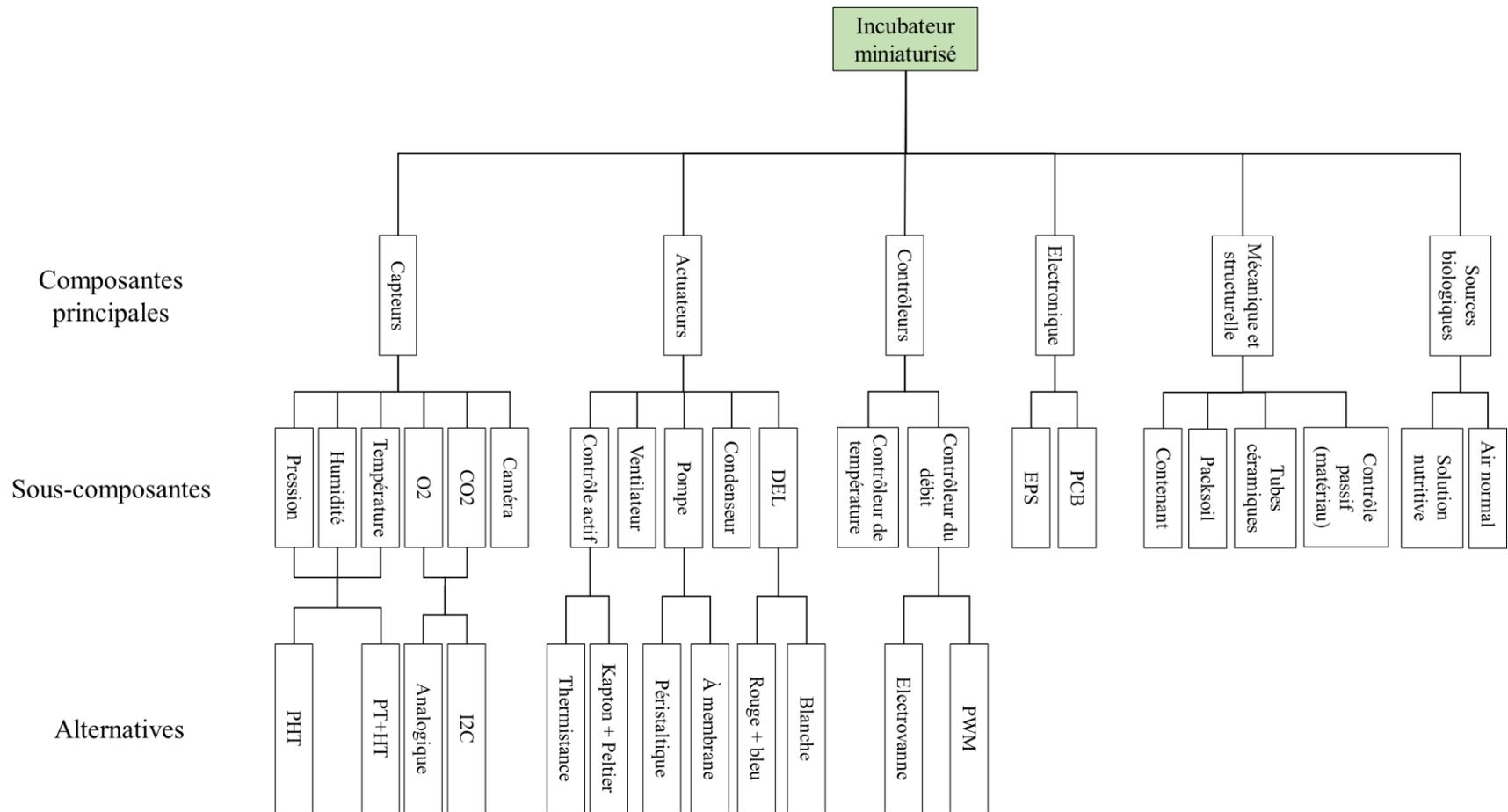


Figure 5-3 Composantes principales générées par la Conception Axiomatique et des alternatives possibles à développer par MMP

Tableau 5-9 Les alternatives de DP's à choisir par la méthode MMP

DPs	Alternatives
DEL	Blanc
	Rouge + Bleu
Module de contrôle de température	Thermistances
	Kapton + Peltier
Pompe	À membrane
	Péristaltique
Contrôleur du débit	PWM
	Électrovanne
Capteurs du gaz : O ₂ et CO ₂	Analogique + ADC ¹
	I2C
Capteurs d'environnement	PHT
	PT+HT

¹ ADC=Analog-Digital-Converter

La responsabilité principale de la tâche de MMP et de choisir entre toutes les alternatives qui correspondent le mieux aux objectifs de conception. Le Tableau 5-9 montre toutes les alternatives à choisir correspondantes aux paramètres DP's. Avec ces alternatives, nous avons capable de générer 64 concepts à évaluer. Dans les prochains paragraphes, afin de simplifier la présentation, 4 concepts (Tableau 5-10) sont choisis à étudier pour montrer la démarche de MMP. Les valeurs normalisées montrées dans les tableaux des prochains paragraphes sont tirées des tableaux dans l'Annexe D qui comportent les résultats finaux avec 64 concepts.

Tableau 5-10 quatre concepts avec les alternatives

	Concept 1	Concept 2	Concept 3	Concept 4
Capteurs du gaz	Analogique+ADC	I2C	I2C	Analogique+ADC
Capteurs d'environnement	PHT	PT+HT	PHT+6 thermistances	PT+HT+6 thermistances
Module thermique	Kapton+Peltier	Kapton+Peltier	6 thermistances	6 thermistances
Pompe	Péristaltique	À membrane	À membrane	Péristaltique
Illumination artificielle	RB	Blanc	RB	Blanc
Contrôleur du débit	Électrovanne	PWM	Électrovanne	PWM

5.2.1 Machine Intelligence Quotient (MIQ)

Le processus d'évaluation de MMP commence par le critère MIQ. Comme indiqué dans le paragraphe 4.2.2.1, un modèle ITG (Figure 5-4) est établi pour notre incubateur. La prochaine étape est de mesurer les coûts d'intelligence de tâche. Dans ce projet, nous avons mesuré manuellement ces paramètres en prenant les données de fiche technique des alternatives liées. Par exemple, pour le Concept 1, le coût d'intelligence de tâche 1 « Read » pour un jour d'expérience est égal à :

$$\tau_1 = \tau^* + T_1 \quad (5-6)$$

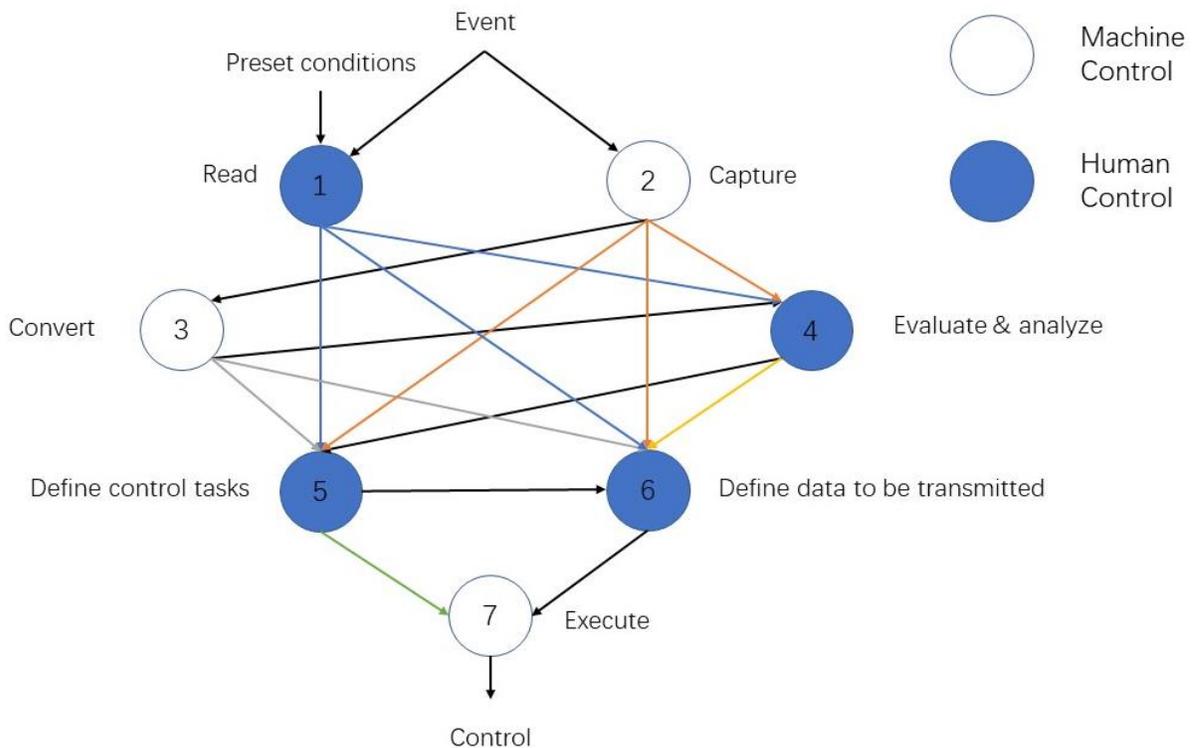
avec τ^* représentant la quantité totale de data sortie du contrôleur :

$$\tau^* = 32 * (2 + 2 + 4 + 24 + 24 * 12 + 2 + 24 * 12) = 19520 \text{ bits} \quad (5-7)$$

où τ^* contient 2 mesures de CO₂, 2 mesures de O₂, 4 mesures de l'humidité, 24 mesures de pression, 288 mesures de températures, 2 données de débit prédéfinies et 288 données de température prédéfinies. À chaque mesure nous avons une donnée en simple précision étant 32 bits.

T_1 représente la quantité de données (data) utilisée pour la tâche 1 incluant les données prédéfinies :

$$T_1 = 32 * (2 + 24 * 12) = 9280 \text{ bits} \quad (5-8)$$



T_2 représente la quantité de data utilisée pour la tâche 2 incluant les données captées pendant l'expérience :

$$T_2 = (18 + 18) * 2 + (16 * 4 + 20 * 24 + 20 * 12 * 24) = 6376 \text{ bits} \quad (5-9)$$

Le Tableau 5-11 présente les quantités de données tirées des fiches techniques de différents capteurs. Pour le capteur du gaz analogique, à chaque mesure la donnée obtenue est de 18 bits par ADC. De la même manière, les données de l'humidité, de la pression et de la température sont respectivement de 16 bits, 20 bits et 20 bits. Donc à la fin, nous obtenons l'équation (5-9).

Tableau 5-11 Quantité de data pour une mesure pour différents capteurs

CAPTEURS	Quantité de data pour une mesure (bits)	Description ¹
I2C CO ₂	16	
Analogique CO ₂	0	
I2C O ₂	12	
Analogique O ₂	0	
ADC ²	18	
HT	32	16T 16H
PT	40	24P 16T
PHT	56	16H 20P 20T

¹ T=température, H=humidité, P=pression ; ² ADC=Analog-Digital-Converter

Le résultat final mis à l'échelle convenable du concept 1 contenant le coût d'intelligence τ_{c1} , la matrice de transfert de données F_{c1} , la complexité de transférer les informations entre l'humain et la machine $c_{hm,c1}$ et $c_{mh,c1}$ et la matrice d'allocation de tâches A_{c1} est montré dans le Tableau 5-12.

Tableau 5-12 Paramètres mesurés et mis à l'échelle du concept 1 pour l'obtention de MIQ

CONCEPT 1

$\tau_{c1} = \{\tau_1, \tau_2, \tau_3, \tau_4, \tau_5, \tau_6, \tau_7\}$ $= \{20, 18, 21, 21, 20, 27, 27\}$	$c_{hm,c1} = 0.27$ $c_{mh,c1} = 0.09$
$F_{c1} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 6 & 6 & 6 & 0 \\ 0 & 0 & 4 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 7 & 6 & 7 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 6 & 7 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 6 & 6 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 14 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$	$A_{c1} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 1 & 0 & 0 \\ 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 1 & 0 & 0 \end{bmatrix}$

Donc, le MIQ peut être calculé par l'équation (4-11) :

$$CIQ = \sum_{i=1}^n (a_{i1}\tau_i + a_{i2}\tau_i) = (\tau_2 + \tau_3 + \tau_7) + (\tau_1 + \tau_4 + \tau_5 + \tau_6) = 154 \quad (5-10)$$

$$\begin{aligned} HIQ &= \left(\sum_{i=1}^n a_{i2}\tau_i \right) + \left(c_{mh} \sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^n a_{i1}a_{j2}f_{ij} \right) + \left(c_{hm} \sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^n a_{i2}a_{j1}f_{ij} \right) \\ &= (\tau_1 + \tau_4 + \tau_5 + \tau_6) + c_{mh,c1}(f_{34} + f_{35} + f_{36}) + c_{hm,c1}(f_{57} + f_{67}) \\ &= 88 + 0.09(7 + 6 + 7) + 0.27(6 + 14) = 95 \end{aligned} \quad (5-11)$$

$$MIQ = CIQ - HIQ = 154 - 95 = 59 \quad (5-12)$$

En répétant le même processus de calcul pour les trois autres concepts et l'équation (4-23), nous avons obtenu à la fin les MIQs pour chaque concept montré dans le Tableau 5-13. Les résultats obtenus sont bien raisonnables. En observant le Tableau 5-13, le Concept 4 a la plus haute valeur du MIQ normalisé vu qu'il comporte 6 capteurs de températures, 1 capteur pression-température et 1 capteur humidité-température, la quantité de données traitée par la machine est la plus grande par rapport aux autres concepts. Donc le concept 4 est le plus compétitif au niveau de l'intelligence du système.

Tableau 5-13 Indice de MIQ pour quatre concepts

	Concept 1	Concept 2	Concept 3	Concept 4
MIQ	59	71	125	130
$\overline{\text{MIQ}}$	0.44	0.53	0.94	0.98

5.2.2 Reliability Score (RS)

Afin d'obtenir l'indice RS, la première étape est de construire l'arbre de défaillance pour le système conçu. La Figure 5-5 montre l'arbre de défaillance du système entier du Concept 1. Néanmoins, les blocs en vert sont des composantes qui ne vont pas être évalué pour cette fois. Donc en éliminant ces composantes, la Figure 5-6 montre l'arbre de défaillance du système simplifié du Concept 1 avec des alternatives ciblées.

Ensuite, après avoir consulté les fiches techniques de chaque alternative, nous avons obtenu les valeurs de MTTF (Mean Time To Failure) montrées dans le Tableau 5-14. La probabilité de défaillance est donc calculée par l'équation :

$$Pr = 1 - e^{-\lambda_c t}, \lambda_c = \frac{1}{MTTF} \quad (5-13)$$

Avec $t = 7 \times 24 \times 6 \approx 1000H$ puisque l'expérience dure au maximum 6 semaines.

Tableau 5-14 Paramètres calculés pour l'obtention de RS

Alternatives	MTTF(H)	Probabilité de défaillance
DEL	50000	0.019801
I2C CO₂	43800	0.022572
Analogique CO₂	175200	0.005692
I2C O₂	17520	0.055479
Analogique O₂	43800	0.022572
ADC	67758600	0.000015
HPT	87600	0.011350
HT	6.90E+08	0.000001
PT	3.33E+08	0.000003
Kapton	20000	0.048771
Thermistance	3.73E+09	2.68E-07
Peltier	200000	0.004988
Electrovanne	2.5E+08	0.000056
Pompe à membrane	10000	0.004191
Pompe péristaltique	2300	0.018095

Puis, en respectant les équations (4-13), (4-14), (4-15) et (4-23), nous avons obtenu à la fin les indices RS normalisés illustrés dans le Tableau 5-15. Nous pouvons constater que le Concept 3 et 4 sont plus fiables que les deux premiers systèmes. Cela est dû au fait que le module thermique avec des thermistances sont beaucoup fiables que celui avec le réchauffeur Kapton et le module Peltier. En comparant le Concept 3 et le Concept 4, il existe un écart, car le Concept 3 a plus de composantes (électrovanne, deux DELs) et le capteur PHT est beaucoup moins fiable que la combinaison des deux capteurs PT+HT. Les capteurs du gaz avec l'interface I2C sont aussi moins fiables que les capteurs analogiques.

Tableau 5-15 Indice de RS pour quatre concepts

	Concept 1	Concept 2	Concept 3	Concept 4
RS	0.88	0.94	0.96	0.99

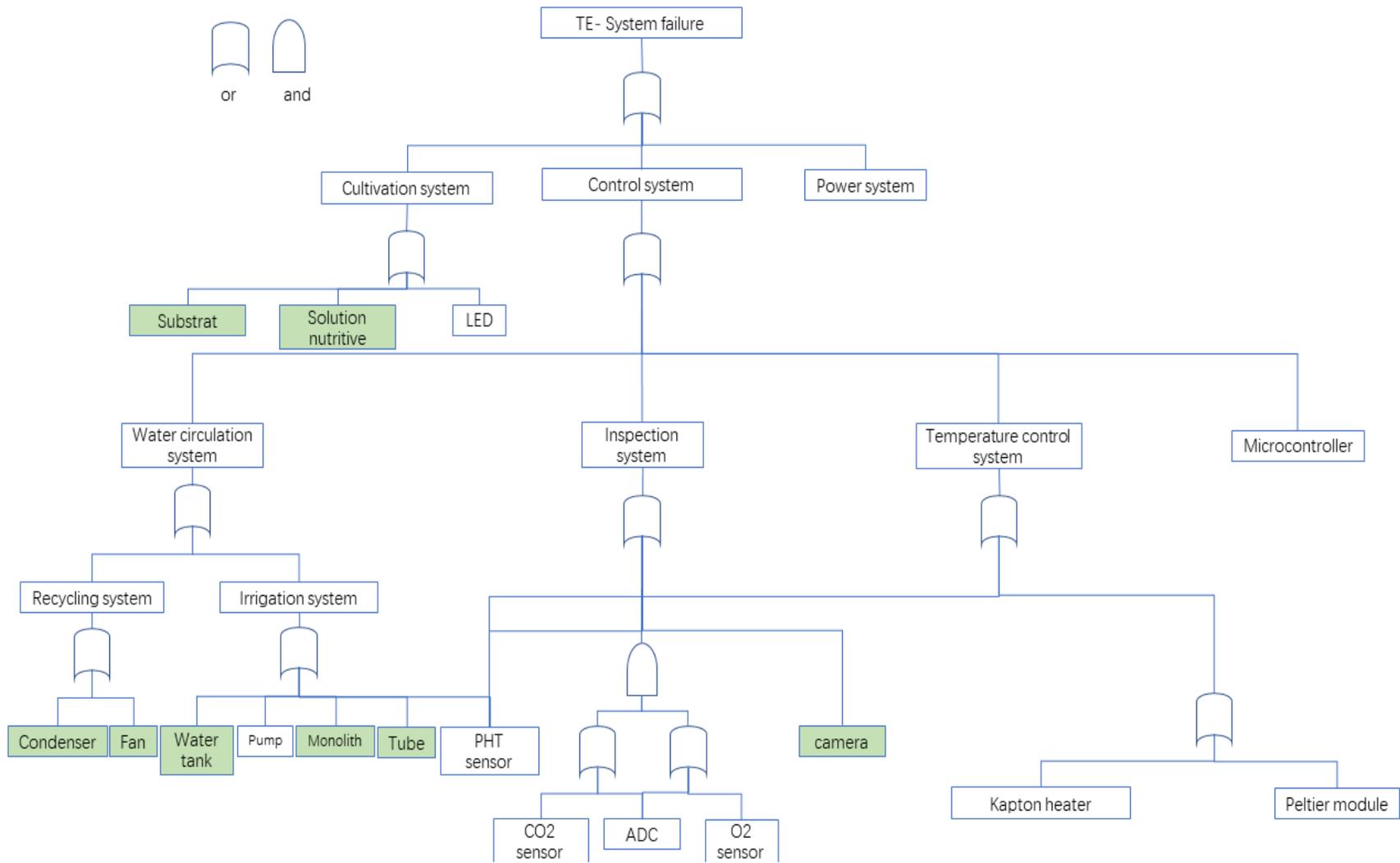


Figure 5-5 Arbre de défaillance du système entier du Concept 1

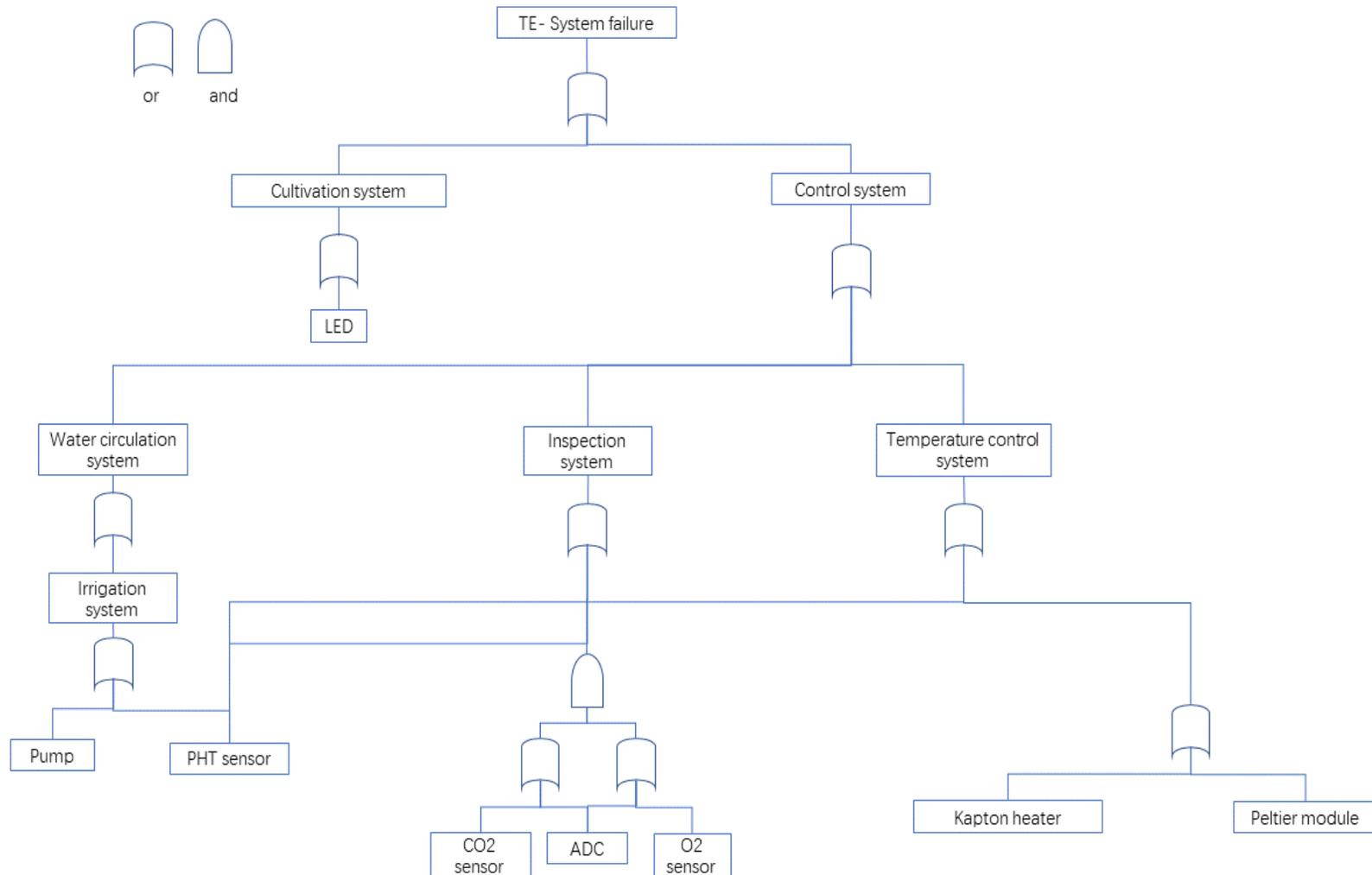


Figure 5-6 Arbre de défaillance du système simplifié du Concept 1 avec des alternatives à évaluer

5.2.3 Complexity (CX)

Les résultats des calculs de la complexité sont montrés dans le Tableau 5-16 dont Φ_i représente le vecteur de complexité et $\overline{\Phi}_i$ représente le vecteur normalisé avec $0 \leq \varphi_i \leq 1$. Nous utilisons ici le Concept 1 comme un exemple pour détailler la démarche de l'obtention des six éléments du vecteur de complexité :

- $\varphi_{1,C1}$: Nous avons 1 Packsoil, 2 ventilateurs, 1 contenant de liquide, 1 caméra, 1 source externe, 1 microcontrôleur, 1 couche de traitement de surface et 1 corps comme des composantes fixées. En outre, nous avons 1 DEL rouge, 1 DEL bleu, 1 réchauffeur Kapton, 1 module Peltier, 1 pompe péristaltique, 1 électrovanne, 1 capteur de O₂ analogique, 1 capteur de CO₂ analogique, 2 ADCs et 1 capteur d'environnement PHT étant des composantes choisies pour le Concept 1. Donc la somme $\varphi_{1,C1} = 20$
- $\varphi_{2,C1}$: Cet élément présente la complexité d'architecture du système. Les interconnexions entre les composantes sont montrées dans la Figure 5-7. Donc $\varphi_{2,C1} = 24$
- $\varphi_{3,C1}$: La Figure 5-8 montre les boucles de rétroaction dans le processus de conception (5)
- $\varphi_{4,C1}$: Ce paramètre correspond au nombre de bases de connaissances distinctes concernées. Pendant la phase de design, nous avons considéré le domaine de la conception mécanique, de l'électronique, du contrôle thermique, du génie aérospatial, de la biologie et de la dynamique de fluide. Donc, $\varphi_{4,C1} = 6$
- $\varphi_{5,C1}$: Cet élément représente la complexité du contrôle mesurée par le nombre de boucles fermées dans toutes les stratégies de contrôle utilisées dans le Concept 1. Selon la Figure 5-9, $\varphi_{5,C1} = 3$
- $\varphi_{6,C1}$: Par l'équation (4-17), $\varphi_{6,C1} = 1 - \overline{MIQ} = 0.56$.

En suivant le même processus, nous avons obtenu les valeurs des paramètres qui sont présentées dans le Tableau 5-15 pour les trois autres concepts. De plus, le w_j de l'équation (4-18) sera égale à 1/6 puisque nous considérons que le facteur de pondération est identique pour chaque sous-critère. L'équation (4-24) est utilisée cette fois-ci pour la normalisation des indices comme le système moins complexe est favorisé.

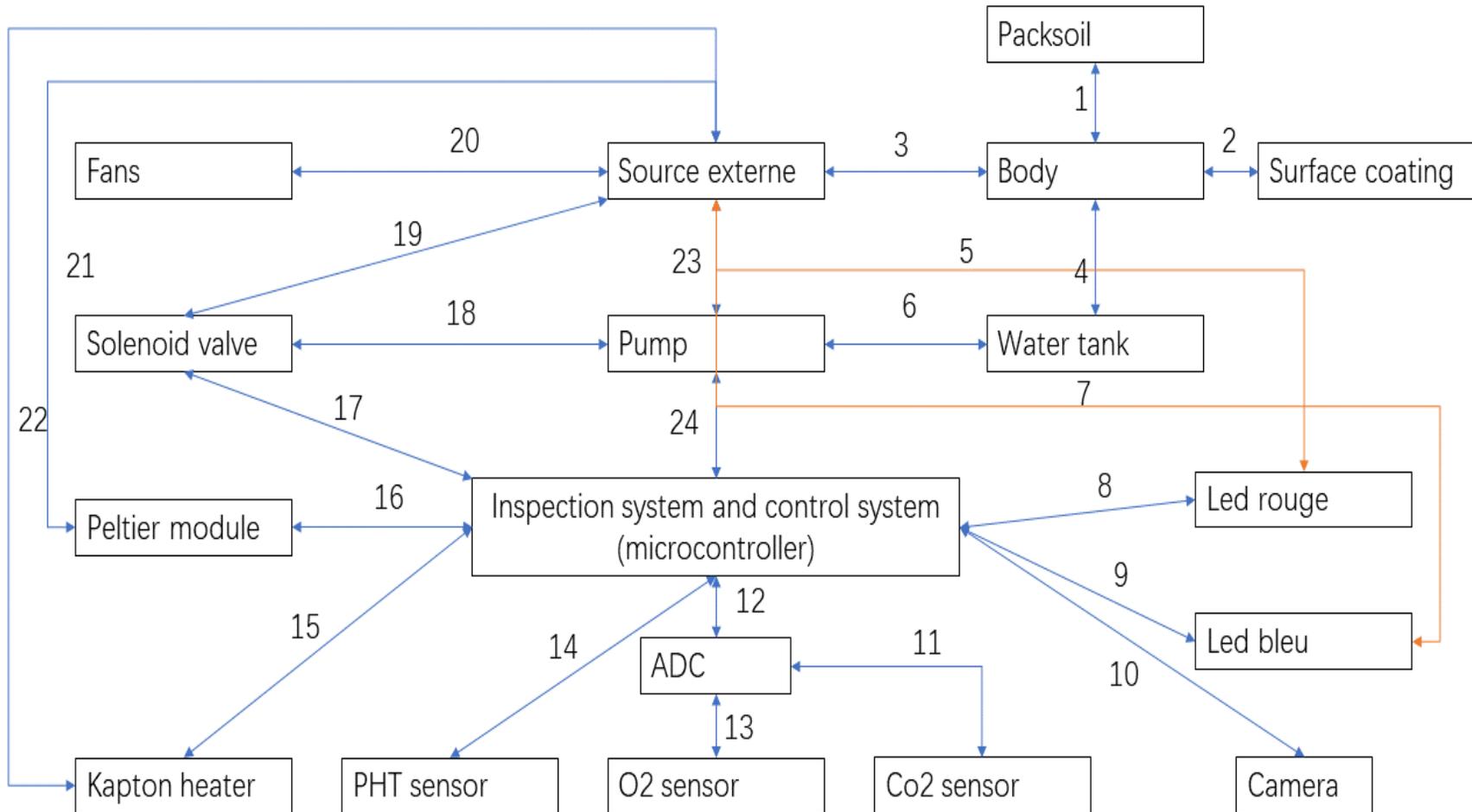


Figure 5-7 Interconnections entre les composants du Concept 1

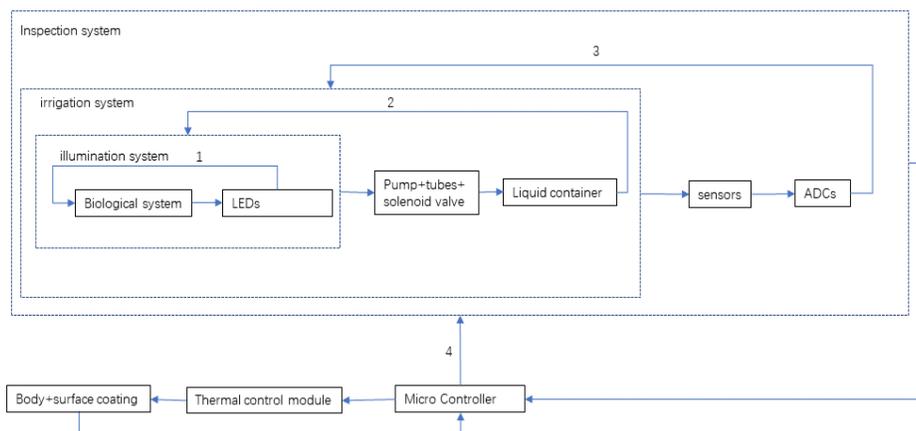


Figure 5-8 Le boucle rétroaction dans le processus de conception du Concept 1

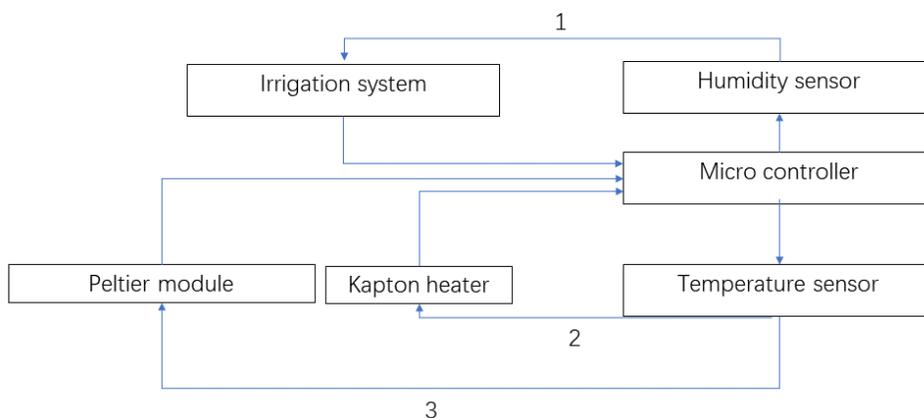


Figure 5-9 Le nombre de boucles fermées dans toutes les stratégies de contrôle du Concept 1

Tableau 5-16 Indice de CX pour quatre concepts

	Concept 1	Concept 2	Concept 3	Concept 4
Φ_i	[20,24,5,6,3,0.56]	[17,19,5,6,3,0.47]	[28,22,5,6,2,0.06]	[29,19,5,6,2,0.02]
$\overline{\Phi}_i$	[0.8,0.71,1,1,0.67,0.02]	[0.94,0.89,1,1,0.67,0.02]	[0.57,0.77,1,1,1,0.17]	[0.55,0.89,1,1,1,0.48]
CX	0.54	0.61	0.80	0.88

Remarquons que le Concept 1 est le concept dont la performance de complexité est la plus faible. Bien que la quantité des composantes ne soit pas la plus grande, le Concept 1 a plus d'interconnexions entre les composantes, plus de boucles de contrôle et une plus grande complexité du système de contrôle.

5.2.4 Flexibility (FX)

Même que la partie précédente, nous étudions le Concept 1 pour détailler la démarche de l'obtention des résultats finaux de la flexibilité du système :

- $\psi_{1,C1}$: Cet élément signifie la flexibilité de conception des composantes. Dans le Concept 1, le traitement de surface MLI peut être réalisé avec l'aluminium ou le zirconium ; la caméra peut fonctionner en suivant le principe de CMOS ou le principe d'infrarouge ; la pompe peut dérouler avec un moteur pas à pas ou un motoréducteur à courant continu ; le capteur de CO₂ peut fonctionner en suivant le principe NDIR ou le principe de l'électrochimie. Donc $\psi_{1,C1} = 2 \times 2 \times 2 \times 2 = 16$
- $\psi_{2,C1}$: Ce paramètre correspond à la flexibilité de personnalisation du système. Pour le design de l'incubateur, la forme du corps peut être deux parties symétriques (Figure 5-10) ou une boîte avec un couvercle en haut. Le Packsoil et les plantes peuvent être placés verticalement ou horizontalement dans l'incubateur. Concernant la caméra, nous pouvons la mettre au milieu de la paroi avec un miroir mis sur la partie supérieure afin d'avoir deux vues différentes ou la mettre simplement sur la partie supérieure. Donc $\psi_{2,C1} = 2 \times 2 \times 2 = 16$
- $\psi_{3,C1}$: Le contrôle thermique, le contrôle de la circulation de liquide et la culture de la plante sont les trois problèmes principaux pour la conception spécifique de notre système. Donc l'architecture détaillée dépende ces trois domaines et donc $\psi_{3,C1} = 3$
- $\psi_{4,C1}$: Pour l'interface du contrôle, notre incubateur sera contrôlé par l'ordinateur de bord étant une deuxième charge utile de cette mission. En même temps, il sera aussi possible de le contrôler par la station au sol en cas d'urgence. Donc $\psi_{4,C1} = 2$
- $\psi_{5,C1}$: Concernant la flexibilité de contrôle, nous avons deux options de l'algorithme de contrôle pour le contrôleur de température : un contrôleur PID ou un contrôleur PID avec l'aide du contrôleur Bang-bang. Donc $\psi_{5,C1} = 2$

Finalement, les résultats de FX sont montrés dans le Tableau 5-17 dont Ψ_i représente le vecteur de complexité et $\bar{\Psi}_i$ représente le vecteur normalisé avec $0 \leq \psi_i \leq 1$. De même, le ρ_j de l'équation (4-20) est égale à 0.2 en assurant un facteur de pondération identique pour les cinq sous-critères. Les règles de normalisation respectent l'équation (4-23).

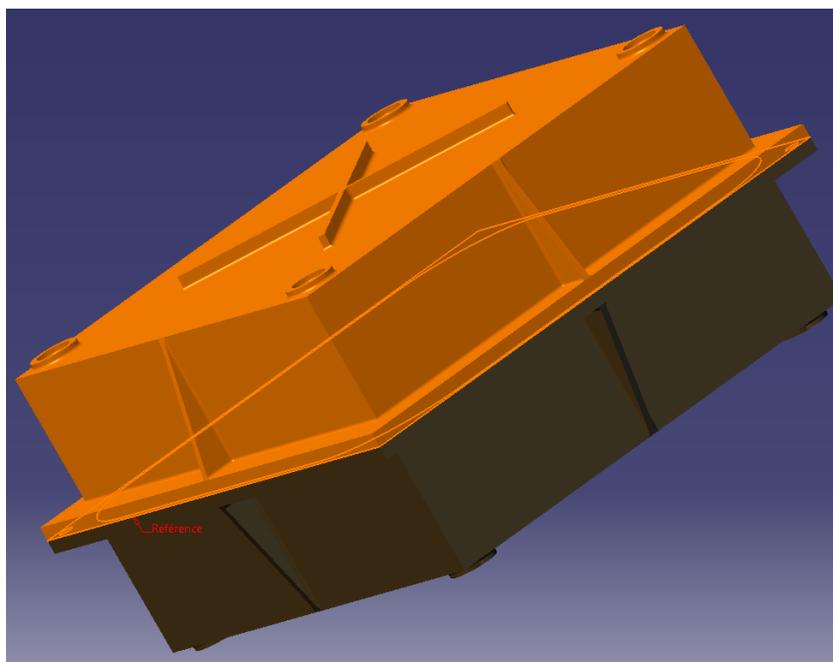


Figure 5-10 Forme de l'incubateur avec deux parties symétriques

Tableau 5-17 Indice de FX pour quatre concepts

	Concept 1	Concept 2	Concept 3	Concept 4
Ψ_i	[16,8,3,2,2]	[4,8,3,2,2]	[4,8,2,2,2]	[16,8,2,2,2]
$\overline{\Psi}_i$	[1,1,1,1,1,1]	[0,25,1,1,1,1]	[0,25,1,0,67,1,1]	[1,1,0,67,1,1]
FX	1	0.85	0.78	0.83

5.2.5 Cost(CT)

Le Tableau 5-18 montre le coût de chaque alternative. Tous les prix sont pris par des fournisseurs en ligne ou directement comme fournis par les fabricants. Selon l'équation (4-21) et l'équation (4-24), les résultats de cette partie sont montrés dans le Tableau 5-19. Les résultats obtenus montrent que le Concept 2 est le plus performant au niveau du coût. La différence la plus critique vient de l'électrovanne dont le prix est de 103.2 CAD. En plus, le capteur de CO₂ analogique est de 244 CAD. Néanmoins, le prix de celui de I2C est de 11.33 CAD qui est beaucoup plus bas que le capteur analogique.

Tableau 5-18 Coût de chaque composante

Alternatives	Coût (CAD)
DEL Blanche	7.84
DEL couleur	10.61
I2C CO ₂	11.33
Analogique CO ₂	244.00
I2C O ₂	173.87
Analogique O ₂	110.94
ADC	3.65
HPT	19.60
HT	3.34
PT	5.43
Kapton	83.85
Thermistance	4.00
Peltier	47.91
Electrovanne	103.20
Pompe à membrane	85.64
Pompe péristaltique	70.00

Tableau 5-19 Indice de CT pour quatre concepts

	Concept 1	Concept 2	Concept 3	Concept 4
CT(CAD)	708.02	419.2	592.75	626.75
\overline{CT}	0.57	0.96	0.68	0.64

5.2.6 Note Globale du Concept (NGC)

La dernière étape de la MMP est de conclure les mesures de cinq sous-critères avec l'Intégrale Choquet afin d'obtenir la NGC. Le résultat de dix questionnaires est montré dans le Tableau 5-20. Comme indiqué dans le paragraphe 4.2.2.6, les ϕ_i signifient l'importance de chaque critère et les I_{ij} signifient les indices d'interaction entre les critères i et j . Nous constatons bien que la fiabilité, avec une valeur de 0.28, est considérée comme le critère le plus important suivi par la complexité d'un tel système ayant une valeur de 0.21. En plus, selon les dix répondants, le coût est le facteur avec moins d'influence dans la conception de l'incubateur.

En utilisant les valeurs normalisées et l'équation (4-27), nous avons obtenus les résultats finaux montrés dans le Tableau 5-21. Avec la NGC, nous pouvons facilement conclure que le **Concept 4** est le meilleur concept entre ces quatre choix d'ensemble d'options. Ce système est composé par :

- Capteurs du gaz analogiques avec deux ADCs
- Capteurs d'environnement humidité-température et pression-température
- 6 paires de thermistances
- DEL blanche
- Pompe péristaltique
- Le contrôle direct pour le moteur de la pompe

En plus, nous observons que l'indice MIQ, RS et CX du Concept 4 sont tous les plus élevés parmi tous les concepts choisis. Cela confirme également les résultats du questionnaire que l'intelligence de la machine, la fiabilité et la complexité sont les trois critères plus importants pour la conception d'un incubateur effectuant des expériences dans l'espace. La flexibilité du Concept 4 est aussi assez performante par rapport aux autres concepts. En ce qui concerne le coût, nos résultats sont assez proches pour une conception du type « one off » mais en même temps ce critère a été considéré comme le moins important parmi les dix répondants du questionnaire. Par conséquent, l'influence du coût est assez limitée pour la conception de ce type d'incubateur dans une mesure raisonnable. Concernant les résultats finaux des 64 concepts, les Tableaux montrés dans l'Annexe présentent tous les indices de cinq sous-critères ainsi que les NGCs de chaque concept sont montrés dans le Tableau 5-22. À travers ce tableau, nous observons que le meilleur concept avec une NGC de 0.8881 est composé par :

- Capteurs du gaz analogiques avec deux ADCs
- Capteurs d'environnement humidité-température et pression-température
- 6 paires de thermistances
- DEL rouge et DEL bleue
- Pompe péristaltique
- Le contrôle direct pour le moteur de la pompe

Les notes de 5 sous-critères du meilleur concept choisi sont : MIQ : 0.9903, RS : 0.9655, CX : 0.8905, FX : 0.9333, CT : 0.6304. Les quatre premiers sous-critères sont assez performants par rapport aux autres concepts. Et comme mentionné précédemment, le coût est considéré comme un

critère qui n'est pas très critique pendant la conception de ce système. Donc, nous pouvons conclure qu'il est préférable de favoriser un concept facile à contrôler et moins complexe avec une fiabilité élevée pour ce type de systèmes mécatroniques.

Tableau 5-20 Paramètres de mesures floues selon les dix questionnaires

$\phi_1 = 0.18$	$\phi_2 = 0.28$	$\phi_3 = 0.21$	$\phi_4 = 0.18$	$\phi_5 = 0.15$
	$I_{12} = 0.4$	$I_{13} = -0.23$	$I_{14} = 0.39$	$I_{15} = -0.16$
		$I_{23} = 0.57$	$I_{24} = 0.11$	$I_{25} = -0.20$
			$I_{34} = 0.22$	$I_{35} = 0.64$
				$I_{12} = -0.3$
1 = MIQ, 2 = RS, 3 = CX, 4 = FX, 5 = CT				

Tableau 5-21 Indices de sous-critères de MMP et le NGC de quatre concepts

	Concept 1	Concept 2	Concept 3	Concept 4
MIQ	0.44	0.53	0.94	0.98
RS	0.88	0.94	0.96	0.99
CX	0.54	0.61	0.81	0.88
FX	1.00	0.85	0.78	0.83
CT	0.57	0.96	0.68	0.64
NGC	0.54	0.61	0.80	0.88

Finalement, en combinant le résultat de MMP avec le résultat d'AD, le système final proposé pour la phase de design conceptuel est montré dans la Figure 5-11. Le concept de notre incubateur miniaturisé est un système pressurisé composé par :

- Système de culture : 1 Packsoil considéré comme le substrat de la plante, 1 DEL rouge et 1 DEL bleu comme la source d'illumination, des solutions nutritives et l'air normal comme des sources nécessaires pour la croissance de la plante.
- Système de contrôle de température : le contrôle passif dépendant le matériau qui reste à déterminer, 12 thermistances qui jouent deux rôles : 6 utilisées comme les contrôleurs actifs et 6 autres utilisées comme les capteurs de température

- Système d’approvisionnement : 1 pompe péristaltique, 1 contenant de liquide, 1 capteur d’humidité-température, des tubes silicones et des tubes céramiques poreux, 2 ventilateurs, 1 condenseur mécanique personnalisé, Contrôleur PWM
- Système d’inspection : 1 capteur analogique de CO₂, 1 capteur analogique de O₂, 2 ADCs, 1 caméra, 1 capteur de pression-température, 1 PCB personnalisé

Et comme indiqué dans la section 5.1, le système d’alimentation est réalisé par un système EPS choisi en considérant la consommation totale du nanosatellite entier.

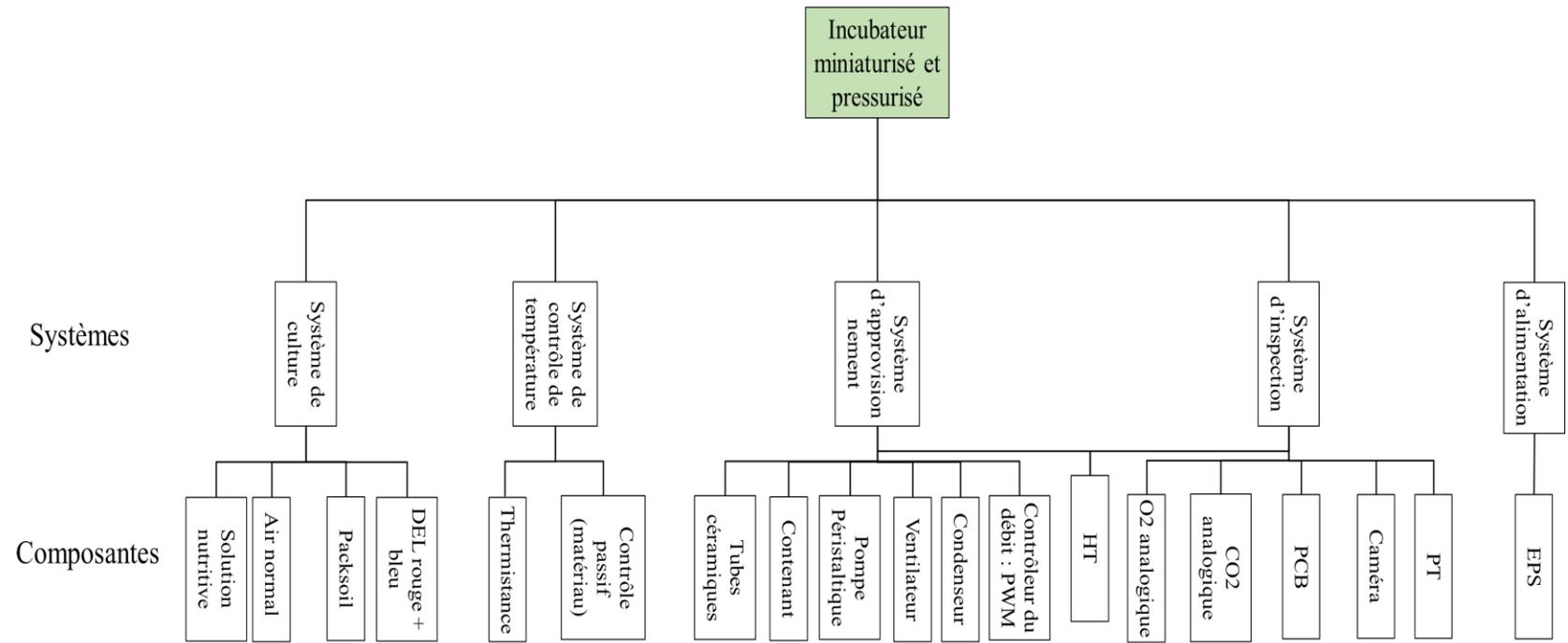


Figure 5-11 Système final proposé pour la phase de design conceptuel

Tableau 5-22 Résultats finaux de 64 concepts - NGC

	I2C PHT Kapton	ANA ⁴ PHT Kapton	I2C HT+PT Kapton	ANA HT+PT Kapton	I2C PHT Thermistance	I2C HT+PT Thermistance	ANA PHT Thermistance	ANA HT+PT Thermistance
B D PWM¹	0.6052	0.5863	0.6121	0.6117	0.7966	0.7957	0.7879	0.8302
B D E²	0.6019	0.5473	0.6103	0.5732	0.7933	0.8016	0.7756	0.8207
RB D PWM³	0.5825	0.5766	0.5924	0.6042	0.7951	0.7996	0.7905	0.8303
RB D E	0.5912	0.5403	0.6024	0.5682	0.7959	0.8062	0.7791	0.8187
B P PWM⁵	0.6043	0.5902	0.6121	0.6197	0.8031	0.8011	0.8207	0.8816
B P E	0.5997	0.5498	0.6084	0.5796	0.8218	0.8302	0.8121	0.8806
RB P PWM	0.5791	0.5792	0.5921	0.6097	0.8005	0.8048	0.8274	0.8881
RB P E	0.5872	0.5415	0.6009	0.5723	0.8237	0.8331	0.8195	0.8717

¹B=Blanc D=À membrane PWM=Contrôle direct

²E=Electrovanne

³RB=Rouge et bleu

⁴ANA=Analogique

⁵P=Péristaltique

CHAPITRE 6 DISCUSSION GÉNÉRALE

Dans ce mémoire, un design conceptuel du système d'incubateur miniaturisé est réalisé par la méthode combinant la Conception Axiomatique et le Profil Multicritère Mécatronique.

Le système montré à la fin du Chapitre 5 répond bien aux attributs de client étant le paramètre CA2 en respectant les hypothèses faites dans la section 3.4:

- CA2.1 : Fournir les conditions nécessaires pour pousser la plante

Le système conçu est un système pressurisé comprenant l'air normal. Ainsi, il comprend une DEL rouge et une DEL bleue comme la source d'illumination. Le système d'approvisionnement contenant une pompe péristaltique, deux ventilateurs, un condenseur mécanique et des tubes poreux sont disponibles pour transporter la solution nutritive et le recyclage de la vapeur d'eau.

- CA2.2 : Ajuster les paramètres au cours de l'expérience

Concernant la température, le contrôle est pris en charge par les thermistances. Le débit d'approvisionnement est contrôlé par un programme en utilisant des données du capteur d'humidité.

- CA2.3 : Suivre les paramètres pour la recherche scientifique

Les concentrations du gaz sont enregistrées par les capteurs du gaz analogiques et les ADCs. Ainsi, les données de la température, de l'humidité et de la pression du système en temps réel sont enregistrées par les capteurs d'environnement afin de bien contrôler le système et de bien réaliser la recherche scientifique.

Outre le choix des matériaux, la conception conceptuelle de cet incubateur est bien réalisée en utilisant la méthode combinant la Conception Axiomatique et le Profil Multicritère Mécatronique.

D'autre part, cette méthode de design synthétique apporte plusieurs avantages. Premièrement, la Conception Axiomatique aide le concepteur dans l'analyse du cahier de charge du projet à fournir précisément les attributs de la conception. Deuxièmement, l'AD offre une approche systématique et hiérarchique sous l'angle du design conceptuel en respectant les attributs de clients. Nous arrivons à obtenir toutes les combinaisons des alternatives potentielles. Au lieu d'appliquer l'axiome d'information, les concepts sont évalués par les cinq critères principaux de la méthode

MMP : l'intelligence de la machine, la fiabilité du système, la complexité, la flexibilité et le coût. De même, différant des autres méthodes de design dont les principes sont basés sur la conception séquentielle dans la plupart des cas, la méthode MMP peut aider le concepteur à arriver à des meilleures solutions en considérant le concept synthétiquement. La combinaison des deux méthodologies est bien harmonieuse puisque leurs mérites ont été amplifiés et l'insuffisance de l'AD a été compensée par la méthode MMP.

Au final, la NGC est calculée avec l'aide d'un outil de prise de décision afin d'évaluer la performance des concepts. Le « meilleur » concept est montré dans la Chapitre 5.

En plus, nous pouvons constater que les NGCs, étant 0.8816, 0.8806, 0.8881 et 0,8717, n'ont pas un changement significatif en modifiant les types de DELs et le contrôleur de ce concept. Ce décalage peut être produit à cause de l'utilisation de la mesure de logique floue. Donc ces concepts peuvent aussi être considérés comme des solutions performantes et possibles. En plus, une étude concernant l'influence des incertitudes des résultats sur la performance du concept choisi sera très intéressante pour justifier la performance de la méthode MMP.

L'étape suivante du projet sera de faire la conception détaillée en considérant ces possibilités et les conclusions de cette étude de design conceptuel. Les sous-critères de la méthode de MMP n'évaluent que les paramètres généraux dans les problèmes de la conception du système mécanique. En revanche, un design détaillé avec des fonctions objectifs spécifiques sera nécessaire pour obtenir un concept final optimisé de manière intégrale.

Par exemple, les concepts avec les thermistances ont une moyenne de NGC plus haute que les concepts avec le réchauffeur Kapton. En revanche, le réchauffeur Kapton est beaucoup utilisé dans les projets de NASA. De ce fait, une simulation thermodynamique visant l'incubateur sera nécessaire pour vérifier le choix du module de contrôle de température afin d'obtenir une solution plus précise.

En plus, avec une méthode métaheuristique, nous pourrons résoudre certains problèmes liés à la gestion d'espace et déterminer une configuration optimale à l'intérieur de l'incubateur. Ce travail est actuellement entrepris par l'étudiant au doctorat Yann-Seing Law Kam Cio (Laboratoire COSIM, Pr Achiche) en utilisant un Algorithme Génétique pour obtenir un design détaillé de l'incubateur tout en considérant les contraintes d'espaces et de dépendances liées au produit.

Concernant les autres limitations rencontrées pendant la phase de design conceptuel, la première amélioration possible est d'appliquer la mesure floue aux calculs des indices des sous-critères. Dans ce projet, nous avons pris une égalité pour les facteurs de pondérations des éléments de CX et FX. Ces facteurs peuvent aussi être calculés par l'Intégrale Choquet. Ces travaux dans le futur seront profitables pour la conception complète de l'incubateur miniaturisé.

Deuxièmement, la partie mécanique à l'extérieur de l'incubateur réalisée par E.C. Deschamps. n'est pas combinée avec notre design. Il sera intéressant d'étudier les interconnexions et les corrélations entre les deux parties afin d'obtenir un meilleur design global.

En plus, concernant notre design, quelques composantes importantes ne sont pas considérées pendant le processus de design puisque ces paramètres de design sont liés aux autres conditions indéterminées du nanosatellite. Par exemple, le système d'alimentation va alimenter entièrement le nanosatellite ; l'ordinateur de bord qui s'occupe des tâches de l'incubateur est la deuxième charge utile ; le condenseur qui sera conçu mécaniquement dépendant l'orbite de nanosatellite. Donc il sera intéressant d'améliorer la conception en utilisant cette méthode entièrement sur le nanosatellite dans l'avenir afin d'avoir une idée de design plus complète et plus approfondie.

Le quatrième problème auquel nous faisons face est de rassembler les paramètres de design des différentes alternatives qui sont nécessaires pour l'évaluation de la méthode MMP. Chaque fiche technique a sa propre forme avec des différentes informations techniques. Surtout pour les données de la fiabilité, les valeurs de MTTF sont toujours indisponibles sur la fiche technique puisque chaque composante individuelle a toujours une très haute fiabilité. Par exemple, dans le Tableau 5-14 nous pouvons constater que la probabilité de défaillance du capteur est de $3E-06$. Cette valeur est fournie directement par le producteur. Cependant, de telles données techniques sont très critiques pendant la conception d'un système mécatronique sophistiqué comme notre incubateur qui va travailler dans l'espace. Donc, nous proposons ici de construire une base de données standard avec tous les paramètres de design nécessaires de différentes alternatives afin de faciliter la phase de l'assemblage des données. Cette base de données peut être établie sur la banque de données de grand fournisseur comme Amazon ou Digkey qui ont assez de produits COTS. Une telle base de données va rendre la conception du système mécatronique beaucoup plus efficace.

CHAPITRE 7 CONCLUSION ET RECOMMANDATIONS

Pour conclure, ce mémoire a présenté le design conceptuel d'un incubateur miniaturisé pour une expérience biologique dans un nanosatellite en utilisant une méthode de design synthétique combinant la Conception Axiomatique et le Profil Multicritère Mécatronique. Les objectifs présentés dans le chapitre 3 sont bien atteints de manière générale. Avec les résultats obtenus, il est possible de dire que l'objectif général est atteint, car le système proposé est un incubateur pressurisé qui comporte quatre sous-systèmes : système de culture, système de contrôle de température, système d'approvisionnement et système d'inspection ; ce qui répond bien aux conditions d'expériences.

De plus, les contraintes de bases pour construire un système aérospatial ont été considérées pendant la phase de design.

En ce qui concerne les objectifs plus spécifiques, les fonctions requises sont obtenues par l'interprétation des attributs de clients. En décomposant les paramètres FRs et DPs de la Conception Axiomatique, nous obtenons des concepts concrets avec plusieurs options d'alternatives.

Après une recherche approfondie sur les produits COTS convenables à notre DPs, nous avons évalué 64 concepts en total. Le meilleur « meilleur concept » est ensuite choisi par la méthode MMP. Surtout pour le critère de la fiabilité, la méthode de l'Arbre de défaillances très utilisée dans le domaine aérospatial a été utilisée durant la conception. Plusieurs concepts sont évalués et le meilleur concept est donné à la fin du processus.

Finalement, les futurs travaux devraient se concentrer sur la conception détaillée en utilisant les fonctions objectifs spécialisées afin de résoudre des problèmes comme la gestion d'espace, la consommation d'énergie et le contrôle thermique. L'étudiant au doctorat Yann-Seing Law-Kam Cio. a déjà commencé à travailler sur la configuration interne de l'incubateur en utilisant un Algorithme génétique en se basant sur les possibilités choisies par ce projet. La réalisation d'un prototype en considérant nos résultats sera très intéressante afin de vérifier la fonctionnalité de la conception obtenue. De plus, appliquer cette démarche de design sur le nanosatellite dans son entièreté peut aboutir en une conception encore plus performante et intégrée. Finalement, la construction de la base de données des composantes et de leurs caractéristiques va rendre les tâches de la conception beaucoup plus efficaces et surtout plus rapides.

BIBLIOGRAPHIE

- [1] Z. Xiang, L. Wenhe, Z. Lianxin, C. Min, and Y. Youquan, "Study on on-orbit demonstration technology for space-biology nanosatellites," in *2014 International Conference on Manipulation, Manufacturing and Measurement on the Nanoscale (3M-NANO)*, 2014, pp. 271-275.
- [2] F. Bidner, "Fault Tree Analysis of the HERMES CubeSat," *University of Colorado at Boulder, USA*, 2010.
- [3] N.-p. Suh. (2005). *System Design and Analysis based on AD and Complexity Theories*. Available: <https://ocw.mit.edu/courses/mechanical-engineering/2-882-system-design-and-analysis-based-on-ad-and-complexity-theories-spring-2005/lecture-notes/lec202.pdf>
- [4] J. e. Zabeau, A. N"oel, and G. Beltrame, "A Miniaturized Incubator Design For Microgravity Botanic Experiments in CubeSats," in *Proceedings of the 67th International Astronautical Congress*, 2016.
- [5] K.-J. Park, B.-S. Kang, K.-N. Song, and G.-J. Park, "Design of a spacer grid using axiomatic design," *Journal of Nuclear Science and Technology*, vol. 40, no. 12, pp. 989-997, 2003.
- [6] A. Bobbio, L. Portinale, M. Minichino, and E. Ciancamerla, "Improving the analysis of dependable systems by mapping fault trees into Bayesian networks," *Reliability Engineering & System Safety*, vol. 71, no. 3, pp. 249-260, 2001.
- [7] O. Kulak, S. Cebi, and C. Kahraman, "Applications of axiomatic design principles: A literature review," *Expert Systems with Applications*, vol. 37, no. 9, pp. 6705-6717, 2010.
- [8] D. Tang, G. Zhang, and S. Dai, "Design as integration of axiomatic design and design structure matrix," *Robotics and Computer-Integrated Manufacturing*, vol. 25, no. 3, pp. 610-619, 2009.
- [9] K. Woellert, P. Ehrenfreund, A. J. Ricco, and H. Hertzfeld, "Cubesats: Cost-effective science and technology platforms for emerging and developing nations," *Advances in Space Research*, vol. 47, no. 4, pp. 663-684, 2011.
- [10] C. Kitts *et al.*, "Initial flight results from the PharmaSat biological microsatellite mission," in *Proceedings of the AIAA/USU Conference on Small Satellites, Session IV: Recent and Future Missions*, 2009.
- [11] C. Kitts *et al.*, "Flight results from the GeneSat-1 biological microsatellite mission," in *Proceedings of the AIAA/USU Conference on Small Satellites, Technical Session XI: Educational Programs*, 2007.
- [12] S. Yano *et al.*, "Improvements in and actual performance of the Plant Experiment Unit onboard Kibo, the Japanese experiment module on the international space station," *Advances in Space Research*, vol. 51, no. 5, pp. 780-788, 2013.
- [13] P. Ehrenfreund *et al.*, "The O/OREOS mission—Astrobiology in low Earth orbit," *Acta Astronautica*, vol. 93, pp. 501-508, 2014.
- [14] P. Zabel, M. Bamsey, D. Schubert, and M. Tajmar, "Review and analysis of over 40 years of space plant growth systems," *Life Sci Space Res (Amst)*, vol. 10, pp. 1-16, Aug 2016.

- [15] S. Häuplik-Meusburger, R. Peldszus, and V. Holzgethan, "Greenhouse design integration benefits for extended spaceflight," *Acta Astronautica*, vol. 68, no. 1, pp. 85-90, 2011/01/01/ 2011.
- [16] D. M. Porterfield, G. S. Neichitailo, A. L. Mashinski, and M. E. Musgrave, "Spaceflight hardware for conducting plant growth experiments in space: The early years 1960–2000," *Advances in Space Research*, vol. 31, no. 1, pp. 183-193, 2003/01/01/ 2003.
- [17] S. S. Board and N. R. Council, *A strategy for research in space biology and medicine in the new century*. National Academies Press, 1998.
- [18] M. Fregly and C. Blatteis, "Handbook of Physiology. Section 4: Environmental Physiology. Vol. 1," ed: New York, Oxford University Press, 1996.
- [19] S. Canova *et al.*, "'Modeled microgravity' affects cell response to ionizing radiation and increases genomic damage," *Radiation research*, vol. 163, no. 2, pp. 191-199, 2005.
- [20] W. Zhou *et al.*, "Performance of the Advanced Astroculture™ plant growth unit during ISS-6A/7A mission," SAE Technical Paper0148-7191, 2002.
- [21] A. Poghosyan and A. Golkar, "CubeSat evolution: Analyzing CubeSat capabilities for conducting science missions," *Progress in Aerospace Sciences*, vol. 88, pp. 59-83, 2017.
- [22] S. Lee, A. Hutputanasin, A. Toorian, W. Lan, and R. Munakata, "CubeSat design specification," *The CubeSat Program*, vol. 8651, p. 22, 2009.
- [23] H. J. Kramer and A. P. Cracknell, "An overview of small satellites in remote sensing*," *International Journal of Remote Sensing*, vol. 29, no. 15, pp. 4285-4337, 2008.
- [24] C. Kitts *et al.*, "Initial On-Orbit Engineering Results from the O/OREOS Nanosatellite," in *Proceedings of the AIAA/USU Conference on Small Satellites, Technical Session III: Reflections on the Past*, 2011.
- [25] W. L. Nicholson *et al.*, "The O/OREOS mission: first science data from the Space Environment Survivability of Living Organisms (SESLO) payload," *Astrobiology*, vol. 11, no. 10, pp. 951-958, 2011.
- [26] A. Mattioda *et al.*, "The O/OREOS mission: first science data from the space environment viability of organics (SEVO) payload," *Astrobiology*, vol. 12, no. 9, pp. 841-53, Sep 2012.
- [27] G. Minelli *et al.*, "O/OREOS nanosatellite: A multi-payload technology demonstration," in *Proceedings of the AIAA/USU Conference on Small Satellites, Technical Session VI: Market In Retrospect*, 2010.
- [28] T. Boone *et al.*, "E. coli AntiMicrobial Satellite (EcAMSat): Science Payload System Development and Test," in *Proceedings of the AIAA/USU Conference on Small Satellites, Pre-Conference: CubeSat Developers' Workshop*, 2014.
- [29] A. C. Matin *et al.*, "Payload hardware and experimental protocol development to enable future testing of the effect of space microgravity on the resistance to gentamicin of uropathogenic *Escherichia coli* and its sigma(s)-deficient mutant," *Life Sci Space Res (Amst)*, vol. 15, pp. 1-10, Nov 2017.

- [30] A. Galarneau *et al.*, "Hierarchical porous silica monoliths: A novel class of microreactors for process intensification in catalysis and adsorption," *Comptes Rendus Chimie*, vol. 19, no. 1-2, pp. 231-247, 2016.
- [31] L. Chen and M. Jayaram, "A PRELIMINARY STUDY ON CONCEPTUAL DESIGN OF MECHATRONIC SYSTEMS."
- [32] G. Schuh, S. Rudolf, and S. Breunig, "Modular Platform Design for Mechatronic Systems using Axiomatic Design and Mechatronic Function Modules," *Procedia CIRP*, vol. 50, pp. 701-706, 2016.
- [33] N. Janthong, D. Brissaud, and S. Butdee, "Combining axiomatic design and case-based reasoning in an innovative design methodology of mechatronics products," *CIRP Journal of Manufacturing Science and Technology*, vol. 2, no. 4, pp. 226-239, 2010.
- [34] J. Mørkeberg Torry-Smith, A. Qamar, S. Achiche, J. Wikander, N. Henrik Mortensen, and C. During, "Challenges in Designing Mechatronic Systems," *Journal of Mechanical Design*, vol. 135, no. 1, 2012.
- [35] N. P. Suh, *The principles of design* (no. 6). Oxford University Press on Demand, 1990.
- [36] N. P. Suh and S. Sekimoto, "Design of thinking design machine," *CIRP Annals-Manufacturing Technology*, vol. 39, no. 1, pp. 145-148, 1990.
- [37] S.-W. Cha and K.-K. Cho, "Development of DVD for the Next Generation by Axiomatic Approach," *CIRP Annals - Manufacturing Technology*, vol. 48, no. 1, pp. 85-88, 1999.
- [38] K.-Z. Chen, X.-A. Feng, and B.-B. Zhang, "Development of computer-aided quotation system for manufacturing enterprises using axiomatic design," *International Journal of Production Research*, vol. 41, no. 1, pp. 171-191, 2010.
- [39] E. Rauch, D. T. Matt, and P. Dallasega, "Application of Axiomatic Design in Manufacturing System Design: A Literature Review," *Procedia CIRP*, vol. 53, pp. 1-7, 2016.
- [40] A. Mohebbi, L. Baron, S. Achiche, and L. Birglen, "Trends in concurrent, multi-criteria and optimal design of mechatronic systems: A review," in *Innovative Design and Manufacturing (ICIDM), Proceedings of the 2014 International Conference on*, 2014, pp. 88-93: IEEE.
- [41] J. M. r. Torry-Smith, S. Achiche, N. H. Mortensen, A. Qamar, J. Wikander, and C. During, "Mechatronic design-still a considerable challenge," in *ASME 2011 International Design Engineering Technical Conferences and Computers and Information in Engineering Conference*, 2011, pp. 33-44: American Society of Mechanical Engineers.
- [42] A. Mohebbi, S. Achiche, and L. Baron, "Multi-criteria fuzzy decision support for conceptual evaluation in design of mechatronic systems: a quadrotor design case study," *Research in Engineering Design*, vol. 29, no. 3, pp. 329-349, 2018.
- [43] D. G. Ullman, *The mechanical design process: Part 1*. McGraw-Hill, 2010.
- [44] C. Coulombe, J.-F. Gamache, A. Mohebbi, U. Chouinard, and S. Achiche, "Applying robust design methodology to a quadrotor drone," in *DS 87-4 Proceedings of the 21st International Conference on Engineering Design (ICED 17) Vol 4: Design Methods and Tools, Vancouver, Canada, 21-25.08. 2017*, 2017, pp. 395-404.

- [45] A. Mohebbi, S. Achiche, and L. Baron, "DESIGN OF A VISION GUIDED MECHATRONIC QUADROTOR SYSTEM USING DESIGN FOR CONTROL METHODOLOGY," *Transactions of the Canadian Society for Mechanical Engineering*, vol. 40, no. 2, pp. 201-219, 2016.
- [46] B. K. Kim and S. W. Kim, "MIQ (Machine Intelligent Quotient) for process control system," in *IFAC World Congress*, 1998.
- [47] H.-J. Park, B. K. Kim, and K. Y. Lim, "Measuring the machine intelligence quotient (MIQ) of human-machine cooperative systems," *IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics-Part A: Systems and humans*, vol. 31, no. 2, pp. 89-96, 2001.
- [48] M. Stamatelatos, W. Vesely, J. Dugan, J. Fragola, J. Minarick, and J. Railsback, *Fault tree handbook with aerospace applications*. NASA Office of Safety and Mission Assurance, NASA HQ, 2002.
- [49] V. C. Moulitanitis, N. A. Aspragathos, and A. J. Dentsoras, "A model for concept evaluation in design—an application to mechatronics design of robot grippers," *Mechatronics*, vol. 14, no. 6, pp. 599-622, 2004.
- [50] J. Corbett and J. R. Crookall, "Design for Economic Manufacture," *CIRP Annals*, vol. 35, no. 1, pp. 93-97, 1986/01/01/ 1986.
- [51] A. R. Mileham, G. C. Currie, A. W. Miles, and D. T. Bradford, "A Parametric Approach to Cost Estimating at the Conceptual Stage of Design," *Journal of Engineering Design*, vol. 4, no. 2, pp. 117-125, 1993/01/01 1993.
- [52] A. Mohebbi, S. Achiche, and L. Baron, "Mechatronic multicriteria profile (MMP) for conceptual design of a robotic visual servoing system," in *ASME 2014 12th Biennial Conference on Engineering Systems Design and Analysis*, 2014, pp. V003T15A015-V003T15A015: American Society of Mechanical Engineers.
- [53] A. Mohebbi, S. Achiche, and L. Baron, "Integrated Design of A Vision-Guided Quadrotor UAV: A Mechatronics Approach," in *CCToMM Symposium on Mechanisms, Machines, and Mechatronics*, 2015.
- [54] A. Mohebbi, L. Baron, S. Achiche, and L. Birglen, "Neural network-based decision support for conceptual design of a mechatronic system using mechatronic multi-criteria profile (MMP)," in *Innovative Design and Manufacturing (ICIDM), Proceedings of the 2014 International Conference on*, 2014, pp. 105-110: IEEE.
- [55] A. Mohebbi, C. Coulombe, L. Baron, and S. Achiche, "A Fuzzy-based Approach Towards Conceptual Design Improvements for Mechatronic Systems," in *The 2017 CCToMM Symposium on Mechanisms, Machines, and Mechatronics*, Montreal, Canada, 2017.
- [56] Y. Narukawa and T. Murofushi, "Decision modelling using the choquet integral," in *International Conference on Modeling Decisions for Artificial Intelligence*, 2004, pp. 183-193: Springer.
- [57] M. F. Diaz-Aguado, S. Ghassemieh, C. VanOutryve, C. Beasley, and A. Schooley, "Small Class-D spacecraft thermal design, test and analysis-PharmaSat biological experiment," in *Aerospace conference, 2009 IEEE*, 2009, pp. 1-9: IEEE.

- [58] P. H. Allen Parker, Craig Stephens. (2016). *Low-Power Heaters for a High School Experiment Bound for the International Space Station*. Available: <http://www.vishaypg.com/docs/25508/25508.pdf>

ANNEXE A – QUESTIONNAIRE: MULTICRITERIA DESIGN OF A MECHATRONIC SYSTEM[42]

Introduction:

Considering the case of designing an aerospace-mechatronic system such as a miniaturized incubator (as shown in Fig.1) to realize a biological experiment in a nanosatellite.

The designer team has already come up with a set of five criteria as follows.

1. Increasing machine intelligence:

Including control intelligence and the data-handling capacity

2. Increasing system reliability

Depends on the reliability of each component and the redundancy of the system

3. Reducing design complexity

Depends on the quantity of components, the degree of architecture complexity, number of feedback loops in design process, the number of distinct knowledge bases, the controller complexity and finally the extent of embedded software in product.

4. Increasing design flexibility

Depends on the number of alternative component design paths, the number of components customization options, the number of choices for system architecture and the number of choices for control strategy.

5. Reducing cost:

Including the component costs as the summation of prices of all subsystems, the development and manufacturing cost, the integration cost, etc.

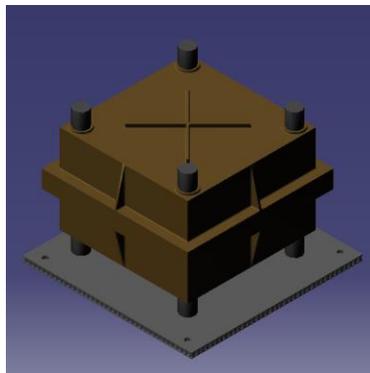


Figure 7-1 Example of a miniaturized incubator, preliminary CAO design

Yuanchao MA

Maîtrise de recherche en Génie Aérospatiale,

Polytechnique Montréal,

2018

Questionnaire

Question 1) from 1 to 10, what do you intuitively think it is the degree of importance for each of the aforementioned 5 criteria in designing such a system?

$\Phi_1^* =$	$\Phi_2^* =$	$\Phi_3^* =$	$\Phi_4^* =$	$\Phi_5^* =$
--------------	--------------	--------------	--------------	--------------

Question 2) from -10 to 10, what do you intuitively think it is the degree of correlation between each pair of criteria? What is the effect of increasing criterion i on criterion j? (Negative value represents negative correlation)

$I_{12} =$	$I_{13} =$	$I_{14} =$	$I_{15} =$
$I_{23} =$	$I_{24} =$	$I_{25} =$	
$I_{34} =$	$I_{35} =$		
$I_{45} =$			

Thank you for your participation

Name:

Signature

ANNEXE B – TABLEAU DE BESOIN FONCTIONNEL : FRS

REQUIS FONCTIONNELS		
FRs	Description	Détails
FR1	Réduire les facteurs extérieurs	
FR1,1	Fixer l'incubateur au CubeSat	
FR1,2	Supporter les efforts lors du décollage	
FR1,3	Protéger l'équipement fragile	
FR1,3,1	Limiter la propagation des vibrations	
FR1,3,2	Empêcher le mouvement libre de l'équipement	
FR2	Fournir un environnement propice à l'expérience	
FR2,1	Fournir des conditions nécessaires pour la germination des graines	
FR2,1,1	Sol artificiel	
FR2,1,2	Illumination artificielle	200 μ mol/m ² s = 100lm
FR2,1,3	Nutrition + eau	
FR2,1,4	O ₂ et CO ₂	
FR2,2	Contrôler la température à une valeur précise	
FR2,2,1	Isolation thermique	$\pm 1^{\circ}\text{C}$
FR2,2,2	Maintenir la température à une température précise	
FR2,2,2,1	Baisser la température	$\pm 1^{\circ}\text{C}$
FR2,2,2,2	Augmenter la température	$\pm 2^{\circ}\text{C}$
FR2,2,3	Mesurer la température	
FR2,2,4	Déterminer le temps pour changer la température	
FR2,2,5	Stabiliser la température	
FR2,3	Circuler de la solution nutritive	
FR2,3,1	Subvenir aux besoins en solution nutritive	
FR2,3,2	Stocker de la solution nutritive	50ml
FR2,3,3	Mesurer l'humidité dans l'air	0% - 99%
FR2,3,4	Délivrer la solution nutritive	
FR2,3,5	Déterminer le temps d'approvisionnement	
FR2,3,6	Ajuster le débit de délivrance	
FR2,3,7	Contrôler le débit	
FR2,3,8	Condenser la vapeur d'eau	
FR2,3,9	Faire circuler l'air	
FR2,4	Vérifier l'état de croissance	
FR2,4,1	Mesurer le CO ₂	0%-1%
FR2,4,2	Mesurer le O ₂	0%-30%
FR2,4,3	Vérifier les différentes étapes de croissance de la plante visuellement	une photo par jour
FR2,4,4	Assembler des capteurs	
FR2,5	Contrôler la pression	100KPa
FR2,5,1	Mesurer la pression	
FR2,6	Alimenter le système	
FR3	Contrôler les capteurs et collections des datas	
FR3,1	Enregistrer des données liées à la mission	
FR3,2	Contrôler les capteurs	
FR3,3	Transmission de data de CubeSat à la station terrienne	

ANNEXE C – TABLEAU DE PARAMÈTRE DE CONCEPTION : DPS

PARAMÈTRES DE DESIGN		
DPs	Description	Détails
DP1	Module mécanique	
DP1,1	Système de fixation	
DP1,2	Système de renfort	
DP1,3	Protection personnalisée	
DP1,3,1	Système d'amortissement	
DP1,3,2	Attaches personnalisées	
DP2	Incubateur miniaturisé	
DP2,1	Système de culture	
DP2,1,1	Packsoil	
DP2,1,2	DEL	RB ou Blanc
DP2,1,3	Solution nutritive	
DP2,1,4	L'air normal	
DP2,2	Système de contrôle de température	
DP2,2,1	Contrôle passif	Aluminium ou PEEK avec MLI
DP2,2,2	Contrôle actif	
DP2,2,2,1	Refroidissement	Cellule Peltier ou thermistance
DP2,2,2,2	Chauffage	Thermistance ou réchauffeur Kapton
DP2,2,3	Capteur de température	PHT ou PT et HT
DP2,2,4	Contrôleur de temps	
DP2,2,5	Contrôleur de température	PI ou PID ou Bang-bang
DP2,3	Système d'approvisionnement	
DP2,3,1	Système de pompe hydraulique	Péristaltique ou à membrane
DP2,3,2	Contenant de la solution nutritive	Flacon de médicament
DP2,3,3	Capteur d'humidité	PHT ou HT
DP2,3,4	Tubes silicones + tubes céramiques poreux	
DP2,3,5	Contrôleur de temps	
DP2,3,6	Programme de calcul dépendant l'humidité actuelle	
DP2,3,7	Contrôleur du débit	électrovanne ou PWM
DP2,3,8	Condenseur	Condenseur mécanique
DP2,3,9	Ventilateurs	Deux ventilateurs
DP2,4	Système d'inspection	
DP2,4,1	Capteur de CO ₂	Analogique ou I2C
DP2,4,2	Capteur de O ₂	Analogique ou I2C
DP2,4,3	Caméra	
DP2,4,4	PCB	
DP2,5	Système pressurisé	
DP2,5,1	Capteur de pression	PHT ou PT
DP2,6	EPS	
DP3	Ordinateur du bord	
DP3,1	Carte mère	
DP3,2	Microcontrôleur	
DP3,2	Antenne	

ANNEXE D – RÉSULTATS FINAUX DE 64 CONCEPTS DE MMP

Tableau 7-1 Résultats finaux de 64 concepts - MIQ

	I2C PHT Kapton	ANA ⁴ PHT Kapton	I2C HT+PT Kapton	ANA HT+PT Kapton	I2C PHT Thermistance	I2C HT+PT Thermistance	ANA PHT Thermistance	ANA HT+PT Thermistance
B D PWM¹	0.4435	0.4336	0.5302	0.5189	0.9215	0.9454	0.8860	0.9800
B D E²	0.4461	0.4365	0.5341	0.5230	0.9323	0.9572	0.8969	0.9903
RB D PWM³	0.4461	0.4365	0.5341	0.5230	0.9323	0.9572	0.8969	0.9903
RB D E	0.4485	0.4391	0.5377	0.5267	0.9423	0.9683	0.9071	1.0000
B P PWM⁵	0.4435	0.4336	0.5302	0.5189	0.9215	0.9454	0.8860	0.9800
B P E	0.4461	0.4365	0.5341	0.5230	0.9323	0.9572	0.8969	0.9903
RB P PWM	0.4461	0.4365	0.5341	0.5230	0.9323	0.9572	0.8969	0.9903
RB P E	0.4485	0.4391	0.5377	0.5267	0.9423	0.9683	0.9071	1.0000

¹B=Blanc D=À membrane PWM=Contrôle direct

²E=Electrovanne

³RB=Rouge et bleu

⁴ANA=Analogique

⁵P=Péristaltique

Tableau 7-2 Résultats finaux de 64 concepts - RS

	I2C PHT Kapton	ANA PHT Kapton	I2C HT+PT Kapton	ANA HT+PT Kapton	I2C PHT Thermistance	I2C HT+PT Thermistance	ANA PHT Thermistance	ANA HT+PT Thermistance
B D PWM	0.9090	0.9102	0.9439	0.9451	0.9756	0.9988	0.9767	1.0000
B D E	0.9090	0.9101	0.9439	0.9450	0.9755	0.9988	0.9767	0.9999
RB D PWM	0.8888	0.8899	0.9236	0.9248	0.9553	0.9786	0.9564	0.9797
RB D E	0.8887	0.8898	0.9236	0.9247	0.9552	0.9785	0.9564	0.9796
B P PWM	0.8948	0.8959	0.9297	0.9308	0.9613	0.9846	0.9625	0.9857
B P E	0.8947	0.8959	0.9296	0.9308	0.9613	0.9845	0.9624	0.9857
RB P PWM	0.8745	0.8757	0.9094	0.9105	0.9410	0.9643	0.9422	0.9655
RB P E	0.8744	0.8756	0.9093	0.9105	0.9410	0.9642	0.9421	0.9654

Tableau 7-3 Résultats finaux de 64 concepts - CX

	I2C PHT Kapton	ANA PHT Kapton	I2C HT+PT Kapton	ANA HT+PT Kapton	I2C PHT Thermistance	I2C HT+PT Thermistance	ANA PHT Thermistance	ANA HT+PT Thermistance
B D PWM	0.7714	0.7446	0.7539	0.7298	0.7898	0.7858	0.7668	0.8217
B D E	0.7391	0.7164	0.7248	0.7044	0.7643	0.7679	0.7425	0.8843
RB D PWM	0.7459	0.7226	0.7310	0.7100	0.7717	0.7747	0.7493	0.8905
RB D E	0.7187	0.6987	0.7063	0.6882	0.7520	0.7661	0.7295	0.8707
B P PWM	0.7714	0.7446	0.7539	0.7298	0.7898	0.7858	0.7668	0.8217
B P E	0.7391	0.7164	0.7248	0.7044	0.7643	0.7679	0.7425	0.8843
RB P PWM	0.7459	0.7226	0.7310	0.7100	0.7717	0.7747	0.7493	0.8905
RB P E	0.7187	0.6987	0.7063	0.6882	0.7520	0.7661	0.7295	0.8707

Tableau 7-4 Résultats finaux de 64 concepts - FX

	I2C PHT Kapton	ANA PHT Kapton	I2C HT+PT Kapton	ANA HT+PT Kapton	I2C PHT Thermistance	I2C HT+PT Thermistance	ANA PHT Thermistance	ANA HT+PT Thermistance
B D PWM	0.8500	0.9000	0.8500	0.9000	0.7833	0.7833	0.8333	0.8333
B D E	0.8500	0.9000	0.8500	0.9000	0.7833	0.7833	0.8333	0.8333
RB D PWM	0.8500	0.9000	0.8500	0.9000	0.7833	0.7833	0.8333	0.8333
RB D E	0.8500	0.9000	0.8500	0.9000	0.7833	0.7833	0.8333	0.8333
B P PWM	0.9000	1.0000	0.9000	1.0000	0.8333	0.8333	0.9333	0.9333
B P E	0.9000	1.0000	0.9000	1.0000	0.8333	0.8333	0.9333	0.9333
RB P PWM	0.9000	1.0000	0.9000	1.0000	0.8333	0.8333	0.9333	0.9333
RB P E	0.9000	1.0000	0.9000	1.0000	0.8333	0.8333	0.9333	0.9333

Tableau 7-5 Résultats finaux de 64 concepts - CT

	I2C PHT Kapton	ANA PHT Kapton	I2C HT+PT Kapton	ANA HT+PT Kapton	I2C PHT Thermistance	I2C HT+PT Thermistance	ANA PHT Thermistance	ANA HT+PT Thermistance
B D PWM	0.9385	0.6648	0.9627	0.6768	0.8475	0.8672	0.6178	0.6282
B D E	0.7568	0.5682	0.7725	0.5770	0.6966	0.7098	0.5335	0.5413
RB D PWM	0.9101	0.6504	0.9329	0.6620	0.8244	0.8430	0.6054	0.6154
RB D E	0.7383	0.5577	0.7532	0.5661	0.6808	0.6935	0.5242	0.5317
B P PWM	0.9739	0.6823	1.0000	0.6951	0.8763	0.8974	0.6330	0.6439
B P E	0.7797	0.5810	0.7964	0.5902	0.7159	0.7299	0.5448	0.5529
RB P PWM	0.9434	0.6672	0.9679	0.6794	0.8516	0.8715	0.6200	0.6304
RB P E	0.7600	0.5700	0.7759	0.5788	0.6993	0.7127	0.5351	0.5429

Tableau 7-6 Résultats finaux de 64 concepts - NGC

	I2C PHT Kapton	ANA PHT Kapton	I2C HT+PT Kapton	ANA HT+PT Kapton	I2C PHT Thermistance	I2C HT+PT Thermistance	ANA PHT Thermistance	ANA HT+PT Thermistance
B D PWM	0.6052	0.5863	0.6121	0.6117	0.7966	0.7957	0.7879	0.8302
B D E	0.6019	0.5473	0.6103	0.5732	0.7933	0.8016	0.7756	0.8207
RB D PWM	0.5825	0.5766	0.5924	0.6042	0.7951	0.7996	0.7905	0.8303
RB D E	0.5912	0.5403	0.6024	0.5682	0.7959	0.8062	0.7791	0.8187
B P PWM	0.6043	0.5902	0.6121	0.6197	0.8031	0.8011	0.8207	0.8816
B P E	0.5997	0.5498	0.6084	0.5796	0.8218	0.8302	0.8121	0.8806
RB P PWM	0.5791	0.5792	0.5921	0.6097	0.8005	0.8048	0.8274	0.8881
RB P E	0.5872	0.5415	0.6009	0.5723	0.8237	0.8331	0.8195	0.8717