

ÉCOLE DE TECHNOLOGIE SUPÉRIEURE  
UNIVERSITÉ DU QUÉBEC

MÉMOIRE PRÉSENTÉ À  
L'ÉCOLE DE TECHNOLOGIE SUPÉRIEURE

COMME EXIGENCE PARTIELLE  
À L'OBTENTION DE LA  
MAÎTRISE EN GÉNIE MÉCANIQUE  
M. Ing.

PAR  
SYLVESTRE, Bruno

CONCEPTION D'UN PANNEAU SOLAIRE DE TYPE « MEMBRANE » ATTACHÉ À  
UN MICRO OU NANO SATELLITE

MONTRÉAL, LE 16 MAI 2008

© Bruno Sylvestre, 2008

CE MÉMOIRE A ÉTÉ ÉVALUÉ

PAR UN JURY COMPOSÉ DE :

M. Henri Champlaud, directeur de mémoire  
Département de génie mécanique à l'École de technologie supérieure

Mme Marie-Josée Potvin, codirectrice de mémoire  
Agence spatiale canadienne

M. Youssef A. Youssef, président du jury  
Département de génie mécanique à l'École de technologie supérieure

Mme Johanne Heald, membre du jury  
Agence spatiale canadienne

## REMERCIEMENTS

Je tiens tout spécialement à remercier mon directeur de maîtrise, M. Henri Champlaud, pour son soutien constant et la qualité de ses conseils apportés tout au long de ce projet de recherche. Je veux aussi souligner l'apport technique et la rigueur de ma codirectrice de mémoire, Mme Marie-Josée Potvin, sans qui ce projet n'aurait jamais vu le jour. De plus, je veux remercier Mme Johanne Heald, membre du jury et chercheuse à l'Agence spatiale canadienne, ainsi que M. Youssef A. Youssef, président du jury et professeur à l'ÉTS, qui ont pris le temps d'évaluer ce mémoire et d'apporter de précieux commentaires nécessaires à son élaboration finale.

Cette entreprise n'aurait été possible sans l'appui indéfectible de mes parents, Suzanne et Yvon. Je veux vous remercier pour votre support sans faille semaines après semaines et surtout d'avoir cru en moi dès le premier jour. Je tiens aussi à remercier ma famille et mes amis pour leurs encouragements soutenus tout au long de mes études.

Enfin, je dédie ce mémoire à ma tendre Vicky qui a su m'appuyer tous les jours et me pousser à persévérer jusqu'au bout. Merci Vicky pour ta compréhension et ton écoute si généreusement apportées tout au long de mon projet de maîtrise. Il n'y a personne au monde qui aurait pu si bien me comprendre, m'entourer et me conseiller.

# CONCEPTION D'UN PANNEAU SOLAIRE DE TYPE « MEMBRANE » ATTACHÉ À UN MICRO OU NANO SATELLITE

SYLVESTRE, Bruno

## RÉSUMÉ

Ce mémoire présente la démarche d'élaboration d'un panneau solaire de type « membrane » voué à des applications spatiales. L'ensemble du document expose le cheminement nécessaire à sa conception : du cahier des charges au prototype fonctionnel.

Après avoir complété une revue de littérature et calculé la surface requise de cellules solaires flexibles, une réflexion approfondie a été menée. À l'aide d'une matrice de décision, les meilleurs éléments de plusieurs solutions proposées sont gardés et un prototype est construit et testé en apesanteur. Les forces et les faiblesses sont exhibées par cet essai et contribuent à la convergence d'une solution finale.

Cette solution comporte principalement deux éléments : le cadre Pi et la membrane. Le cadre est constitué de six membrures : trois en double C et trois en C. Celles-ci sont fabriquées à partir de ruban à mesurer métallique. La membrane s'attache au cadre par le biais de poches où s'insèrent les membrures. Le panneau s'empaquète dans un volume minimal en pliant les deux sections latérales de part et d'autre de la section centrale et le tout est roulé vers sa base.

Mots-clés : panneau solaire, membrane, cellules solaires flexibles, ruban à mesurer métallique

# **DESIGN OF A MEMBRANE-TYPE SOLAR PANEL ATTACHED TO A MICRO-OR NANO-SATELLITE**

SYLVESTRE, Bruno

## **ABSTRACT**

This thesis presents the design of a membrane-type solar panel to be used for space applications. The document shows all the steps necessary to its achievement: from the elaboration of the requirements to the realization of the functional prototype.

After having completed the literature review and calculated solar cells' required surface, a vast brainstorming is undertaken, which leads to several solutions. With the help of a decision matrix, the best features of each solution are kept and a prototype is fabricated and tested under zero gravity. The strengths and weaknesses of the prototype are identified through this test and help converging to a final solution.

This solution is constituted of mainly two parts: the Pi frame and the membrane. The frame is made of six elements: three double C spring steel blades and three single C ones. The membrane is attached to the frame by means of pockets where the blades are inserted. The panel is packaged in a minimal volume by folding its two lateral sections under and above the central section respectively and the panel is then rolled towards its base.

Keywords: solar panel, membrane, flexible solar cells, spring steel blade

## TABLE DES MATIÈRES

	Page
INTRODUCTION .....	1
CHAPITRE 1 DÉFINITION DU PROBLÈME.....	3
1.1 Mise en contexte.....	3
1.2 Problématique.....	5
1.3 Cahier des charges.....	8
1.3.1 Général.....	8
1.3.2 Pré requis et contraintes imposées.....	8
1.4 Objectifs du projet.....	10
CHAPITRE 2 REVUE DE LITTÉRATURE.....	12
2.1 Mode d'emballage .....	12
2.1.1 Techniques d'emballage inspirées de la nature.....	13
2.1.1.1 Végétaux.....	14
2.1.1.2 Animaux.....	19
2.1.2 Techniques d'emballage développées par l'humain.....	21
2.1.2.1 Patron Miura-Ori.....	21
2.1.2.2 Patron « pliage à feuilles pointant vers l'extérieur ».....	26
2.1.2.3 Patron « pliage à feuilles pointant vers l'intérieur ».....	27
2.1.2.4 Patron « pliage biaisé à feuilles pointant vers l'intérieur ».....	28
2.1.2.5 Enroulement inextensible de membranes minces.....	29
2.1.2.6 Pliage en Z.....	30
2.1.2.7 Membrane roulée.....	31
2.2 Système de déploiement.....	32
2.2.1 Mécanismes à charnière.....	32
2.2.1.1 Charnière ordinaire.....	32
2.2.1.2 Charnière flexible.....	32
2.2.2 Tiges extensibles.....	35
2.2.2.1 Tubes gonflables.....	35
2.2.2.2 Longerons enroulables.....	37
2.2.2.3 Structure auto-déployable de tensegrité.....	38
2.3 Système de mise sous tension / structure de soutien.....	39
2.3.1 Système à chaînette versus système parabolique.....	39
2.3.2 Autres structures de soutien.....	41
2.4 Systèmes similaires existants.....	41
2.4.1 ITSAT.....	41
2.4.2 PICOSAT.....	44
2.4.3 Hubble.....	46
2.5 Cellules solaires.....	47
2.5.1 Fonctionnement des cellules solaires.....	48
2.5.1.1 Conversion des photons en électrons.....	48

2.5.1.2	L'exemple du silicium .....	48
2.5.1.3	Perte d'énergie .....	50
2.5.2	Cellules solaires flexibles canadiennes .....	51
2.5.3	Comparaison avec des cellules solaires flexibles américaines .....	54
2.5.4	Comparaison avec des panneaux solaires traditionnels .....	56
2.5.5	Conclusions sur les cellules solaires .....	58
<b>CHAPITRE 3 ANALYSES COMPLÉMENTAIRES.....</b>		<b>61</b>
3.1	Membrane solaire fixe par rapport au corps du satellite .....	61
3.2	Discussion sur le contrôle d'attitude .....	62
3.3	Processus de conception de la surface requise de cellules solaires.....	64
3.3.1	Requis et contraintes reliés à l'orbite .....	65
3.3.2	Calculs de la puissance qui doit être produite par les cellules solaires.....	66
3.3.3	Puissance générée par les cellules solaires.....	67
3.3.4	Détermination de la production d'électricité en début de vie .....	68
3.3.5	Détermination de la production d'électricité en fin de vie.....	68
3.3.6	Aire requise des cellules solaires .....	69
3.4	Conclusion sur les analyses complémentaires.....	70
<b>CHAPITRE 4 RECHERCHE ET ÉLABORATION DE SOLUTIONS .....</b>		<b>71</b>
4.1	Présentation des solutions préliminaires .....	72
4.2	Étude comparative.....	74
4.2.1	Critères d'évaluation des solutions préliminaires .....	74
4.2.2	Résultats de l'étude comparative .....	76
4.3	Conclusion sur les solutions préliminaires.....	76
<b>CHAPITRE 5 ANALYSE DES SOLUTIONS PRÉLIMINAIRES ET CHOIX FINAL.....</b>		<b>78</b>
5.1	Analyse des solutions préliminaires et problèmes rencontrés.....	78
5.1.1	Longueur de la membrane nécessaire pour fournir l'énergie nécessaire ....	78
5.1.2	Problèmes reliés à la longueur de la membrane.....	79
5.1.3	Analyse de déploiement .....	79
5.1.4	Conclusion des solutions préliminaires.....	80
5.2	Troisième voie : nouvelle solution .....	81
5.3	Conclusion sur le choix de la solution finale .....	83
<b>CHAPITRE 6 PROTOTYPE ET ESSAI EN APESANTEUR .....</b>		<b>84</b>
6.1	Prototype de l'essai .....	84
6.2	Essai en apesanteur.....	86
6.2.1	Caractéristiques décelées au cours de l'essai en apesanteur .....	90
6.3	Leçons tirées de l'essai en apesanteur.....	90
<b>CHAPITRE 7 CONCEPTION DU CADRE ET DE LA MEMBRANE .....</b>		<b>92</b>
7.1	Le cadre : la structure en I (Pi) .....	92
7.2	La membrane.....	96
7.2.1	Apposition des cellules solaires sur la membrane.....	97
7.3	Conclusion sur le nouveau cadre et la nouvelle membrane .....	99
<b>CHAPITRE 8 PROTOTYPE FINAL.....</b>		<b>100</b>

8.1	Fabrication.....	100
8.1.1	Fabrication du cadre II.....	101
8.1.2	Préparation de la membrane.....	101
8.1.3	Intégration d'une réplique des cellules solaires sur la membrane.....	101
8.2	Empaquetage.....	102
8.3	Déploiement.....	104
8.3.1	Caractéristiques décelées au cours de l'essai.....	107
8.4	Notes particulières reliées au prototype final.....	108
8.4.1	Notes sur le cadre.....	108
8.4.2	Notes sur la membrane.....	108
8.4.3	Notes sur les cellules solaires.....	109
8.5	Conclusion sur le prototype final.....	109
CHAPITRE 9 AUTRES CONSIDÉRATIONS.....		110
9.1	Autres considérations reliées au développement du panneau solaire.....	110
9.1.1	Filière cellules solaires.....	111
9.1.1.1	Cellules solaires aptes à l'environnement spatial.....	111
9.1.1.2	Lien électrique entre cellules solaires et membrane solaire.....	112
9.1.1.3	Apposition des cellules solaires sur la membrane.....	112
9.1.1.4	Dissipation de la chaleur générée par les cellules solaires.....	112
9.1.2	Filière mécanique.....	113
9.1.2.1	Encastrement du panneau solaire dans le satellite.....	113
9.1.2.2	Efforts au point d'encastrement.....	113
9.1.2.3	Mécanisme d'initiation au déploiement.....	113
9.1.2.4	Système de régulation thermique.....	114
9.1.2.5	Puissance du déploiement.....	115
9.1.2.6	Fragilité du Kapton®.....	115
9.1.2.7	Fluage et relaxation du cadre.....	115
9.1.3	Filière électrique.....	116
9.1.3.1	Série versus parallèle.....	116
9.1.3.2	Dispositif électrique nécessaire au sein du satellite.....	116
9.2	Conclusion sur les autres considérations.....	119
CONCLUSION.....		120
ANNEXE I TYPE D'ORBITE ET COÛT DE LANCEMENT.....		124
ANNEXE II ÉVALUATION DES SOLUTIONS PRÉLIMINAIRES.....		125
ANNEXE III RATIO « SURFACE UTILE/SURFACE RÉELLE » - MOC.....		144
ANNEXE IV RATIO « SURFACE UTILE/SURFACE RÉELLE » - MOR.....		147
ANNEXE V CADRE II : DÉTAILS DE CONCEPTION - SOLUTION FINALE ..		151
ANNEXE VI MEMBRANE : DÉTAILS DE CONCEPTION - SOLUTION FINALE		153
LISTE DE RÉFÉRENCES.....		155



## LISTE DES TABLEAUX

	Page
Tableau 1.1	Différents types de satellites..... 6
Tableau 1.2	Principales contraintes imposées..... 10
Tableau 2.1	Fiche technique - cellules solaires flexibles canadiennes de SSP ..... 54
Tableau 2.2	Fiche technique - cellules solaires flexibles états-uniennes de First Solar... 55
Tableau 2.3	Paramètres électriques des cellules solaires flexibles de First Solar ..... 56
Tableau 2.4	Performances techniques des cellules solaires ..... 58
Tableau 2.5	Résultats des qualifications spatiales..... 58
Tableau 2.6	Comparaison des divers types de cellules solaires* ..... 59
Tableau 4.1	Solutions préliminaires..... 73
Tableau 4.2	Étude comparative des solutions préliminaires ..... 77
Tableau 6.1	Analyse du déploiement en apesanteur ..... 88
Tableau 7.1	Propriétés de section des membrures en C et double C* ..... 93
Tableau 7.2	Rayons de courbure minimaux pour les membrures en C et double C ..... 95
Tableau 8.1	Analyse du déploiement du prototype final..... 106

## LISTE DES FIGURES

	Page
Figure 1.1	Historique de masse des satellites d'observation et de science..... 4
Figure 2.1	Charme commun. .... 13
Figure 2.2	Hêtre. .... 14
Figure 2.3	Modèle Kobayashi..... 15
Figure 2.4	Différences entre une feuille d'arbre réelle et un modèle papier. .... 16
Figure 2.5	Dépliage « bi-axial » de Kresling ..... 17
Figure 2.6	L'érable palmé..... 17
Figure 2.7	Demi modèle d'une feuille d'érable palmé. .... 18
Figure 2.8	Pliage 2De-LTA. .... 20
Figure 2.9	Multiplés solutions des déformations d'une plaque infinie soumise à deux contraintes orthogonales dans le plan..... 23
Figure 2.10	Illustration du modèle Miura-Ori de Horner. .... 25
Figure 2.11	Pliage à feuilles pointant vers l'extérieur. .... 26
Figure 2.12	Pliage à feuilles pointant vers l'intérieur..... 27
Figure 2.13	Pliage biaisé à feuilles pointant vers l'intérieur. .... 28
Figure 2.14	Enroulement inextensible d'une membrane mince. .... 29
Figure 2.15	Membrane pliée en rotation biaisée..... 30
Figure 2.16	Plaque ou ruban en « C »..... 34
Figure 2.17	Tube à déploiement conique..... 36
Figure 2.18	Longeron enroulable..... 38
Figure 2.19	Membrane avec tubes paraboliques de Fang..... 40

Figure 2.20	ITSAT.....	43
Figure 2.21	PICOSAT (i).....	45
Figure 2.22	PICOSAT (ii).....	46
Figure 2.23	Hubble. ....	47
Figure 2.24	Cellules solaires flexibles de SSP.....	52
Figure 2.25	Photo d'un échantillon d'une cellule solaire flexible de SSP.....	53
Figure 5.1	Membrane pliée avec tubes en C et roulée avec tiges en C.....	82
Figure 6.1	Photos démontrant les trois sections du panneau solaire.....	84
Figure 6.2	Photos démontrant le panneau solaire emballé.....	85
Figure 6.3	Photos démontrant l'assemblage du panneau solaire. ....	86
Figure 6.4	Séquence de déploiement en apesanteur. ....	87
Figure 7.1	Prototype du cadre en II. ....	94
Figure 7.2	Cadre II avec membrane. ....	97
Figure 8.1	Prototype final. ....	100
Figure 8.2	Séquence d'emballage. ....	103
Figure 8.3	Membrures qui s'emboîtent.....	103
Figure 8.4	Déploiement du prototype final.....	105

## LISTE DES ABRÉVIATIONS, SIGLES ET ACRONYMES

2D	Deux dimensions
AM	<i>Air-mass</i> (ratio air-masse)
As	Arsenic
A <sub>SA</sub>	Solar Array Area (aire du panneau solaire)
ASC	Agence spatiale canadienne
ATS	Automation Tooling Systems Inc.
BOL	<i>Beginning of Life</i> (début de vie)
CAO	Conception assistée par ordinateur
CASI	Canadian Aeronautics and Space Institute (Institut aéronautique et spatial du Canada)
Cd	Cadmium
DET	<i>Direct-energy-transfer</i> (Transfert direct d'énergie)
DOD	<i>Depth-of-discharge</i> (profondeur de décharge)
EMC	<i>Elastic Memory Composite</i> (composite élastique à mémoire de forme)
EOL	<i>End of Life</i> (fin de vie)
ESA	European Space Agency (Agence spatiale européenne)
ÉTS	École de technologie supérieure
FS	First Solar
Ga	Gallium
Ge	Germanium
GEO	<i>Geostationary Earth Orbit</i> (orbite géostationnaire terrestre)
GSO	<i>Geosynchronous Orbit</i> (orbit géosynchrone)

H	<i>Height</i> (altitude)
IAF	International Astronautical Federation
$I_d$	<i>Inherent Degradation</i> (dégradation inhérente)
In	Indium
ISO	International Organization for Standardization (Organisation internationale de normalisation)
ITSAT	<i>Inflatable Torus Solar Array Technology</i>
$L_d$	<i>Life Degradation</i> (dégradation au cours de la vie)
LEO	<i>Low Earth Orbit</i> (orbite terrestre basse)
MLI	<i>Multi Layered Insulation</i> (isolation thermique à couches multiples)
MOC	Miura-Ori classique
MOH	Miura-Ori hybride
MOR	Miura-Ori radial
n/N	Négatif
NASA	National Aeronautics and Space Administration
Ni	Nickel
P	Phosphore
p/P	Positif
$P_{\text{BOI}}$	<i>Power at Beginning of Life</i> (puissance en début de vie)
$P_d$	<i>Power needed during the Day</i> (puissance requise durant le jour)
$P_{\text{EOL}}$	<i>Power at End of Life</i> (puissance en fin de vie)
$P_e$	<i>Power needed during the Eclipse</i> (puissance requise durant l'éclipse)
PIMP	Pliage inextensible autour d'un moyeu polygonal

$P_o$	<i>Ideal Output Power (per unit area)</i> (puissance idéale par unité de surface)
PRD	Pliage rotatoire décentré
$P_{sa}$ PV	<i>Power of Solar Array</i> (puissance du panneau solaire) Photovoltaïque
®	<i>Registered</i> (marque enregistrée)
SAR	<i>Synthetic Aperture Radar</i> (radar à ouverture synthétique)
Si	Silicium
SMAD	Space Mission Analysis and Design
SPA	<i>Solar panel assemblies</i> (assemblages de panneaux solaires)
SSP	Spherical Solar Power
STC	<i>Standard Test Conditions</i> (conditions standard de test)
Te	Tellure
$T_d$	<i>Day Period</i> (période de jour)
$T_e$	<i>Eclipse Period</i> (période d'éclipse)
TFSC	<i>Thin-film solar cell</i>
$T_g$	Température de transition vitreuse
Ti	Titane
™	<i>Trademark</i> (marque déposée)
TVAC	<i>Thermal vacuum</i> (vide thermique)
US	United States (of America) (États-Unis d'Amérique)
$X_d$	Pourcentage d'efficacité des circuits électriques durant le jour
$X_e$	Pourcentage d'efficacité des circuits électriques durant l'éclipse

## LISTE DES SYMBOLES ET UNITÉS DE MESURE

### UNITÉS GÉOMÉTRIQUES

#### Longueur

m	mètre
cm	centimètre
mm	millimètre
in	pouce (25,4mm)
mil	millième de pouce

#### Aire

m <sup>2</sup>	mètre carré
cm <sup>2</sup>	centimètre carré
mm <sup>2</sup>	millimètre carré

#### Volume

m <sup>3</sup>	mètre cube
cm <sup>3</sup>	centimètre cube
mm <sup>3</sup>	millimètre cube
L	litre
mL	millilitre (1 cm <sup>3</sup> )

### UNITÉS DE TEMPS

h	heure
min	minute
s	seconde
ms	milliseconde
μs	microseconde
a	année
d	jour

### UNITÉS DE MASSE

kg	kilogramme
g	gramme
mg	milligramme

### UNITÉS DE TEMPÉRATURE

K	Kelvin
°C	degré Celsius

### UNITÉS MÉCANIQUES

#### Vitesse

m/s	mètre par seconde
km/h	kilomètre par heure

#### Accélération

m/s <sup>2</sup>	mètre par seconde carré
------------------	-------------------------

#### Force et moment

N	newton (1 kg·m/s <sup>2</sup> )
N.m	newton-mètre

#### Contrainte, pression

MPa	mégapascal
Pa	pascal
psi	livre par pouce carré

### UNITÉS ANGULAIRES

rad	radian
°	degré
'	minute
"	seconde

### UNITÉS ÉLECTRIQUES

A	ampère
V	volt
W	watt (1A·V)
eV	electron-volt

### UNITÉS RELATIVES

%	pourcent
---	----------

### AUTRES

\$	dollar
∞	infini

## INTRODUCTION

L'ère spatiale s'est toujours distinguée par son utilisation optimale de l'énergie solaire de matériaux légers. Comme pour toute technologie de pointe, on ne cesse d'évoluer dans ce domaine.

Le présent ouvrage tente de contribuer à cette évolution en proposant un concept différent de panneau solaire. En effet, si l'on pense « panneau solaire », il est inévitable d'associer ce dernier à un genre de grand panneau rigide où sont apposées une multitude de cellules solaires photovoltaïques. Mais comme la tendance des satellites à vocation scientifique est à la miniaturisation, ce type de panneau devient donc problématique, principalement à cause de sa taille et de sa masse.

C'est ici qu'entre en jeu l'idée de développer un nouveau concept. Comment réussir à miniaturiser un satellite sans qu'il ne perde totalement ses capacités énergétiques ? C'est exactement l'objectif visé par l'Agence spatiale canadienne (ASC), c'est-à-dire d'étudier la possibilité de concevoir des panneaux solaires flexibles. En effet, suite à la découverte de cellules solaires flexibles de confection canadienne, l'idée d'explorer cette avenue a émergé.

Ce mémoire présente donc les étapes suivies dans l'élaboration d'un concept de panneau solaire de type « membrane » qui serait attaché à un micro ou nano satellite de l'ASC. Les principaux buts du projet de recherche sont, d'une part, la conception du panneau solaire lui-même incluant le mode optimal d'emballage de la membrane, l'intégration de cellules solaires flexibles ainsi que le mécanisme de déploiement et la structure de soutien associés et, d'autre part, la réalisation d'un prototype fonctionnel.

Pour ce faire, la problématique est d'abord bien définie et un cahier des charges propose les premières balises servant à encadrer le projet. Ensuite, vient une revue approfondie de littérature couvrant les aspects principaux de la recherche. Après, une série d'analyses



complémentaires est présentée afin de compléter le cahier des charges et la revue de littérature.

L'élaboration d'une solution optimale constitue le corps du travail. Il y a d'abord un vaste remue-méninges pour essayer de faire sortir une multitude de concepts de panneaux solaires de type membrane. Ensuite, à l'aide d'une matrice de décision, tous les concepts développés sont comparés sur les mêmes bases pour essayer d'identifier les meilleures idées. Deux concepts ressortent du lot et sont analysés un peu plus en profondeur pour aider à la convergence de la solution finale. De là, un prototype est construit et testé en apesanteur pour valider le déploiement; l'essai est un vif succès. Toutefois, certaines lacunes sont identifiées et des améliorations sont proposées pour l'élaboration du prototype final. Ce dernier est fabriqué et ses principales caractéristiques sont présentées.

Comme il s'agit de la première itération d'un tel type de panneau solaire, plusieurs aspects liés aux technologies spatiales n'ont pu être couverts dans cette recherche et un aperçu des contraintes additionnelles est présenté.

Pour terminer, la conclusion rappelle le chemin emprunté tout au long de la recherche menant à l'aboutissement du projet. Diverses réflexions aident à situer le travail dans son contexte et démontrent l'apport de celui-ci au domaine spatial. Enfin, une série de recommandations est proposée pour des travaux ultérieurs.

## CHAPITRE 1

### DÉFINITION DU PROBLÈME

#### 1.1 Mise en contexte

Depuis les débuts de l'ère spatiale, soit depuis près de soixante ans, la conception d'engins spatiaux et leur mise en orbite a toujours été l'apanage d'abord, de gouvernements, puis de grandes sociétés à cause principalement des coûts élevés de développement et de lancement. En effet, comme le mentionne Koelle (2005), le domaine spatial a été initialement le fait de deux gouvernements, soviétique et américains, qui voulaient démontrer leur supériorité militaire respective et rehausser leur prestige national. Tout cela a mené à une industrie inefficace où les coûts n'étaient pas prioritaires. De fait, cela a propulsé vers le haut les coûts de lancement, et d'après le même auteur (Koelle 2005), il en coûte environ entre 8 000 \$/kg et près de 24 000 \$/kg<sup>1</sup> (pour l'année de référence 2004) pour mettre une charge utile en basse orbite autour de la Terre (i.e. en anglais, *Low Earth Orbit* ou LEO) pour les systèmes de lancement actuel que ce soit une fusée Ariane 5 (moins cher) ou de la fameuse navette spatiale de la NASA (plus cher). Et pour le cas spécifique des lancements commerciaux en orbite géostationnaire (i.e. en anglais, *Geostationary Orbit* ou GEO), la facture s'élève à près de 45 000 \$/kg pour l'année de référence de 2004. Cette différence de coût s'explique principalement par le fait que l'orbite GEO (i.e. 36 000 km d'altitude) est beaucoup plus élevée que l'orbite typique LEO (i.e. de 200 à 2 000 km d'altitude). Voir l'ANNEXE I pour plus d'explications sur ces orbites.

Ces coûts exorbitants montrent à quel point mettre un satellite, ou tout autre engin spatial, en orbite est inaccessible pour le commun des mortels. C'est pour cette raison que la réduction de la masse lancée est primordiale. D'ailleurs, au cours des dernières années, Rast, Schwehm et Attema (1999) ont constaté que pour les satellites d'observation de la

---

<sup>1</sup> 24,000\$/kg est une extrapolation de l'auteur grâce à la Figure 1 de Koelle (2005).

Terre et les sondes spatiales à caractère scientifique, la tendance est vraiment à la réduction de la masse et de la puissance comme il est démontré à la Figure 1.1. Même que l'architecture des missions se voit de plus en plus distribuée sur une constellation de petits satellites plutôt que sur un seul et énorme satellite qui remplit toutes les tâches à la fois. Bien entendu, le but de cela est la réduction des coûts à court terme ainsi que de diminuer les risques associés à une mission. Toutefois, cela a pour effet de complexifier les missions en ce qui a trait à la synergisation des efforts de plusieurs satellites travaillant ensemble.

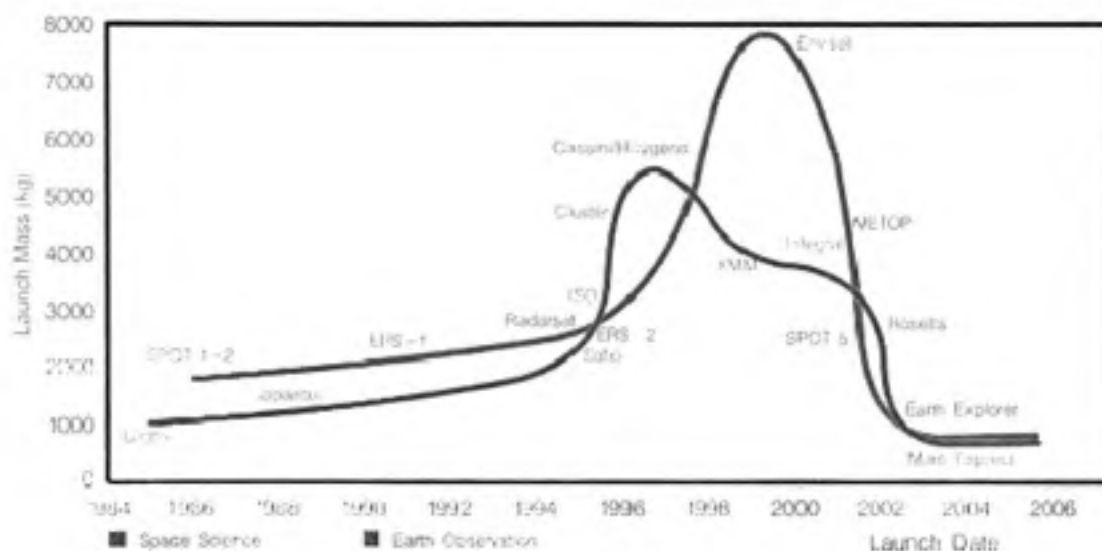


Figure 1.1 *Historique de masse des satellites d'observation et de science.*  
(Tiré de Rast, Schwehm et Attema, 1999 [notre traduction])

Source : Cette figure est tirée de Rast, Schwehm et Attema (1999) « Payload-Mass Trends for Earth-Observation and Space-Exploration Satellites » et correspond à la « Figure 3. Launch-mass histories for Science and Earth-Observation satellites » présentée en page 4 dans le document original.

Cela permet aussi d'espacer les coûts sur plusieurs années au lieu d'avoir à payer tout d'un coup. Reste que la tendance est claire, la réduction des coûts est l'objectif numéro un et cela passe sans contredit par un effort de miniaturisation des engins spatiaux et d'optimisation du rapport performances/poids.

Il est à noter que cette tendance est vraie surtout pour les satellites scientifiques qui sont financés par des fonds publics. Pour ce qui est des satellites commerciaux de communications, la tendance est inverse. En effet, ces derniers ont vu leur masse progresser depuis leurs débuts afin de répondre à la demande toujours grandissante des télécommunications. Mais comme Jilla et Miller (1997) l'ont mentionné, la force inductrice la plus importante de nos jours pour le développement d'engins spatiaux n'est plus nécessairement la science à étudier ou bien l'utilisation des dernières technologies, mais bien de respecter le budget de l'organisation qui finance le projet.

Bien que l'exploration spatiale ait commencé il y a près de soixante ans déjà, il n'y a pas eu de révolution technologique spectaculaire qui ont fait baisser de façon drastique les coûts de lancement. Une des solutions en attendant les lanceurs moins coûteux est, entre autres, de réduire la masse et le volume des satellites et parfois d'utiliser le même lancement pour mettre en orbite deux ou trois engins spatiaux à la fois (*i.e. piggy back*).

## 1.2 Problématique

Il va donc de soit d'essayer de diminuer au maximum la masse lancée afin de réduire ces coûts exorbitants. L'Agence spatiale canadienne (ASC) abonde dans le même sens et priorise les missions à faible coût qui permettent un retour intéressant pour les contribuables canadiens comme en témoignent le site web (Agence spatiale canadienne 2007) des appels d'offres pour petites missions spatiales de l'ASC. De fait, les différents groupes de recherches de l'ASC et les scientifiques canadiens tentent de valider plusieurs concepts pour des missions futures à faible coût telles que les micros missions. Ces dernières sont composées de micro-robots et de satellites de faible taille.

Les petits satellites n'ont fait leur apparition que récemment dans le domaine spatial. Comme le mentionne Jilla et Miller (1997), une nouvelle philosophie de conception à faibles coûts et à risques élevés de petits satellites (*i.e. SmallSat Revolution*) est apparue au

milieu des années quatre-vingts. Selon ces auteurs, ces satellites sont certes moins chers que ceux traditionnels, mais ils comportent parfois plus de risques - entre autres lorsque la redondance des composantes est limitée (pour diminuer la masse) - ont moins d'instruments à bord, sont généralement moins fiables et durent moins longtemps que leurs cousins plus massifs. Toutefois, cela permet à de petits groupes d'ingénieurs, de scientifiques et même d'étudiants universitaires de concevoir et lancer des satellites pour l'avancement de la connaissance. Autrement dit, le domaine spatial est dorénavant plus accessible que jamais. Les petits satellites sont habituellement ceux dont la masse opérationnelle, c'est-à-dire la masse incluant le combustible<sup>2</sup>, est inférieure à 500 kg. Le Tableau 1.1 résume ce qui est généralement accepté pour définir les différents types de satellites.

Tableau 1.1  
Différents types de satellites

Nom du groupe	Masse opérationnelle	
Gros satellite	> 1 000 kg	
Satellite moyen	500 - 1 000 kg	
Mini satellite	100 - 500 kg	Petits satellites
Micro satellite	10 - 100 kg	
Nano satellite	1 - 10 kg	
Pico satellite	0.1 - 1 kg	
Femto satellite	< 100 g	

Une des composantes universelles de tout système est, bien entendu, la production d'énergie afin de pouvoir remplir les fonctions données du système. Que ce soit une voiture avec un moteur à combustion qui convertit l'énergie du pétrole en énergie mécanique et électrique ou les piles à combustible qui produisent de l'électricité pour la navette spatiale états-unienne, tout système nécessite de l'énergie pour fonctionner. Or, la vaste majorité des satellites ou des sondes spatiales utilisent des panneaux solaires afin de générer l'énergie

<sup>2</sup> En anglais, on utilise le terme *wet mass*.

nécessaire pour leur fonctionnement. Or, comme il a été vu à la section précédente, la tendance est à la miniaturisation. Toutefois, les panneaux solaires généralement utilisés sont rigides, énormes et massifs et ne s'adaptent pas bien sur de petits véhicules spatiaux. Avec l'avènement de cellules solaires ultra flexibles développées Spheral Solar Power au Canada, l'ASC a décidé d'étudier l'utilisation optimale d'une telle technologie dans le cadre de ses projets de recherche. L'approche initiale de l'ASC visait donc l'étude des méthodes optimales d'emballage de telles cellules solaires.

Le problème des petits satellites est qu'ils sont petits et que pour accomplir leur mission, ils ont aussi besoin d'énergie! Avec les ordinateurs plus puissants de nos jours, et notamment avec la puissance des logiciels embarqués, il est possible de leur faire accomplir beaucoup de tâches. Toutefois, puisqu'ils sont petits, ils ne peuvent pas se payer le luxe d'avoir de gros panneaux solaires. Une des solutions est tout simplement de coller des cellules solaires traditionnelles à leur surface. Par contre, le problème d'apport d'énergie est de taille puisque seulement l'équivalent de 1 côté à la fois peut voir le Soleil, ce qui limite énormément la quantité d'énergie qu'ils peuvent recevoir et emmagasiner. Qui dit peu d'énergie, dit peu de capacités. Or, si des panneaux solaires ultralégers et flexibles pouvaient être attachés à ces satellites, les possibilités de ces petits satellites pourraient être facilement décuplées. C'est exactement à la résolution de cette problématique que ce projet tente de s'attaquer.

L'ASC a estimé que la technologie membranaire pourrait bien être une solution originale et peu coûteuse pour répondre à la demande énergétique tout en satisfaisant aux critères élevés auxquels ce genre de missions sont soumises. En effet, l'idée d'utiliser des structures « membranes » est de pouvoir produire de l'énergie à faible masse ou à un ratio énergie/masse élevé.

## **1.3 Cahier des charges**

### **1.3.1 Général**

Le cahier des charges vise à définir toutes les spécifications qui bornent un projet afin de mieux répondre à l'objectif principal. Il y a d'abord les contraintes imposées à la conception dès le départ; elles sont énumérées et définies dans cette section.

L'objectif fondamental de ce projet consiste à concevoir un panneau solaire de type « membrane » pouvant être attaché à un micro ou nano satellite. Ces travaux de recherches serviront, plus particulièrement, à valider la pertinence de ce type de technologie tout en évaluant sa faisabilité. Le but premier de cette étude réside dans la démonstration d'un concept qui, éventuellement, pourrait devenir une technologie de spécialité canadienne.

### **1.3.2 Pré requis et contraintes imposées**

Premièrement, pour se donner un point de départ afin de concevoir un premier prototype, des dimensions initiales sont proposées. Lors du démarrage de ce projet, l'ASC travaillait sur le concept de développement d'un satellite de type « nano » avec des dimensions volumiques de 21 cm x 21 cm x 21 cm. Autrement dit, une fois emballée, la « membrane solaire » doit pouvoir être contenue sur une surface ne dépassant pas l'aire d'une face du satellite soit, 21 cm x 21 cm ou 441 cm<sup>2</sup>. Toutefois, il n'y a pas, à ce moment, de contraintes définies pour ce qui est de l'épaisseur permise pour la membrane lorsque repliée.

De plus, la solution d'emballage retenue doit faire en sorte qu'elle minimise le chiffonnage de la membrane afin de ne pas abîmer les cellules solaires.

La membrane doit aussi être suffisamment « supportée » afin de pouvoir garder une certaine planéité une fois déployée afin de garantir une exposition optimale (i.e. le plus perpendiculaire possible) au Soleil.

Il était estimé par l'ASC que le « nano satellite » considéré avait besoin d'au moins 7 W de puissance de la part des cellules solaires afin de pouvoir bien fonctionner. Pour générer la puissance requise, l'Agence spatiale canadienne a spécifiquement choisi d'utiliser pour ce projet une technologie canadienne en développement de cellules solaires ultra flexibles. Ces dernières ont été conçues par la compagnie canadienne Spheral Solar Power (SSP). Chaque cellule solaire mesure 10 cm x 10 cm. En effet, un des buts de ce projet est de déterminer la faisabilité de ce type de technologie et ces cellules deviennent un des éléments imposés.

De plus, le matériau flexible utilisé comme substrat (i.e. la membrane elle-même) pour les cellules solaires doit absolument être qualifié pour l'espace, c'est-à-dire qu'il doit avoir un faible dégazage, résister aux radiations intenses de l'environnement spatial ainsi qu'aux variations de températures extrêmes. L'Agence spatiale canadienne a choisi d'utiliser le Kapton® dans ce cas-ci en raison principalement de sa disponibilité.

Puisqu'il s'agit d'un « nanosat », il y a très peu d'espace pour embarquer des actionneurs servant à déployer ou à aider au déploiement de la membrane solaire. Il faut donc trouver une solution qui minimise l'utilisation de tel mécanisme voire même l'éliminer. En d'autres mots, la membrane doit pouvoir se déployer le plus passivement possible en se servant d'énergie interne si possible. Il va de soit que le mécanisme et la structure retenus doivent être le plus léger possible.

Le Tableau 1.2 résume les principales contraintes imposées à ce projet.



Tableau 1.2  
Principales contraintes imposées

<b>Contraintes</b>	<b>Valeur / Requis</b>
Volume du « nano satellite » à l'étude	21 cm x 21 cm x 21 cm
Surface sur laquelle la membrane empaquetée doit tenir	21 cm x 21 cm
Solution qui minimise le chiffonnage de la membrane	N/A
Membrane autosupportée (certaine rigidité de structure)	N/A
Solution assurant une certaine planéité une fois déployée	N/A
Quantité minimale d'énergie à produire par le panneau	7 W
Type de cellules solaires	Cellules solaires flexibles SSP
Grandeurs des cellules solaires	10 cm x 10 cm
Matériau utilisé comme substrat pour cellules solaires	Kapton®
Mode de déploiement	Passif (peu/pas d'actuateur)
Légèreté de la structure et du mécanisme déploiement	N/A (poids minimum)

#### 1.4 Objectifs du projet

Les principaux objectifs du présent projet sont de concevoir, analyser, simuler, fabriquer et tester plusieurs prototypes de panneau solaire membrane qui, grâce à des matériaux pouvant se déployer sans actuateur (si possible), permettraient de fournir de l'électricité à de petits satellites. Ce nouveau genre de panneau solaire devra permettre de produire l'électricité nécessaire pour un petit satellite en basse orbite autour de la Terre. La conception préliminaire doit permettre à la membrane de se déployer de façon autonome afin d'être en configuration pour capter les rayons du Soleil nécessaires au fonctionnement des cellules solaires.

La conception du prototype est basée sur une revue de littérature non exhaustive du monde des structures gonflables ainsi que des systèmes similaires existants. Une série de concepts

sont revus et analysés. Le meilleur résultat retenu est testé en apesanteur lors d'un vol parabolique. L'intégration des cellules solaires fait partie des buts de ce projet et une analyse préliminaire est présentée. L'ensemble du travail de conception du prototype est décrit au CHAPITRE 8.

À la fin du projet, avec les données recueillies, il sera possible d'évaluer la faisabilité d'un tel projet afin que les décideurs de l'ASC puissent déterminer s'il est viable ou non d'investir dans cette voie.

## CHAPITRE 2

### REVUE DE LITTÉRATURE

La revue de littérature couvre essentiellement tous les aspects génériques servant à la création d'un panneau solaire de type membrane. Il y a d'abord les modes d'emballage qui servent à trouver les multiples façons de replier ou de rouler une membrane. En effet, la façon d'emballer une membrane est en quelque sorte la pierre angulaire de ce projet. C'est elle qui en dictera les prochaines étapes. Ensuite sont revus les mécanismes de déploiement ainsi que les structures de soutien et de mise sous tension. Ces derniers seront déterminants dans le choix d'un concept. Enfin, pour conclure le travail de revue de littérature, un survol rapide des systèmes similaires existants est effectué ainsi qu'une recherche sur les cellules solaires est conduite.

#### **2.1 Mode d'emballage**

Selon le but premier de ce projet de recherche, le mode d'emballage de la membrane constitue la première étape dans la conception de panneau solaire flexible. Il existe diverses façons de replier une membrane et cette section s'affaire à présenter les différentes solutions existantes.

L'auteur a choisi de classer les modes d'emballage existants en deux catégories distinctes : des techniques inspirées de la nature et celles développées par l'humain. En effet, que l'on pense aux feuilles des arbres ou bien aux origamis japonais, une multitude de techniques existent afin de replier ou d'enrouler une membrane sur elle-même. Les deux prochains sous-chapitres présentent les divers modes d'emballage revus ainsi que leurs avantages et inconvénients.

### 2.1.1 Techniques d'emballage inspirées de la nature

Les techniques inspirées de la nature se classifient principalement en deux catégories : les végétaux et les animaux. Les plantes ont pour caractéristique principale d'être confinées à un endroit fixe et doivent se battre pour leur espace ainsi que leur accès à la lumière. En contrepartie, les animaux utilisent les structures déployables principalement pour se mouvoir afin d'assurer leur survie.

Ici, l'emphase est mise sur les idées d'emballage développées par la nature et non pas sur les détails de modélisation et de test. Le but de cette section est d'identifier les candidats possibles afin d'atteindre l'objectif de ce projet.



Figure 2.1 *Charme commun.*  
(Tiré de Wikipédia, 2006).

### 2.1.1.1 Végétaux

Quelques chercheurs se sont penchés sur la façon dont les feuilles de certains arbres réussissent à optimiser la réduction d'espace de la feuille ainsi que la minimisation de l'énergie requise pour la déployer au moment opportun. Par exemple, les auteurs Kobayashi, Kresling et Vincent (1998) ont modélisé le déploiement des feuilles du charme commun<sup>3</sup>, un arbre de taille moyenne à feuilles caduques de la famille des Bétulacées, bien répandu dans les forêts du centre de l'Europe. Ils ont aussi étudié les feuilles du hêtre<sup>4</sup>, un arbre à feuilles caduques, de la famille des Fagacées cette fois. Les Figure 2.1 et Figure 2.2 illustrent respectivement les feuilles du charme commun et du hêtre.



Figure 2.2 *Hêtre.*  
(Tiré de Wikipédia, 2006)

<sup>3</sup> En anglais *Common Hornbeam* ou en latin *Carpinus betulus*.

<sup>4</sup> En anglais *Common Beech* ou en latin *Fagus sylvatica*.

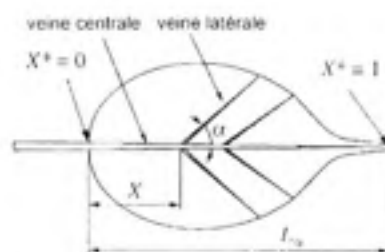


Figure 2.3 *Modèle Kobayashi.*

(Tiré de Kobayashi, Kresling et Vincent, 1998 [notre traduction])

Source : Cette figure est tirée de Kobayashi, Kresling et Vincent (1998) « Geometry of unfolding tree leaves » et correspond à la « Figure 3. Vein angles measured in two leaves, each common beech and hornbeam. (a) Schematic diagram of leaf measurements [...] » présentée en page 149 dans le document original.

Les feuilles du charme commun ainsi que du hêtre ont été modélisées comme une approximation de surfaces planes avec des plis droits et parallèles. Dans les deux cas, les veines latérales, lorsque les feuilles sont déployées, sont angulées de  $30^\circ$  à  $50^\circ$  à partir de la veine centrale. Un angle plus grand généralement permet à la feuille d'être repliée de façon plus compacte, mais cela a pour effet d'allonger le temps de déploiement. La Figure 2.3 démontre comment Kobayashi, Kresling et Vincent (1998) ont modélisé les feuilles dans leur article. Cela reprend, dans les grandes lignes, le modèle de pliage de Miura-Ori (qui sera vu ultérieurement). La principale différence entre la feuille elle-même et le modèle « papier » se situe au niveau de la veine centrale. En effet, sur une feuille d'arbre, cette veine est complètement droite et rigide, tandis que le modèle lui a une veine qui zigzague pour suivre le pliage. La Figure 2.4 démontre bien ce fait.

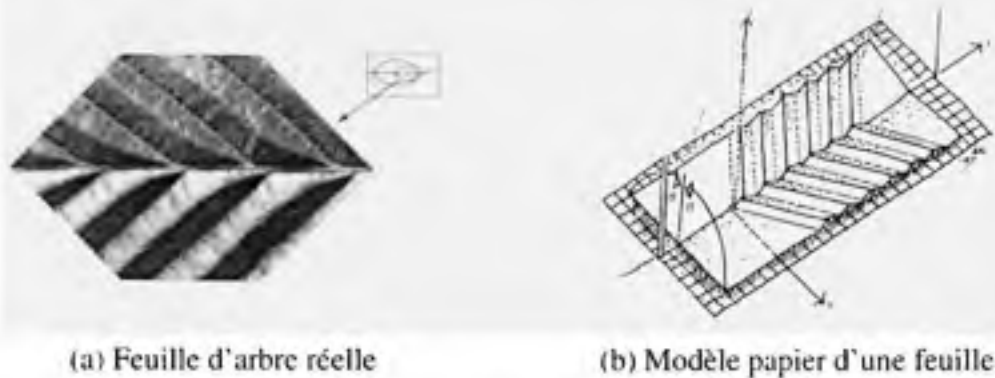


Figure 2.4 *Différences entre une feuille d'arbre réelle et un modèle papier.*

(Tiré de Kobayashi, Kresling et Vincent, 1998 [notre traduction])

Source : Ces figures sont tirées de Kobayashi, Kresling et Vincent (1998) « Geometry of unfolding tree leaves » et correspondent (a) à la « Figure 5. Hornbeam leaf showing [...] three-dimensional structure close to the midrib » présentée en page 151 dans le document original et (b) à la « Figure 4. Corrugated model [...] » présentée en page 150 dans le document original.

Vincent (2002) a aussi modélisé les feuilles du charme commun et du hêtre dans le chapitre 2 de son livre sur les structures déployables dans la nature. Entre autres, il a regardé le déploiement des feuilles à divers stages d'ouverture en faisant varier l'angle des veines latérales. De là, il a tiré certaines conclusions concernant les avantages et inconvénients d'avoir un petit ou un grand angle de veine latérale. Il a aussi brièvement couvert l'énergie de déploiement et trouvé que peu importe l'angle de la veine latérale, plus d'énergie est requise à la fin du déploiement plutôt qu'au début.

Kresling (2000), qui a aussi étudié ces deux même types de feuilles, ajoute que celles-ci opèrent un dépliage « bi axial », c'est-à-dire que le déploiement s'effectue dans les deux axes du plan simultanément. Autrement dit, les losanges du pliage s'ouvrent sans déformation une fois déployés dans l'espace. De plus, il a observé que pendant le déploiement, un mécanisme de raidissement s'installe en déformant sur la longueur entre les veines secondaires où la membrane se courbe de façon anti-clastique telle qu'illustrée à la Figure 2.5.

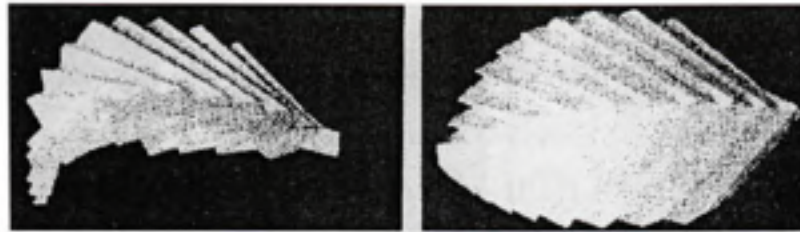


Figure 2.5 *Dépliage « bi-axial » de Kresling.*

(Tiré Kresling, 2000 [notre traduction])

Source : Cette figure est tirée de Kresling (2000) « Coupled Mechanisms in Biological Deployable Structures » à la « Figure 5. Leaves of deciduous trees with parallel secondary venation as compared to a miura-ori folding. [...] (c) Under load this cantilever structure tends to a shape of anticlastic curvature. The resulting warping creates a stiffening effect. », présentée en page 233 dans le document original.



Fig. 314. *Acer palmatum* Thunb.  
Fruit, leaf.  $\times \frac{1}{4}$ .

Figure 2.6 *L'érable palmé.*

(Tiré de Rawlings, 2006)



Dans un autre travail, Kobayashi, Daimaruya et Vincent (2000) se sont penchés sur un autre type d'arbre : l'érable palmé<sup>5</sup>. Encore une fois, l'auteur a modélisé la feuille de cet arbre afin d'en décèler ses caractéristiques propres concernant sa méthode de pliage et sa dynamique de déploiement. La Figure 2.6 démontre bien la forme d'éventail que la feuille a comparativement aux deux précédentes.

Cette fois, au lieu de se déployer sur sa longueur, la feuille se déploie radialement. Il sera plus tard observé qu'il s'agit d'une forme de pliage Miura-Ori organisé de façon radiale. En effet, les veines latérales, au lieu d'être arrangées parallèlement, sont disposées radialement, donc partent toutes du même point. Kobayashi, Daimaruya et Vincent (2000), dans cet article, ont découvert que le maximum d'énergie cinétique de déploiement est requis durant la première phase de ce dernier. De plus, ils ont aussi développé une approche vectorielle pour l'étude du déplacement des éléments de son modèle de feuille.

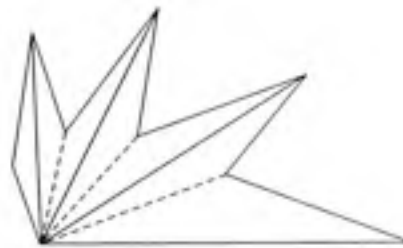


Figure 2.7 *Demi modèle d'une feuille d'érable palmé.*

Vincent (2002) aussi reprend l'exemple de l'érable palmé dans son livre et précise que dans le cas de ce type de pliage, il n'y a pas de zigzag sur la veine centrale puisque les plis sont tous centrés au même point. Des petits triangles s'alternent à la base de chaque veine latérale (ou radiale) comme illustré à la Figure 2.7.

Une des principales différences entre les modèles et les vraies feuilles est que ces dernières continuent à pousser lors du déploiement alors que les modèles ont des surfaces qui

<sup>5</sup> En anglais *Smooth Japanese Maple* ou en latin *Acer palmatum*.

demeurent constantes tout au long du déploiement. De plus, les feuilles effectuent leur déploiement sur une longue période (quelques jours) alors que les usages techniques de ces modèles sont généralement pour des périodes beaucoup plus courtes.

### **2.1.1.2 Animaux**

Pour les méthodes d'emballage inspirées du règne animal, l'intérêt est ici différent. En effet, la plupart des animaux font l'utilisation de membranes pour se mouvoir dans l'espace tandis que les plantes les utilisent pour leurs fonctions structurelles ou bien, notamment les feuilles par exemple, pour obtenir une exposition maximale à la lumière du Soleil. Malgré le fait que les applications provenant des animaux soient généralement moins applicables, elles ne sont néanmoins pas à négliger. En voici quelques-unes.

Vincent (2002), dans ses études biomimétiques, a observé les structures déployables de plusieurs espèces animales. Par exemple, il a remarqué que les insectes, notamment la coccinelle, ont un système à quatre plis de trois vallées et une crête (ou l'inverse). Une autre chose importante qu'il ait comprise est que pour les insectes, tout le mécanisme de pliage est contrôlé et activé par sa base qui elle est constituée de trois points de contact (i.e. des charnières) avec le corps de l'insecte.

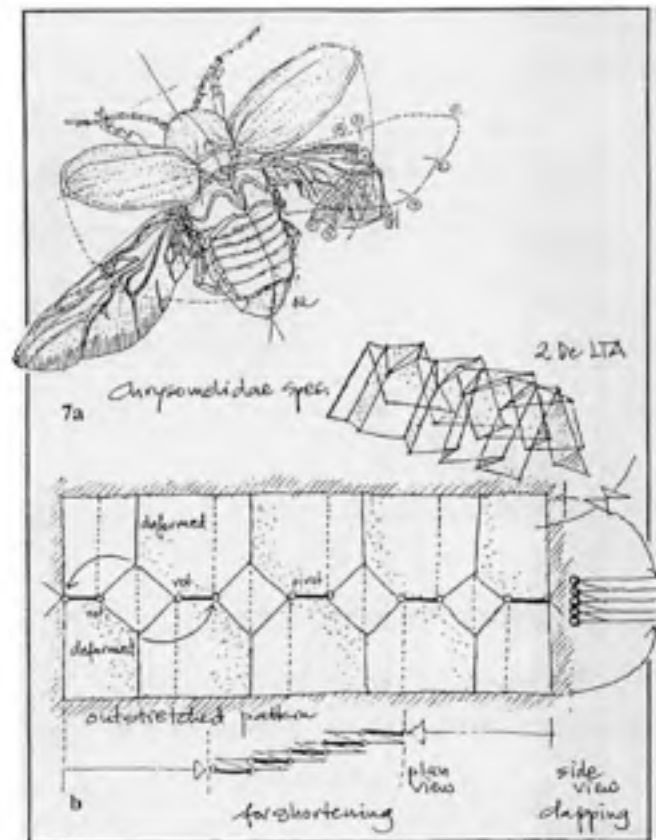


Figure 2.8 *Pliage 2De-LTA.*  
(Tiré de Kresling, 2000 [notre traduction])

Source : Cette figure est tirée de Kresling (2000) « Coupled Mechanisms in Biological Deployable Structures » à la « Figure 7. The beetle's hind-wing [...] » présentée en page 235 dans le document original.

Vincent (2002) s'est intéressé aux méthodes que les insectes utilisent afin de déployer, maintenir et rétracter leur membrane. Il a appris, entre autres, que les membranes étaient « bistable », autrement dit qu'elles étaient stables autant repliées que dépliées. En effet, l'idée est, qu'une fois repliée, la membrane emmagasine de l'énergie, notamment, grâce à la carapace qui couvre et retient l'aile ce qui facilite donc son déploiement. Un peu comme le ferait un ressort compressé une fois relâché. Cela permet donc à la membrane de passer dans une zone dite « instable » pour rejoindre, une fois dépliée, une autre zone de stabilité qui

permettra à l'aile de rester déployée passivement. Une des façons de stabiliser une aile déployée est d'avoir un autre pli passant au travers de la membrane. De fait, Kresling (2000) renchérit que l'aile de la coccinelle peut se modéliser par pliage avec le patron « 2De-LTA » qui est démontré à la Figure 2.8. Ce dernier combine un pliage radial sur le sens de la largeur ainsi que celui d'une ombrelle ou accordéon dans sa longueur.

D'autres emballages de membrane animale existent, mais leur étude en est encore à un stade embryonnaire.

### 2.1.2 Techniques d'emballage développées par l'humain

L'homme a la chance d'avoir la faculté d'observer l'environnement qui l'entoure et de l'imiter ce qui lui permet d'adapter une foule de solutions simples pour ses propres besoins. Les deux précédentes sous-sections rendent bien compte de la richesse de la nature.

Dans le domaine des membranes flexibles, les chercheurs ont expérimenté plusieurs solutions originales. En voici quelques-unes qui ont influencé l'évolution de ce travail.

#### 2.1.2.1 Patron Miura-Ori

Le patron ou pliage Miura-Ori est probablement le plus documenté de tous. La majorité des experts de ce domaine se réfèrent à Miura-Ori dans leurs travaux. Le concept « Miura-Ori » a été présenté par Miura (1980) lui-même lors de la conférence IAF de 1980 à Tokyo au Japon<sup>6</sup>. À l'époque, ce type de pliage ne portait, bien entendu, pas son nom. Il lui a été attribué par la suite par un amalgame entre Miura et origami, le populaire art japonais du pliage.

---

<sup>6</sup> Il est à noter que Miura a présenté une version antérieure de ce pliage à la même conférence dix ans plus tôt, en 1970, à Vienne en Autriche.

Au départ, ce pliage se nomme « surface développable double à plissement »<sup>7</sup> avant d'être rebaptisé du nom qu'on lui connaît aujourd'hui. Miura (1980), dans son article, a fait bien plus que d'étudier des pliages: il a plutôt développé une méthode analytique afin de les caractériser. En effet, il a trouvé que le procédé auquel un plan est régulièrement replié en plusieurs petits plans appartient au domaine des transformations isométriques. Il a même déterminé des conditions strictes auxquelles les structures dites spatiales doivent se conformer. Elles se résument à ceci :

1. La condition isométrique doit être conservée tout au long du procédé de pliage;
2. Chaque ligne de pliage doit donner lieu à un « pavage », c'est-à-dire que le plan est formé par la répétition d'une région fondamentale, appelée tuile;
3. Le procédé de pliage (déploiement) lui-même doit être complété à l'intérieur de la région fondamentale;
4. Le déploiement lui-même doit être exécuté par un mouvement simple, continu et monotone.

Bien que ces conditions semblent très sévères et presque impossibles à réaliser, l'auteur propose une solution analytique résolue par des équations différentielles partielles. En considérant une plaque élastique de grandeur infinie, il a donc pu utiliser les équations de von Kármán pour de grands déplacements.

Maintenant, considérons le cas de la plaque qui est uniformément contractée dans deux directions orthogonales de son plan. Premièrement, puisque cette plaque est infinie, son épaisseur relative est infinitésimale. En référence à une telle plaque mince, l'effet de diminution d'épaisseur est que l'énergie de la contrainte en flexion diminue beaucoup plus vite que la déformation du plan. Pour une contrainte donnée, la déformation s'organise toujours pour minimiser son énergie requise. Pour une plaque d'épaisseur « zéro », cela devrait forcément résulter en flexion pure sans aucun étirement ou contraction dans le plan.

---

<sup>7</sup> Tiré de l'anglais *developable double corrugation surface*.

Deuxièmement, infini (en référence à la plaque de dimension infinie) signifie qu'il n'y a pas de fin et que la solution doit assurément être périodique dans les deux directions orthogonales. Cela constitue la solution « initiale » de ce problème pour Miura. « Initiale » signifie aussi que cette solution est restreinte au domaine auquel les équations de von Kármán peuvent être appliquées. Les résultats sont affichés à la Figure 2.9. Toutefois, les déformations de pliage (jusqu'au pliage complet) qui suivent doivent être assurées par des équations ou une méthode différentes de celles de von Kármán. Miura n'étale cependant pas les détails mathématiques à ce sujet.

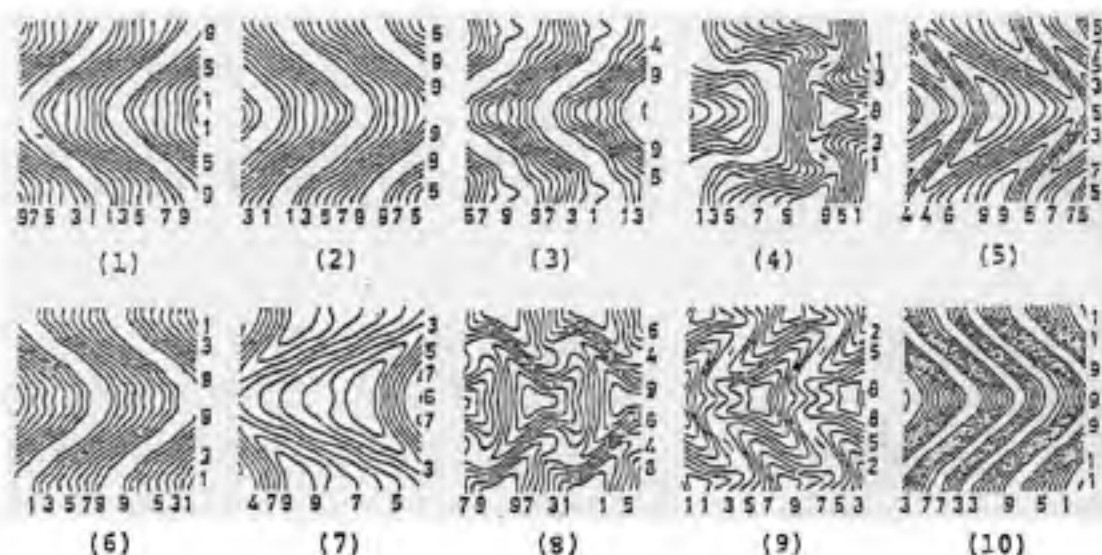


Figure 2.9 *Multiplés solutions des déformations d'une plaque infinie soumise à deux contraintes orthogonales dans le plan.*

(Tiré de Miura, 1980 [notre traduction])

Source : Cette figure est tirée de Miura (1980) « Method of Packaging and Deployment of Large Membranes in Space » à la « Fig. 3. Various solutions as to deformation of bi-axially shortened infinite plate (contour map). » présentée en page 5 dans le document original.

La figure ci-dessus démontre les déformations normalisées des solutions générées grâce aux équations de von Kármán appliquées au problème de la plaque infinie comprimée orthogonalement dans son plan. Ces solutions sont détaillées grâce à des courbes contours.

Les numéros sur les bords indiquent l'élévation. Il est à noter que les déformations aux cas (1), (2), (6) et (10) se ressemblent et dans chaque cas, la valeur de la contrainte résiduelle est remarquablement inférieure aux autres solutions et ce sans aucune exception.

Cette solution est très similaire au pliage développé par Miura dix ans plus tôt : la « surface développable double à plissement » ou *developable double corrugation surface* en anglais. La caractéristique formidable de ce pliage est qu'un plan est plié simultanément et uniformément dans deux directions perpendiculaires. Le fait remarquable de ce pliage est que ces deux directions perpendiculaires ne sont pas indépendantes l'une de l'autre. En effet, lorsqu'une contraction se produit en X, elle est forcément accompagnée d'une autre en Y et vice-versa.

Il est donc facile à comprendre pourquoi le pliage de Miura a suscité tant d'intérêt dans le domaine des structures gonflables et dépliables. En 1985, Miura et Natori (1985) reviennent à la charge et cette fois-ci avec une application spatiale : une membrane déployable en 2D à bord d'un vaisseau spatial<sup>8</sup>. L'idée consistait à développer, à l'aide d'une membrane flexible et d'une structure de support en compression, une série de concepts rendant possible le déploiement de larges structures dans l'espace tels un panneau solaire, une voile solaire ou un radar spatial.

En 1988, Miura *et al.* (1988) reviennent avec un concept de voile spatiale de course vers la Lune. Cette fois-ci, l'article présente une étude détaillée d'une mission complète. En plus d'exposer la méthode de pliage de la voile solaire, les auteurs présentent tous les aspects d'une mission spatiale : du lanceur au système de communications et de la détermination de l'orbite au système électrique, à peu près tous les aspects sont couverts. La nouveauté concernant le pliage Miura-Ori est que cette fois-ci, la méthode de fabrication de la voile est expliquée.

---

<sup>8</sup> Tiré de l'anglais *2-D Array Experiment on Board a Space Flyer Unit*.



En 2002, Horner et Elliot (2002) reprennent l'idée de Miura-Ori et l'implémentent réellement (voir figure ci-dessous). Le principal but des auteurs était d'abord d'expliquer la façon dont se construit un modèle de voile solaire selon Miura-Ori et ensuite de démontrer les multiples méthodes de déploiement d'une telle structure. En 2003, Wright, Laue et Horner cette fois, reviennent avec un article relatant les détails pratiques de la fabrication d'une voile solaire utilisant l'approche de Miura-Ori comme concept de pliage. Les détails de fabrication et d'assemblage sont couverts de A à Z. Par exemple, les méthodes de collage et les types de matériaux sont revus.

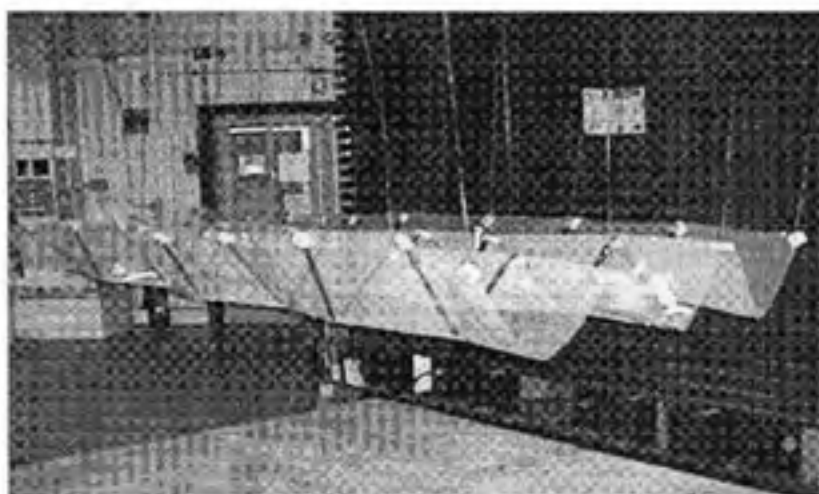


Figure 2.10 *Illustration du modèle Miura-Ori de Horner.*

(Tiré de Horner et Elliot, 2002 [notre traduction])

Source : Cette figure est tirée de Horner et Elliot (2002) « A Fabrication and Deployment Approach for a Miura-Ori Solar Sail Model » à la « Figure 5) Model of Miura-Ori folded membrane » présentée en page 5 dans le document original.

Pellegrino et Vincent (2001), dans leur livre, reprennent la même idée de Miura-Ori et poussent le concept plus loin et établissent qu'une structure flexible suivant la carte pliable de Miura-Ori (en anglais, *Miura-Ori Map*) a la particularité de n'avoir qu'un seul degré de liberté durant le déploiement puisque les plis sont interdépendants. En effet, lorsqu'une



direction de pliage est en mouvement, elle entraîne l'autre en même temps et vice-versa. De plus, ils ont raffiné les paramètres optimaux d'une telle méthode de pliage.

De Focatiis et Guest (2002) parlent de pliage « feuille unique » (traduit de l'anglais *one-leaf unit*) afin de classer le pliage de Miura-Ori. Ces deux auteurs ont résumé dans leur article les principaux types de pliage provenant des feuilles d'arbres et la « feuille unique » est leur premier exemple. Les prochaines sections couvrent le reste de leurs trouvailles.

### 2.1.2.2 Patron « pliage à feuilles pointant vers l'extérieur »

De Focatiis et Guest (2002) reviennent ici avec leur « pliage à feuilles pointant vers l'extérieur » ou *leaf-out pattern* qui est une autre façon d'appliquer le modèle de la feuille d'arbre aux membranes. Cette fois, les veines du pliage se rencontrent en un seul point (au centre) ce qui fait en sorte que les feuilles pointent vers l'extérieur. La Figure 2.11 démontre bien ce type de pliage.

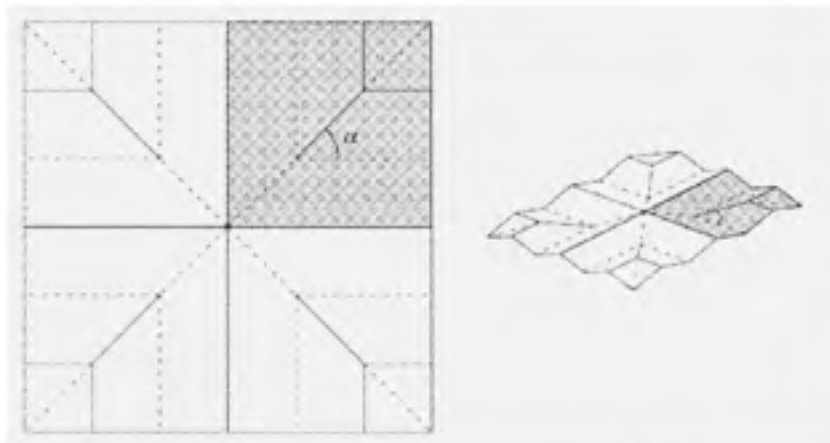


Figure 2.11 *Pliage à feuilles pointant vers l'extérieur.*  
(Tiré de De Focatiis et Guest, 2002 [notre traduction])

Source : Cette figure est tirée de De Focatiis et Guest (2002) « Deployable membranes designed from folding tree leaves » à la « Figure 4. Leaves pointing away from the centre, the *leaf-out* pattern. [...] » présentée en page 230 dans le document original.

Le nombre de feuilles dans ce type de pliage se dénote par  $n$  et le nombre de segments par feuille de part et d'autre de la veine se dénote par  $s$ . Pour une membrane plate de ce type, la relation entre  $n$  et  $\alpha$ , l'angle entre la veine centrale et la feuille adjacente, est la suivante :

$$n = \pi / \alpha \quad (2.1)$$

### 2.1.2.3 Patron « pliage à feuilles pointant vers l'intérieur »

De Focatiis et Guest (2002) renchérissent cette fois-ci avec leur « pliage à feuilles pointant vers l'intérieur » ou *leaf-in pattern* qui constitue une autre façon de plier une membrane. En effet, les bouts du pliage se rencontrent en un seul point (au centre). La Figure 2.12 démontre bien ce fait.

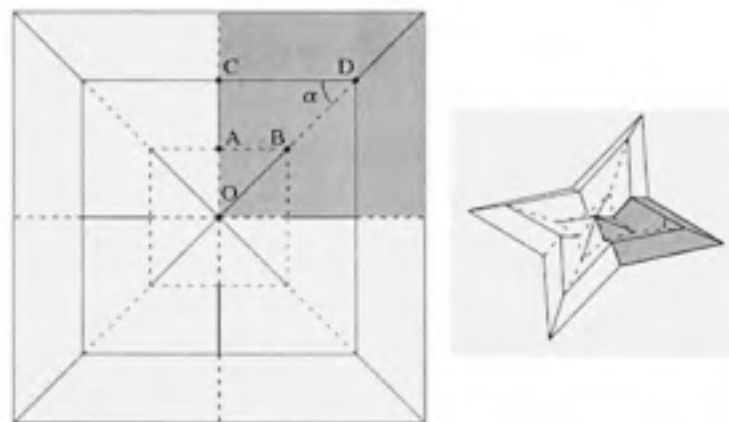


Figure 2.12 *Pliage à feuilles pointant vers l'intérieur.*  
(Tiré de De Focatiis et Guest, 2002 [notre traduction])

Source : Cette figure est tirée de De Focatiis et Guest (2002) « Deployable membranes designed from folding tree leaves » à la « Figure 6. Leaves pointing towards the centre, the *leaf-in* pattern. [...] » présentée en page 230 dans le document original.

Comme au modèle de pliage précédent, le nombre de feuilles se dénote par  $n$  et le nombre de segments par  $s$ . Cette fois, la relation entre  $n$  et  $\alpha$ , l'angle entre la veine centrale et le côté externe de la feuille, est la suivante :

$$\alpha = \frac{\pi}{2} - \frac{\pi}{n} \quad (2.2)$$

#### 2.1.2.4 Patron « pliage biaisé à feuilles pointant vers l'intérieur »

Une fois de plus, De Focatiis et Guest (2002) ajoutent un autre modèle se nommant « pliage biaisé à feuilles pointant vers l'intérieur » ou *skew leaf-in pattern* qui constitue une variation du patron précédent. La particularité de ce pliage consiste à faire varier l'angle  $\alpha$  tout en maintenant le même nombre de feuilles. La Figure 2.13 démontre bien ce type de pliage.

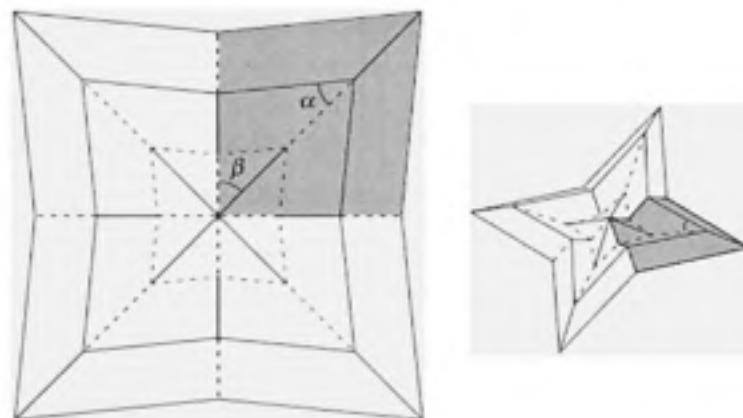


Figure 2.13 *Pliage biaisé à feuilles pointant vers l'intérieur.*  
(Tiré de De Focatiis et Guest, 2002 [notre traduction])

Source : Cette figure est tirée de De Focatiis et Guest (2002) « Deployable membranes designed from folding tree leaves » à la « Figure 8. A *skew leaf-in pattern* [...] » présentée en page 231 dans le document original.

Cette fois, l'angle  $\alpha$  (l'angle entre la veine centrale et le côté externe de la feuille) peut varier tout en maintenant  $n$  et la relation s'exprime par la formule suivante :

$$\alpha = r \left( \frac{\pi}{2} - \frac{\pi}{n} \right), 0 \leq r \leq 1 \quad (2.3)$$

L'angle  $\beta$  lui est plutôt défini comme l'angle  $\alpha$  du pliage précédent. L'avantage principal de ce pliage en comparaison avec son original est que le déploiement s'effectue plus doucement. Toutefois, le désavantage est qu'il n'est pas possible de complètement plier ce type de membrane.

Enfin, dans le cas spécial du pliage biaisé à feuilles pointant vers l'intérieur où  $n \rightarrow \infty$ , cela aurait pour effet de créer une surface infinie où les feuilles seraient disposées les unes à côté des autres en de très grandes lignes ce qui en retour deviendrait la fameuse carte de Miura-Ori (i.e. *Miura's folded map*).

#### 2.1.2.5 Enroulement inextensible de membranes minces

Ce type de pliage plutôt intéressant a été présenté d'abord par Guest et Pellegrino (1992) et consistait à enrouler une membrane mince autour d'un moyeu central. Les deux auteurs reprenaient des idées qui ont commencé à foisonner dès les années 1960. Ils ont décortiqué et analysé les travaux de Temple et Oswald de 1989 (Guest et Pellegrino, 1992) et proposé une méthode tenant compte de l'épaisseur de la membrane. Le résultat est pratique et démontré à la Figure 2.14.

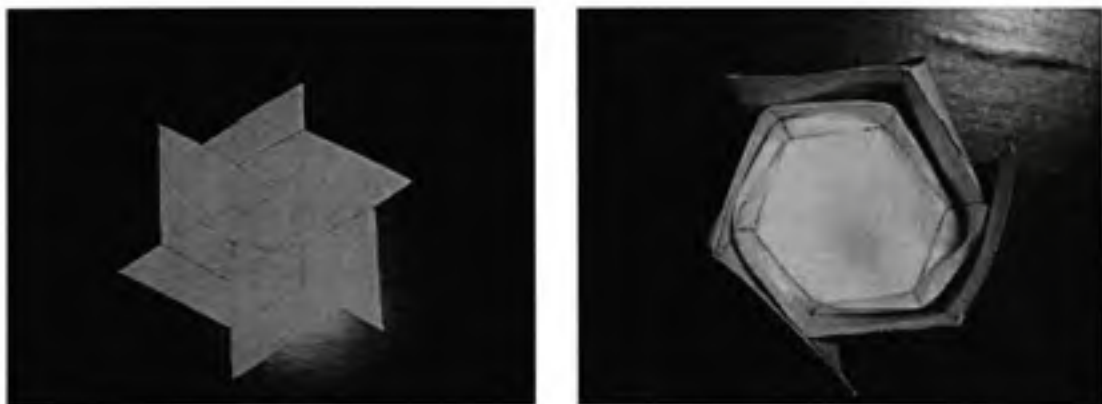


Figure 2.14 *Enroulement inextensible d'une membrane mince.*

Le concept a été repris par Furuya et Masuoka (2004) et présenté lors du 55<sup>e</sup> congrès international d'astronautique en 2004 à Vancouver. Comme le titre de l'article l'indique, ce concept a été développé spécifiquement pour une voile solaire en rotation. Autrement dit, il fallait que la membrane puisse se plier autour d'un moyeu central et se déployer facilement lorsque ce dernier se met en rotation. La Figure 2.15 démontre bien comment ce patron est réalisé.

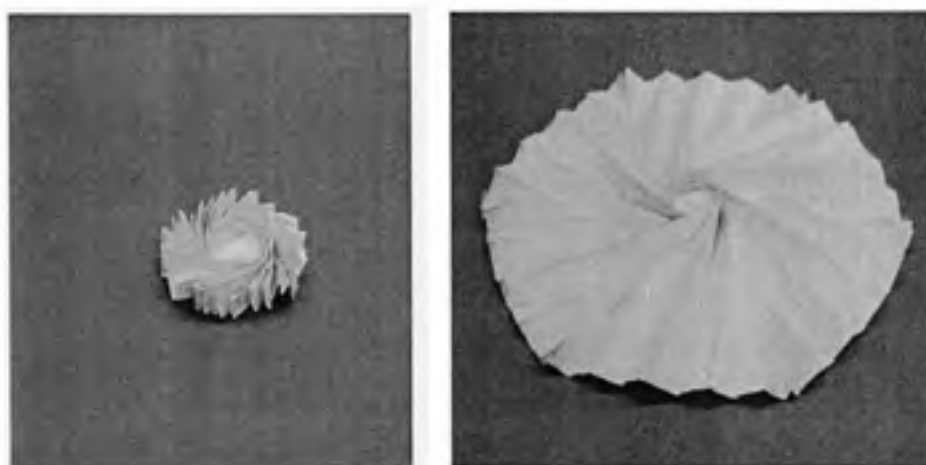


Figure 2.15 *Membrane pliée en rotation biaisée.*

(Tiré de Furuya et Masuoka, 2004 [notre traduction])

Source : Cette figure est tirée de Furuya et Masuoka (2004) « Concept of Rotationally Skew Fold Membrane for Spinning Solar Sail » à la « Fig. 1 Folding and deployment configuration of rotationally skew fold membrane » présentée en page 1 dans le document original.

Toutefois, ce genre de membrane oblige le moyeu à tourner indéfiniment puisqu'il n'a pas d'autre façon de tenir la membrane déployée et tendue.

#### 2.1.2.6 Pliage en Z

Même si dans leur article Redell et Lichodziejewski (2004) n'élaborent aucunement sur la façon de plier leurs panneaux solaires, il est clair qu'ils sous-entendent utiliser des panneaux

à pliage en Z ou *Z-folded array*. Ces panneaux semblent être de mêmes types que ceux utilisés aujourd'hui sur plusieurs satellites. Ce type de pliage est aussi appelé « pliage en accordéon », et contrairement à plusieurs patrons vus jusqu'ici, se déploie en une seule dimension. Autrement dit, il se déploiera d'une longueur X mais sera toujours d'une largeur constante Y (comme illustré à la Figure 2.20 qui sera vue ultérieurement).

Malone et Williams (1996) proposent aussi le style accordéon pour le rangement compact de leur panneau solaire.

Miura (1980) effleure aussi ce concept dans ses études, mais ne le retient pas comme solution potentielle.

#### 2.1.2.7 Membrane roulée

Bien que le sujet à propos des membranes roulées soit peu abordé dans les recherches antérieures concernant les structures spatiales déployables, il est quand même intéressant de le mentionner. Miura (1980), dans son analyse pour l'emballage de membranes dans l'espace, a classifié ce type de pliage comme en étant un à une dimension puisque la membrane peut seulement se rétracter selon un seul axe.

Huang *et al.* (1998) ont choisi le concept roulé pour l'élaboration de leur antenne SAR (*Synthetic Aperture Radar*) à bande-L. La membrane est fabriquée en deux sections chacune roulée sur la plateforme (en anglais, *bus*) du satellite. Pour le déploiement, les tubes soutenant la membrane se gonflent et déroulent la membrane de chaque côté du satellite en s'éloignant de celui-ci.

Potvin *et al.* (Deployment challenges for membrane SAR antennas, 2003) ont aussi proposé dans leurs travaux de rouler leur antenne SAR comme mode d'emballage. Ils ont procédé à deux types de roulage, soit un enroulement pur de la membrane, soit un pliage en deux et puis un enroulement de la membrane. La deuxième méthode voulait minimiser la largeur de

l'emballage afin d'accommoder son intégration dans un éventuel lanceur puisque normalement les antennes SAR sont de l'ordre de quelques dizaines de mètres carrés comme c'est le cas de Radarsat, un satellite canadien de télédétection. Son antenne fait près de 15 m x 1,5 m.

## **2.2 Système de déploiement**

Afin de pouvoir déplier ou dérouler une membrane, il faut assurément un système qui assure le déploiement complet de la membrane. La présente section passe en revue tous les modes de déploiement observés lors de la revue de littérature.

### **2.2.1 Mécanismes à charnière**

#### **2.2.1.1 Charnière ordinaire**

Par « charnière ordinaire », il est sous-entendu le type avec un pivot. Comme c'est un mécanisme standard, aucune recherche spécifique n'a été faite sur le sujet. Il est néanmoins important de la mentionner puisqu'elle pourrait être utilisée dans certaines solutions.

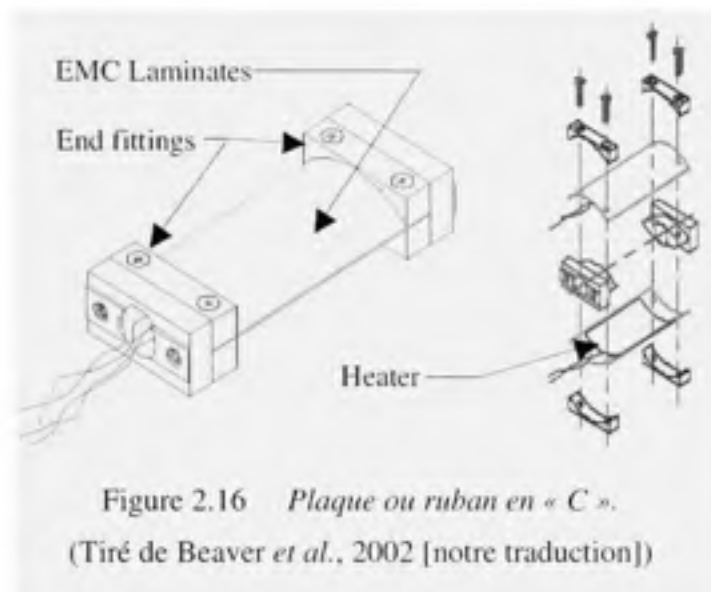
#### **2.2.1.2 Charnière flexible**

Hinkley et Simburger (2001) ont proposé, dans leurs travaux, une charnière flexible afin de répondre à un projet de panneaux solaires flexibles pour un satellite ultra petit. Puisque l'espace alloué pour le panneau solaire est grandement limité, l'emploi de systèmes de déploiement conventionnel n'est pas possible. C'est pour cette raison que les auteurs ont imaginé, afin de répondre au besoin de compacité, une charnière flexible faite de métal extrêmement maniable. L'alliage à mémoire de forme de titane-nickel (Ti-Ni) peut, en plus de ses fonctions primaires de soutien structural, de charnière et d'énergie de déploiement, aussi bloquer le panneau solaire en place une fois déployé ainsi que transporter l'électricité du panneau solaire au satellite.

Une charnière flexible fonctionne simplement avec la déformation en flexion du matériau mince d'où elle en tire son énergie de déploiement. De plus, il n'y a pas de friction puisque le joint n'est constitué seulement que d'une latte mince. Les auteurs proposent deux types de lattes : la latte plate ainsi que la latte en « C » ou de type « ruban à mesurer ».

Beaver *et al.* (2002) ont aussi proposé une charnière flexible mais avec un matériau EMC (*elastic memory composite* ou composite élastique à mémoire de forme). L'idée cette fois est que lorsque ce type de matériau a dépassé sa température de transition vitreuse ( $T_g$ ), le matériau composite a donc un faible module de Young et peut ainsi soutenir de grande déformation sans se briser. Dans cet état, ce matériau peut donc se plier sans problème et si maintenu dans cette position pendant que sa température est ramenée sous sa température de transition vitreuse, le matériau retiendra la position pliée indéfiniment. À l'opposé, dès que le composite EMC est chauffé au-dessus de sa  $T_g$ , il retourne invariablement à sa position de géométrie initiale sans aucune application de force externe. L'utilisation du matériau se fait cette fois avec deux plaques recourbées en C qui sont assemblées une face à l'autre comme à la Figure 2.16. Il y a des fils d'alimentation électrique qui servent à transporter l'énergie qui réchauffera la charnière flexible.





Source : Cette figure est tirée de Beaver *et al.* (2002) « Design and Testing of an Elastic Memory Composite Deployment Hinge for Spacecraft » à la « Figure 3. EMC deployment hinge design » présentée en page 2 dans le document original.

Pour continuer dans les mécanismes flexibles, Murphey et Pellegrino (2004) ont développé un nouveau mécanisme de type « ruban à mesurer » (semblable à la Figure 2.16) qui peut être utilisé pour le déploiement de structures dans l'espace. Ce mécanisme utilise les propriétés ortho-tropiques du matériau ainsi que du pré-chargement pour arriver à une propriété unique qui est la stabilité neutre. La conséquence directe de ces propriétés est que le matériau, une fois roulé (ou déroulé) à moitié, ne tend ni dans une direction ni dans une autre. Les grands atouts de ce type de matériau est le fait qu'il requière seulement une faible force pour se mouvoir, ce qui ouvre la porte à des actuateurs pouvant effectuer de grands déplacements. Bien que la technologie n'en soit qu'à ses débuts, le concept est intéressant et pourrait être utilisé dans un projet comme celui présenté dans le cadre de ce mémoire. Pour le moment, ce type de matériau est très difficile à fabriquer ce qui limite sa diffusion à plus grande échelle.

Lopez, Lou, et Gama (1999) ont eux aussi opté pour ce type de charnière. En effet, les auteurs utilisent officiellement le nom « charnière de ruban à mesurer » (en anglais, *tape hinge*) afin de qualifier leur trouvaille. Une étude détaillée de l'utilisation des rubans à mesurer est présentée dans l'article.

Szyszkowski, Youck et Johnson (1995) et Szyszkowski et Fielden (1998 Part I & II; 2000) ont étudié la dynamique des membrures en double « C ».

## 2.2.2 Tiges extensibles

### 2.2.2.1 Tubes gonflables

Horner et Elliot (2002) ont proposé d'utiliser quatre tubes gonflables pour déployer leur membrane du Miura-Ori. Les quatre tubes, disposés en croix, sont alimentés en air comprimé (à l'aide d'un injecteur d'air) par une tubulure à quatre ouvertures placée au centre des quatre tubes. Pour le déploiement, chaque tube est enroulé sur lui-même. Au moment où l'air est injecté dans les tubes, ceux-ci se mettent à se dérouler (comme les fameuses trompettes de fêtes) et un genre de mécanisme de déroulement à poulie est fixé à chaque bout de tube auxquels les coins de la membrane sont fixés. Les tubes gonflables sont fabriqués en nylon ultra résistant recouverts de polyuréthane, ce qui fait en sorte qu'ils sont hermétiques.

Redell et Lichodziejewski (2004) proposent un tube à déploiement conique (Figure 2.17) pour déployer leur panneau solaire. Ce tube utilise un emballage concentrique par rapport à son axe. Autrement dit, ce tube se déploie de façon télescopique. Afin de déployer le tube, un gaz est utilisé pour le gonfler. Ce dernier permet un déploiement stable. Le matériau utilisé pour ce tube est un Kevlar® imprégné d'une matrice à température de transition vitreuse ( $T_g$ ) développée par la compagnie L'Garde elle-même. Cette dernière propriété permet de contrôler le déploiement du tube. Si on se souvient de l'exemple précédent de Beaver *et al.* (2002) avec leur charnière flexible en EMC, une fois que la matrice passe au-

dessus de sa  $T_g$ , il est libre de se déformer comme il le veut, mais dès que sa température retourne sous la  $T_g$ , le matériau se rigidifie. Ce processus est réversible et peut se répéter indéfiniment.

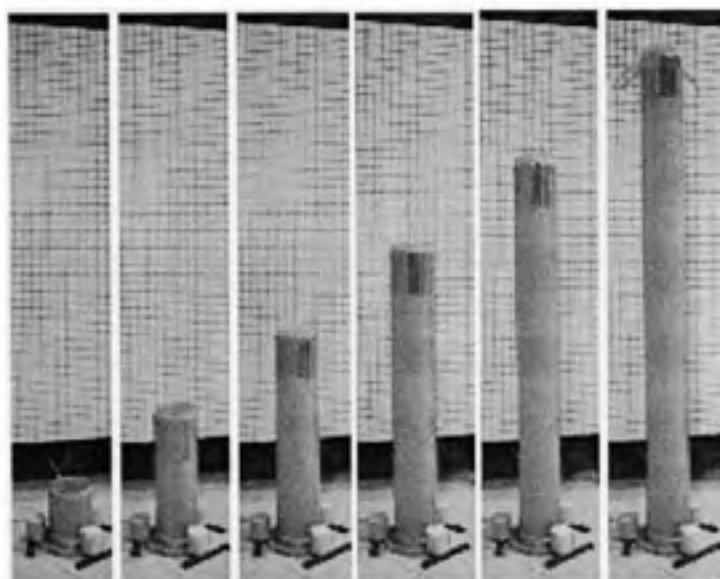


Figure 2.17 *Tube à déploiement conique.*

(Tiré de Redell et Lichodziejewski, 2004 [notre traduction])

Source : Cette figure est tirée de Redell et Lichodziejewski (2004) « Power-Scalable Inflation-Deployed Solar Arrays » à la « Figure 4 : Boom Deployment in Laboratory Environment » présentée en page 3 dans le document original.

Huang *et al.* (1998) proposent une structure tubulaire rectangulaire pour le déploiement de leur antenne SAR à bande-L. Les tubes de 13 cm de diamètre sont faits de Kevlar® enduit d'uréthane 10-mil (0,254 mm) d'épaisseur. Ils sont gonflés pour le déploiement à une pression constante de 5 psi (34,47 kPa).

Potvin *et al.* (Deployment challenges for membrane SAR antennas, 2003) ont aussi eu l'idée d'un tube rigidifiant. Cette fois-ci, les auteurs ont préféré un laminé d'aluminium qui, une fois gonflé, se déforme plastiquement ce qui confère à la structure la rigidité voulue.

Tsunoda, Senbokuya et Watanabe (2003) ont aussi proposé des tubes gonflables mais avec la particularité d'être repliés sur eux-mêmes selon leur axe longitudinal, un peu comme l'est le soufflet de l'accordéon. Ils ont exploré plusieurs polygones de pliage soient, tétragonal, hexagonal, et octogonal.

#### **2.2.2.2 Longeron enroulable**

Horner et Elliot (2002) présentent, avec le même article, une autre structure pour déployer leur membrane « Miura-Ori » : le longeron enroulable (*coilable longeron*). Ce concept n'est pas nouveau et il est bien connu dans le domaine spatial. Il s'agit en fait de trois tiges flexibles parallèles qui sont reliées entre elles avec des cordes de tension. Lorsqu'on applique une force axiale aux bouts des tiges flexibles, celles-ci se mettent à se rétracter naturellement sans couple extérieur et forment un enroulement uniforme. Cette dernière caractéristique permet aux tiges d'être contenues dans un volume relativement restreint.

Lake *et al.* (2002) élaborent aussi sur le longeron enroulable dans leur article mais cette fois-ci en faisant l'utilisation de matériau composite à mémoire de forme. La Figure 2.18 démontre leur sujet d'étude.

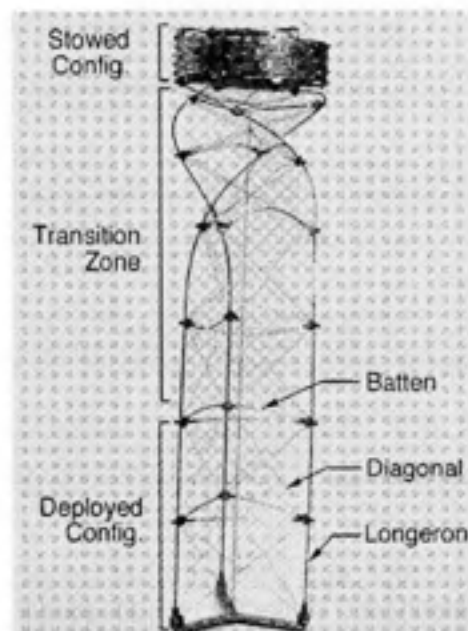


Figure 2.18 *Longeron enroulable.*

(Tiré de Lake *et al.*, 2002 [notre traduction])

Source : Cette figure est tirée de Lake *et al.* (2002) « Development of Coilable Longerons Using Elastic Memory Composite Material » à la « Figure 1. ABLE s CoilABLE™ boom. » présentée en page 1 dans le document original.

### 2.2.2.3 Structure auto-déployable de tenségrité

La « tenségrité » provient de l'anglais *tensegrity* qui lui-même provient de la contraction de *tensional integrity*. La tenségrité caractérise un système mécanique comportant un ensemble non continu de composants en compression au sein d'un continuum de composants en tension dans un état d'équilibre stable.

Stern et Duffy (2001) ont étudié les équations définissant la géométrie d'une structure auto-déployante de tenségrité. Knight *et al.* (2001) continuent sur la même lancée et étudient la géométrie et la mécanique de ces structures. Ils ont découvert que les structures de

tenségrité possèdent la mobilité instantanée, ce qui pourrait être utilisé pour rediriger une antenne par exemple, afin d'améliorer ses performances.

## **2.3 Système de mise sous tension / structure de soutien**

Les systèmes de tension ou structures de soutien ont pour but principal de tendre et soutenir la membrane une fois déployée. Toutefois, il se peut que le mécanisme de déploiement (tel que présenté à la section précédente) serait le même que celui de soutien. Par contre, seulement les systèmes de tension et de soutien sont abordés dans la présente section.

### **2.3.1 Système à chaînette versus système parabolique**

Ce type de système en est un qui utilise la chaînette (en anglais, *catenary*) pour tendre la membrane. En mathématiques, la chaînette est une courbe plane qui correspond à la forme que prend un câble lorsqu'il est suspendu seulement par ses extrémités et soumis à la force gravitationnelle de son propre poids. Plusieurs auteurs se sont intéressés à ce type de système.

Fang *et al.* (2001) ont découvert que pour tendre une membrane proprement, il fallait utiliser une courbe parabolique plutôt que de la chaînette. Les auteurs ont implémenté deux méthodes : le système à tubes et le système à coins renforcés. La première est constituée de plusieurs petits tubes fixés sur le pourtour de la membrane à tendre.

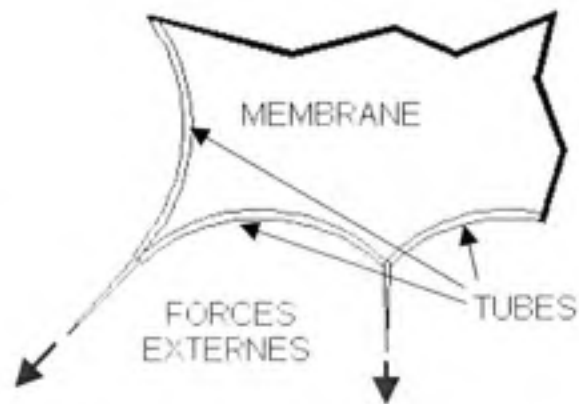


Figure 2.19 *Membrane avec tubes paraboliques de Fang.*

Ces tubes suivent la forme parabolique désirée sur chaque section de la membrane comme illustré à la Figure 2.19. Des cordes passant à l'intérieur des tubes sont libres de se déplacer et vont rejoindre la structure externe où ils sont tendus. Cette tension exerce une force dans les tubes qui eux-mêmes tirent sur la membrane pour la tendre. Les résultats démontrent que la membrane peut atteindre une planéité d'une grande précision. Toutefois, l'implémentation reste très difficile.

La deuxième méthode s'agit du système à coins renforcés. Cette fois, la membrane est renforcée en ses coins puisque toute la force sera appliquée aux coins afin de tendre la membrane. Le pourtour de la membrane suit la même forme parabolique que les tubes de la méthode précédente. Toutefois, la force est seulement appliquée aux coins de la membrane et il n'y a pas une pression constante tirant sur toute la membrane à la fois. Malgré le fait que ce soit beaucoup plus simple à fabriquer que la première méthode, les résultats sont moins bons en ce qui concerne la planéité obtenue de la membrane.

Dans le même ordre d'idée, Potvin *et al.* (Structural challenges of inflatable membrane SAR antennas, 2003) reprennent ce concept de câble adoptant une forme parabolique et l'applique spécifiquement au problème de gradient thermique induit lorsque seulement une section de la structure membranaire est exposée au Soleil tandis que le reste est à l'ombre.

L'article s'attarde donc à la conception de la forme et du matériau de la pochette où doit passer la corde qui tendra la membrane. La principale conclusion est que l'utilisation de textiles réduit grandement les ondulations générées par les déformations thermiques, mais ces matériaux ne sont toutefois pas aptes à être utilisés dans l'espace. Une pochette de Kapton® H (même matériau que la membrane) comme forme parabolique n'est pas la meilleure solution puisque les ondulations ne sont pas réduites. Par contre, l'utilisation de bandes de ce même matériau se révèle être une solution plus efficace. Toutefois, comme pour les textiles, l'emploi de ces bandes est possible seulement si la tension dans la corde du système parabolique est relativement élevée.

### 2.3.2 Autres structures de soutien

Comme déjà mentionné précédemment, souvent les structures de déploiement servent au soutien de la membrane une fois déployée. Tous les exemples présentés à la section 2.2 sont à toutes fins pratiques utilisés par leurs auteurs à la fois comme structure de soutien et mécanisme de déploiement.

## 2.4 Systèmes similaires existants

Il est intéressant de pouvoir comparer ce projet à d'autres systèmes similaires. En voici quelques-uns.

### 2.4.1 ITSAT

Redell et Lichodziejewski (2004) présentent dans leur article « *Power-Scalable Inflation-Deployed Solar Arrays* » une version versatile (en anglais, *scalable*) de leur fameux ITSAT (*Inflatable Torus Solar Array Technology*) qui peut se redimensionner facilement afin de s'adapter à divers besoins énergétiques. Il est illustré à la Figure 2.20.



En fait, les auteurs reprennent une version antérieure d'ITSAT (Malone et Williams, 1996) et (Derbès 1999) développée par leurs collègues à L'Garde, Inc à Tustin en Californie et repoussent le concept plus loin pour en faire une version améliorée. Le concept du présent système repose grandement sur l'utilisation d'un tube télescopique à déploiement conique qui est positionné entre deux panneaux solaires flexibles. Le tube, plus large à sa base qu'à son sommet, est fabriqué à partir de Kevlar® imprégné d'une matrice sous- $T_g$  développée par L'Garde. Cette matrice est en fait un matériau composite élastomère qui possède une température de transition vitreuse ( $T_g$ ) lui permettant de jouer avec sa rigidité. Une fois passée la  $T_g$ , le matériau perd toute sa rigidité ce qui permet de le déformer de multiples façons, dont celle reliée à l'empaquetage. Pour procéder au déploiement, un gaz est soufflé dans le tube afin d'en forcer l'extension. Ensuite, une fois déployé, le tube est refroidit passivement par l'environnement spatial et repasse sous sa  $T_g$  ce qui lui redonne sa rigidité originale. L'Garde a mesuré des modules d'Young variant de 28 à 83 GPa tout dépendant de la fabrication spécifique de la matrice sous-  $T_g$ . Il est à noter que la surface extérieure du tube est, pendant et après le déploiement, toujours recouverte d'une couche isolante MLI (*multi-layered insulation*) qui permet, d'une part, de réduire la quantité de chaleur requise pour le déploiement et, d'autre part, de garder le tube sous sa  $T_g$  une fois déployée afin qu'il puisse garder sa rigidité désirée.

Les panneaux solaires utilisés sont les mêmes que dans les versions antérieures d'ITSAT (Malone et Williams, 1996) et (Derbès 1999). Il s'agit de cellules triples jonctions GaAs/Ge de 140 microns d'épaisseur avec une efficacité énergétique de 27,6 %. La puissance fournie est d'environ 1244 W en fin de vie utile. Le système comme tel mesure 1,37 m x 0,24 m x 4,05 m et il peut s'empaqueter dans un volume de 0,04 m<sup>3</sup> ou 1,37 m x 0,24 m x 0,12 m (moins de 3 % du volume initial).

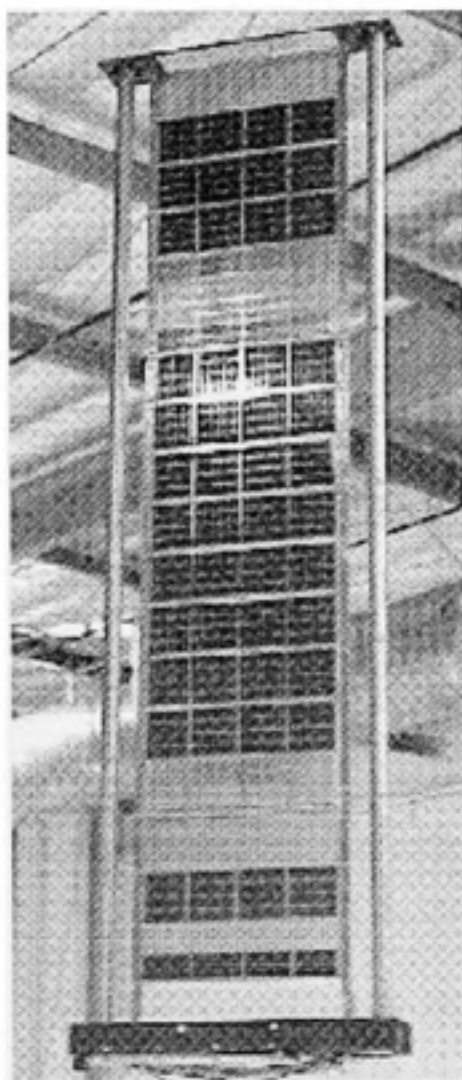


Figure 2.20 *ITSAT*.

(Tiré de Redell et Lichodziejewski, 2004 [notre traduction])

Source : Cette figure est tirée de Redell et Lichodziejewski (2004) « Power-Scalable Inflation-Deployed Solar Arrays » à la « Figure 2 : ITSAT Solar Array » présentée en page 2 dans le document original.

## 2.4.2 PICOSAT

Hinkley et Simburger (2001), dans leur étude « *A Multifunctional Flexure Hinge For Deploying Omnidirectional Solar Arrays* », présentent un panneau solaire pour un très petit satellite, le PICOSAT. Dans cet article, les auteurs s'intéressent plus particulièrement au mécanisme de déploiement, mais le projet est présenté dans son ensemble. Hinkley et Simburger ont développé une charnière flexible à base de Ti-Ni (titane et nickel) qui serait parfaite, selon les auteurs, pour de petits satellites qui n'ont ni l'espace ni la capacité de contrôle des grands satellites. Ils estiment que les défis de conditionnement (*packaging*) de tels satellites sont similaires à ceux rencontrés pour les téléphones cellulaires ou les ordinateurs portables.

La charnière flexible doit donc être multifonctionnelle puisque l'espace d'entreposage est très limité. Les auteurs démontrent, qu'en plus de répondre à la fonction primaire de charnière, que ces dernières peuvent aussi agir en tant qu'amortisseur, entreposer l'énergie nécessaire au déploiement, bloquer le mécanisme une fois déployé et maintenir le panneau solaire ouvert. De plus, puisque cet alliage est très résistif (i.e. peu conducteur), les chercheurs ont trouvé qu'il était possible de plaquer la charnière d'un métal plus conducteur ce qui ferait en sorte que ces charnières pourraient aussi conduire l'électricité des panneaux solaires au satellite.

Pour les cellules solaires, les ingénieurs ont utilisé un mince film de cellules solaires omnidirectionnelles ou TFSC pour *thin-film solar cell*. Deux concepts principaux pour l'arrangement des cellules solaires ont été sélectionnés. Le premier est « composantes rectilinéaires en rangée » ou *rectilinear array components*. Un côté du satellite se détache du reste du satellite et les panneaux solaires sont attachés entre ces deux parties. Le déploiement se fait un peu à la manière d'un accordéon lorsqu'il est déplié et les cellules solaires sont situées à l'extérieur. La Figure 2.21 illustre bien le concept. Les cellules solaires sont toutes reliées entre elles grâce aux charnières. Le deuxième arrangement est en ombrelle. Au lieu d'avoir un déploiement rectiligne, les panneaux solaires s'ouvriraient un

peu à la manière d'une fleur. La Figure 2.22 démontre bien l'idée. Pour donner l'ordre de grandeur, les auteurs précisent que chacune des huit cellules solaires mesure 3 in x 4 in.

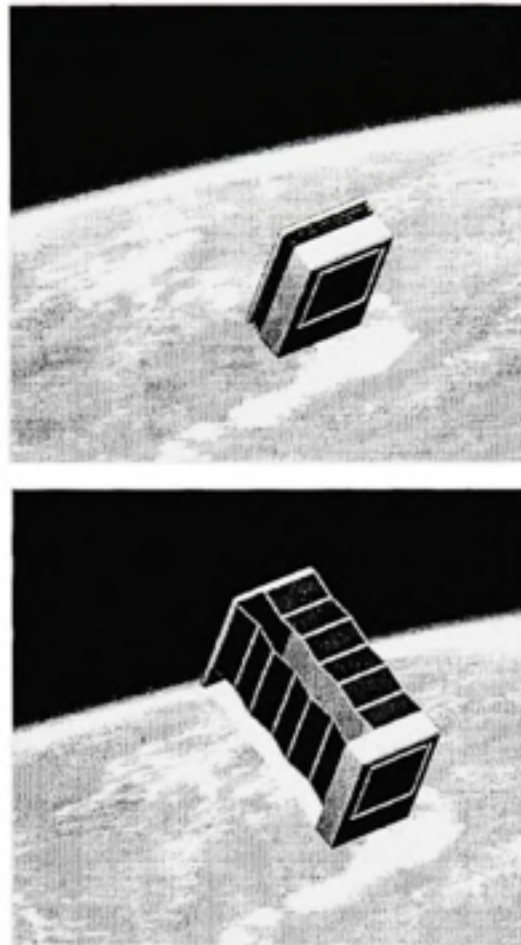


Figure 2.21 *PICOSAT (i)*.

(Tiré de Hinkley et Simburger, 2001 [notre traduction])

Source : Cette figure est tirée de Hinkley et Simburger (2001) « A Multifunctional Flexure Hinge for Deploying Omnidirectional Solar Arrays » à la « Figure 1. (a) Rectilinear array starting to deploy from a PICOSAT; (b) Rectilinear array deployed. » présentée en page 2 dans le document original.

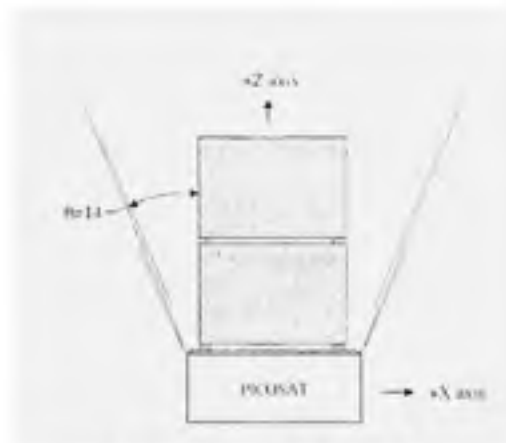


Figure 2.22 *PICOSAT (ii)*.

(Tiré de Hinkley et Simburger, 2001 [notre traduction])

Source : Cette figure est tirée de Hinkley et Simburger (2001) « A Multifunctional Flexure Hinge for Deploying Omnidirectional Solar Arrays » à la « Figure 17. PICOSAT with deployable 8 panel umbrella shaped solar array (cells on both sides.) » présentée en page 8 dans le document original.

### 2.4.3 Hubble

Bien entendu, il y a aussi le fameux télescope spatial Hubble qui s'est vu prémunir de panneaux solaires flexibles jusqu'à 2002. Winslow (1995) offre une bonne description de ceux-ci. Ces panneaux sont composés de deux « ailes » rétractables. Chaque aile a une masse de 154 kg et peut fournir 5 kW d'énergie en début de vie (BOL) et environ 4,5 kW après cinq ans (EOL). Chaque aile est constituée de deux sections (en anglais, *blankets*) qui à leur tour sont composées de cinq assemblages de panneaux solaires (en anglais, *solar panel assemblies* ou *SPA*). Chacun de ces assemblages est formé de trois séries (en anglais, *strings*) de cellules solaires de 106 cellules connectées en série ainsi que sept ou huit cellules connectées en parallèle. Chacune des quatorze, quinze ou seize cellules connectées en série sont branchées en parallèle avec des diodes shunt pour prévenir des points chauds lorsque le panneau est partiellement ombragé ou bien si une cellule échoue en circuit ouvert. Chaque cellule mesure 20,8 mm x 40,2 mm x 0,04 mm incluant le couvercle dopé. Ces cellules sont collées et soudées à un substrat laminé de Kapton®, argent et fibre de verre. Empaquetés, les panneaux solaires mesurent 4,4 m par 0,6 m et une fois déployés, ils font

2,4 m par 12,1 m chacun. Deux manœuvres de déploiement sont nécessaires pour l'ouverture des panneaux solaires de Hubble. La première phase est tout d'abord de tourner les deux ailes de  $90^\circ$  à partir de leur position empaquetée sur Hubble. La deuxième est tout simplement le déroulement des ailes de leur tambour d'emballage. La Figure 2.23 illustre bien le télescope spatial Hubble et ses panneaux solaires déployés.



Figure 2.23 *Hubble.*  
(Tiré de l'ESA, 2002)

## 2.5 Cellules solaires

Afin de mieux comprendre les cellules solaires et surtout de savoir comment elles doivent être intégrées, une revue de leur fonctionnement est nécessaire. De plus, comme le type de cellules solaires a déjà été sélectionné par l'ASC pour ce projet, il est impératif de les

comparer avec celles déjà existantes pour savoir où elles se situent exactement par rapport aux autres. La présente section fait le tour de la question.

## **2.5.1 Fonctionnement des cellules solaires**

Cette section comporte une description du principe général de fonctionnement des cellules solaires.

### **2.5.1.1 Conversion des photons en électrons**

Les cellules que l'on voit sur les calculatrices ou les satellites sont ce qu'on appelle des cellules photovoltaïques (PV) ou modules (les modules sont simplement un groupe de cellules connectées). Les cellules photovoltaïques (« photo » pour lumière et « voltaïque » pour électricité) convertissent la lumière directement en électricité. Les cellules PV sont fabriquées de matériaux semi-conducteurs comme du silicium, qui est le matériau le plus utilisé. Lorsque la lumière atteint la cellule PV, une certaine portion de cette énergie est absorbée par le semi-conducteur. Cette énergie frappe alors les électrons de valence du matériau semi-conducteur et ces derniers sont libérés et peuvent se déplacer aisément sur le matériau. Afin de forcer les électrons à se déplacer dans une direction donnée, les cellules solaires sont dotées d'un ou plusieurs champs électriques. Ce flux d'électron qui se déplace dans une même direction est ce qu'on appelle le courant (ou électricité). En positionnant des feuilles métalliques au-dessus et au-dessous de la cellule PV, il est possible d'extraire cette électricité. Le courant ainsi que la différence de potentiel (i.e. voltage) de la cellule qui est imposée par l'entremise du/des champ(s) électrique(s) déterminent la puissance que la cellule solaire peut produire (i.e. puissance = courant \* voltage).

### **2.5.1.2 L'exemple du silicium**

Le silicium a des propriétés particulières, surtout en ce qui a trait à sa forme cristalline. Un atome de silicium comporte quatorze électrons disposés dans trois niveaux d'énergie. La



dernière couche est cependant « à moitié pleine » avec seulement quatre électrons (au lieu de huit). Or, pour être stable, les électrons doivent être en paire. Donc, pour pallier ce manque, les atomes de silicium partagent les quatre électrons de la dernière couche avec leurs atomes de silicium voisins. C'est ce qui forme la structure cristalline des atomes de silicium pur.

Pour ce qui est des cellules solaires, les atomes de silicium purs ne peuvent être employés puisqu'ils sont de très mauvais conducteurs car aucun électron n'est disponible pour se déplacer et former un courant. Dans une cellule PV, le silicium doit comporter des impuretés. En effet, pour que ceci soit vrai, le silicium est « dopé » avec un autre matériau. Par exemple, il est possible de doper le silicium avec du phosphore. Le phosphore possède cinq électrons dans son dernier niveau d'énergie. Quatre électrons sont partagés avec les autres atomes de silicium et le dernier demeure libre et s'appelle « électron de valence ». Puisque ce dernier électron n'est pas retenu dans la structure cristalline avec le silicium, il peut facilement être libéré et devenir un électron libre.

Le silicium dopé avec du phosphore est de type N (« n » pour négatif) puisqu'il y a une prévalence d'électrons. Seulement une partie de la cellule solaire est de type N, l'autre partie est dopée avec, par exemple, du bore pour former du silicium de type P (« p » pour positif). Puisque le bore ne possède seulement que trois électrons sur son dernier niveau d'énergie, un « trou » est alors créé. À la place d'avoir des électrons libres (charge négative), le bore possède des trous libres ce qui résulte en une prévalence de trous (donc de charge positive).

Afin de générer un champ électrique, l'utilisation, dans ce cas, des deux types de silicium est vitale. En apposant les deux types de silicium un sur l'autre, les électrons libres du silicium de type N vont aller remplir des trous libres du silicium de type P. À la jonction des deux types, il y aura mélange et une barrière d'électrons va se former qui donnera beaucoup plus de mal aux électrons du côté N à traverser vers le côté P. Un équilibre se créera et un champ électrique va séparer les deux côtés. Autrement dit, les électrons pourront seulement



se déplacer du côté P au côté N (du positif vers le négatif). Le champ électrique détermine la différence de potentiel (ou voltage).

Quand la lumière frappe la cellule PV, chaque photon avec suffisamment d'énergie libère une paire « électron-trou ». C'est-à-dire qu'en rendant libre un électron, un trou est automatiquement créé. Si cet électron et ce trou se trouvent dans le champ d'influence du champ électrique, l'électron sera envoyé du côté négatif et le trou du côté positif. S'il y a un parcours électrique externe (fil, moteur, etc.) les électrons suivront ce parcours sous la forme d'un courant électrique.

### 2.5.1.3 Perte d'énergie

Toutefois, les cellules solaires ne sont pas très efficaces. Les meilleures cellules solaires ont une efficacité autour de 25 %. C'est-à-dire que 25 % de l'énergie de la lumière incidente est transformée en électricité. La raison étant que la lumière provenant du Soleil n'est pas monochromatique, mais elle est plutôt composée d'une multitude de longueurs d'ondes ayant chacune son propre niveau d'énergie. Certaines de ces longueurs d'onde n'ont pas assez d'énergie pour libérer une paire « électron-trou ». De plus, il y a d'autres photons qui ont trop d'énergie. La paire « électron-trou » est bel et bien créée, mais il y a perte d'énergie puisque le surplus d'énergie n'est pas utilisé (à moins que le niveau d'énergie soit deux fois celui requis pour former une paire « électron-trou », il est alors possible d'en libérer une deuxième paire, mais cet effet est très minime). Ces deux effets (peu ou trop) comptent pour environ 70 % des pertes d'efficacité. Seulement une certaine quantité d'énergie est nécessaire pour aider un électron bloqué dans la bande de valence à sauter dans la bande de conduction. Pour le silicium cristallin, la largeur de la bande interdite, donc l'énergie minimum nécessaire à l'électron pour faire ce saut, est de 1,1 électron-volt. C'est la prolifération d'électrons « libres » (et des « trous » correspondants) qui rend le matériau plus conducteur. Le reste de la perte émane de diverses causes liées, par exemple, à la configuration du panneau solaire ou du circuit électrique.

À partir de ces principes, plusieurs types de cellules solaires ont été développées au cours des dernières années. La prochaine section présente les cellules solaires choisies par l'Agence spatiale canadienne pour la réalisation de ce projet.

### 2.5.2 Cellules solaires flexibles canadiennes

La compagnie Spheral Solar Power (SSP), une division de Automation Tooling Systems Inc. (ATS), a récemment produit une technologie révolutionnaire de l'utilisation des cellules solaires appelée « Spheral Solar™ ». En effet, au lieu d'utiliser les traditionnels panneaux solaires rigides et parfois massifs, elle a créé des panneaux flexibles pour une multitude d'applications terrestres. En effet, à l'heure actuelle, SSP offre quatre principaux produits commerciaux utilisant cette technologie (Spheral Solar Power 2006) :

1. SuperFlex™ (flexibles et pour usage récréatif);
2. Power Modules (panneaux rigides tout usages et faciles d'installation);
3. Building Integrated Solar Module (intégration des modules flexibles aux édifices et aux différents matériaux de construction);
4. Cells & Laminates (différentes grandeurs de laminés flexibles et faciles d'intégration à plusieurs applications).

À leur sortie, ces cellules ont été comparées à du denim (i.e. matériau dont sont faits les jeans), principalement parce qu'elles y ressemblaient. La Figure 2.24, tirée du magazine en ligne NewScientist (Hogan 2003), démontre bien le fonctionnement de ces dernières. Le centre des billes de silicium (Si) est dopé avec du bore afin de les transformer en type P (positivement chargées) tandis que des atomes de phosphore sont diffusés à la surface de ces mêmes billes, les convertissant ainsi en matériau de type N (chargé négativement). Le haut et le bas de chaque sphère de Si sont reliés à une couche d'aluminium très mince assurant ainsi la conduction des électrons. Afin d'assurer la différence de potentiel, un plastique isole les deux couches d'aluminium.

Les électrons libres du matériau de type N voyagent vers le matériau de type P pour combler les trous existants; un champ électrique est donc créé à la jonction P-N. À chaque fois qu'un photon est absorbé par la bille de silicium, une paire électron-trou est libérée et dirigée par ce champ électrique. Ces charges se déplacent ensuite vers un circuit électrique externe via les couches d'aluminium adjacentes; créant ainsi le courant électrique. Chaque bille de Si devient donc une mini cellule solaire. La Figure 2.25 montre aussi un échantillon d'une telle cellule.

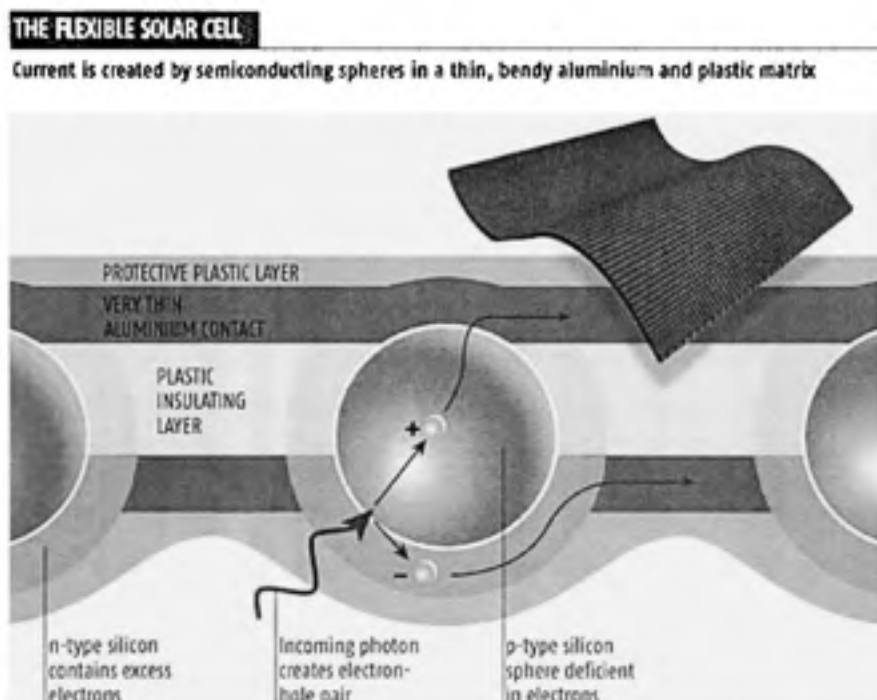


Figure 2.24 Cellules solaires flexibles de SSP.

(Tiré de Hogan, 2003 [notre traduction])

Source : Cette figure est tirée de Hogan (2003) « 'Denim' solar panels to clothe future buildings » à la figure « The flexible solar cell » présentée dans le document original.



Figure 2.25 *Photo d'un échantillon d'une cellule solaire flexible de SSP.*

Toutefois, comme mentionné précédemment, ces applications sont limitées à des usages terrestres. L'Agence spatiale canadienne a vu en ce produit un potentiel pour être utilisé dans l'espace à la place des panneaux rigides traditionnels. En effet, ces derniers, étant rigides, occupent un fort volume dans le lanceur, au moment du lancement d'un satellite par exemple et, de plus, leur masse est non négligeable. Pour un satellite de grandes dimensions, ces problèmes ne sont pas majeurs, mais puisque la tendance, comme dans beaucoup de domaines, est à la miniaturisation, les micro, nano, et même pico satellites sont de plus en plus prisés par différentes organisations. En effet, plus la masse et le volume sont faibles, moins il en coûte de lancer un satellite. De là, l'idée de minimiser la masse et le volume de toutes les composantes, y compris les panneaux solaires.

Les cellules solaires de SSP semblent être les candidates idéales pour ce projet de l'ASC. Il sera vu plus loin au cours de ce projet si les gains de masse et de volume en valent la chandelle.

La fiche technique des cellules solaires a pour but de résumer les caractéristiques techniques (voir Tableau 2.1) des cellules solaires d'origine canadienne utilisées pour ce projet. Elle permet de repérer facilement et rapidement toute l'information nécessaire au fonctionnement de ces dernières.

Tableau 2.1  
Fiche technique - cellules solaires flexibles canadiennes de SSP

Description	Valeur	
<b>Mécanique</b>		
Dimensions d'une cellule (i.e. aussi feuille)	10 cm x 10 cm	
Dimension d'un panneau solaire	Non applicable	
Nombre de cellules par panneau	Non applicable	
Masse d'une cellule	8 g / feuille **	
Masse du panneau	Non applicable	
Épaisseur	0,75 mm ‡	
Rayon de courbure permis	0.5 cm ‡	
Couleur	Bleu (style jeans)	
<b>Électrique</b>		
Efficacité ( $\eta$ )	10 % *	8 % **
Puissance ( $\eta = 8 \%$ )	1 W / feuille **	
<b>Autres</b>		
Prix	1 \$ CDN / feuille †	
Type de technologie des cellules solaires	a-Si	

\* Selon la compagnie Spheral Solar Power (2006).

\*\* Selon des tests à l'ASC (Giray 2004).

† Selon l'ASC.

‡ Selon des résultats expérimentaux de l'auteur.

### 2.5.3 Comparaison avec des cellules solaires flexibles américaines

En parallèle avec ce projet, l'ASC a observé le développement d'une technologie similaire de cellules solaires flexibles faites de cadmium et tellure (CdTe). En effet, la compagnie

américaine First Solar (FS) (First Solar 2008) a développé cette technologie révolutionnaire de cellules solaires ultraminces. Le composé CdTe est en fait un semi-conducteur fait à partir des éléments de cadmium et de tellure. Les principaux avantages de cette technologie sont son faible coût ainsi que sa capacité de fabriquer un large volume de ces cellules.

Le Tableau 2.2 résume les principales caractéristiques de ces cellules solaires. Le Tableau 2.3 donne un aperçu au niveau électrique des divers produits de First Solar.

Tableau 2.2

## Fiche technique - cellules solaires flexibles états-uniennes de First Solar

Description	Valeur
<b>Mécanique</b>	
Dimensions d'une cellule	Non disponible
Dimensions d'un panneau standard de cellules solaires	1200 mm x 600 mm †
Nombre de cellules par panneau	116 †
Masse d'une cellule	Non disponible
Masse du panneau	12 kg †
Épaisseur	0.4 mm *
Rayon de courbure permis	Non applicable **
Couleur	Noir †
<b>Électrique</b>	
Efficacité ( $\eta$ )	8.68 % à 10.42 % †
Puissance	62.5 W à 75 W †
<b>Autres</b>	
Prix	Non disponible
Type de technologie des cellules solaires	CdS/CdTe †

† Selon la fiche technique de First Solar (Phoenix Solar 2008).

\* Inféré selon la fiche technique de First Solar (Phoenix Solar 2008).

\*\* Bien que ce soient des cellules fabriquées en mince film, elles ne sont pas pour le moment utilisées dans un contexte flexible. Les couches de fond et de dessus des cellules sont simplement du verre renforcé de 3.2 mm chacune.

Bien que les applications actuelles ne soient que terrestres, le domaine spatial pourrait très bien bénéficier de ce genre de cellules solaires de la même façon que le projet de ce mémoire s'est intéressé aux cellules solaires ultraminces faites de billes de silicium.

Tableau 2.3  
Paramètres électriques des cellules solaires flexibles de First Solar<sup>9</sup>

Numéro d'article	100285	100284	100287	100288	100270	100271
Puissance de sortie [P <sub>mpp</sub> ]	62.50	65.00	67.50	70.00	72.50	75.00
Tolérance sur la P <sub>mpp</sub> [%]	+/- 5	+/- 5	+/- 5	+/- 5	+/- 5	+/- 5
Efficacité [%]	8.68	9.03	9.38	9.72	10.07	10.42
Voltage max V <sub>mpp</sub> [V]	62.50	63.70	64.60	67.10	67.90	69.40
Courant max I <sub>mpp</sub> [A]	1.00	1.02	1.05	1.04	1.07	1.08
Voltage en circuit ouvert Voc [V]	86.00	87.00	87.00	89.00	90.00	92.00
Courant en court-circuit I <sub>sc</sub> [A]	1.17	1.17	1.18	1.19	1.19	1.20

Selon la fiche technique de First Solar (Phoenix Solar 2008).

#### 2.5.4 Comparaison avec des panneaux solaires traditionnels

Afin de situer la performance des panneaux solaires développés dans le cadre de ce projet, il est important de comparer les cellules solaires flexibles de ce projet avec les cellules solaires parfois utilisées par l'ASC. En effet, cela constitue le point de départ afin de tracer une ligne de référence avec quelque chose qui est déjà connu.

<sup>9</sup> Caractéristiques électriques telles que spécifiées par le fabricant aux conditions standard de test (en anglais, *standard test conditions* ou STC) : flux de rayonnement solaire, 1000 W/m<sup>2</sup>; température de la cellule, 25 °C; et le ratio air-masse du spectre d'irradiation global, AM1.5). Le ratio AM est simplement la sécante de l'angle du zénith, soit  $X = \sec 48,19^\circ$ .

Dernièrement, les cellules solaires utilisées par l'ASC sont les suivantes : « InGaP/GaAs/Ge à jonction triple » (en anglais, *InGaP/GaAs/Ge Triple-Junction Solar Cells*) de la compagnie EMCORE Corporation aux États-unis (Potvin 2005). Les principales caractéristiques de ces dernières sont énumérées ci-dessous :

1. Vrai triple jonction de polarité N sur P ;
2. Matériau épitaxial<sup>10</sup> développé à l'intérieur d'un réacteur EMCORE TurboDisc® MOCVD avec d'excellentes uniformité et répétitivité ;
3. Les cellules peuvent être soudées ;
4. Les dimensions sont de :  $76,10 \pm 0,05 \times 37,16 \pm 0,05 \text{ mm}^2$  dont deux coins sont enlevés (triangles) de  $8,5 \times 8,5 \text{ mm}^2$  (autres dimensions disponibles) ;
5. Surface standard de  $27,5 \text{ cm}^2$  et il est possible d'aller jusqu'à  $30 \text{ cm}^2$  ;
6. Épaisseur uniforme de  $155 \mu\text{m}$  (6 mil) ;
7. Masse de 2,4 g (incluant une diode de déviation) et densité de  $86 \text{ mg/cm}^2$  ;
8. Efficacité en début de vie (BOL ou *beginning of life*) de la triple jonction : 26 % ;
9. La plus grande résistance aux radiations :  $P/P_0 = 0,91$  à 1-MeV,  $5E14 \text{ e/cm}^2$  ;
10. EMCORE Corporation est certifiée ISO 9001.

Au Tableau 2.4, on retrouve les principales performances de ces cellules solaires.

---

<sup>10</sup> Du grec « épi » qui signifie « sur » et « taxis », « arrangement »; l'épitaxie est utilisée pour faire croître un cristal sur un autre (le substrat) afin que le cristal en croissance adopte les propriétés de maille du substrat dans le but d'obtenir une structure cristalline désirée.



**Tableau 2.4**  
**Performances techniques des cellules solaires**

Caractéristiques	Valeur
Efficacité en début de vie (BOL) à 28 °C	26,0 %
Puissance restante après des radiations de 1E15 e-/cm <sup>2</sup>	0,87
Puissance restante après des radiations de 5E14 e-/cm <sup>2</sup>	0,91
Coefficient de température	0,060 abs. % / °C
Efficacité en fin de vie (EOL) à 5E14 e-/cm <sup>2</sup>	23,7 %

Tiré de Potvin (2005).

Les résultats des qualifications spatiales (en vol) des cellules solaires se retrouvent au Tableau 2.5.

**Tableau 2.5**  
**Résultats des qualifications spatiales**

Test	Description	Résultats
Humidité	+45°C, 95 % humidité relative, 30 jours	< 0,16 %
Thermique	2000 cycles, -180 à + 95 °C	< 0,2 % de dégradation
Radiation	1 MeV : 1E15 e/cm <sup>2</sup>	$P_{mp} / P_{mp0} = 0,87$
	Électrons : 5E14 e/cm <sup>2</sup>	$P_{mp} / P_{mp0} = 0,91$
Absorbance	CMG MgF <sub>2</sub> enrobée	0,90

Tiré de Potvin (2005).

### 2.5.5 Conclusions sur les cellules solaires

Le Tableau 2.6 renferme les principales caractéristiques à retenir des trois types de cellules solaires. Les cellules de SSP sont trois à quatre fois moins efficaces que les cellules traditionnelles ce qui n'est pas négligeable. Toutefois, il faut regarder que les cellules traditionnelles ne sont pas flexibles et qu'elles devront être montées sur des panneaux

rigides qui eux sont beaucoup plus massifs et volumineux que des membranes solaires flexibles. Dans ce cas, les densités de puissance pourraient se rapprocher l'une de l'autre.

Tableau 2.6  
Comparaison des divers types de cellules solaires\*

	Cellules flexibles SSP	Cellules flexibles FS	Cellules traditionnelles
Densité de puissance	100 W/kg	131 W/kg **	298 W/kg
Concentration de puissance	80 W/m <sup>2</sup>	104,2 W/m <sup>2</sup>	260 W/m <sup>2</sup>
Efficacité BOL	8 %	10,42 %	26 %

\* Pour un flux solaire de 1000 W/m<sup>2</sup>.<sup>11</sup>

\*\* En soustrayant la masse des deux vitres protégeant les cellules solaires (densité du verre utilisée : 2,48 g/cm<sup>3</sup> (Hoesfall 2004) → 120 cm x 60 cm x 0,64 cm x 2,48 g/cm<sup>3</sup> = 11,42784 kg → 12 kg - 11,42784 kg = 0,57216 kg ← masse des cellules solaires).

Autre fait intéressant à ne pas négliger est celui que les membranes solaires flexibles sont destinées à être utilisées sur de plus petits satellites où la demande énergétique est moindre. Par exemple, pour un système donné, il faudrait de trois à quatre fois plus de surface utile de cellules SSP par rapport aux cellules solaires utilisées par l'ASC. Mais en réalité, les cellules flexibles seront utilisées sur de petits satellites où la technologie traditionnelle serait désavantagée à cause de sa rigidité inhérente et de sa plus grande masse.

En somme, même si les cellules de SSP sont moins performantes que celles traditionnelles, elles ne constituent pas un si mauvais choix grâce aux autres qualités qu'elles exhibent. De plus, elles se rapprochent beaucoup des caractéristiques de la technologie développée par First Solar, ce qui démontre que Spheral Solar Power offre une alternative avec des performances similaires à son compétiteur américain.

Il est intéressant aussi de comprendre la part de marché dans laquelle s'insèrent les cellules solaires ultraminces et dans certains cas, flexibles. Comme il est mentionné sur le site web Solarbuzz (Solarbuzz 2008), un portail dédié au monde de l'énergie solaire, les cellules

<sup>11</sup> Il est à noter qu'une valeur de flux solaire de 1000W/m<sup>2</sup> a été utilisée à titre indicatif pour fins de comparaisons puisqu'un des manufacturiers utilisait déjà cette valeur; il était plus simple de l'utiliser aussi.

solaires en mince film détiennent environ 7 % du marché mondial des cellules solaires. C'est bien peu en comparaison des cellules rigides traditionnelles, mais le faible coût des ultraminces leur réserve sans doute un avenir prometteur. Ce site mentionne aussi que les types de cellules les plus courants sont ceux faits de silicium amorphe, a-Si (comme SSP), ou de matériaux poly cristallins comme le CdTe (comme First Solar). Même si la percée dans le marché des cellules solaires solides (i.e. cristallines) n'est pas pour tout de suite, les cellules flexibles détiennent une niche dans le marché, soit celui des appareils à faible puissance (< 50 W) comme par exemple les petits satellites.

## CHAPITRE 3

### ANALYSES COMPLÉMENTAIRES

Ce chapitre résume les diverses analyses nécessaires et complémentaires encadrant la conception de la membrane solaire. En effet, toutes les données de départ, qu'elles proviennent de la définition du projet ou bien de la revue de littérature, ne révèlent pas nécessairement assez de détails pour la conception complète du panneau solaire flexible et certaines informations doivent être induites par inférence, déduction ou calculs. Ce chapitre présente les résultats pertinents à la poursuite du projet.

#### **3.1 Membrane solaire fixe par rapport au corps du satellite**

Comme il s'agit d'un « nano satellite », il est probable que la minimisation de la masse et de la puissance requise n'est pas seulement afférente à la membrane solaire, elle l'est probablement aussi pour le reste du satellite. Il est donc raisonnable de présumer que les panneaux solaires seraient probablement fixes une fois déployés, relativement au corps du satellite. Autrement dit, il n'y aurait pas de servomoteurs ou autres appareils servant à changer l'orientation des panneaux solaires pour suivre le mouvement apparent du Soleil vu par le satellite.

Cette hypothèse pose donc un nouveau problème : cette façon de faire diminue potentiellement l'orientation normale - et optimale - de la membrane solaire face au Soleil. En effet, dans un monde idéal, un panneau solaire devrait être orienté vers le Soleil le plus longtemps possible afin de générer le maximum d'énergie. En supposant que la membrane solaire soit fixe, cela limite ainsi le rendement énergétique puisque celle-ci est contrainte de suivre la même orientation que le satellite lui-même.

Donc, le contrôle d'attitude (position et orientation du satellite dans son orbite) déterminera ultimement l'exposition au Soleil de la membrane solaire.

### 3.2 Discussion sur le contrôle d'attitude

Il est tôt à ce stade-ci pour discuter du contrôle d'attitude puisque ni la charge utile, ni les objectifs de la mission n'ont été établis. Toutefois, il est important d'en comprendre les implications quant à l'utilisation de la technologie membranaire comme source d'énergie.

Il a été supposé précédemment que les panneaux solaires seraient fixes par rapport au corps du satellite dû principalement à la limitation sur la masse et la puissance.

Cela revient à dire que c'est le contrôle d'attitude qui limite finalement l'exposition « normale » des cellules solaires aux rayons du Soleil. Dans la plupart des missions, c'est la charge utile qui détermine ultimement les requis en matière de pointage du satellite (par exemple, un satellite météo doit toujours pointer vers la Terre afin de pouvoir l'étudier et donner aux scientifiques les données nécessaires pour fins d'analyse). Comme le satellite constitue un tout solide (pas de mouvement relatif des divers composants), le pointage affectera toutes ses composantes. Il n'est pas possible à ce stade-ci de déterminer les objectifs de la mission, mais deux choses peuvent quand même être considérées : 1) la charge utile doit pointer vers son sujet d'étude pour le scruter et 2) le satellite doit forcément communiquer avec une station terrestre pour transmettre ses données.

Dans le premier cas, selon une analyse préliminaire, il y a de fortes chances que le panneau solaire membrane soit utilisé sur une mission de démonstration en LEO avec comme sujet d'étude la Terre (voir section 3.3.1 pour une discussion sur le type d'orbite). Le deuxième aspect par contre, montre que l'orientation du satellite ne se fait sûrement pas en fonction des rayons du Soleil, mais plutôt en fonction de l'orientation de l'antenne vers les stations de communication terrestre. Cela renforce l'idée du caractère non optimal de l'orientation des panneaux solaires vers le Soleil.

Pour communiquer, il se pourrait aussi que le satellite utilise une antenne omnidirectionnelle car celle-ci ne requiert pas une précision de pointage particulier puisqu'elle émet dans toutes les directions de façon uniforme. Toutefois, comme cette dernière a un gain très faible, il faut plus d'énergie qu'une antenne unidirectionnelle à gain élevé pour transmettre le même signal. Il est donc peu probable que ce type de d'antenne soit utilisé en raison principalement de la demande énergétique beaucoup plus élevée.

De plus, les méthodes de contrôle d'attitude pour un satellite si petit sont vraiment limitées. De fait, la stabilisation par pure rotation est exclue puisque celle-ci requiert la rotation du satellite entier à haute vitesse ce qui n'est pas envisageable avec des membranes flexibles. En contrepartie, tous les autres types de contrôle d'attitude existants pourraient être compatibles avec l'utilisation de membranes solaires. Par contre, dus aux restrictions sur la masse<sup>12</sup> et la puissance disponible (i.e. 7 W), il est aisé d'imaginer que le système de contrôle sélectionné pour ce type de véhicule spatial serait léger et peu énergivore. Ce qui suggère un système de stabilisation passif comme un contrôle à gradient de gravité ou magnétique. Cette déduction est basée sur le fait que les systèmes de contrôle actif requièrent généralement soit une masse importante, soit une demande énergétique élevée, soient les deux, bien au-delà des spécifications de départ de ce projet. C'est pourquoi il est inféré que le système de contrôle d'attitude doit forcément être réduit à sa plus simple expression, soit un système passif. Le désavantage principal de ce dernier est la plus faible précision de pointage résultante, ce qui renforce l'idée, une fois de plus, que les panneaux solaires ne seront probablement pas orientés au Soleil de façon optimale de toute façon.

Bien entendu, la conception d'un système de détermination et de contrôle d'attitude dépasse largement le cadre de ce projet. Il est tout de même important de comprendre les caractéristiques principales associées afin d'émettre les hypothèses les plus justes se rattachant à ce projet.

---

<sup>12</sup> Il faut se rappeler qu'un nano satellite a une masse variant de 1 à 10 kg et qu'un microsattellite de 10 à 100 kg.

Pour compléter la discussion, en plus du fait que la membrane solaire ne serait pas toujours orientée à 90°, il faut aussi envisager qu'à certaines occasions, le corps du satellite lui-même obstruera la membrane solaire le privant ainsi d'un certain apport énergétique.

En somme, ce qu'il faut retenir c'est que l'orientation des panneaux solaires par rapport au Soleil variera tout au long d'une orbite dus aux divers facteurs énumérés dans cette section.

### 3.3 Processus de conception de la surface requise de cellules solaires

D'après les contraintes initiales, il est demandé de produire une quantité d'énergie minimale de 7 W. Selon une étude préliminaire présentée par l'auteur au CASI05 (Potvin, Sylvestre et Champlaud, 2005), une surface minimale de 875 cm<sup>2</sup> est requise pour générer 7 W de puissance à partir des cellules solaires flexibles. L'équation (3.1) résume bien comment le résultat a été obtenu.

$$Surface = \frac{Puissance\ Demandée}{Flux\ Solaire * Efficacité\ Cellules} = \frac{7\ W}{1000\ W / m^2} = 0,007\ m^2 = 70\ cm^2 \quad (3.1)^{13}$$

Il est à noter que cette valeur est pour le cas idéal, c'est-à-dire que la membrane idéale (sans aucune perte énergétique) est parfaitement normale au Soleil en tout temps. Toutefois, la réalité est toute autre et le reste de cette section s'affaire à démontrer les considérations additionnelles dont il faut tenir compte afin de déterminer la surface réelle requise de cellules solaires.

En effet, il faudra augmenter la surface des cellules afin de pouvoir répondre à la demande énergétique de 7 W. La méthodologie employée à la section suivante utilise celle suggérée

---

<sup>13</sup> Il est à noter que lors de cet article, une valeur de flux solaire de 1000W/m<sup>2</sup> a été utilisée à titre indicatif pour donner une idée de l'ordre de grandeur du panneau solaire. La valeur usuelle utilisée est de 1367 W/m<sup>2</sup>.

par le chapitre 11 du livre *Space Mission Analysis and Design (SMAD)* de Wertz et Larson (1999).

### 3.3.1 Requis et contraintes reliés à l'orbite

#### Puissance requise

D'abord, il faut déterminer la puissance minimale requise que la membrane solaire doive pouvoir fournir. Dans ce cas-ci, une puissance électrique de 7 W a été clairement établie par l'ASC pour son nano satellite.

#### Type d'orbite

Ensuite, vient le type d'orbite, mais comme ce dernier n'a pas été spécifié dans les contraintes de départ, il est impossible de déterminer exactement où le satellite volera autour de la Terre et quelles seront ses conditions orbitales (éclipse, altitude, excentricité, inclinaison, etc.). Toutefois, avec les indices apportés au premier chapitre, il est possible de déduire que ce type de technologie, les cellules solaires flexibles, entrerait dans la catégorie de mission à risque élevé et à faible coût puisqu'il s'agit d'un projet de démonstration et de validation de concept.

D'entrée de jeu, il est facile de déduire qu'il faut déjà éliminer les sondes interplanétaires ainsi que les satellites en orbite GEO. Il reste donc les missions en LEO à diverses inclinaisons qui sont moins coûteuses et permettent une plus grande latitude en ce qui a trait à la démonstration de nouvelles technologies.

Les missions en basse orbite, qui se situent n'importe où entre 200 et 2 000 km d'altitude, peuvent être lancées à n'importe quelle inclinaison autour de la Terre dépendamment des objectifs de la mission. Pour ce qui est des panneaux solaires, cela veut dire une grande diversité en termes d'exposition au Soleil. En effet, un satellite orbitant au niveau de l'équateur sera caché par la Terre plus longtemps lors de son éclipse qu'un même satellite



passant par une orbite plus inclinée. En revanche, une orbite polaire ou héliosynchrone n'aura peu ou pas d'éclipse respectivement.

Toutefois, il n'est pas possible de prévoir à l'avance quelle option sera choisie puisque les objectifs primaires de mission sont reliés à la charge utile et non aux panneaux solaires. Ces derniers sont habituellement choisis en fonction du système étant le plus adapté pour telle ou telle mission. En ce qui a trait à l'illumination, l'orbite héliosynchrone est l'option optimale puisqu'elle assure au satellite un accès illimité aux rayons du Soleil. Le pire cas est donc une orbite à très faible inclinaison au niveau du plan écliptique puisque c'est à cet endroit que les éclipses sont les plus longues (autour de 35 minutes pour une orbite LEO).

Afin de poursuivre l'analyse et pour comprendre les étapes de conception, reprenons un exemple bien connu au Canada : Radarsat-1 (Ressources naturelles Canada 2007). Ce satellite canadien de télédétection est en orbite depuis 12 ans déjà et a largement fait ses preuves dans ce domaine. Radarsat-1 parcourt une orbite circulaire héliosynchrone de 798 km d'altitude; ce qui lui permet d'être continuellement illuminé par le Soleil en plus de repasser au même endroit tous les 24 jours. Sa période orbitale est de 100.7 minutes et son inclinaison de  $98.6^\circ$ . Il est à noter que cet exemple sera repris tout au cours du projet afin de démontrer les diverses étapes de conception.

Ce genre d'orbite est parfait pour l'observation de la Terre et il semble aussi tout désigné pour un projet comme celui présenté dans ce mémoire qui doit tester une nouvelle technologie de cellules solaires. En effet, l'illumination continue du Soleil simplifie grandement le problème d'apport en énergie.

### **3.3.2 Calculs de la puissance qui doit être produite par les cellules solaires**

Dans ce cas-ci, le fait d'être en orbite héliosynchrone réduit la complexité de la conception puisqu'il n'y a pas de période d'éclipse à se préoccuper. Toutefois, lors de la conception

d'une mission quelconque, il est fort possible que la conception doive tenir compte autant des périodes d'illumination que d'éclipse.

$$P_{sa} = \frac{\left( \frac{P_e T_e}{X_e} + \frac{P_d T_d}{X_d} \right)}{T_d} \quad (3.2)$$

Dans l'équation (3.2),  $P_{sa}$  indique la puissance que les cellules solaires doivent produire durant la période d'illumination de l'orbite afin de soutenir le satellite pour la durée entière de l'orbite. En effet, le satellite doit acquérir assez d'énergie durant la période d'illumination afin de pouvoir survivre durant l'éclipse. Considérant le cas de la Station spatiale internationale qui révolutionne en très basse orbite ( $H = \sim 330$  km), la période d'éclipse dure environ 35 minutes pour chaque orbite de 92 minutes. Elle doit pouvoir continuer de fonctionner pendant la « nuit » et c'est pour cette raison qu'elle est munie d'énormes panneaux solaires.

Dans ce cas-ci,  $P_e$  et  $P_d$  sont égales à 7 W (la puissance requise durant le jour et la nuit respectivement) et  $T_e$  et  $T_d$  sont les périodes d'éclipse et de jour respectivement. Comme il a été déterminé qu'il s'agissait d'une orbite héliosynchrone,  $T_e$  est égale à 0 et  $T_d$  à 100,7 minutes.  $X_e$  et  $X_d$  sont les pourcentages d'efficacité des circuits électriques. Wertz et Larson (1999) utilisent respectivement 0,6 et 0,8 pour ces valeurs.  $P_{sa}$  est donc égale à 8,75 W.

### 3.3.3 Puissance générée par les cellules solaires

La troisième étape consiste simplement à déterminer quelle serait la puissance théorique par unité de surface que la cellule solaire générerait. Dans ce cas-ci, il a été vu que l'efficacité énergétique des cellules solaires flexibles oscillait autour de 8 % ce qui donne une puissance idéale par unité de surface  $P_o = 109,36$  W/m<sup>2</sup> ( $P_o = 0,08 * 1\,367$  W/m<sup>2</sup>)<sup>14</sup>.

<sup>14</sup> 1367 W/m<sup>2</sup> est la valeur de puissance par unité de surface de l'illumination solaire aux alentours de la Terre.

### 3.3.4 Détermination de la production d'électricité en début de vie

Afin de déterminer la puissance par unité de surface en début de vie ou BOL (en anglais, *Beginning of Life*), il est essentiel de tenir compte de deux choses : les pertes d'efficacité inhérente au panneau solaire,  $I_d$ , dues principalement aux inefficacités de la conception, à l'ombrage ainsi qu'aux variations de température, et les pertes du cosinus  $\theta$  (en anglais, *cosine loss*) qui tiennent compte de l'angle d'incidence moyen des rayons du Soleil sur la membrane solaire.

$$P_{BOL} = P_o I_d \cos \theta \quad (3.3)$$

L'équation (3.3) démontre la relation pour obtenir la puissance par unité de surface qui s'applique au cas présenté dans ce projet. Wertz et Larson (1999) suggèrent des pertes inhérentes  $I_d$  de 0,77. Pour ce qui de la perte du cosinus, il est supposé qu'il n'y en ait pas ou  $\cos \theta = 1$  puisque l'orbite choisie est héliosynchrone (i.e. le satellite est toujours orienté de la même façon face au Soleil, c'est-à-dire perpendiculaire) et que les panneaux sont fixes par rapport au satellite (voir section 3.1).  $P_{BOL}$  donne dans ce cas une valeur de 84,21 W/m<sup>2</sup>.

Dans un cas plus général, le fait d'avoir des panneaux solaires fixes engendrerait certains maux de têtes quant à l'évaluation de l'énergie qui serait générée par des panneaux solaires dont l'orientation apparente du Soleil changerait tout au long de l'orbite.

### 3.3.5 Détermination de la production d'électricité en fin de vie

Au cours de sa vie utile, la cellule solaire se dégradera pour perdre en efficacité. La principale cause de dégradation est la radiation cosmique. Toutefois, le taux de perte en efficacité n'est pas connu pour ce type de cellules puisqu'elles sont nouvelles et n'ont jamais expérimenté l'environnement spatial. Normalement, lorsqu'un ingénieur fait la conception de panneaux solaires, il tient compte de l'efficacité en fin de vie ou EOL (en

anglais, *End of Life*) afin de s'assurer que la production énergétique répondra toujours aux spécifications initiales, soit de 7 W dans ce cas-ci.

Selon le livre SMAD (Wertz et Larson, 1999), des cellules de silicium normales se dégradent à un rythme de 3,75 % par année. Dans le cas de ce projet, cette donnée est inconnue pour l'instant. Afin de rester conservateur dans les estimations, un taux annuel de dégradation d'environ 5 % pourrait être utilisé. De plus, afin de déterminer la dégradation au cours de toute la mission, il faut aussi connaître sa durée. Ce genre de projet de technologie de démonstration n'est jamais très long et il semble réaliste de supposer que sa durée serait autour d'un an, peut-être même moins.

$$L_d = \left(1 - \frac{\text{dégradation}}{\text{année}}\right)^{\text{durée de vie du satellite}} \quad (3.4)$$

$$P_{EOL} = P_{BOT} L_d \quad (3.5)$$

L'équation (3.4) montre la dégradation du satellite au cours de sa vie,  $L_d$ , tandis que l'équation suivante démontre la puissance par unité de surface en fin de vie,  $P_{EOL}$ . Ce dernier terme équivaut donc à 80,0 W/m<sup>2</sup>.

### 3.3.6 Aire requise des cellules solaires

Il ne reste plus qu'à calculer l'aire requise de cellules solaires nécessaires pour cette mission. L'équation (3.6) ci-dessous résume qu'il faut 0,1094 m<sup>2</sup> ou 1094 cm<sup>2</sup> ou environ 11 cellules solaires flexibles afin de répondre à la demande énergétique du nano satellite.

$$A_{sa} = P_{sa} / P_{EOL} \quad (3.6)$$

### 3.4 Conclusion sur les analyses complémentaires

Ce chapitre est très important puisqu'il permet d'ajouter des éléments primordiaux aux données déjà existantes des deux chapitres précédents. Ce chapitre vient donc enrichir les données fournies au cours des deux premiers chapitres afin de mieux cerner les requis concernant les cellules solaires utilisées dans le cadre de ce projet. La liste ci-dessous énumère les résultats de ce chapitre.

Résumé des analyses complémentaires :

1. Panneau solaire membrane fixe par rapport au corps du satellite;
2. Contrôle d'attitude :
  - pointage vers la Terre;
  - système passif;
3. Surface requise :
  - type d'orbite LEO (exemple de Radarsat pour les calculs);
  - surface requise de cellules solaires : 1094 cm<sup>2</sup>.

Maintenant que toutes les pièces du casse-tête sont en place, le processus de conception d'un panneau solaire membrane peut s'amorcer.

## CHAPITRE 4

### RECHERCHE ET ÉLABORATION DE SOLUTIONS

D'après la revue de littérature, il existe plusieurs façons d'emballer une membrane ainsi qu'une série de mécanismes et structures divers pour la déployer. Ce chapitre est le résultat d'une réflexion approfondie sur les diverses solutions possibles afin de répondre à la problématique initiale : c'est-à-dire de vérifier si la technologie membranaire est viable et comment l'implémenter. Deux objectifs principaux sont visés par ce chapitre: a) l'introduction des solutions préliminaires retenues; et b) l'étude comparative de ces dernières tant sur les aspects « membrane » (emballage de la membrane) que sur les aspects « mécanisme et structure » (déploiement et support de la membrane) afin d'en identifier les candidates les plus attrayantes.

Le but de cet exercice en est un d'exploration, un remue-méninges à toutes fins pratiques, afin d'identifier, dans un laps de temps donné, un certain nombre de solutions acceptables, tirées directement ou non de la revue de littérature, avec lesquelles il serait possible de répondre aux besoins initiaux du projet. Donc, il ne s'agit pas d'une liste exhaustive de toutes les possibilités et il est certain que plusieurs autres solutions plus ou moins bonnes pourraient encore émerger.

Les solutions présentées dans le cadre de ce chapitre ne sont pas très détaillées mais constituent une première itération avant d'identifier les solutions prometteuses à approfondir. Elles ont soit été reprises tel quel de la revue de littérature, soit en ont été inspirées ou, encore, ont carrément été inventées.

De plus, l'étude comparative est davantage qualitative que quantitative. C'est-à-dire que l'analyse est plutôt basée sur des observations visuelles ainsi que sur des impressions générales. Le but de l'exercice étant d'identifier rapidement, selon le bon sens, les solutions qui semblent les plus prometteuses pour remplir les fonctions désirées par ce projet. Les

chapitres subséquents à celui-ci présenteront dans le détail les solutions retenues et l'analyse sera plus poussée.

Ce chapitre est divisé comme suit. Une description sommaire de chaque solution est d'abord présentée. Chacune des solutions est alors soumise à une étude comparative sous forme d'une matrice de décision afin de sélectionner les solutions les plus viables. Une discussion retenant les solutions les plus prometteuses fait office de conclusion de ce chapitre.

#### **4.1 Présentation des solutions préliminaires**

Les façons pour replier une membrane sur elle-même sont multiples. Cependant, comme il a été mentionné dans l'introduction, seulement un certain nombre d'entre elles peuvent être considérées dues, en partie, aux contraintes imposées par la nature de ce projet et surtout au fait que les cellules solaires ne peuvent être chiffonnées.

Afin d'en simplifier la présentation, les diverses solutions ont d'abord été divisées par leur mode d'empaquetage de la membrane puis par le type de mécanisme et structure applicables pour un mode d'empaquetage donné. Les solutions se divisent en deux principales catégories : a) la membrane roulée et b) la membrane pliée. Le Tableau 4.1 résume les résultats du brainstorming initial. Les descriptions détaillées des solutions préliminaires se retrouvent à l'ANNEXE II.

**Tableau 4.1**  
Solutions préliminaires

Type de membrane		Description sommaire
	Type de mécanisme	
1. Membrane roulée		La membrane est roulée sur elle-même dans le sens de sa longueur
1.1	Tiges faites de matériau hyper flexible	Deux tiges faites d'un matériau à grande flexibilité encastrées dans la structure du satellite
1.2	Tiges en « C »	Deux tiges formées par des rubans à mesurer encastrées dans la structure du satellite
2. Membrane pliée		
2.1 Miura-Ori classique		Double surface développée ondulante (les plis sont interdépendants - liés les uns aux autres)
2.1.1	Ciseaux multiples	Un ciseau à multiples pivots (bras extensible)
2.1.2	Tiges faites de matériau hyper flexible	La tige est encastrée dans la structure du satellite puis fixée à la membrane afin d'en épouser la forme
2.2 Miura-Ori radial		Un pliage en éventail
2.2.1	Tiges rigides dans les plis	Une tige rigide dans chaque pli est reliée au centre de l'éventail et un ressort/actuateur déploie le tout
2.2.2	Tige faite de matériau hyper flexible	La tige épouse le pourtour de la membrane tant la membrane pliée que déployée
2.2.3	Tiges rigides et flexibles	Hybride des deux solutions précédentes
2.3 Miura-Ori hybride		Hybride entre Miura-Ori classique et radial
	Arc inversé	Deux barres rigides ouvrent l'éventail tandis qu'une corde attachée sur le corps de ces deux tiges soulève une troisième tige. Une seconde corde fixée aux extrémités des deux premières tiges s'assure de guider la troisième tige afin que celle-ci suive bien la bonne direction lors du déploiement.
2.4 Pliage en accordéon		
2.4.1	Ciseaux multiples	Un ciseau à multiples pivots (bras extensible)
2.4.2	Tiges faites de matériau hyper flexible	La tige est encastrée dans la structure du satellite puis fixée à la membrane afin d'en épouser la forme
2.4.3	Mats extensibles	Longerons enroulables
2.4.4	Tubes gonflables	N/A
2.4.5	Tubes en double C	Deux tubes formés par des rubans à mesurer en C (face à face) encastrés dans la structure du satellite
2.5 Pliage inextensible autour d'un moyeu polygonal (PIMP)		Voir Figure 2.14
	Tiges flexibles	Les tiges flexibles sont insérées dans les plis principaux et relâchées lors du déploiement
2.6 Pliage rotatoire décentré (PRD)		Voir Figure 2.15
	Tiges flexibles	Les tiges flexibles sont insérées dans les plis principaux et relâchées lors du déploiement



## 4.2 Étude comparative

Le but de cette étude est d'arriver à identifier les forces et les faiblesses de chacune des solutions présentées précédemment afin de déceler la ou les solutions les plus prometteuses.

### 4.2.1 Critères d'évaluation des solutions préliminaires

Afin de la réaliser, il faut d'abord établir les critères de comparaison tant pour les membranes que les mécanismes structuraux. Ils sont directement tirés du cahier des charges présenté précédemment à la section 1.3. Les voici :

*Critères d'évaluation des solutions préliminaires :*

*Critères « membrane » :*

- a. maximisation du ratio surface utile / surface réelle<sup>15</sup> (pour déterminer quelle surface est utilisable pour des cellules solaires carrées) ;
- b. maximisation du ratio surface dépliée / volume plié (pour voir à quel point le pliage est compact) ;
- c. minimisation du chiffonnage de la membrane (moins il y a de plis, moins il y a de chance de chiffonnage de la membrane).

---

<sup>15</sup> Le ratio « surface utile / surface réelle » est seulement le rapport entre la surface pouvant être occupée par des cellules solaires et celle de la membrane entière. Plus une solution aura un ratio proche de 1, plus elle sera efficace et mieux elle sera cotée. En effet, il faut se rappeler que les cellules solaires sont carrées de dimensions 10cm x 10cm. Par exemple, les solutions ayant une surface de pliage carrée auront forcément un ratio plus élevé que celles avec une surface triangulaire ou circulaire. Ce critère a été ajouté après expérimentation afin d'aider à minimiser la surface de la membrane.

*Critères « mécanisme et structure » :*

- a. légèreté ;
- b. simplicité (peu de friction des pièces, peu de pièces, etc.) ;
- c. énergie (interne) de déploiement (que le mécanisme soit passif plutôt qu'actif et que son énergie de déploiement soit interne au mécanisme) ;
- d. support de la membrane & planéité (que le mécanisme de déploiement puisse supporter la membrane une fois déployée avec le moins d'irrégularité).

Toutes les solutions préliminaires ont été compilées dans la matrice de décision illustrée au Tableau 4.2. Chaque critère d'évaluation a reçu un poids relatif par rapport à sa fonction dans ce qui est souhaité pour une solution désirable. Une importance relative de 40 % a été accordée à la catégorie de critères « membrane » et 40 % à ceux reliés aux « mécanismes et structures ». Un 20 % a été conservé pour l'appréciation générale.

Dans les critères « membranes », le plus important est bien entendu la minimisation du chiffonnage de la membrane (20 %) afin de réduire la longueur des plis et donc augmenter le rendement de la surface utilisable ainsi que la possibilité d'avoir une membrane « plus » plane une fois dépliée. Ensuite, viennent les ratios « surface utile / surface réelle » (12,5 %) et « surface dépliée / volume plié » (7,5 %) respectivement. Le premier se veut celui où sont comparées la surface utile, soit celle utilisée par les cellules solaires, avec la surface réelle, celle nécessaire pour accommoder le type de pliage retenu accompagné de cellules solaires. Le second est le ratio comparant la surface totale de la membrane une fois dépliée avec son volume correspondant une fois pliée.

Pour ce qui est des critères « mécanismes et structures », les deux plus importants sont, bien sûr, ceux qui donnent un support accru à la membrane ainsi qu'une planéité optimale et ceux qui peuvent se déployer seulement avec leur énergie interne. Ces critères se méritent tous deux 12,5 % de la note. Le troisième est simplement la simplicité du mécanisme (10 %) et le dernier est celui qui assure la plus grande légèreté (5 %) de ses composantes.

#### **4.2.2 Résultats de l'étude comparative**

Au terme de cette étude préliminaire, deux solutions se démarquent clairement du lot : membrane roulée avec tiges en « C » et pliage en accordéon avec tube en double « C ». Les détails concernant la matrice de décision sont présentés à l'ANNEXE II de ce rapport.

Ces résultats sont assez étonnants puisque au départ, l'auteur de cet ouvrage mettait beaucoup d'espoir sur des solutions utilisant le pliage Miura-Ori ou un de ses dérivés. En effet, dès les débuts de la recherche, nombre d'auteurs d'articles révisés utilisaient ou proposaient Miura-Ori comme patron de pliage pour leur membrane flexible. Il est intéressant de réaliser, par contre, que souvent les impressions sont biaisées par différents facteurs qui ne rendent pas compte de la réalité telle qu'elle est. De fait, dans le contexte ici, il s'agissait de réussir à trouver la meilleure combinaison entre le type d'emballage et le mécanisme de déploiement et structure.

#### **4.3 Conclusion sur les solutions préliminaires**

Les deux solutions retenues à l'issue de ce chapitre montrent bien qu'il ne faille pas se fier aux apparences ou aux intuitions avant de prendre une décision. Une petite étude, certes, mais rigoureuse, a permis d'aider à la convergence de ce projet vers une piste prometteuse pouvant répondre aux objectifs initiaux.

Le prochain chapitre démontre comment elles serviront à la solution finale.

Tableau 4.2  
Étude comparative des solutions préliminaires

Solutions Critères	1. Membrane roulée		2. Membrane plié										2.5 PIMP	2.6 PRD	
	1.1 Tiges flexibles	1.2 Tiges en C	2.1 Mura-Orl classique		2.2 Mura-Orl radial		2.3 Mura-Orl hybride	2.4 Pliage en accordéon				2.5 Tiges flexibles	2.6 Tiges		
			2.1.1 Craux	2.1.2 Tige flexible	2.2.1 Tiges rigides	2.2.2 Tige flexible	2.2.3 Tiges rigides	Arc inversé	2.4.1 Craux	2.4.2 Tiges flexibles	2.4.3 Mats extensibles	2.4.4 Tubes gonflables	2.4.5 Tubes en double C		
Ratio surface utile / surface réelle	10	10	7	7	5	5	5	5	10	10	10	10	10	3	3
Ratio surf. dépliée / volume plié	8	8	7	7	7	7	7	7	8	8	8	8	8	7	7
Minimisation chiffonnage	8	8	5	5	4	4	4	4	6	6	6	6	6	2	2
Sous-total (sur 0.4)	0,400	0,345	0,240	0,240	0,195	0,195	0,195	0,195	0,305	0,305	0,305	0,305	0,305	0,130	0,130
Légereté	10	8	5	10	8	10	8	8	5	10	3	1	8	10	10
Simplicité	8	8	3	8	6	7	6	5	3	8	4	2	8	5	5
Énergie interne de déploiement	0,125	9	3	9	3	9	9	3	3	9	9	1	9	9	9
Support membrane et planéité	0,125	2	9	2	6	2	4	4	9	2	10	10	9	3	3
Sous-total (sur 0.4)	0,400	0,268	0,205	0,268	0,213	0,258	0,263	0,176	0,205	0,268	0,293	0,163	0,345	0,250	0,250
Appréciation générale	0,200	2	7	2	4	2	2	2	7	2	7	7	8	2	2
Total (sur 1,0)	1,000	0,653	0,585	0,548	0,488	0,493	0,498	0,413	0,650	0,613	0,738	0,608	0,810	0,420	0,420
Position	4	1	8	9	12	11	10	15	5	6	3	7	2	13	13



## CHAPITRE 5

### ANALYSE DES SOLUTIONS PRÉLIMINAIRES ET CHOIX FINAL

Du brainstorming du chapitre précédent, deux solutions se sont particulièrement illustrées : la membrane roulée avec les tiges en C ainsi que la membrane pliée en accordéon avec les tubes en double C. Toutefois, il est vite constaté lors des premiers prototypes et analyses que ces deux solutions comportent toujours de grandes lacunes. Une troisième voie, hybride cette fois-ci, est nécessaire. Ce chapitre reflète donc le processus de convergence vers la solution finale à partir des deux solutions préliminaires émanant du brainstorming.

#### 5.1 Analyse des solutions préliminaires et problèmes rencontrés

##### 5.1.1 Longueur de la membrane nécessaire pour fournir l'énergie nécessaire

Une rapide étude énergétique au CHAPITRE 3 a permis d'évaluer la dimension requise pour de telles membranes solaires. Dans les deux cas l'analyse considérait la production d'environ 7 W de puissance. Ce qui se traduit en une surface d'environ 1094 cm<sup>2</sup> ou de onze cellules solaires de 10 cm x 10 cm (1100 cm<sup>2</sup>). Des prototypes ont été construits afin de se faire une idée de la disposition des cellules solaires pour les deux solutions préliminaires retenues. Les constats suivants ont été établis.

→ Membrane roulée :

- peut aligner ses 11 cellules en un rang long de 110 cm (11\*10 cm) + 8 cm (4 cm pour chaque bordure), pour une longueur totale de 118 cm.

→ Membrane pliée en accordéon :

- doit avoir un espace d'une dizaine de centimètres (selon des tests de prototypage) entre chaque cellule afin de laisser de la place au pliage de la membrane et des tubes en double « C » ce qui fait une longueur totale de 110 cm (11\*10 cm) + 100 cm (distance entre chaque cellule solaire ou 10\*10 cm) + 8 cm (4 cm pour chaque bordure), pour une longueur totale de 218 cm.

### 5.1.2 Problèmes reliés à la longueur de la membrane

Dans les deux cas et surtout pour celui de l'accordéon, la membrane doit être très longue afin d'accommoder la pose de onze cellules solaires. Ce type de configuration pourrait avoir un effet néfaste sur la stabilité de la membrane ainsi que sur le contrôle d'attitude du satellite. Une longue membrane requerrait une structure d'attache au satellite plus solide dus aux moments résiduels engendrés par une longue structure en porte-à-faux. En effet, il faut pouvoir rigidifier la structure si elle est plus longue. Les vents solaires ainsi que le champ gravitationnel terrestre auraient plus d'emprise sur le satellite dû au grand moment potentiel engendré par la longueur de la membrane. Ce qui pourrait induire des forces qui à leur tour pourraient affecter la planéité de la membrane et carrément le contrôle d'attitude du satellite. Le positionnement entier du satellite pourrait donc en souffrir.

### 5.1.3 Analyse de déploiement

Des versions plus courtes de ces deux solutions ont été fabriquées puis testées et la principale conclusion est que le concept accordéon n'est pas très pratique du point de vue du chiffonnage de la membrane. En effet, avec ses nombreux plis, il affecte grandement la planéité de la membrane une fois déployée. De plus, le déploiement est très brusque. En effet, les tubes en double « C » sont fortement déformés à priori (i.e. ils sont déformés dans deux directions opposées) et ils veulent reprendre à tout prix leur position initiale lors du déploiement qui se fait de façon plutôt précipitée.

Le déploiement de la membrane roulée est tout à l’opposé et se fait calmement et naturellement puisque les tiges en C ne sont pas déformées excessivement (i.e. il n’y a qu’une seule lamelle et non deux contrairement à la solution accordéon), elles reprennent tranquillement leur position d’équilibre soit, déroulées. De plus, le chiffonnage, au sens large (incluant plis permanents et chiffonnage comme tel), est beaucoup moindre puisque la membrane est roulée. En, effet, une membrane roulée n’a pas besoin d’avoir des plis permanents afin d’accommoder le pliage comme c’est le cas de l’accordéon. Toutefois, dépendamment de la qualité du roulage, il se peut que des plis viennent compromettre l’empaquetage et que la membrane ressorte quelque peu chiffonnée en certains endroits.

#### 5.1.4 Conclusion des solutions préliminaires

Toutefois, les deux solutions de l’étude préliminaire ne sont pas parfaites et comportent chacune plusieurs désavantages notables.

→ Membrane roulée :

- Avantages :
  - Peu ou pas de chiffonnage de la membrane;
  - La surface nécessaire aux cellules est moindre que l’accordéon;
  - Déploiement doux et fluide;
- Inconvénients :
  - Requier une membrane longue d’au moins un mètre – peu de stabilité;
  - Peut perturber le contrôle d’attitude;
  - Sujette au rayon de courbure que peut supporter une cellule;

→ Membrane pliée en accordéon :

- Avantages :
  - Plus de rigidité du cadre double « C »;
- Inconvénients :
  - Risque élevé de chiffonnage de la membrane;
  - Plus longue membrane (2 m) et moins de stabilité une fois déployée;
  - Peut perturber le contrôle d'attitude;
  - Déploiement plus chaotique.

Plutôt que de capitaliser sur ces deux solutions, une troisième voie naturelle s'est tracée conjuguant les meilleurs points de ces dernières pour former un résultat novateur.

## 5.2 Troisième voie : nouvelle solution

Bien que les deux membranes aient chacune des avantages intéressants, elles sont limitées, surtout, par leur caractère unidimensionnel. Pour palier à ce défaut, il a été observé qu'il était possible de replier la membrane de chaque côté sous la section originale afin de multiplier par trois la surface initiale. Cela serait simplement effectué par un tube en double « C » et agirait comme charnière flexible et auto déployable. Les résultats de telle configuration ont été présentés lors de la conférence du CASI en 2005 (Potvin, Sylvestre et Champlaud).

L'aspect intéressant de ces résultats est le fait que la séquence de déploiement soit imbriquée à l'intérieur même de la structure et que l'énergie interne au mécanisme est suffisante pour déployer la membrane. Cette configuration est applicable, en théorie, aux deux solutions précédentes. Toutefois, le déploiement de l'accordéon est encore plus chaotique puisqu'il y a trop d'énergie interne voulant être libérée à la fois et la contrainte sur la structure est beaucoup plus importante puisqu'il y a maintenant trois épaisseurs de membrane à replier en accordéon. Cela fait en sorte que ce n'est pas la solution idéale à retenir. Les résultats utilisant une membrane pliée puis roulée sont prometteurs car cette



dernière se déploie beaucoup plus délicatement comme l'a démontré efficacement l'essai en apesanteur présenté au CASI05 (voir prochain chapitre).

La solution finale choisie pour compléter ce projet est donc la membrane pliée avec tubes en C et roulée avec tiges en C comme illustrée à la Figure 5.1.

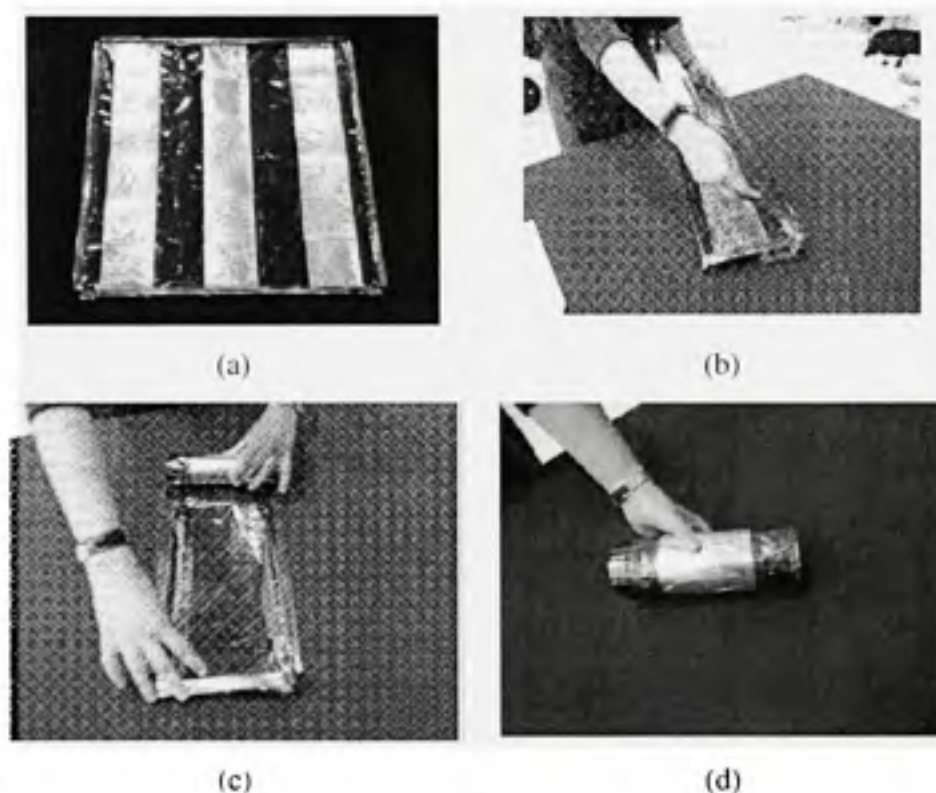


Figure 5.1 *Membrane pliée avec tubes en C et roulée avec tiges en C.*

(Tiré de Potvin, Sylvestre et Champlaud 2005 [notre traduction])

Source : Cette figure est tirée de Potvin, Sylvestre et Champlaud (2005) « Development of a Small Deployable Solar Membrane » aux figures suivantes : (a) « Figure 2. Folded and Rolled Concept » et (b) « Figure 3. Folding in the Folded and Rolled Concept » présentées en page 4 dans le document original et (c) « Figure 4. Rolling in the Folded and Rolled Concept » et (d) « Figure 5. Packaged Membrane of the Folded and Rolled Concept » présentées en page 5 dans le document original.

### 5.3 Conclusion sur le choix de la solution finale

Ce chapitre a démontré que même la matrice de décision du précédent chapitre comportait certaines lacunes qui ne pouvaient rendre compte de la complexité de la problématique, soit de concevoir une membrane solaire flexible capable de se déployer et se soutenir seule en apesanteur. Bien que la matrice ait fait converger le projet vers deux solutions préliminaires intéressantes; certains aspects, comme la longueur de la membrane et le contrôle d'attitude du satellite n'avaient pas été considérés dès les premiers stades de conception. En effet, le but premier était de trouver justement une façon de déployer et soutenir efficacement une membrane dans l'espace. Le vide spatial est un environnement complexe et les prochains chapitres s'affaireront à optimiser le concept choisi lors du présent chapitre dans les conditions réelles de l'apesanteur.

Le reste du mémoire se concentrera sur le développement du prototype final selon les contraintes de départ et donnera les étapes à suivre pour la conception d'une telle membrane solaire.

## CHAPITRE 6

### PROTOTYPE ET ESSAI EN APESANTEUR

Comme la solution finale a été établie au chapitre précédent, un prototype a rapidement été construit afin de valider le concept. De plus, pour vérifier son comportement dans l'espace, un test de déploiement en apesanteur a été accompli.

#### 6.1 Prototype de l'essai

Le prototype choisi pour l'essai découle directement du CHAPITRE 5 et est pratiquement le même que présenté au CASI05. Il est composé de trois panneaux parallèles : un premier constituant la section centrale et deux autres se repliant sur la section centrale, l'un par-dessous et l'autre par-dessus comme montré à la Figure 6.1.

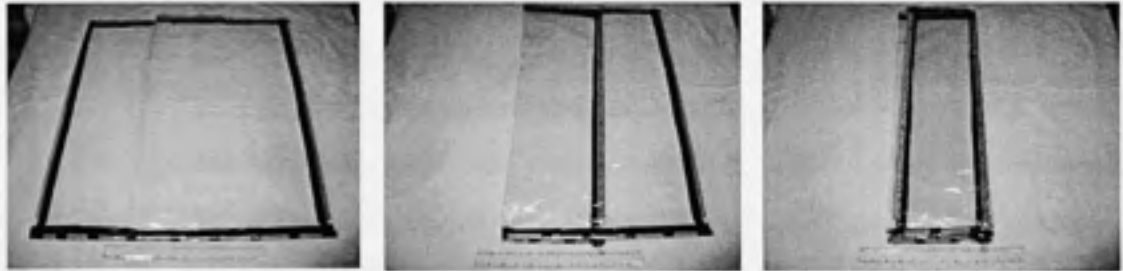


Figure 6.1 Photos démontrant les trois sections du panneau solaire.

Ensuite, une fois les deux sections latérales repliées sur le panneau central, il ne reste plus qu'à rouler la membrane sur elle-même pour la mettre en configuration empaquetée comme à la Figure 6.2.

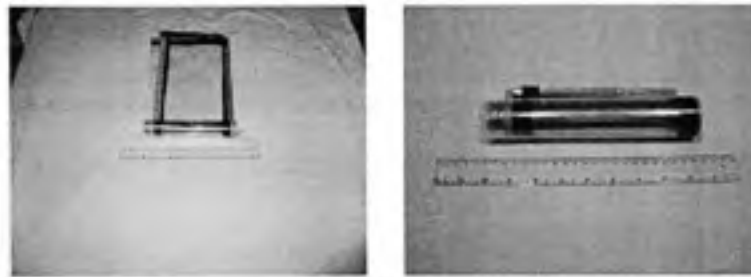


Figure 6.2 *Photos démontrant le panneau solaire emballé.*

Le panneau solaire est construit de la façon suivante et illustré à la Figure 6.3 :

- Le pourtour du panneau est à la fois le mécanisme de déploiement et la structure de soutien.
  - Les deux membrures latérales sont des tiges en C. Celles-ci poussent la membrane à se dérouler naturellement et ensuite la maintiennent tendue.
  - La section transversale éloignée du satellite est un tube en double C. Cette membrure sert à déplier les deux sections transversales une fois la membrane déroulée ainsi qu'à la maintenir tendue. Chaque section latérale doit être repliée de part et d'autre de la section centrale de la membrane.
  - Le segment transversal adjacent au satellite n'est constitué que de trois tiges indépendantes en C, une pour chaque partie de la membrane. Ces tiges ne servent donc qu'à assurer la planéité de la membrane une fois déployée.
- Tous les tubes et les tiges sont intégrés à la membrane au moyen de poches faites à même cette dernière. Ces tubes et ces tiges font donc partie intégrante de la membrane et l'entraînent donc facilement à se déployer qu'ils se déroulent ou se déplient. Il faut mentionner qu'en plus, aucun des tubes et des tiges n'est relié mécaniquement aux autres, seule la membrane assure l'intégrité structurale.

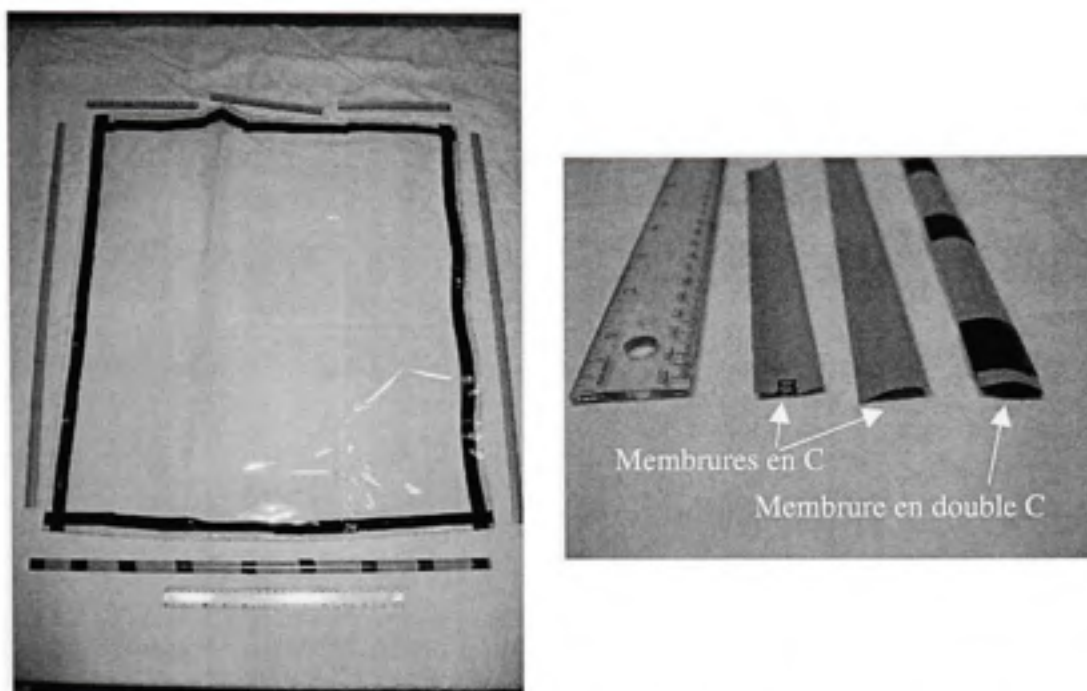


Figure 6.3 Photos démontrant l'assemblage du panneau solaire.

## 6.2 Essai en apesanteur

Afin de valider le nouveau concept, un test de déploiement en apesanteur a été complété lors de la 39<sup>e</sup> campagne de vol parabolique de l'Agence spatiale européenne (ESA ou *European Space Agency*) dans la région de Bordeaux en France à bord d'un Airbus A300 modifié. Toutefois, un seul essai a pu être réalisé à bord de l'avion. Deux caméras ont filmé le déploiement simultanément. La Figure 6.4 démontre les principales séquences du déploiement.

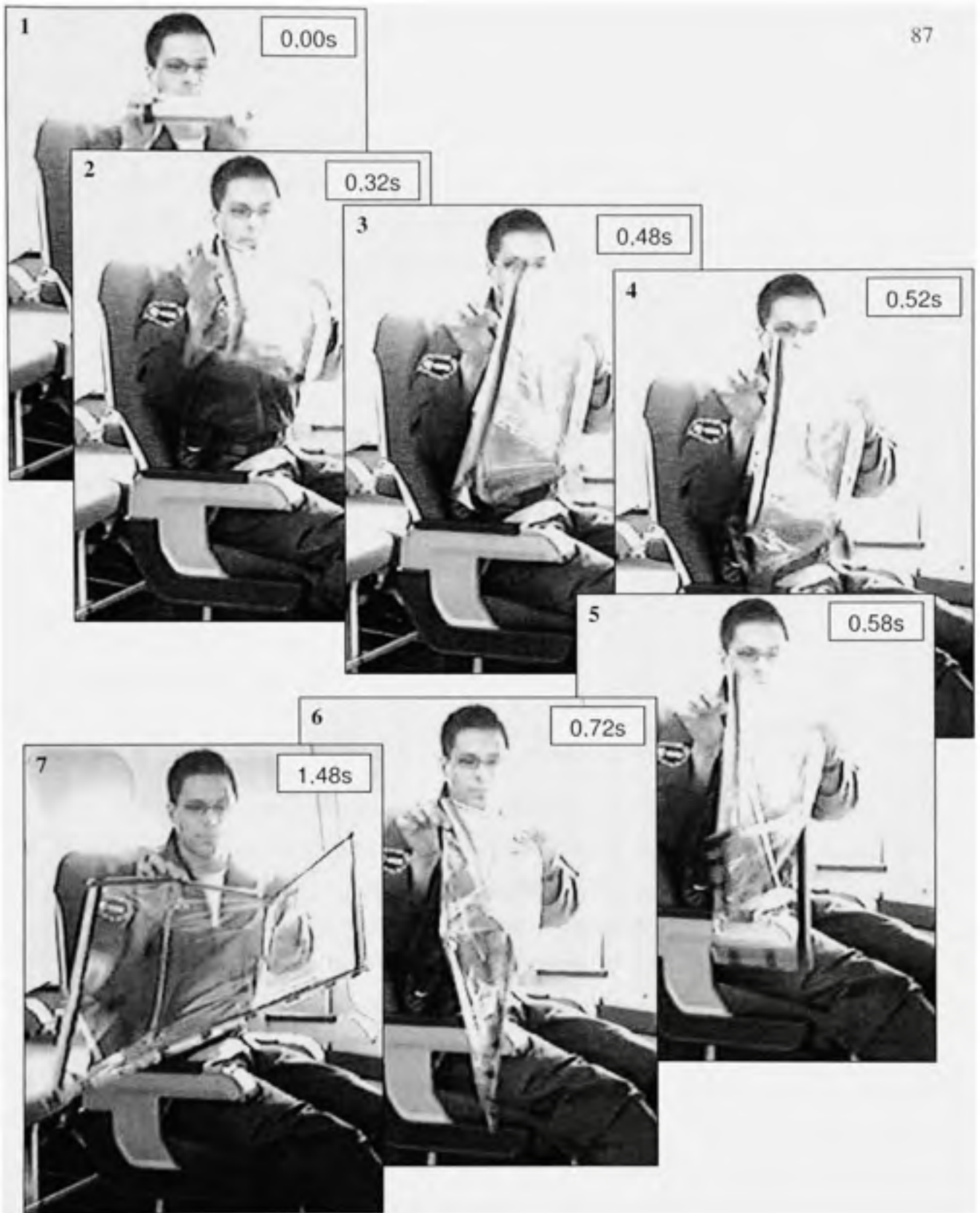


Figure 6.4 *Séquence de déploiement en apesanteur.*



Après l'analyse des deux vidéos, il a été noté que le déploiement partiel a été complété en moins d'une seconde tandis que le déploiement complet s'est effectué sous la barre de 1,5 seconde. Six points critiques ont été relevés comme étant déterminant dans le déploiement de la membrane et ils sont listés dans le Tableau 6.1.

Tableau 6.1  
Analyse du déploiement en apesanteur

#	Temps (s)	Événement
1	0,00	Relâchement – début déroulement
2	0,32	Début dépliement du panneau latéral droit
3	0,48	Déroulement terminé
4	0,52	Début dépliement du panneau latéral gauche
5	0,58	Aile droite de la membrane dépliée
6	0,72	Aile gauche de la membrane dépliée
7	1,48	« Gauchissement » de la membrane terminée

Dès le relâchement de la membrane, celle-ci commence très rapidement à se dérouler. Avant que le déroulement ne soit complété, la section transversale externe, qui est constituée d'un tube en double C (plus rigide) plié en trois parties égales, semble vouloir se déplier de façon précoce. De fait, à environ 32 centièmes de seconde, le panneau latéral droit (celui du dessus dans la Figure 6.4) commence déjà à se déplier. À 48 centièmes, le déroulement de la membrane est complété et quatre centièmes plus tard, c'est au tour du panneau de gauche d'initier son dépliement. À 58 centièmes, l'aile droite du panneau est complètement dépliée tandis que l'aile gauche atteint ce stade 14 centièmes plus tard (à 0,72s) afin d'être entièrement tendue. Le déploiement partiel est donc terminé après cet événement puisque toutes les membrures sont soit dépliées, soit déroulées. Toutefois, un phénomène non envisagé lors de la conception du prototype s'est produit : la membrane n'était pas plane après le déploiement mais plutôt « gauchie ». En effet, puisque la section transversale interne n'est constituée de trois tiges distinctes, la planéité de toute la

membrane n'a pu donc pas être assurée. C'est pour cette raison qu'un septième événement a été ajouté au tableau ci-dessus pour souligner la fin de ce « gauchissement » non envisagé au départ.

La fin du gauchissement de la membrane n'est en fait que partiel comme observé à la dernière photo de la Figure 6.4. Cette propriété du panneau solaire membrane découle de son implémentation. En effet, les disparités entre le tube en double C de la section transversale externe et les trois tiges en simple C de la section transversale interne font en sorte que la membrane ne peut pas assurer une planéité absolue, même en apesanteur. Le « déploiement des membrures » se termine donc à la sixième photographie de la même figure une fois qu'elles sont libres de contraintes.

Il faut se rappeler que la membrane a aussi un rôle (très important) de garder l'intégrité du panneau solaire. C'est certain que toute autre configuration de la membrane qui tend à lui infliger une contrainte poussera la membrane à vouloir reprendre sa configuration initiale. Par exemple, si l'on prend une feuille de papier et qu'on la joint par ses deux extrémités sans la faire plier, celle-ci forme donc une boucle. Si on la relâche, elle reprend sa forme initiale. C'est un peu ce qui s'est passé avec la membrane de l'essai. La contrainte engendrée dans la membrane est très inférieure à celle induite dans les membrures et c'est probablement pour cette raison que l'événement entre la sixième et la septième photo prend plus du double du temps que le système a pris pour se rendre à la photo six. Les conditions expérimentales dans lesquelles l'essai s'est effectué auraient aussi pu aider la membrane à retrouver un peu de sa planéité après l'événement numéro six. En effet, à bord de l'avion, il y avait énormément de vibrations et celles-ci auraient pu aider au déploiement de la membrane.

Ce qui l'a empêchée par contre de reprendre une forme plane uniforme est dû au fait qu'elle a été pliée de façon permanente (déformation plastique) sur le sens de sa longueur et que ces plis ont empêché à la membrane de reprendre une planéité parfaite.



L'essai en apesanteur s'est révélé très concluant démontrant du coup la validité du concept dans un environnement de test représentatif. En effet, sur Terre, il est parfois difficile de tester des appareils qui devront œuvrer dans l'espace, surtout au niveau du déploiement et du maintien une fois déployés. L'attraction terrestre change le comportement mécanique des appareils puisqu'elle ajoute une force de plus dans l'équation, soit la gravité. En orbite autour de la Terre, les structures peuvent être conçues beaucoup plus légères puisqu'elles n'ont que leur propre inertie à déplacer.

### **6.2.1 Caractéristiques décelées au cours de l'essai en apesanteur**

Cet essai en absence de gravité a aussi permis de déceler les points forts et les points faibles du prototype qui doivent servir au raffinement de la solution.

→ Points forts :

- La séquence « déroulement » s'est effectuée sans peine tendant ainsi complètement la membrane.

→ Points faibles :

- Le cadre, dans son ensemble, manquait de rigidité afin de maintenir la totalité du panneau solaire plat et dans une orientation donnée.
- Les points d'attaches (encastrement) au satellite sont pratiquement inexistantes ce qui empêche le bon maintien du panneau solaire à sa base.

### **6.3 Leçons tirées de l'essai en apesanteur**

L'essai au cours du vol parabolique de l'ESA a permis de déceler les caractéristiques propres au concept initial de la solution finale et ainsi d'identifier les éléments clés vers l'amélioration de celle-ci. En effet, l'élaboration d'un concept est un processus itératif qui s'affine au cours des découvertes et converge vers le meilleur compromis une fois tous les éléments pris en compte.

Pour l'essai en apesanteur, il s'agissait bien entendu d'un prototype et sa conception n'était pas optimisée pour être utilisée telle quelle dans une application spatiale. L'idée était de démontrer le concept de déploiement et de ce point de vue là, l'essai a été un succès notable. Le cadre est constitué d'un amalgame de sections indépendantes qui nuisent à l'intégrité de la structure de soutien. En effet, la structure qui sert à la fois au déploiement ainsi qu'au soutien n'est pas reliée mécaniquement ensemble autrement que par la membrane elle-même. Pour palier à ce problème, la nouvelle structure devrait :

- être plus rigide :
- avoir toutes les parties du cadre reliées mécaniquement ensemble afin d'assurer son intégrité;
- dépendamment de la longueur, avoir des renforts intermédiaires afin d'assurer l'intégrité de la structure une fois déployée sans nuire au volume empaqueté (par ex. : la lamelle en C peut être construite en double C à certains endroits stratégiques afin d'augmenter le second moment de section et ainsi augmenter la rigidité globale de la structure);
- l'interface mécanique entre le cadre et le satellite doit être renforcée en l'encastant dans le satellite lui-même.

Les leçons apprises dans ce chapitre s'inséreront directement dans l'implémentation de la solution finale présentée aux chapitres suivants.

## CHAPITRE 7

### CONCEPTION DU CADRE ET DE LA MEMBRANE

Le CHAPITRE 5 a d'abord montré l'émergence d'une solution finale émanant de la définition du projet tandis que le CHAPITRE 6 a ensuite permis de comprendre ses forces et ses faiblesses par le biais d'un essai représentatif en apesanteur. Toutes ces considérations sont reprises dans le cadre de ce chapitre qui présente le concept final du cadre et de la membrane.

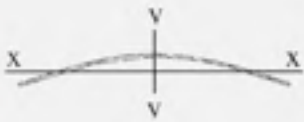

#### 7.1 Le cadre : la structure en $\Pi$ (Pi)

Le nouveau cadre, la structure  $\Pi$  (Pi, la seizième lettre de l'alphabet grec), a été nommé d'après la forme de cette dernière ressemblant à la lettre Pi. En effet, bien que la forme initiale des trois rectangles se repliant sur la section centrale ait été gardée, son cadre doit changer quelque peu afin de répondre aux améliorations proposées au chapitre précédent. De plus, le nom Pi est d'autant plus applicable puisqu'il s'agit d'une structure qui se roule affirmant ainsi le lien avec la constante mathématique associée à cette lettre grecque.

Ce qui a été considéré comme le corps du cadre, la structure primaire, a été doublé, c'est-à-dire qu'un tube en double C a été utilisé. C'est cette partie du cadre qui assure le bon déploiement de la membrane. En construisant la membrure en double C, cela a pour effet d'augmenter de près de 11 fois le second moment de la section (ou moment d'inertie  $M_x$ ) ce qui a l'avantage de diminuer de beaucoup la flèche résultante. Le Tableau 7.1 donne les détails des propriétés de section des membrures en C et double C utilisées dans le cadre de ce projet. En d'autres mots, la membrure doublée offre une bien plus grande rigidité en flexion. Pour le reste du cadre, la structure secondaire – moins critique pour le soutien et le déploiement de la membrane – une simple tige en C a été utilisée afin d'assurer la stabilité de l'ensemble du panneau solaire. La section (a) de la Figure 7.1 démontre bien le résultat où le cadre en double C est illustré en rouge tandis que la partie en simple C est en jaune. La

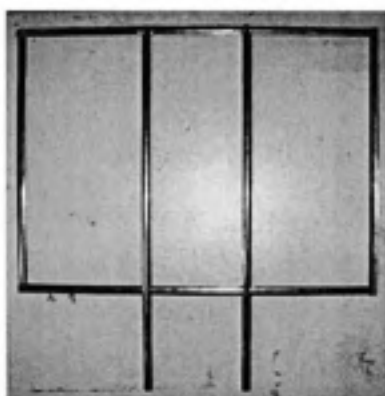
lettre Pi est donc bien en vue. De plus, toute la structure est maintenant reliée pour ne former qu'un tout afin d'améliorer la rigidité globale et l'intégrité de la structure. Ces améliorations ont grandement permis au projet d'atteindre le prochain stade dans l'élaboration de la membrane solaire comme peut en témoigner la confection du nouveau prototype tel que présenté à la Figure 7.1 en (b).

Tableau 7.1  
Propriétés de section des membrures en C et double C\*

Schéma de la membrure	Propriétés de section de la membrure
<b>Membrure en C</b>	
	<p>Aire = 2,24 mm<sup>2</sup></p> <p>Centroïde de la section: ( mm )  X = -0,00  Y = 1,13</p> <p>Seconds moments de section au centroïde : ( mm<sup>4</sup> )  Lxx = 0,62      Lxy = -0,00  Lyx = -0,00    Lyy = 46,20</p> <p>Second moment de section polaire au centroïde = 46,82 mm<sup>4</sup></p> <p>Principaux seconds moments de section au centroïde : ( mm<sup>4</sup> )  Mx = 0,62  My = 46,20</p>
<b>Membrure en double C</b>	
	<p>Aire = 4,50 mm<sup>2</sup></p> <p>Centroïde de la section: ( mm )  X = -0,00  Y = 0,00</p> <p>Seconds moments de section au centroïde : ( mm<sup>4</sup> )  Lxx = 6,96      Lxy = 0,00  Lyx = 0,00    Lyy = 93,11</p> <p>Second moment de section polaire au centroïde = 100,07 mm<sup>4</sup></p> <p>Principaux seconds moments de section au centroïde : ( mm<sup>4</sup> )  Mx = 6,96  My = 93,11</p>
* L'analyse a été effectuée avec le logiciel de conception SolidWorks® 2008. Le second moment de section d'intérêt dans ce cadre-ci est Lxx, c'est-à-dire celui relié aux efforts perpendiculaires à l'axe des X.	



(a) Dessin des membrures en C (jaune) et double C (rouge)



(b) Le prototype réel

Figure 7.1 *Prototype du cadre en II.*

Toutes ces modifications et améliorations ont fait en sorte que le cadre est maintenant beaucoup plus rigide, quoique plus massif<sup>16</sup> que sa version antérieure du vol parabolique, ce qui améliore de beaucoup sa stabilité. L'ANNEXE V montre les détails de conception du cadre II.

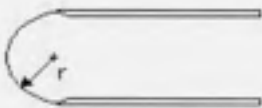
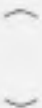
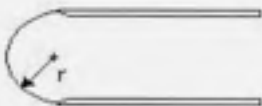
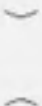

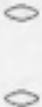
En ce qui concerne le rayon minimal de courbure permis, trois mesures ont été établies comme illustrées au Tableau 7.2. Le procédé suivant a été suivi. L'idée était d'assurer que la structure ne subisse pas de déformation plastique (ou permanente) ce qui changerait ses

<sup>16</sup> Le cadre du prototype en apesanteur a une masse d'environ 45,01 g tandis que celle du prototype final est d'approximativement 77,71 g.

propriétés mécaniques locales de la membrure. Trois cas de pliage sont possibles : la simple membrure en C avec le C plié vers l'intérieur ou vers l'extérieur ou la membrure en double C pliée. Pour chaque cas, trois échantillons de membrure ont été utilisés et pliés jusqu'à la limite de la déformation élastique ou au début de la déformation plastique. Le rayon de courbure a été mesuré au moyen d'une simple règle et évalué au dixième de centimètre. Les rayons de courbure minimaux présentés au Tableau 7.2 sont donc les rayons admissibles avant que la déformation plastique n'engendre des déformations permanentes qui à leur tour engendreraient le changement des propriétés mécaniques et pourraient ainsi compromettre le futur déploiement de la structure ou sa tenue une fois déployée.

Tableau 7.2

Rayons de courbure minimaux pour les membrures en C et double C

Schéma de courbure		Rayon permis « r » (cm)*
De côté	De face	
<b>Membrure en C</b>		
		0,7
		0,7
<b>Membrure en double C</b>		
		0,8
* Le rayon minimal de courbure a été déterminé expérimentalement à la limite du domaine élastique.		

## 7.2 La membrane

Pour la membrane, le choix de matériau est plutôt limité puisqu'il a été imposé dès le départ, soit du Kapton®. De plus, l'essai en vol parabolique a confirmé que la technique de pose semblait valide et bien adaptée à ce type d'application. En effet, pour le prototype utilisé lors du test en apesanteur, des poches servaient d'étui à la structure et il suffisait simplement d'insérer les diverses parties du cadre à l'intérieur des poches. Toutefois, l'inconvénient de cette façon de faire résidait dans le fait que le cadre n'était pas relié mécaniquement ensemble mais était séparé par les poches de la membrane.

Si la méthode des poches a été gardée, son implémentation est différente. En effet, le cadre est d'abord construit et ensuite la membrane est installée par-dessus ce dernier afin de s'assurer que ce soit la membrane qui s'adapte au cadre et non l'inverse.

La membrane est d'abord taillée selon les dimensions voulues puis est attachée au cadre  $\Pi$  tel qu'illustrée à la Figure 7.2. L'ANNEXE VI démontre bien le processus de fabrication de la membrane ainsi que ses dimensions.

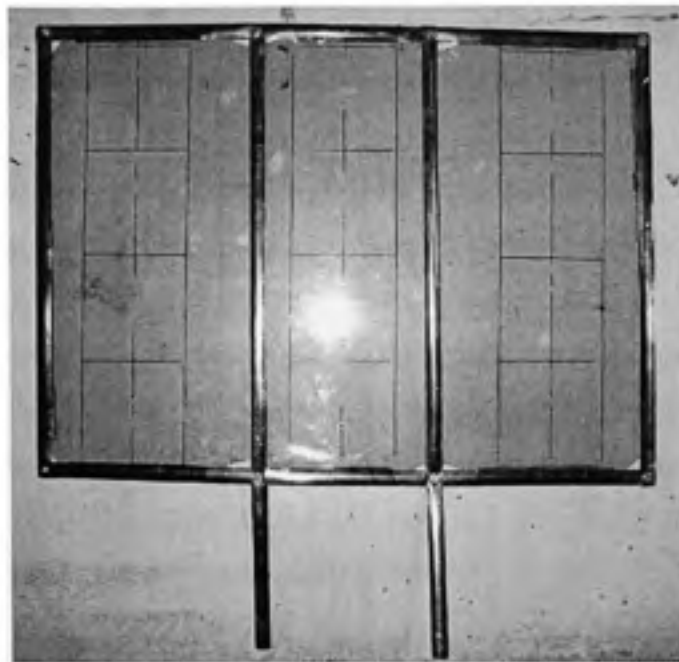


Figure 7.2 *Cadre II avec membrane.*

### 7.2.1 Apposition des cellules solaires sur la membrane

Une fois le cadre et la membrane établis, il faut maintenant penser à l'intégration des cellules solaires sur la membrane. Au moment de l'intégration des cellules solaires, il n'a pas été possible de se procurer de vraies cellules solaires; le reste de cette section est plutôt à titre indicatif et démontre les recherches de l'auteur dans ce domaine et la direction que ce dernier aurait empruntée autrement.

Cette intégration devrait se faire en deux temps : d'abord, il faudrait penser au moyen mécanique utilisé pour apposer les cellules elles-mêmes sur le film de Kapton® et ensuite, il faudrait considérer le dispositif électrique nécessaire à l'acheminement de l'électricité générée par les cellules solaires vers le satellite.

Pour revenir à l'exemple spécifique développé au cours du CHAPITRE 3; onze cellules solaires sont requises pour fournir l'énergie nécessaire au nano satellite de l'Agence spatiale



canadienne associé à ce projet. Pour des fins de symétries, comme la membrane solaire comporte trois panneaux, la surface peut accueillir jusqu'à douze cellules solaires, soient quatre cellules par panneau. C'est ce nombre qui est considéré ici.

Le substrat utilisé pour coller les cellules flexibles à la membrane serait du Kapton® adhésif, un produit standard utilisé dans le domaine spatial pour ce genre d'applications. Il s'agit du même matériau que pour celui de la membrane à l'exception que pour cette dernière, il n'est pas adhésif. Ce genre de matériau résiste à des écarts de température important ainsi qu'aux déformations associées. De plus, en utilisant ce matériau adhésif, l'épaisseur et la masse seraient ainsi minimisées ce qui n'altérerait que très peu les propriétés mécaniques initiales du panneau solaire.

Pour sa part, le dispositif électrique aurait été réduit à sa plus simple expression afin d'assurer l'acheminement de l'électricité des cellules vers le satellite. Chaque cellule serait reliée par deux fils électriques : un fixé à la surface inférieure de la cellule (positif) et un autre fixé sur la languette de la surface supérieure (négatif). Ils devraient être soit soudés, soit collés, dépendamment des limites des cellules solaires à tolérer ou non la chaleur des soudures. Chacun d'eux passerait ensuite dans un des deux tubes en double C retournant au satellite. Ce tube aurait donc une troisième fonction après celles de servir au déploiement de la membrane ainsi qu'à son soutien une fois déployée, il servirait aussi à protéger les fils électriques les reliant au satellite.

Enfin, le CHAPITRE 9 offre aussi un aperçu des diverses considérations mécaniques et électriques additionnelles associées à la pose d'un panneau solaire sur un satellite.

### **7.3 Conclusion sur le nouveau cadre et la nouvelle membrane**

Ce chapitre était crucial puisqu'il a vu l'élaboration des deux éléments clés du projet : le cadre ainsi que la membrane. Les choix faits au cours des chapitres précédents ont permis de converger vers une solution unique répondant aux objectifs initiaux. Bien que l'aspect d'intégration des cellules solaires n'ait pu être complété, une approche conceptuelle préliminaire a quand même pu être développée afin de démontrer la validité de la solution.

Le chapitre suivant fait une présentation détaillée du prototype final.

## CHAPITRE 8

### PROTOTYPE FINAL

Les résultats présentés ici ne sont pas le fruit du hasard, mais plutôt celui d'une démarche approfondie et méthodique qui a mené à la réalisation d'une solution émanant d'un compromis d'une multitude de contraintes de conception. Les prochaines lignes s'attardent à chacun des détails reliés au prototype final fabriqué dans le cadre de ce projet de maîtrise.

#### 8.1 Fabrication

La confection du prototype final se divise en trois étapes : la fabrication du cadre  $\Pi$ , la préparation de la membrane et l'intégration d'une réplique des cellules solaires sur la membrane. Le produit final est illustré à la Figure 8.1.

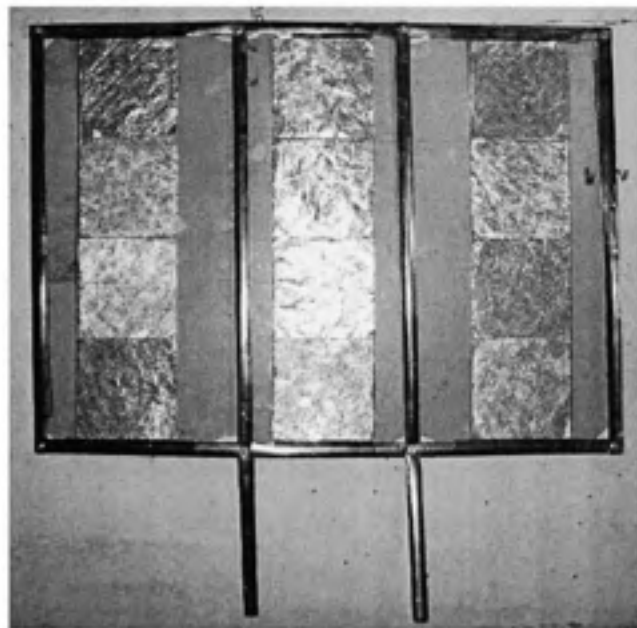


Figure 8.1 *Prototype final.*

### **8.1.1 Fabrication du cadre II**

Le cadre II est simplement construit à partir d'un seul et même type de ruban à mesurer tel que démontré à l'ANNEXE V. Il s'agit exactement du même type de ruban utilisé pour le prototype du vol parabolique. Pour les membrures en double C, deux rubans sont fixés un en face de l'autre et ils sont collés ensemble avec du papier collant transparent. Chaque membrure est reliée à une autre par le biais d'incisions permettant l'emboîtement de chacune d'elle. Afin d'assurer l'intégrité du cadre, des vis avec écrous et rondelles sont ajoutés à chacun des huit joints. L'important est de garder tout le cadre dans le même plan.

### **8.1.2 Préparation de la membrane**

Pour la membrane, le matériau de prédilection élu par l'ASC, le Kapton® HN, est utilisé pour le prototype. Il est d'abord taillé selon le plan détaillé à l'ANNEXE VI. Les emplacements des cellules solaires sont aussi marqués à ce stade-ci. Ensuite, la membrane est pliée selon les lignes de pliages prédéfinies. Enfin, cette dernière est attachée au cadre en le recouvrant partiellement de « poches » - la membrane est repliée sur elle-même afin de créer des cavités pour les membrures - aux endroits désignés. Ces poches assurent que la membrane soit bien fixée au cadre. Chaque poche est collée avec du papier collant transparent.

### **8.1.3 Intégration d'une réplique des cellules solaires sur la membrane**

Tout ce qui était « électrique » comme les cellules solaires et les fils électriques ont été enlevés de l'élaboration de la solution finale. Néanmoins, le caractère « mécanique » de l'intégration des cellules solaires a été conservé.

Pour ce faire, une réplique de ces dernières a été fabriquée afin d'imiter le comportement de vraies cellules solaires. Il s'agit en gros de mini billes collées sur un papier d'aluminium. La

masse<sup>17</sup>, l'épaisseur et la flexibilité sont vraiment similaires à celles des vraies cellules solaires. Cela assure donc l'intégrité des propriétés mécaniques de la membrane solaire.

Douze répliques ont été fabriquées. Elles sont simplement apposées sur la membrane aux endroits désignés avec de la colle transparente en jet.

## 8.2 Empaquetage

Maintenant que le prototype est complet, il est prêt à être empaqueté. L'idée est la même que pour le prototype du vol parabolique soit, deux sections se repliant sur la section centrale et le tout est roulé vers la base du panneau solaire membrane. La Figure 8.2 illustre bien le processus d'empaquetage.

L'aspect le plus important ici est de respecter les rayons minimaux de courbure de chacune des composantes. Il a été vu précédemment que les cellules solaires pouvaient en avoir un 0,5 cm tandis que les membrures en C de 0,7 cm et celles en double C de 0,8 cm. Dans ce cas-ci, c'est la membrane transversale en double C qui est au milieu du « roulage » et c'est donc elle qui doit adopter les plus petits rayons de courbure, soient 0,8 cm pour chacun de ses deux plis. Toutes les autres composantes adoptent un rayon plus grand dû à l'encombrement. Le rayon maximal enregistré est celui résultant de l'empaquetage complété, c'est-à-dire 2,6 cm de rayon (5,2 cm de diamètre).

---

<sup>17</sup> 0,75 mm pour les vraies cellules versus 0,80 mm pour les répliques.

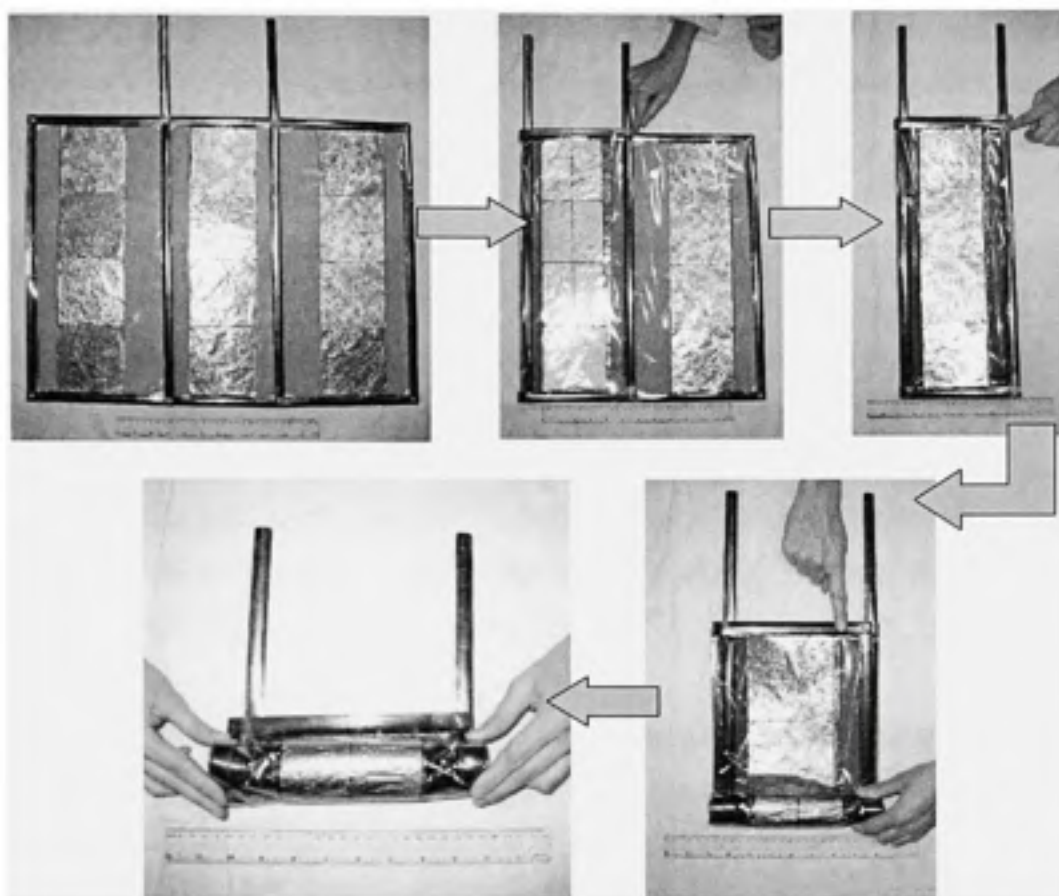


Figure 8.2 *Séquence d'empaquetage.*

De plus, comme il est illustré dans la Figure 8.3, le cadre a été construit afin que les membrures des deux côtés s'emboîtent sur les membrures de la section centrale. Cela ne nuit pas au roulage de la membrane.



Figure 8.3 *Membrures qui s'emboîtent.*

En position emballée, la membrane solaire a un volume cylindrique approximatif de  $435,36 \text{ cm}^3$ .<sup>18</sup> Sur un vrai nano satellite, celle-ci occuperait un espace minimal et n'aurait aucun mal à ne pas dépasser les 21 cm x 21 cm fixés par l'ASC.

Concernant la durée d'entreposage, il a été observé dans le cadre de cette recherche que lorsque le rayon de courbure minimum est respecté ou excédé (rayon plus grand), les propriétés des membrures ne semblent pas changer. C'est-à-dire que le fluage et la perte d'effort semblent minimaux puisque la déformation plastique ou permanente est quasi inexistante. De fait, deux des prototypes élaborés pendant le cours du projet ont pu être stockés pendant deux années sans perdre leurs caractéristiques en déploiement. Autrement dit, le cadre ne perd pas ses qualités mécaniques initiales et pourra ainsi répondre aux exigences d'une mission en temps voulu.

En effet, les missions spatiales sont souvent soumises à des impératifs qui vont au-delà des difficultés techniques et qui peuvent engendrer des retards importants avant le début de la mission. Le temps entre l'emballage final de la membrane et le déploiement dans l'espace peut prendre des mois, voire même des années dans certains cas.

### 8.3 Déploiement

Pour déployer le panneau solaire membrane une fois replié, il ne faut que le relâcher en prenant soin de bien tenir les deux membrures de la section centrale. Ces dernières devraient, dans un cadre opérationnel, être encastrées dans le satellite. Les tiges en C et en double C n'ont pas besoin d'énergie additionnelle pour se déployer puisqu'elles emmagasinent l'énergie nécessaire de déploiement à l'intérieur même de la structure. Le Tableau 8.1 résume les principaux événements (démontrés à la Figure 8.4) lors du déploiement du prototype final.

---

<sup>18</sup> Environ 5.2 cm de diamètre par 20.5 cm de long.

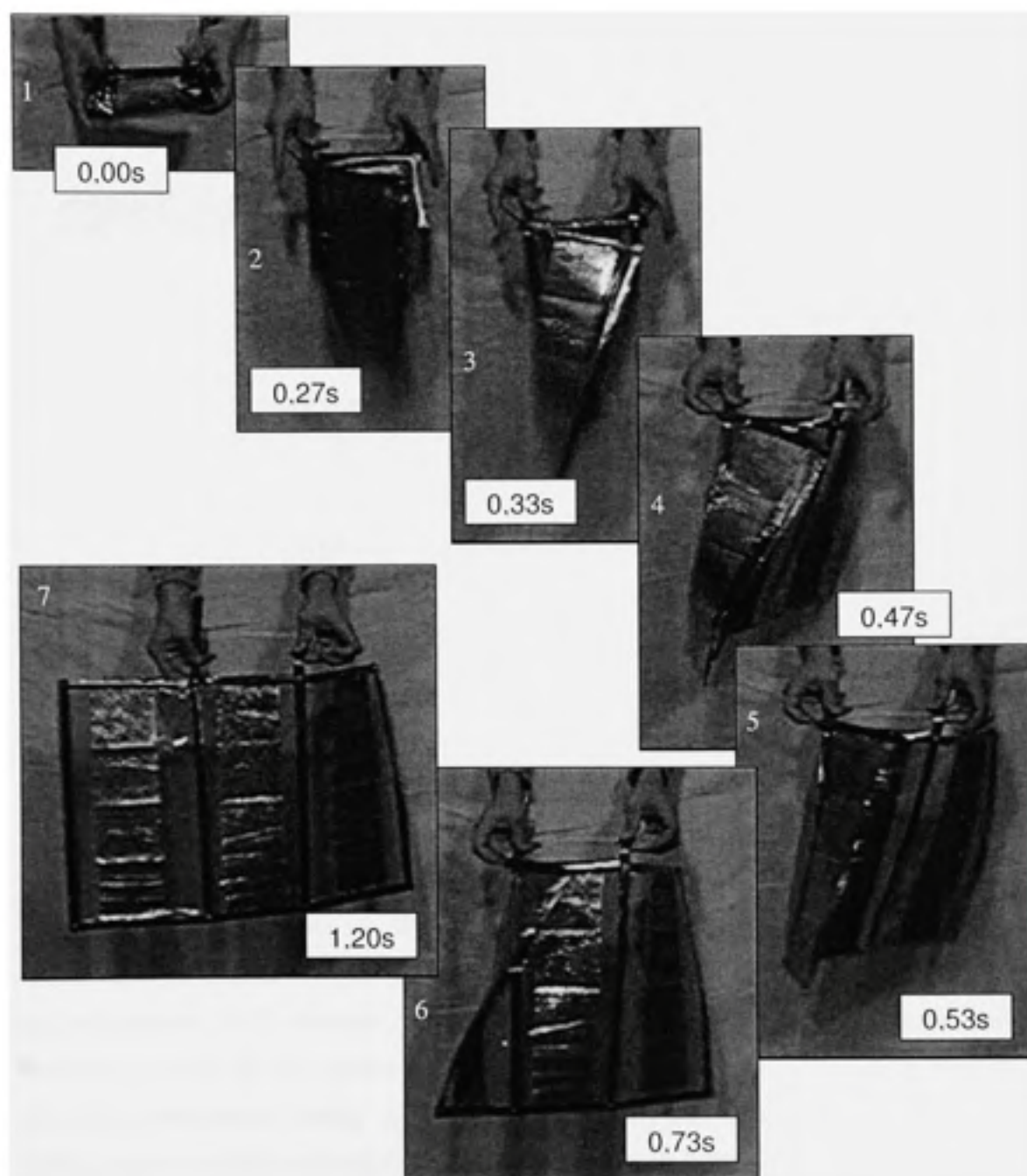


Figure 8.4 *Déploiement du prototype final.*



**Tableau 8.1**  
Analyse du déploiement du prototype final

#	Temps (s)	Événement
1	0,00	Relâchement – début déroulement
2	0,27	Début dépliement du panneau latéral droit
3	0,33	Déroulement terminé + Début dépliement panneau latéral gauche
4	0,47	Fin dépliement panneau latéral droit (bas)
5	0,53	Fin dépliement panneau latéral droit (haut)
6	0,73	Fin dépliement panneau latéral gauche (bas)
7	1,20	Fin dépliement panneau latéral gauche (haut) – Fin déploiement

Le déploiement s'est complètement effectué en un peu plus d'une seconde. La membrane commence très rapidement à se dérouler une fois relâchée. Comme observé lors de l'essai en apesanteur, avant que le déroulement ne soit complété, la membrure transversale externe, qui est constituée d'un tube en double C (plus rigide) plié en trois parties, semble vouloir se déplier de façon précoce (avant d'être complètement déroulée). De fait, à environ 27 centièmes de seconde, le panneau latéral droit (celui du dessous dans la Figure 8.4) commence déjà à se déplier, un peu comme dans l'essai en apesanteur. À 33 centièmes, le déroulement de la membrane est complété et au même moment le panneau de gauche initie son dépliement. À 47 centièmes, le bas de la section de droite est complètement dépliée tandis que le haut de cette même section atteint ce stade six centièmes plus tard (à 0,53s) afin d'être entièrement tendue. À 0,73s, le bas de la section de gauche est complètement déplié, mais cette section atteint le déploiement total à seulement 1,20s.

### 8.3.1 Caractéristiques décelées au cours de l'essai

Les temps enregistrés au cours de cet essai en comparaison avec celui en apesanteur sont très similaires. Les deux déploiements se sont effectués en moins d'une seconde et demie et les enchaînements sont semblables. Le principal avantage du prototype final est le fait que, puisque toutes les membrures sont reliées mécaniquement, il atteint le déploiement complet contrairement à l'essai en apesanteur qui tardait à le terminer. De plus, il s'agit d'un essai mécanique représentatif puisque cette fois, les masses et les dimensions ainsi que les matériaux utilisés sont proches d'une configuration finale du système.

Toutefois, sur une moins bonne note, la section de droite ne se voit jamais complètement déployée dû au fait qu'il y a des boulons à chaque jonction, cela induit une force résiduelle et affaiblit la section en ces points et déforme la structure dans certains cas.

Il y a un léger « gauchissement » enregistré dans les sections latérales puisque le bas (la membrure en double C) du panneau se déplie plus rapidement que le haut (membrure en C seulement) mais cet effet semble minime sur les cellules solaires puisque le mouvement n'est pas brusque.

Enfin, l'essai a été facilité en étant orienté vers le bas. Il se peut que le panneau se soit déployé un peu plus rapidement qu'en état d'apesanteur.

## **8.4 Notes particulières reliées au prototype final**

Ce prototype est le plus rapproché jusqu'à maintenant que donnerait la version finale d'un tel panneau solaire membrane. Toutefois, dus à plusieurs facteurs, certains aspects n'ont pu être implémentés comme prévus et limitent ou modifient le comportement désiré.

### **8.4.1 Notes sur le cadre**

Afin d'assembler le cadre, des vis, écrous et rondelles ont été utilisés. Toutefois, cette façon de faire change les propriétés de section des tubes en double C et des tiges en simple C en réduisant le second moment de section ainsi qu'en affaiblissant les membrures aux points de pose. Cela fait en sorte que le cadre perd de sa rigidité et ne peut se tenir tout seul une fois déployé. Par contre, un test initial pour vérifier la tenue structurale a été effectué avant de poser les boulons et il a été démontré qu'en l'absence de ceux-ci, la structure pouvait se tenir parfaitement dans toutes les orientations lorsque supportée par sa base. Des points de soudure seraient préférables au lieu des boulons. Toutefois, cette technique n'était pas disponible pour les fins de ce projet.

Pour ce qui est des tubes en double C, les rubans en C les constituant ont été collés face à face simplement avec du papier collant transparent. Pour un modèle final, des soudures (ou autre technique), encore une fois, seraient préférables (il faudrait faire attention de ne pas modifier les propriétés mécaniques).

### **8.4.2 Notes sur la membrane**

Pour ce qui est de la membrane, la seule note concerne le fait que les poches ont été collées par du simple papier collant transparent. Pour une modèle final, du Kapton® collant ou une technique approuvée par l'ASC devrait être utilisée.

### **8.4.3 Notes sur les cellules solaires**

Pour ce qui est des cellules solaires flexibles, la seule note concerne le fait que ces dernières ont été collées sur la membrane de Kapton® par de la simple colle transparente en jet. Pour une modèle final, du Kapton® collant ou une technique approuvée par l'ASC devrait aussi être utilisée.

### **8.5 Conclusion sur le prototype final**

L'objectif principal de ce chapitre était de présenter la version finale du prototype élaboré au cours de cette recherche. Cela représente en quelque sorte la synthèse des éléments développés durant le projet.

Le prototype final a été fabriqué et testé en laboratoire afin de valider le concept et les améliorations proposées aux chapitres précédents. Le résultat est convaincant et l'essai de déploiement fut éloquent. Tout s'est déroulé comme prévu et la membrane solaire est beaucoup plus stable.

Le fait que cette technologie soit vouée à une application spatiale ajoute plusieurs contraintes au processus de conception qui n'ont pas été prises en compte comme les variations thermiques de l'environnement spatial ou le rayonnement cosmique des composantes.

Bien que la solution finale s'en soit tenue aux objectifs de départ, ces éléments additionnels ont été notés et sont résumés au prochain chapitre.

## CHAPITRE 9

### AUTRES CONSIDÉRATIONS

Le développement d'une nouvelle technologie spatiale est toujours très complexe. En effet, l'environnement spatial est très différent de celui connu de la Terre. Ici, à la surface de notre planète, l'épaisse atmosphère et le champ magnétique terrestre nous protègent des rayons cosmiques ainsi que des variations de températures extrêmes. Par opposition aux conditions terrestres, l'atmosphère est inexistante dans le vide spatial et soumet les engins spatiaux au dégazage ce qui altère les propriétés physiques des matériaux. Les transferts de chaleur sont différents puisque la convection n'existe pas; le rayonnement devient le principal mode d'échange thermique avec l'extérieur tandis que la conduction reste pour les échanges internes à l'engin spatial.

L'environnement spatial est très complexe et ce mémoire n'a pas la prétention de proposer une solution complète (clé en main) de panneau solaire membrane. En effet, bien que les bases conceptuelles de celui-ci aient été jetées, il reste bien des étapes avant de pouvoir en faire voler un prototype.

Ce chapitre veut montrer les limitations ainsi que les autres considérations nécessaires pour parachever un projet d'une telle ampleur. En effet, plusieurs étapes de conception, de tests, de validation et autres seraient nécessaires pour compléter tous les aspects de ce projet. En voici un aperçu.

#### **9.1 Autres considérations liées au développement du panneau solaire**

Au cours de l'évolution de ce mémoire, un certain nombre de contraintes et de requis sont venus s'ajouter au nombre déjà établi dans les objectifs de départ. Dès le début, le cahier des charges a établi toutes les spécifications définissant l'orientation du projet ainsi que ses limites. En cours de route, l'auteur s'est rendu compte qu'il y avait beaucoup plus à

considérer que ce qu'il était spécifié au départ. Comme dans la plupart des cas, cela sortait de la portée initiale du projet, il a fallu poser certaines hypothèses et imaginer la suite sans pouvoir compléter ces nouvelles tâches.

Cette section s'efforce à démontrer quels seraient ces paramètres additionnels avec lesquels un chercheur ou un ingénieur devrait jongler afin de mener à bien une telle entreprise.

### **9.1.1 Filière cellules solaires**

Les éléments identifiés dans cette section seraient nécessaires pour rendre possible l'intégration des cellules solaires flexibles de SSP dans un système spatial.

#### **9.1.1.1 Cellules solaires aptes à l'environnement spatial**

L'intégration des cellules solaires sur la membrane pose ici une problématique nouvelle puisque ce sont de nouvelles cellules solaires encore inconnues à l'environnement spatial. De façon générale il faudrait s'assurer qu'elles soient aptes au vide spatial, fonctionnelles à des températures extrêmes et résistantes aux radiations cosmiques.

Les cellules actuelles fonctionnent bien dans un environnement contrôlé à la surface de notre planète. Toutefois, le scénario serait bien différent une fois en orbite autour de la Terre. En effet, elles pourraient subir un dégazage extrême qui altérerait leur comportement, les variations de température pourraient les endommager et le même problème se poserait pour le rayonnement cosmique.

Ce processus de qualification pour l'environnement spatial est très coûteux et long et il peut constituer à lui seul la principale contrainte qui empêcherait ces cellules solaires de percer dans le monde spatial.

### **9.1.1.2 Lien électrique entre cellules solaires et membrane solaire**

L'échantillon de cellule solaire fourni par l'Agence spatiale canadienne était dépourvu de tout lien électrique permettant l'acheminement de l'électricité vers l'extérieur. Dans le cadre de cette recherche, il a été identifié que des fils électriques devraient être soit soudés, soit collés, dépendamment des limites des cellules solaires à tolérer ou non la chaleur des soudures.

Une seconde façon de faire serait d'utiliser du Kapton® avec dépôt de cuivre pour acheminer l'électricité.

Cela pourrait bien être différent si la compagnie SSP met à jour une seconde génération de cellules flexibles qui inclurait ce lien indispensable.

### **9.1.1.3 Apposition des cellules solaires sur la membrane**

L'apposition des cellules solaires sur la membrane a été réalisé grâce à de la colle en jet. Une méthode approuvée par l'ASC devrait être pratiquée afin de les apposer efficacement sur la membrane.

### **9.1.1.4 Dissipation de la chaleur générée par les cellules solaires**

Puisque les cellules solaires ne sont pas efficaces à 100 %, il y a une perte d'énergie lors de la conversion des photons en électricité et un surplus de chaleur est généré au niveau des cellules solaires. Un moyen de dissipation de celle-ci devrait être imaginé.

## **9.1.2 Filière mécanique**

Cette section couvre les aspects dits « mécaniques » complémentaires qui devraient être considérés pour rendre le panneau solaire membrane plus près de son objectif d'être un jour envoyé dans l'espace.

### **9.1.2.1 Encastrement du panneau solaire dans le satellite**

Au CHAPITRE 3, l'hypothèse que le panneau solaire soit encastré dans le satellite a été émise. Toutefois, il n'a pas été question des détails reliés à cet encastrement. Une solution complète devrait inclure la conception d'une telle interface entre le panneau solaire et le satellite.

### **9.1.2.2 Efforts au point d'encastrement**

De plus, lors du déploiement, les efforts (forces et moments) devraient aussi être analysés afin de bien comprendre l'impact du déroulement de la membrane. Comme il a été vu précédemment dans les vidéos, le déploiement s'effectue de façon très rapide et parfois brusquement. Cela pourrait perturber l'attitude du satellite spécialement dans le cas d'un nano satellite.

Ces efforts devraient être mesurés et des amortisseurs pourraient même être considérés dans la conception de l'intégration d'une telle membrane solaire sur un nano satellite.

### **9.1.2.3 Mécanisme d'initiation au déploiement**

Bien que le déploiement lui-même soit automatique, il n'a jamais été question du relâchement initial de la membrane. En effet, il faudrait sans doute ajouter un dispositif pour déployer la membrane afin d'en assurer son déploiement une fois en orbite.



Pour initier le relâchement, rien n'est simple. En effet, l'industrie spatiale utilise fréquemment des explosifs comme des boulons pyrotechniques ou « pyros ». Toutefois, utiliser de tels explosifs pour un si petit satellite ne serait peut-être pas approprié. De plus, il faudrait utiliser un dispositif électronique relativement complexe pour commander l'explosion d'un tel engin.

La conception devra tenir compte des contraintes suivantes :

- Le fait que le satellite soit de très petite taille;
- Que le volume et la masse doivent être minimisés;
- Un système passif serait assurément préférable.

#### 9.1.2.4 Système de régulation thermique

Les variations thermiques du cadre et de la membrane ainsi que les déformations mécaniques de ces derniers seront probablement un des facteurs déterminants dans l'acceptation de cette nouvelle technologie. Il faut de plus considérer l'aspect de la génération de chaleur des cellules solaires. Des questions comme : « Quelles seront les variations de températures à chaque orbite ? » ; « Quel sera le gradient de température entre la surface illuminée et celle à l'ombre ? » ; « Faudra-t'il un isolant thermique sur la surface non exposée ? » devront trouver réponse au cours de la conception.

Toutefois, la conception d'un sous-système de protection thermique se fait usuellement de façon globale, c'est-à-dire que le satellite entier est considéré et non chaque sous-système séparément. La version finale d'un tel sous-système ne serait donc connue qu'à un stade ultérieur. Il faudrait néanmoins que le panneau solaire inclue des considérations pour l'intégration de moyens pour réguler et contrôler la température de celui-ci. Normalement, les systèmes spatiaux doivent passer des tests simulant l'environnement spatial comme dans une chambre thermique sous vide (TVAC ou *thermal vacuum* en anglais). Le but de ces tests est de s'assurer du bon fonctionnement des systèmes critiques dans un environnement opérationnel.

#### 9.1.2.5 Puissance du déploiement

Dans les prototypes élaborés, il a été observé que le déploiement exhibait une grande puissance, plus élevée qu'il serait nécessaire d'avoir afin d'assurer le déploiement. Toutefois, la configuration actuelle du panneau solaire membrane montre qu'une fois ouvert il est juste assez rigide pour le maintenir déployé.

Il serait donc justifié de trouver un moyen ralentissant le déploiement pour éviter, notamment, de déchirer la membrane et aussi diminuer les efforts à l'encastrement sans toutefois nuire à l'intégrité du panneau solaire une fois déployé.

#### 9.1.2.6 Fragilité du Kapton®

Au cours de l'exercice, il a été observé que le Kapton® est un matériau très fragile et facile à déchirer. C'est certain que le mécanisme de déploiement a une tendance à être brusque au moment du déploiement notamment parce qu'une grande quantité d'énergie est emmagasinée dans les membrures. Cela pourrait être catastrophique si la membrane venait à se déchirer.

Pour le moment, il n'y a pas eu de recherche approfondie en ce sens puisque la membrane était un élément imposé dès le départ par l'ASC. D'une façon générale, il serait souhaitable de trouver un moyen pour augmenter la fiabilité de la membrane elle-même. Des bandes de matériau anti-déchirure ou une membrane plus épaisse pourraient simplement faire l'affaire. Il faudrait déterminer le meilleur moyen et l'implémenter.

#### 9.1.2.7 Fluage et relaxation du cadre

Bien qu'il ait été observé au cours de la recherche que le cadre ne semblait pas beaucoup exhiber de fluage et de relaxation une fois empaqueté, il n'y a pas eu d'étude plus

approfondie sur le sujet. Des quelques prototypes fabriqués dans le cadre de ce projet, tous ont montré qu'ils pouvaient se déployer complètement au moins un an ou deux après avoir été empaquetés. Un examen préliminaire de la structure a été fait et il ne semblait pas y avoir de trace de déformation permanente ce qui a fait conclure l'auteur que la relaxation (perte d'effort) n'était pas un phénomène de grande ampleur.

Le nouveau cadre par contre est beaucoup plus rigide que ses prédécesseurs puisqu'il s'est vu ajouter deux membrures en double C. Le phénomène pourrait donc être plus important qu'avant et une étude plus approfondie serait sans doute nécessaire.

### **9.1.3 Filière électrique**

Cette section couvre les aspects dits « électriques » complémentaires à considérer afin de rendre le concept de panneau solaire membrane plus près d'un système spatial.

#### **9.1.3.1 Série versus parallèle**

Cet aspect n'a pas été considéré dans ce projet puisque les cellules solaires flexibles n'étaient pas disponibles pour l'intégration au panneau. Toutefois, d'après quelques lectures sur le sujet dont Wertz et Larson (1999) (SMAD, chapitre 11), il serait recommandé de connecter les cellules solaires en parallèle plutôt qu'en série pour éviter le phénomène d'ombrage (en anglais, *shadowing*). En effet, l'ombrage est observé lorsque les cellules sont connectées en série et qu'une partie du panneau solaire est à l'ombre. Toute cette section en série, qui n'est pas nécessairement à l'ombre, devient donc inutilisable ce qui vient réduire énormément la capacité globale du panneau solaire membrane.

#### **9.1.3.2 Dispositif électrique nécessaire au sein du satellite**

Voici un bref aperçu du dispositif électrique nécessaire à l'intégration de telles cellules solaires dans un satellite.

### 9.1.3.2.1 Transport de l'énergie

Il y aurait deux fils par cellule, un négatif et un positif, pour acheminer l'électricité vers le satellite. Ces fils parcourraient le trajet à l'intérieur des deux membrures centrales. Une fois à l'intérieur du satellite, les fils seraient branchés au système électrique du satellite afin de l'alimenter d'énergie neuve provenant de la membrane solaire.

### 9.1.3.2.2 Distribution, régulation et contrôle de puissance

#### *Distribution de puissance*

Le profil de charge est un élément clé dans la conception d'un système de distribution de puissance. Pour ce faire, il faut connaître tous les sous-systèmes du satellite afin d'identifier les besoins de chacune des composantes. Le profil de charge est donc déterminé par la suite. La plupart des satellites ont toujours eu des besoins énergétiques relativement faibles (i.e. moins de 2000 W) donc la distribution de puissance s'est presque toujours basée sur une plateforme typique de 28 V. La vaste majorité des systèmes spatiaux ont été conçus en courant continu puisque le courant alternatif est beaucoup plus complexe à développer. Il y a deux approches pour la distribution de puissance : centralisée et décentralisée. La deuxième approche place les convertisseurs d'énergie près des points d'utilisations tandis que la première offre une distribution d'électricité uniforme pour tout le satellite. Les petits satellites utilisent normalement la première méthode. De plus, le système doit être équipé pour protéger le satellite des défauts comme des courts-circuits et autres problèmes afin de les isoler pour ne pas endommager le satellite.

#### *Régulation et contrôle de puissance*

La régulation de puissance utilisant des panneaux solaires comporte généralement trois catégories : contrôle du panneau solaire, régulation du voltage de la plateforme et recharge des batteries. Il y a deux méthodes reconnues pour le contrôle de puissance du panneau solaire : le suivi de pic de puissance (en anglais, *peak-power tracker* ou PPT) et le transfert

direct d'énergie (en anglais, *direct-energy-transfer* ou DET). La première façon est une méthode non dissipative qui extrait seulement l'énergie nécessaire tandis que la deuxième dissipe l'électricité en trop dans des résistances shunt. La seconde approche est plus simple et moins coûteuse que la première.

Pour ce qui est de la régulation, il s'agit simplement de l'harmonisation ou non du voltage de la plateforme. Trois types existent : non régulé, quasi régulé ou tout régulé. Dans un système non régulé, ce sont les batteries elles-mêmes qui déterminent le voltage de la plateforme. Pour le cas du quasi régulé, le voltage est régulé par le chargeur à batteries, mais pas durant la décharge. Enfin, le type tout régulé prend en compte la régulation durant la charge et la décharge de la batterie. Bien qu'il soit moins efficace, le type tout régulé a l'avantage d'être plus facile à intégrer dans un système et fonctionne mieux pour les satellites de faible puissance qui demandent à être hautement régulés. En effet, une fois connecté aux charges, ce système se comporte comme une source d'alimentation à faible impédance ce qui rend la tâche d'intégration plus simple.

### 9.1.3.2.3 Batteries

Un autre sujet d'importance relié aux cellules solaires est bien entendu l'emmagasinage de l'énergie par des batteries. En effet, tout système ayant des cellules photovoltaïques a besoin d'un système d'emmagasinage d'énergie pour répondre à la demande de puissance lors des pics ainsi que lorsque le satellite est en éclipse ou bien quand l'orientation des membranes solaires est mauvaise par rapport au Soleil; le satellite devra continuer de fonctionner sans l'illumination immédiate du Soleil.

Il existe deux types de batteries : primaire et secondaire. Le type primaire est à toutes fins pratiques une batterie non rechargeable qui est inutile dans ce cas-ci puisqu'il est désiré de pouvoir emmagasiner de l'énergie provenant de la membrane solaire. Le type secondaire est bien entendu la batterie rechargeable. Il faut d'abord déterminer la profondeur de décharge (en anglais, *depth-of-discharge* ou DOD) qui est simplement le pourcentage de la capacité

de la batterie enlevée pendant la période de décharge. Le livre SMAD (Wertz et Larson, 1999) suggère que cette valeur se situe entre 15 et 25 % pour les satellites LEO qui normalement supportent de multiples épisodes de charges et décharges dus aux éclipses.

Pour le cas étudié dans ce projet, en théorie, aucune batterie ne serait nécessaire puisque l'orbite est héliosynchrone. Autrement dit, l'angle entre le plan de son orbite et la direction du Soleil demeure à peu près constant et dans ce cas-ci, perpendiculaire. Toutefois, il y a des exceptions où des batteries seraient utiles notamment dans des cas de pertes d'attitude (les panneaux pourraient se retrouver non perpendiculaires aux rayons du Soleil) ou lors d'une éclipse lunaire (la Lune passe entre le Soleil et la Terre) en plus des nombreuses occasions où le satellite pourrait se faire de l'ombre à lui-même (i.e. *shadowing*).

## **9.2 Conclusion sur les autres considérations**

Ce chapitre en était un qui venait compléter la solution finale. En effet, plusieurs aspects à ne pas oublier n'ont pu être inclus dans la version finale de la solution puisqu'ils sortaient de la portée initiale du projet. En effet, les objectifs initiaux tels que décrits au premier chapitre ont été rencontrés au cours des trois chapitres antérieurs tandis que les éléments additionnels présentés dans cette section auraient pu faire partie de la solution finale, mais ont été omis pour diverses raisons (budget, temps, ressources, complexité, etc.). L'auteur les a identifiés comme importants sans que cela nuise à présenter une solution complète répondant aux cibles de départ.

Trois catégories se sont vues compléter dans ce chapitre : les cellules solaires, les aspects mécaniques ainsi que ceux électriques. En effet, ces éléments additionnels venaient apporter une dimension plus approfondie de la solution finale afin d'en apprécier sa complexité.

## CONCLUSION

Cet ouvrage traite de l'élaboration d'un concept de panneau solaire flexible qui pourrait se fixer à un nano satellite de l'Agence spatiale canadienne. La tendance des dernières années a été à la miniaturisation des satellites scientifiques et expérimentaux. L'ASC ne fait pas exception et a aussi pris cette direction pour ses concepts de satellites scientifiques comme SCISAT. Comme ils sont plus petits, il devient de plus en plus difficile d'intégrer des panneaux solaires traditionnels rigides comme ceux des grands satellites de la taille de Radarsat. Une des solutions qui a déjà été envisagée est d'apposer ces mêmes types de cellules solaires directement sur les parois du satellite comme dans le cas de SCISAT. Toutefois, cette façon de faire limite grandement l'apport en énergie et réduit ainsi le nombre de fonctions possibles du satellite.

Récemment, un concept révolutionnaire de cellules solaires flexibles a fait son apparition. Comme il s'agissait d'une technologie canadienne, l'ASC a vu en elle un potentiel certain. En effet, l'hypothèse de départ est que s'il est possible d'apposer de telles cellules sur une membrane flexible, il est sûrement envisageable de trouver une solution de panneau solaire flexible pour répondre aux besoins énergétiques des petits satellites. L'ASC a donc décidé d'innover en focalisant une partie de sa recherche à l'élaboration de tels panneaux.

Un concept de panneau solaire de type « membrane » a donc été élaboré au cours de ce projet. Deux buts principaux ont été poursuivis. Le premier est l'élaboration du concept de panneau solaire lui-même qui traite principalement du mode d'emballage de la membrane, du mécanisme de déploiement ainsi que de la structure de soutien de la membrane. Le deuxième objectif est la confection et l'essai d'un prototype représentant la solution finale.

Le concept développé au cours du projet a été conçu pour un nano satellite, soit entre 1 et 10 kg et d'un volume de 21 cm x 21 cm x 21 cm. Il est donc de petite taille et est fait pour se déployer et opérer en apesanteur. Un emballage optimal a été pensé de façon à pouvoir



replier la membrane sur elle-même pour obtenir le volume empaqueté le plus dense possible. Il respecte la surface maximale de 21 cm x 21 cm. En effet, il est environ 5,2 cm de diamètre et 20,5 cm de long une fois empaqueté. La solution trouvée minimise le chiffonnage de la membrane puisqu'il y a seulement deux plis et un roulage. De plus, les dimensions de la membrane font en sorte qu'elle peut accommoder un nombre suffisant (12) de cellules solaires flexibles (10 cm x 10 cm) de SSP pour générer les 7 W requis initialement. Le mécanisme de déploiement et la structure de soutien sont intégrés l'un à l'autre ce qui favorise la réduction d'espace et l'optimisation de la masse. En fait, il s'agit de la même structure. Les membrures en C et double C basées sur les rubans à mesurer métalliques permettent à la fois de se rouler et de se plier sans se déformer plastiquement. Cela a pour but l'emmagasinage de l'énergie nécessaire au déploiement. Une fois déployées, les membrures en double C « bloquent » (en anglais, *latch*) ce qui permet de garder la membrane relativement plane et par le fait même de maintenir les cellules solaires orientées dans la direction désirée.

Afin de vérifier la faisabilité d'un tel concept, plusieurs prototypes ont été fabriqués au cours de la recherche. Le premier a été testé en apesanteur pour valider le concept d'empaquetage des deux sections latérales repliées sur la section centrale et le tout, roulé sur lui-même. Il a aussi été observé qu'il ne fallait pas une grande force pour maintenir le panneau relativement plat.

Le second prototype, le prototype final présenté, a été construit en se basant sur les leçons tirées lors de l'essai en vol parabolique. La principale innovation est le cadre II, nommé d'après la forme de la disposition des membrures en double C. Cette partie du cadre est le corps du panneau solaire membrane puisqu'il est plus rigide. Le reste des membrures sont des simples rubans en C. L'autre innovation est le fait que toutes les membrures soient reliées ce qui assure l'intégrité du panneau une fois déployé.

Bien que le second prototype prouve la validité du concept ainsi qu'il ait fait la démonstration que les modifications apportées depuis le premier prototype sont justifiées,



certaines limitations sont à signaler. Premièrement, de vraies cellules solaires n'étaient pas disponibles pour l'implémentation. À la place, une réplique aux propriétés mécaniques semblables a été utilisée. Ensuite, pour assurer l'intégrité du cadre, des soudures auraient été nécessaires à chaque joint entre les membrures. Comme cette technique n'était pas disponible, de simples vis, écrous et rondelles ont été utilisés. Cela ajoute de la masse et affaiblit les membrures puisqu'elles sont « écrasées » par le boulon à chaque jonction et le second moment de section est ainsi réduit par le perçage des trous (moins rigide).

Les résultats présentés dans ce mémoire font la démonstration d'un concept et son implémentation. Toutefois, il ne s'agit pas encore d'un système opérationnel qui serait utilisé dans l'espace. Le premier obstacle est le fait que les cellules solaires proposées n'ont jamais été soumises à une qualification spatiale. Cela pourrait bien constituer un *show stopper* important. Le deuxième obstacle sont les matériaux utilisés pour la confection du prototype. En dépit du fait que du Kapton® soit utilisé pour la membrane, tous les autres matériaux ne sont pas qualifiés pour l'espace. Il faudrait procéder à la recherche de matériaux qualifiés ou bien carrément les faire qualifier avec tout ce que cela implique.

Bien qu'elle ne soit pas parfaite, la solution présentée dans le cadre de ce mémoire propose une réponse originale et assez complète à la problématique initiale et rencontre ses objectifs initiaux.

Il est donc recommandé, à la lumière des résultats obtenus, que le concept développé au cours de ce projet constitue une solution valable de panneau solaire membrane. Ce dernier pourrait être repris dans une étude ultérieure afin de rendre le produit plus près de la réalité spatiale.

Plus spécifiquement, les recommandations suivantes s'imposent :

- rendre le concept adimensionnel, c'est-à-dire applicable à plusieurs dimensions en redimensionnant automatiquement la grandeur des membrures, l'épaisseur de la membrane, dépendamment du nombre de panneaux latéraux et de cellules solaires requis;
- faire une étude sur la qualification spatiale des cellules solaires;
- faire une étude sur la recherche de matériaux qualifiés pour l'espace entrant dans la fabrication d'un panneau solaire de type membrane (plus spécifiquement pour les membrures en C et double C, les soudures et les colles);
- implémenter les recommandations du CHAPITRE 9.

## ANNEXE I

### TYPE D'ORBITE ET COÛT DE LANCEMENT

Pour revenir aux coûts de lancement, il est important de comprendre ce qui induit ces derniers. Les deux types d'orbites mentionnées précédemment, LEO et GEO, diffèrent grandement. L'orbite LEO, pour *low Earth orbit*, en est une variante approximativement entre 200 et 2 000 km autour de la surface de la Terre. Les objets se déplaçant en orbite basse sont freinés par la traînée de frottement due à l'air (à faible densité) des couches atmosphériques de l'hétérosphère : la thermosphère (environ de 100 à 500 km d'altitude) et l'exosphère (500 km et plus). C'est là que la vaste majorité de satellites et d'engins spatiaux sont lancés comme la fameuse Station spatiale internationale. De plus, puisqu'ils sont à relativement basse altitude, ils requièrent moins d'énergie de propulsion pour leur mise en orbite et n'ont pas besoin d'un signal de transmission aussi fort que pour des satellites à plus haute altitude.

À l'opposé, les satellites en orbite géostationnaire ou GEO, pour *geostationary orbit*, ont besoin de beaucoup de carburant pour être déployés en orbite mais nécessitent aussi plus d'énergie pour recevoir, amplifier et retransmettre un signal plus fort à cause de leur très haute altitude. En effet, les satellites de ce type d'orbite sont presque tous utilisés pour les communications. L'orbite GEO est située exactement à 35 786 km au-dessus de la Terre au niveau de l'équateur et, comme son nom l'indique, un satellite situé sur cette orbite apparaît comme étant stationnaire puisqu'il révolutionne autour de la Terre à exactement la même vitesse que la Terre prend pour faire une rotation sur elle-même. Pour ce faire, le satellite doit aussi être situé vis-à-vis l'équateur sinon, ce sera une orbite géosynchrone ou GSO, pour *geosynchronous orbit*.

La vaste majorité des satellites et autres engins spatiaux est toute lancée sur l'une ou l'autre de ces orbites. Il existe d'autres types d'orbites qui sont soit, une variante de celles-ci, soit une orbite située entre LEO et GEO.

## ANNEXE II

### ÉVALUATION DES SOLUTIONS PRÉLIMINAIRES

#### Types d'emballage à l'étude

Les façons pour replier une membrane sur elle-même sont multiples. Cependant, comme il a été mentionné dans l'introduction, seulement un certain nombre d'entre elles peuvent être considérées dues, en partie, aux contraintes imposées par la nature de ce projet et surtout au fait que les cellules solaires ne peuvent être chiffonnées.

Afin d'en simplifier la présentation, les diverses solutions ont d'abord été divisées par leur mode d'emballage de la membrane puis par le type de mécanisme et structure applicables pour un mode d'emballage donné. Les solutions se divisent en deux principales catégories : 1) la membrane roulée et 2) la membrane pliée.

#### 1. Roulage

Bien que le concept soit intéressant, la membrane roulée n'offre que très peu d'options en termes d'emballage. En effet, dans la section 2.1.2.7, seulement trois solutions de roulage ont été répertoriées lors de la revue de littérature. Les deux raisons principales expliquant cette limitation sont probablement dues au fait qu'il y a peu de façon de rouler une membrane et qu'il n'existe que peu de cellules solaires permettant le roulage de ces dernières. Néanmoins, la membrane roulée reste une solution très intéressante.

#### **Membrane roulée**

##### Description de l'emballage de la membrane roulée

La membrane est roulée sur elle-même dans le sens de sa longueur. Sans aller dans les détails, mais plutôt pour se donner une vue d'ensemble, on pourrait très bien imaginer que la largeur de la membrane serait définie par les dimensions externes du satellite. La longueur, cependant, dépendrait de plusieurs facteurs dont la puissance requise et la compacité du roulage (i.e. un roulage plus dense permettrait une plus longue membrane).

##### *Avantages*

- a. surface utile/surface réelle =  $\sim 1$  ;
- b. peut obtenir un petit volume relatif d'emballage.

### *Inconvénients*

- a. le déroulement de la membrane n'est pas un mouvement naturel et doit être aidé ;
- b. les cellules solaires doivent pouvoir se rouler sur elles-mêmes ;
- c. le déploiement s'effectue seulement dans un axe (i.e. le sens longitudinal de la membrane).

### Mécanismes applicables à la membrane roulée

#### 1.1 → Tiges faites de matériau hyper flexible

Imaginons deux tiges faites d'un matériau à grande flexibilité, comme celles présentées à la section 2.2.2.2, qui seraient encastrées dans la structure du satellite lui-même. La membrane rectangulaire, elle, serait attachée par ses quatre coins aux extrémités des deux tiges. Il ne resterait plus qu'à rouler la membrane vers le satellite et fixer le tout jusqu'au déploiement.

Il est à noter que de la friction, sous forme de bandes de velcro®, pourrait être ajoutée au mécanisme si le déploiement est trop brusque et désordonné. De plus, pour ce type de mécanisme, il est important de s'assurer du comportement de déroulement des tiges.

### *Avantages*

- a. le système est très simple (aucune pièce relative en mouvement) ;
- b. les tiges flexibles existent déjà (i.e. référence section 2.2.2.2).

### *Inconvénients*

- a. n'offre peu ou pas de support à la membrane une fois déployée puisque les tiges sont flexibles ;
- b. trop grande énergie lors du déploiement à cause de la déformation des tiges.

#### 1.2 → Tiges en « C »

Pour comprendre ce type de tige, il faut s'imaginer le ruban à mesurer en métal qu'un menuisier utilise par exemple. Ce genre de ruban est en forme de « C ». Il est facile à rouler et lorsqu'il reprend sa forme longitudinale, il possède une certaine rigidité. La section 2.2.1.2 sur les charnières flexibles détaille bien ce genre de tige. Deux tiges de la sorte sont nécessaires pour assurer le déploiement de la membrane. Comme dans la solution précédente, l'une des extrémités des tiges est encastrée dans la structure du satellite. La membrane rectangulaire est attachée par ses quatre coins aux extrémités des deux tiges. Il ne reste plus qu'à rouler la membrane vers le satellite et fixer le tout jusqu'au déploiement.

*Avantages*

- a. simple et sans mécanisme ;
- b. système interne d'énergie de déploiement (se déroule ou déplie seul) ;

*Inconvénients*

- a. peut manquer de rigidité une fois déployée.

**2. Pliage**

Les solutions de membrane pliée sont naturellement plus nombreuses puisque, théoriquement, il existe une infinité de façons de plier une surface plane.

**2.1 Miura-Ori classique**Description de l'empaquetage du Miura-Ori classique

Lorsque K. Miura a introduit, vers le début des années 1980, sa « double surface développée ondulante » (ou en anglais, « *developable double corrugation surface* ») cela donnait naissance à une petite révolution sur les façons de plier efficacement les surfaces. La forme finale que donne ce pliage est une série de rangées de parallélogrammes, comme illustrés à la Figure 2.4. Les avantages de ce type de pliage résident dans le fait que les plis sont interdépendants (liés les uns aux autres) et que la membrane peut être dépliée selon deux axes orthogonaux à la fois.

*Avantages*

- b. s'ouvre dans deux directions orthogonales à la fois ;
- c. surface utile/surface réelle =  $\sim 0,85$ <sup>19</sup> ;
- d. le déploiement est simple.

*Inconvénients*

- a. a besoin d'un mécanisme de déploiement dans une troisième dimension orthogonale à la membrane pliée (voir les mécanismes associés à ce pliage dans la section suivante).

---

<sup>19</sup> Résultat obtenu selon les calculs du script Matlab de l'auteur présentés à l'ANNEXE III.

## Mécanismes applicables au Miura-Ori classique

### 2.1.1 → Ciseaux multiples

Ce mécanisme a la particularité de bien épouser le mouvement de dépliage typique au Miura-Ori classique. Un ciseau à multiples pivots est nécessaire. Cela a pour effet de créer un genre de bras extensible. Chaque deuxième pivot est fixé au centre d'un pli creux. Lorsque le bras se déplie (extension), ce dernier entraîne, dans son mouvement, la membrane et celle-ci se déploie facilement.

Un avantage de ce mécanisme est qu'il a la possibilité d'être rétractable. Si jamais un plus grand contrôle est souhaité, c'est envisageable. Par contre, un inconvénient est qu'il y a beaucoup de sous mécanismes (i.e. pivots) qui risquent de bloquer à tout moment et qui peuvent mettre en jeu la mission.

#### *Avantages*

- b. a la possibilité de se rétracter une fois déployé ;
- c. offre un support accru à la membrane une fois déployée.

#### *Inconvénients*

- a. système qui peut être relativement lourd (avec les pivots et les ciseaux);
- b. système complexe de plusieurs pièces mécaniques ;
- c. mécanisme dans la 3<sup>e</sup> dimension (orthogonal à la membrane pliée au départ) ;
- d. prend relativement beaucoup d'espace de stockage ;
- e. demande relativement beaucoup d'énergie de déploiement (pas d'énergie interne de déploiement).

### 2.1.2 → Tige faite de matériau hyper flexible

Encore une fois, les matériaux avec une grande flexibilité trouvent leur place. Dans ce cas-ci, l'utilisation d'une tige hyper flexible est différente du cas de la membrane roulée. La tige est d'abord encastree dans la structure du satellite puis fixée à chaque deuxième centre d'un pli creux. Lorsque la membrane est repliée sur elle-même, la tige se retrouve en hyper flexion (elle a alors la forme d'une série de boucles). Une fois la tige relâchée, celle-ci tend à retrouver sa forme longitudinale initiale et entraîne la membrane dans son mouvement.

*Avantages*

- a. le système est très simple (aucune pièce relative en mouvement) ;
- b. l'énergie de déploiement est interne au matériau (il retrouve sa position d'équilibre) ;
- c. les tiges flexibles existent déjà (i.e. référence section 2.2.2.2).

*Inconvénients*

- a. trop grande énergie lors du déploiement à cause de la déformation de la tige ;
- b. n'offre peu ou pas de support à la membrane une fois déployée puisque la tige est flexible ;
- c. mécanisme dans la 3<sup>e</sup> dimension (orthogonal à la membrane pliée au départ) ;
- d. prend relativement beaucoup d'espace de stockage.

**2.2 Miura-Ori radial**Description de l'empaquetage du Miura-Ori radial

Le terme « Miura-Ori radial » n'existe pas vraiment dans la littérature, il a été inventé dans le cadre de ce projet pour les besoins de la cause. En fait, ce type de pliage est basé originellement sur le déploiement d'une feuille d'érable comme présenté par Kobayashi, Daimaruya et Vincent. (2000) à la section 2.1.1.1 de ce mémoire. Il a été nommé « Miura-Ori radial » puisqu'il est en réalité une variante du Miura-Ori original. Cette façon de replier la membrane est intéressante puisqu'elle est simple. Il s'agit, à toutes fins pratiques, d'un éventail. Toutes les lignes de pli partent d'un point central à la base de la feuille et rayonnent dans des directions bien précises. Il est possible de voir un modèle de ce type à la Figure 2.7.

*Avantages*

- a. déploiement relativement facile et simple (en éventail).

*Inconvénients*

- a. la membrane n'a pas un grand ratio de pliage (i.e. le pliage n'est pas compact) ;
- b. la forme triangulaire des panneaux de la membrane n'offre pas beaucoup d'espace pour des cellules solaires carrées (surface utile/surface réelle =  $\sim 0,5$ <sup>20</sup>).

---

<sup>20</sup> Résultat obtenu selon les calculs du script Matlab de l'auteur présentés à l'ANNEXE IV.



### Mécanismes applicables au Miura-Ori radial

#### 2.2.1 → Tiges rigides dans les plis

Il est possible d'insérer des tiges dans les plis radiaux. Les tiges se rencontrent à la base de la membrane où un pivot les réunit sur un même axe. De là, il est possible de positionner un moteur ou un ressort par exemple afin d'initier le déploiement et de maintenir la structure une fois déployée.

#### *Avantages*

- a. offre un bon support de la membrane grâce aux tiges rigides.

#### *Inconvénients*

- a. relativement lourd comme mécanisme (tiges rigides) ;
- b. mécanisme complexe avec les pivots et le moteur/ressort.

#### 2.2.2 → Tige faite de matériau hyper flexible

Une autre façon serait d'avoir une extrémité circulaire (ou avec une certaine courbure) du haut de la membrane (à l'opposé du sommet où se réunissent toutes les arêtes). Il serait alors possible de glisser une tige hyper flexible sur son pourtour courbe. Il est à noter que la forme de la membrane dépendra de la forme de la tige à l'état plié. Il ne resterait seulement qu'à plier la membrane selon son mode de pliage et de forcer la tige à épouser cette forme. Au moment du déploiement, il ne faudrait que relâcher la tige jusqu'à ce qu'elle ait repris sa forme initiale, soit dépliée.

Il est à noter que de la friction, sous forme de bandes de velcro®, pourrait être ajoutée au mécanisme si le déploiement est trop brusque et désordonné. De plus, pour ce type de mécanisme, il est important de s'assurer du comportement de dépliage de la tige.

#### *Avantages*

- a. le système est très simple (aucune pièce relative en mouvement) ;
- b. l'énergie de déploiement est interne au matériau (il retrouve sa position d'équilibre) ;
- c. les tiges flexibles existent déjà (i.e. référence section 2.2.2.2).

*Inconvénients*

- a. trop grande énergie lors du déploiement à cause de la déformation des tiges ;
- b. n'offre peu ou pas de support à la membrane une fois déployée puisque la tige est flexible ;
- c. prend relativement beaucoup d'espace de stockage puisque la tige serait pliée dans la troisième dimension.

## 2.2.3 → Combinaison de tiges rigides et flexible

Cette solution est un hybride entre celles présentées aux deux items précédents. En effet, celle-ci offre un peu l'avantage des deux. Les tiges rigides sont toujours insérées dans les plis tandis que la tige flexible est fixée à l'extrémité supérieure de la membrane de façon à épouser un arc de cercle entre les deux tiges rigides une fois déployée.

*Avantages*

- a. meilleur support de la membrane que les deux solutions précédentes ;
- b. l'énergie de déploiement est interne au matériau (il retrouve sa position d'équilibre) ;
- c. les tiges flexibles existent déjà (i.e. référence section 2.2.2.2).

*Inconvénients*

- a. mécanisme relativement lourd (plusieurs tiges) ;
- b. trop grande énergie lors du déploiement à cause de la déformation des tiges ;
- c. prend relativement beaucoup d'espace de stockage puisque la tige flexible serait pliée dans la troisième dimension.

**2.3 Miura-Ori hybride**Description de l'empaquetage du Miura-Ori hybride

L'idée du « Miura-Ori hybride » (MOR) provient, bien entendu, des deux derniers types de pliage. En effet, le but était d'allier la facilité de déploiement du radial avec la plus grande surface utile du classique. Alors que la partie radiale s'ouvre en éventail, la partie classique, placée au sommet de l'éventail, se déploie et s'ouvre en même temps que l'éventail. La figure ci-dessous exprime cette description.

### *Avantages*

- a. allie les avantages des deux types de membranes Miura-Ori vues précédemment ;
- b. simplifie le déploiement en n'ayant qu'à ouvrir la partie en éventail (le reste s'ouvre de lui-même).

### *Inconvénients*

- a. la partie MOR de la membrane n'a pas un grand ratio de pliage (i.e. le pliage n'est pas compact) ;
- b. la partie triangulaire de la membrane n'offre pas beaucoup d'espace pour des cellules solaires carrées (surface utile/surface réelle =  $\sim 0,5$ ).

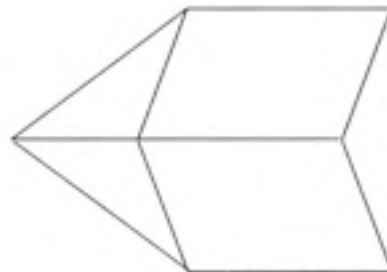


Figure *Miura-Ori hybride*.

### Mécanismes applicables au Miura-Ori hybride

→ Arc inversé

La difficulté cette fois-ci pour le mécanisme de déploiement est d'assurer le déploiement tout en assurant un support structural de la membrane une fois déployée. Le mécanisme retenu cette fois-ci est fort simple. En effet, deux barres rigides ouvrent l'éventail tandis qu'une corde attachée sur le corps de ces deux tiges soulève une troisième tige. Une seconde corde fixée, cette fois, aux extrémités des deux premières tiges s'assure de guider la troisième tige afin que celle-ci suive bien la bonne direction lors du déploiement et reste bien en place une fois déployée.

### *Avantages*

- a. bon support relatif de la membrane.

*Inconvénients*

- a. mécanisme relativement lourd (plusieurs tiges) ;
- b. dimensionnement pas très évident à concevoir ;
- c. mécanisme complexe.

**2.4 Pliage en accordéon**Description de l'emballage du pliage en accordéon

Le pliage en forme d'accordéon est bien connu. En effet, il s'agit d'une série de plis un sur l'autre. Comme mentionné à la section 2.1.2.6, Redell et Lichodziejewski (2004) et Malone et Williams (1996) de L'Garde, Inc ont déjà proposé des membranes spatiales pliées en accordéon pour des panneaux solaires.

Toutefois, contrairement aux pliages de type Miura-Ori, le pliage en accordéon ne possède pas de plis interdépendant et donc chaque pli est indépendant des autres. Cela limite un déploiement à une dimension contrairement à deux dimensions pour Miura-Ori.

*Avantages*

- a. pliage hyper simple et éprouvé dans des applications spatiales ;
- b. ratio surface utile/surface réelle très élevé puisque les surfaces pliées sont rectangulaires.

*Inconvénients*

- a. le déploiement en accordéon de la membrane n'est pas un mouvement naturel et doit être aidé ;
- b. le déploiement s'effectue seulement dans un axe (i.e. le sens longitudinal de la membrane).

Mécanismes applicables au pliage en accordéon

## 2.4.1 → Ciseaux multiples

Voir section précédente sous « Ciseaux multiples ». L'application de ce mécanisme à ce pliage est, à toutes fins pratiques, identique au Miura-Ori classique.

## 2.4.2 → Tige faite de matériau hyper flexible

Voir section précédente sous « Tige faite de matériau hyper flexible ». L'application de ce mécanisme à ce pliage est, à toutes fins pratiques, identique au Miura-Ori classique.

### 2.4.3 → Mats extensibles

Les mats extensibles présentés à la section 2.2.2.2 sont des longerons enroulables. Ces derniers sont très connus dans le domaine des structures spatiales déployables. En effet, beaucoup de satellites les utilisent comme le fameux CoILABLE.

#### *Avantages*

- a. offre un très bon support de la membrane une fois déployée ;
- b. technologie éprouvée.

#### *Inconvénients*

- a. a besoin de beaucoup d'énergie pour le déploiement ;
- b. il s'agit d'une solution relativement dispendieuse ;
- c. cette technologie est peut-être surdimensionnée pour le type d'applications dont il est question dans ce projet.

### 2.4.4 → Tubes gonflables

Plusieurs auteurs se sont penchés sur le cas des tubes gonflables comme le démontre la section 2.2.2.1 du second chapitre. Malgré le côté attrayant de ces tubes, il reste qu'ils sont volumineux, massifs et plutôt complexes.

#### *Avantages*

- a. offre un support appréciable de la membrane une fois déployée.

#### *Inconvénients*

- a. nécessite beaucoup d'énergie afin de déployer ces tubes ;
- b. a besoin d'un compresseur ce qui ajoute de la masse ;
- c. système complexe ;
- d. nouvelle technologie peu connue.

### 2.4.5 → Tubes en double C

Pour comprendre ce type de tube, il faut s'imaginer le ruban à mesurer en métal qu'un menuisier utilise par exemple. Ce genre de ruban est en forme de « C ». Dans ce cas-ci, deux rubans sont positionnés face contre face « ( ) ». Cette configuration ajoute de la rigidité par rapport à un ruban simple. Il est facile à plier et lorsqu'il reprend sa forme longitudinale, il possède une certaine rigidité et stabilité puisqu'il se bloque. La section

2.2.1.2 sur les charnières flexibles détaille bien ce genre de tube. Deux tubes de la sorte sont nécessaires pour assurer le déploiement de la membrane. L'une des extrémités des tubes est encastrée dans la structure du satellite. La membrane rectangulaire est attachée par ses quatre coins aux extrémités des deux tiges. Il ne reste plus qu'à plier la membrane vers le satellite et fixer le tout jusqu'au déploiement.

Il est à noter que de la friction, sous forme de bandes de velcro®, pourrait être ajoutée au mécanisme si le déploiement est trop brusque et désordonné. De plus, pour ce type de mécanisme, il est important de s'assurer du comportement de déroulement des tubes.

#### *Avantages*

- a. simple et sans mécanisme ;
- b. système interne d'énergie de déploiement (se déroule ou déplie seul) ;
- c. système interne de barrure (en anglais, *latch*) automatique (se bloque une fois déployé) ;
- d. offre un certain support à la membrane une fois déployée (grâce au mécanisme de blocage).

#### *Inconvénients*

- a. peut-être considérée comme lourde (selon le matériau utilisé) ;
- b. trop grande énergie lors du déploiement à cause de la déformation des tubes.

## **2.5 Pliage inextensible autour d'un moyeu polygonal**

### Description du pliage inextensible autour d'un moyeu polygonal (PIMP)

À partir de ce point, on entre dans une nouvelle gamme de pliage. De fait, dès maintenant, les membranes seront pliées selon un mouvement de rotation. Comme mentionné à la section 2.1.2.5, Guest et Pellegrino (1992) ont proposé une membrane qui se plie en s'enroulant autour d'un moyeu polygonal. Tout le mouvement se fait sans extension de la membrane et il n'y a pratiquement pas d'induction d'ondulation ni d'étirement de la membrane puisque le pliage respecte les bases établies par le modèle mathématique des auteurs.

#### *Avantages*

- a. peut s'enrouler autour d'un tube si désiré.

*Inconvénients*

- a. demande relativement beaucoup d'énergie de rotation pour le déploiement ;
- b. mécanisme complexe (par ex. un moteur est nécessaire) pour le déploiement ;
- c. la forme circulaire et triangulaire des sections de la membrane ne donne pas énormément d'espace pour des cellules solaires carrées.

Mécanismes applicables au PIMP

## → Tiges flexibles

Le mécanisme de déploiement imaginé dans ce contexte prend la forme de la membrane une fois pliée. En effet, en introduisant des tiges flexibles dans les plis principaux, on s'assure de suivre le mouvement naturel de déploiement de la membrane. Avant de déplier la membrane, les bouts de chaque tige pourraient être reliés ensemble sur un même cercle avec un anneau. Une fois paré pour le dépliage, l'anneau les reliant serait brisé et le déploiement s'effectuerait seul car les tiges voudraient naturellement reprendre leur forme initiale.

*Avantages*

- a. pas de mouvement relatif de pièces de mécanisme.

*Inconvénients*

- a. peu de rigidité puisque les tiges ne se touchent pas.

**2.6 Pliage rotatoire décentré (PRD)**Description de l'emballage du pliage rotatoire décentré

Ce type de pliage reprend en grande partie l'idée précédente. En fait, elle est une variante et a été imaginée par Furuya et Masuoka (2004). La principale différence d'avec le pliage de Guest et Pellegrino est que la hauteur du pliage peut-être mieux régulée sur le moyeu. Par contre, plus la hauteur est petite, plus le pliage est épais et vice-versa.

*Avantages*

- a. peut s'enrouler autour d'un tube si désiré.

*Inconvénients*

- a. demande relativement beaucoup d'énergie de rotation pour le déploiement ;
- b. mécanisme complexe (par ex. un moteur est nécessaire) pour le déploiement ;
- c. la forme circulaire et triangulaire des sections de la membrane ne donne pas énormément d'espace pour des cellules solaires carrées.

### Mécanismes applicables au PRD

→ Tiges flexibles

Voir section précédente sous « Tiges flexibles ».

### Évaluation des solutions préliminaires

#### **Critères « membrane »**

##### Ratio « surface utile vs surface réelle »

Le but de ce critère est de connaître la surface utile de la membrane, c'est-à-dire le pourcentage de surface réelle qui peut effectivement être utilisé aux fins d'apposition de cellules solaires. Il est à noter que puisque ces dernières ne peuvent être chiffonnées, il est impossible d'en apposer là où il y a des plis. Par exemple, une solution qui habituellement offre peu de plis ainsi que des angles de coin de membrane se rapprochant des 90° est plus susceptible d'obtenir un bon ratio « surface utile vs surface réelle ».

De plus, il est important d'ajouter une dernière note concernant ce critère. Puisque l'ajout de cellules solaires dépend, bien entendu, de la surface totale de la membrane; un nombre illimité de grandeurs diverses de membrane pourrait être considéré. Cependant, cet exercice s'avérerait long et fastidieux sans toutefois donner les résultats escomptés. À l'heure où cette décision doit être prise, l'ASC considère toujours les options de petits et de nano satellites, ainsi que des cellules solaires carrées de 6" x 6". Afin de se donner un point de départ pour la comparaison, il est indispensable de choisir des dimensions réalistes pour le projet. Compte tenu des faits en cours, la comparaison se fera entre des membranes qui peuvent seulement accommoder l'apposition d'une seule cellule solaire carrée de 6" x 6". Dans le cas où la membrane est symétrique ou bien présente une répétition géométrique circulaire, le nombre de cellules solaires requis sera pris en considération. Par exemple, dans le cas d'une membrane Miura-Ori radiale, cette dernière se pliant et se dépliant à la manière d'un éventail, deux cellules solaires de 6" x 6" seront accommodées.

Enfin, puisqu'il est trop tôt pour considérer un design final, seule une considération géométrique prévaut. Cela veut dire que, par exemple, la largeur nécessaire à laisser entre le bord de la membrane et la cellule solaire est négligée.



Solution	Ratio (%)	Point (/10)
1. Membrane roulée	100,00	10
2.1 Miura-Ori classique (MOC) ( $\alpha = 82^\circ$ , 7" larg. ; 7" haut.)†	74,19	7
2.2 Miura-Ori radial (MOR) ( $\alpha = 59^\circ$ , L0 = 14" ; L1 = 7")‡	50,00	5
2.3 Miura-Ori hybride (MOH)*	~50,00	5
2.4 Accordéon	100,00	10
2.5 Pliage inextensible autour d'un moyeu polygonal (PIMP)*	~30,00	3
2.6 Pliage rotatoire décentré (PRD)*	~30,00	3

† Évalué à partir d'un script Matlab étudiant des centaines de possibilités (voir ANNEXE III).

‡ Évalué à partir d'un script Matlab étudiant des centaines de possibilités (voir ANNEXE IV).

\* Difficile d'évaluer la meilleure combinaison (valeur estimée).

#### Ratio « surface dépliée vs volume plié »

Ce ratio en est un de surface sur volume visant simplement à établir une base de comparaison sur la compacité des diverses solutions d'emballage de la membrane. Plus le ratio est grand, plus la membrane possède une grande capacité à se compacter. L'analyse faite dans ce tableau est plutôt basée sur des observations de modèles et prototypes que sur une étude empirique.

Solution	Point (/10)
1. Membrane roulée	8
2.1 Miura-Ori classique (MOC) ( $\alpha = 82^\circ$ , 7" larg. ; 7" haut.)	7
2.2 Miura-Ori radial (MOR) ( $\alpha = 59^\circ$ , L0 = 14" ; L1 = 7")	7
2.3 Miura-Ori hybride (MOH)	7
2.4 Accordéon	8
2.5 Pliage inextensible autour d'un moyeu polygonal (PIMP)	7
2.6 Pliage rotatoire décentré (PRD)	7

#### Minimisation du chiffonnage

Ce critère de comparaison en est un appréciant la complexité de l'emballage. En effet, il est important de caractériser si un emballage génère plus ou moins de plis. Plus il y en aura, plus le chiffonnage sera grand et vice-versa.

Solution	Point (/10)
1. Membrane roulée	8
2.1 Miura-Ori classique (MOC) ( $\alpha = 82^\circ$ , 7" larg. ; 7" haut.)	5
2.2 Miura-Ori radial (MOR) ( $\alpha = 59^\circ$ , L0 = 14" ; L1 = 7")	4
2.3 Miura-Ori hybride (MOH)*	4
2.4 Accordéon	6
2.5 Pliage inextensible autour d'un moyeu polygonal (PIMP)**	2
2.6 Pliage rotatoire décentré (PRD)**	2

### Critères « mécanismes »

#### Légereté

Ce critère évalue principalement la masse du mécanisme structural dépendamment du type de structure envisagé.

Solution	Évaluation	Point (/10)
1.1 Membrane roulée – Tiges flexibles	Léger	10
1.2 Membrane roulée – Tiges en C	Moyen	8
2.1.1 MOC – Ciseaux	Moyen-Lourd	5
2.1.2 MOC – Tige flexible	Léger	10
2.2.1 MOR – Tiges rigides	Moyen	8
2.2.2 MOR – Tige flexible	Très Léger	10
2.2.3 MOR – Tiges rigides + tige flexible	Moyen	8
2.3 MOH – Arc inversé	Moyen	8
2.4.1 Accordéon – Ciseaux	Moyen-Lourd	5
2.4.2 Accordéon – Tiges flexibles	Léger	10
2.4.3 Accordéon – Mats extensibles	Moyen-Lourd	3
2.4.4 Accordéon – Tubes gonflables	Lourd	1
2.4.5 Accordéon – Tubes en C	Moyen	8
2.5 PIMP – Tiges flexibles	Léger	10
2.6 PRD – Tiges flexibles	Léger	10

### Simplicité

Ce critère sert à trouver en quoi le mécanisme est simple ou non. Par exemple, plusieurs tiges reliées entre elles par des pivots seraient considérées comme un mécanisme complexe par rapport à un autre mécanisme comportant seulement une tige flexible sans aucun joint.

Solution	Évaluation	Point (/10)
1.1 Membrane roulée – Tiges flexibles	Simple	8
1.2 Membrane roulée – Tiges en C	Simple +	8
2.1.1 MOC – Ciseaux	Complexe	3
2.1.2 MOC – Tige flexible	Simple	8
2.2.1 MOR – Tiges rigides	Moyen	6
2.2.2 MOR – Tige flexible	Simple	7
2.2.3 MOR – Tiges rigides + tige flexible	Moyen	6
2.3 MOH – Arc inversé	Moyen +	5
2.4.1 Accordéon – Ciseaux	Complexe	3
2.4.2 Accordéon – Tiges flexibles	Simple	8
2.4.3 Accordéon – Mats extensibles	Complexe	4
2.4.4 Accordéon – Tubes gonflables	Complexe ++	2
2.4.5 Accordéon – Tubes en C	Simple +	8
2.5 PIMP – Tiges flexibles	Moyen	5
2.6 PRD – Tiges flexibles	Moyen	5

### Énergie interne de déploiement

L'énergie de déploiement est un critère assez difficile à évaluer si l'on s'en tient aux mots. Toutefois, l'idée ici est d'évaluer si les mécanismes requièrent une grande quantité d'énergie additionnelle ou non pour se déployer. Par exemple, faut-il un moteur ou bien un ressort est suffisant. L'idée est d'avoir une solution qui minimise cette énergie.

Solution	Énergie additionnelle	Point (/10)
1.1 Membrane roulée – Tiges flexibles	Peu	9
1.2 Membrane roulée – Tiges en C	Négligeable	9
2.1.1 MOC – Ciseaux	Grande	3
2.1.2 MOC – Tige flexible	Négligeable	9
2.2.1 MOR – Tiges rigides	Grande	3
2.2.2 MOR – Tige flexible	Négligeable	9
2.2.3 MOR – Tiges rigides + tige flexible	Peu	9
2.3 MOH – Arc inversé	Grande	3
2.4.1 Accordéon – Ciseaux	Grande	3
2.4.2 Accordéon – Tiges flexibles	Peu	9
2.4.3 Accordéon – Mats extensibles	Peu	9
2.4.4 Accordéon – Tubes gonflables	Très grande	1
2.4.5 Accordéon – Tubes en C	Négligeable	9
2.5 PIMP – Tiges flexibles	Peu	9
2.6 PRD – Tiges flexibles	Peu	9

### Support de la membrane et planéité

Ce critère tient compte du support que le mécanisme structural apporte à la membrane une fois dépliée ainsi que sa capacité à maintenir la membrane plane.

Solution	Support/planéité	Point (/10)
1.1 Membrane roulée – Tiges flexibles	Nul	2
1.2 Membrane roulée – Tiges en C	Bon	6
2.1.1 MOC – Ciseaux	Très bon	9
2.1.2 MOC – Tige flexible	Nul	2
2.2.1 MOR – Tiges rigides	Bon	6
2.2.2 MOR – Tige flexible	Nul	2
2.2.3 MOR – Tiges rigides + tige flexible	Moyen	4
2.3 MOH – Arc inversé	Moyen	4
2.4.1 Accordéon – Ciseaux	Très bon	9
2.4.2 Accordéon – Tiges flexibles	Nul	2
2.4.3 Accordéon – Mats extensibles	Très bon	10
2.4.4 Accordéon – Tubes gonflables	Très bon	10
2.4.5 Accordéon – Tubes en C	Très bon	9
2.5 PIMP – Tiges flexibles	Faible	3
2.6 PRD – Tiges flexibles	Faible	3

### Appréciation générale

L'appréciation générale est le critère le plus subjectif de l'analyse puisqu'il fait appel au sentiment général de l'évaluateur par rapport à chacune des solutions.

Solution	Point (/10)
1.1 Membrane roulée – Tiges flexibles	2
1.2 Membrane roulée – Tiges en C	8
2.1.1 MOC – Ciseaux	7
2.1.2 MOC – Tige flexible	2
2.2.1 MOR – Tiges rigides	4
2.2.2 MOR – Tige flexible	2
2.2.3 MOR – Tiges rigides + tige flexible	2
2.3 MOH – Arc inversé	2
2.4.1 Accordéon – Ciseaux	7
2.4.2 Accordéon – Tiges flexibles	2
2.4.3 Accordéon – Mats extensibles	7
2.4.4 Accordéon – Tubes gonflables	7
2.4.5 Accordéon – Tubes en C	8
2.5 PIMP – Tiges flexibles	2
2.6 PRD – Tiges flexibles	2

## ANNEXE III

### RATIO « SURFACE UTILE/SURFACE RÉELLE » - MOC

#### Script Matlab – MOC.m

```
% Script calculant la surface réelle et la surface
% utile de la membrane de type Miura-Ori classique

% Effacer tout
clear all;

% Déclaration des variables des cellules solaires
larg_cell=6; % Largeur de la cellule
haut_cell=6; % Hauteur de la cellule
surf_cell=larg_cell*haut_cell; % Surface de la cellule

%-----%
% Miura-Ori classique %
%-----%
% Déclaration des variables de la membrane
alpha=deg2rad(75); % Angle (degrés) entre l'arête principale et les arêtes secondaires
larg_arete=8; % Largeur de chaque section (ou arête secondaire)
haut_cote=7; % Hauteur de chaque section
nb_rangees=2; % Nombre de rangées
nb_colonnes=2; % Nombre de colonnes

% note au lecteur... je crois avoir inversé les rangés et les colonnes dans
% mes calculs... à vérifier ultérieurement si nécessaire...
% Bruno Sylvestre - mars 2005

% Calcul des sommets de chaque section sur la membrane
for j=1:nb_colonnes
    for i=1:nb_rangees
        if int16(i/2)-(i/2)==0.0 % Détermination si la rangée est paire
            % Sommets d'une section de membrane
            sommets_sect=[(i-1)*sin(alpha)+larg_arete (j-1)*haut_cote
                i*sin(alpha)+larg_arete cos(alpha)+larg_arete+(j-1)*haut_cote
                i*sin(alpha)+larg_arete cos(alpha)+larg_arete+j*haut_cote
                (i-1)*sin(alpha)+larg_arete j*haut_cote];
        else % Si la rangée est impaire
            % Sommets d'une section de membrane
            sommets_sect=[(i-1)*sin(alpha)+larg_arete cos(alpha)+larg_arete+(j-1)*haut_cote
                i*sin(alpha)+larg_arete (j-1)*haut_cote
                i*sin(alpha)+larg_arete j*haut_cote
                (i-1)*sin(alpha)+larg_arete cos(alpha)+larg_arete+j*haut_cote];
        end
        sections_memb{j,i}=sommets_sect;
    end
end

% Vérification de la membrane
figure(1), hold on
for j=1:nb_colonnes
    for i=1:nb_rangees
        sommets_sect_ji=sections_memb{j,i};
        x_sect=sommets_sect_ji(:,1);
        y_sect=sommets_sect_ji(:,2);
        fill(x_sect,y_sect,'r')
    end
end
axis equal

% Calcul de la surface utile
% Test pour savoir si la surface de chaque section est suffisamment grande
% pour supporter le type de cellules solaires désirées
if larg_cell > larg_arete
    '#1 La cellule est trop large pour le type de section désirée !'
elseif haut_cell > haut_cote
    '#2 La cellule est trop haute pour le type de section désirée !'
elseif (haut_cote*sin(alpha)) < haut_cell
```



```

    '#3 La cellule est trop haute pour le type de section désirée !'
elseif (larg_arete*sin(alpha)) < larg_cell
    '#4 La cellule est trop large pour le type de section désirée !'
elseif larg_cell>haut_cell > larg_arete+haut_cote
    '#5 La cellule est trop grande pour le type de section désirée !'
elseif ((haut_cote*sin(alpha)) > haut_cell) & (larg_arete-(haut_cote*cos(alpha))) < haut_cell) &
((larg_arete*sin(alpha)) > larg_cell & (haut_cote-(larg_arete*cos(alpha))) < larg_cell)
    '#6 La cellule est trop haute ou trop large pour le type de section désirée !'
else
    surf_utile=larg_cell-haut_cell*nb_rangees*nb_colonnes
    surf_reelle=larg_arete-haut_cote*sin(alpha)*nb_rangees*nb_colonnes
    ratio_utile_reelle=surf_utile/surf_reelle
    if (int8(nb_rangees))/2==(int8(nb_rangees)+1)/2 % pour un nb de ranges paires
        surf_pliee=(2*larg_arete+3/2*nb_rangees*cos(alpha)-haut_cote)+haut_cote*sin(alpha)/2
        'nombre de ranges paires'
    else % pour un nb de ranges impaires
        surf_pliee=(larg_arete+(nb_rangees-1)*cos(alpha)+haut_cote)+haut_cote*sin(alpha)
        'nombre de ranges impaires'
    end
end
end

% =====
% % Optimisation %
% =====
% % Cette section est importante pour faire des analyses et trouver quelle
% % combinaison des variables suivantes est la meilleure :
% % - alpha;
% % - larg_arete;
% % - haut_cote.
% % Le but ultime est de maximiser la valeur "ratio_utile_reelle".
%
% % Effacer tout
% clear all;
%
% % Declaration des variables des cellules solaires
% larg_cell=10; % Largeur de la cellule
% haut_cell=10; % Hauteur de la cellule
% surf_cell=larg_cell-haut_cell; % Surface de la cellule
%
% % Declaration des variables de la membrane
% nb_rangees=1; % Nombre de rangees
% nb_colonnes=1; % Nombre de colonnes
%
% % Calcul des sommets de chaque section sur la membrane
% % Ajout à cette boucle de trois boucles for afin de faire varier
% % tour à tour les trois paramètres énumérés ci-haut.
% m=1;
% for alpha=1:89
%     for larg_arete=6:20
%         for haut_cote=6:20
%             % Calcul de la surface utile
%             % Test pour savoir si la surface de chaque section est suffisamment grande
%             % pour supporter le type de cellules solaires désirées
%             if larg_cell > larg_arete
%                 '#1 La cellule est trop large pour le type de section désirée !'
%                 matrice(m,:)=[alpha larg_arete haut_cote 99.99];
%             elseif haut_cell > haut_cote
%                 '#2 La cellule est trop haute pour le type de section désirée !'
%                 matrice(m,:)=[alpha larg_arete haut_cote 99.99];
%             elseif (haut_cote*sin(deg2rad(alpha))) < haut_cell
%                 '#3 La cellule est trop haute pour le type de section désirée !'
%                 matrice(m,:)=[alpha larg_arete haut_cote 99.99];
%             elseif (larg_arete*sin(deg2rad(alpha))) < larg_cell
%                 '#4 La cellule est trop large pour le type de section désirée !'
%                 matrice(m,:)=[alpha larg_arete haut_cote 99.99];
%             elseif larg_cell-haut_cell > larg_arete+haut_cote
%                 '#5 La cellule est trop grande pour le type de section désirée !'
%                 matrice(m,:)=[alpha larg_arete haut_cote 99.99];
%                 elseif ((haut_cote*sin(deg2rad(alpha))) > haut_cell) & (larg_arete-
% (haut_cote*cos(deg2rad(alpha))) < haut_cell) & ((larg_arete*sin(deg2rad(alpha))) > larg_cell & (haut_cote-
% (larg_arete*cos(deg2rad(alpha)))) < larg_cell)
%                 '#6 La cellule est trop haute ou trop large pour le type de section désirée !'
%                 matrice(m,:)=[alpha larg_arete haut_cote 99.99];
%             else
%                 surf_utile=larg_cell-haut_cell*nb_rangees*nb_colonnes;
%                 surf_reelle=larg_arete-haut_cote*sin(deg2rad(alpha))*nb_rangees*nb_colonnes;
%                 ratio_utile_reelle=surf_utile/surf_reelle;
%                 matrice(m,:)=[alpha larg_arete haut_cote ratio_utile_reelle];
%             end
%         end
%     end
% end

```



```
%           end
%           m=m+1;
%       end
%   end
% end
%% Sauvegarde dans le fichier connexe
% save matrice.xls -ASCII -TABS matrice;
```

## ANNEXE IV

### RATIO « SURFACE UTILE/SURFACE RÉELLE » - MOR

#### Script Matlab – MOR.m

```
% MOR.m
% par Bruno Sylvestre
% dernière mise à jour : 10/02/2005

% Script calculant la surface réelle et la surface
% utile de la membrane de type Miura-Ori radial

% % Effacer tout
% clear all;
%
% % Déclaration des variables des cellules solaires
% larg_cell=6; % Largeur de la cellule
% haut_cell=6; % Hauteur de la cellule
% surf_cell=larg_cell*haut_cell; % Surface de la cellule
%
% %-----%
% % Miura-Ori radial %
% %-----%
% % NOTE : Il s'agit d'un Miura-Ori à 6 sections
% % Déclaration des variables de la membrane
% alpha1=deg2rad(30); % Angle (degrés) entre L0 et L1
% alpha2=deg2rad(0); % Angle (degrés) entre L1 et L2
% alpha3=deg2rad(0); % Angle (degrés) entre L2 et L3
% L0=15; % Longueur de l'arête L0 (arête principale)
% L1=13; % Longueur de l'arête L0 (1ere arête secondaire)
% L2=13; % Longueur de l'arête L2 (2e arête secondaire)
% L3=13; % Longueur de l'arête L2 (2e arête secondaire)
%
% % Calcul des sommets de chaque section sur la membrane
% % Section 1
% sections_memb_MOR{1,1}=[0 0
%   L1*sin(alpha1) L1*cos(alpha1)
%   0 L0];
% sections_memb_MOR{1,2}=[0 0
%   -L1*sin(alpha1) L1*cos(alpha1)
%   0 L0];
% sections_memb_MOR{1,3}=[0 0
%   L2*sin(alpha1+alpha2) L2*cos(alpha1+alpha2)
%   L1*sin(alpha1) L1*cos(alpha1)];
% sections_memb_MOR{1,4}=[0 0
%   -L2*sin(alpha1+alpha2) L2*cos(alpha1+alpha2)
%   -L1*sin(alpha1) L1*cos(alpha1)];
% sections_memb_MOR{1,5}=[0 0
%   L3*sin(alpha1+alpha2+alpha3) L3*cos(alpha1+alpha2+alpha3)
%   L2*sin(alpha1+alpha2) L2*cos(alpha1+alpha2)];
% sections_memb_MOR{1,6}=[0 0
%   -L3*sin(alpha1+alpha2+alpha3) L3*cos(alpha1+alpha2+alpha3)
%   -L2*sin(alpha1+alpha2) L2*cos(alpha1+alpha2)];
%
% % Vérification de la membrane
% figure(2), hold on
% for i=1:6
%   sommets_sect_i=sections_memb_MOR{1,i};
%   x_sect=sommets_sect_i(:,1);
%   y_sect=sommets_sect_i(:,2);
%   fill(x_sect,y_sect,'b')
% end
%
% % Calcul de la surface utile
% % Test pour savoir si la surface de chaque section est suffisamment grande
% % pour supporter le type de cellules solaires désirées
% if (L0>L1*sin(alpha1)<surf_cell) & (L1>L2*sin(alpha2)<surf_cell) & (L2>L3*sin(alpha3)<surf_cell)
%   error('#1 La membrane est trop petite pour le type de cellule désirée !')
% else
%   % Note pour pouvoir obtenir un carré inscrit dans un triangle, il faut
```

```

% % représenter le côté du carré par la fonction suivante :
% % c = hb/(h+b)
% % où c = côté du carré
% % h = hauteur du triangle
% % b = largeur de la base du triangle
%
% c = larg_cell;
%
% % Sections 1 et 2
% surf_12=norm(cross([L1*sin(alpha)-0 L1*cos(alpha)-0 0-0],[0-L1*sin(alpha) L0-L1*cos(alpha) 0-0]))/2;
% % Segment 2-1
% b=L1;
% h=2*surf_12/b;
% c_requis = h*b/(h+b)
% % Segment 3-2
% if c_requis < c
%     b=norm([0-L1*sin(alpha) L0-L1*cos(alpha) 0-0]);
%     h=2*surf_12/b;
%     c_requis = h*b/(h+b);
% end
% % Segment 1-3
% if c_requis < c
%     b=L0;
%     h=2*surf_12/b;
%     c_requis = h*b/(h+b);
% end
% if c_requis >= c
%     surf_utile_12=2*c^2;
%     surf_reelle_12=2*surf_12;
%     ratio_utile_reelle_12=surf_utile_12/surf_reelle_12;
% else
%     surf_utile_12=0;
%     surf_reelle_12=2*surf_12;
%     ratio_utile_reelle_12=surf_utile_12/surf_reelle_12;
% end
%
% % Sections 3 et 4
% surf_34=norm(cross([L2*sin(alpha+alpha2)-0 L2*cos(alpha+alpha2)-0 0-0],[L1*sin(alpha)-L2*sin(alpha+alpha2) L1*cos(alpha)-L2*cos(alpha+alpha2) 0-0]))/2;
% % Segment 2-1
% b=L2;
% h=2*surf_34/b;
% c_requis = h*b/(h+b)
% % Segment 3-2
% if c_requis < c
%     b=norm([L1*sin(alpha)-L2*sin(alpha+alpha2) L1*cos(alpha)-L2*cos(alpha+alpha2) 0-0]);
%     h=2*surf_34/b;
%     c_requis = h*b/(h+b);
% end
% % Segment 1-3
% if c_requis < c
%     b=L1;
%     h=2*surf_34/b;
%     c_requis = h*b/(h+b);
% end
% if c_requis >= c
%     surf_utile_34=2*c^2;
%     surf_reelle_34=2*surf_34;
%     ratio_utile_reelle_34=surf_utile_34/surf_reelle_34;
% else
%     surf_utile_34=0;
%     surf_reelle_34=2*surf_34;
%     ratio_utile_reelle_34=surf_utile_34/surf_reelle_34;
% end
%
% % Sections 5 et 6
% surf_56=norm(cross([L3*sin(alpha+alpha2+alpha3)-0 L3*cos(alpha+alpha2+alpha3)-0 0-0],[L2*sin(alpha+alpha2)-L3*sin(alpha+alpha2+alpha3) L2*cos(alpha+alpha2)-L3*cos(alpha+alpha2+alpha3) 0-0]))/2;
% % Segment 2-1
% b=L3;
% h=2*surf_56/b;
% c_requis = h*b/(h+b)
% % Segment 3-2
% if c_requis < c
%     b=norm([L2*sin(alpha+alpha2)-L3*sin(alpha+alpha2+alpha3) L2*cos(alpha+alpha2)-L3*cos(alpha+alpha2+alpha3) 0-0]);

```

```

%      h=2*surf_56/b;
%      c_requis = h*b/(h+b);
%      end
%      % Segment 1-3
%      if c_requis < c
%          b=L2;
%          h=2*surf_56/b;
%          c_requis = h*b/(h+b);
%      end
%      if c_requis >= c
%          surf_utile_56=2*c^2;
%          surf_reelle_56=2*surf_56;
%          ratio_utile_reelle_56=surf_utile_56/surf_reelle_56;
%      else
%          surf_utile_56=0;
%          surf_reelle_56=2*surf_56;
%          ratio_utile_reelle_56=surf_utile_56/surf_reelle_56;
%      end
%      surf_utile_MOR=surf_utile_12+surf_utile_34+surf_utile_56
%      surf_reelle_MOR=surf_reelle_12+surf_reelle_34+surf_reelle_56
%      ratio_utile_reelle_MOR=surf_utile_MOR/surf_reelle_MOR
% end

%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
% 2e essai %
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%

%-----%
% Miura-Ori radial %
%-----%
% NOTE : Il s'agit d'un Miura-Ori à 2 sections

% Effacer tout
clear all;

% Déclaration des variables des cellules solaires
larg_cell=6; % Largeur de la cellule
haut_cell=6; % Hauteur de la cellule
surf_cell=larg_cell*haut_cell; % Surface de la cellule

% Déclaration des variables de la membrane
alpha=deg2rad(59); % Angle (degrés) entre L0 et L1
L0=14; % Longueur de l'arête L0 (arête principale)
L1=12; % Longueur de l'arête L1 (1ere arête secondaire)

% Calcul des sommets de chaque section sur la membrane
% Section 1
sections_memb_MOR[1,1]=[0 0
    L1*sin(alpha) L1*cos(alpha)
    0 L0];
% Section 2
sections_memb_MOR[1,2]=[0 0
    -L1*sin(alpha) L1*cos(alpha)
    0 L0];

% Vérification de la membrane
figure(2), hold on
for i=1:2
    sommets_sect_i=sections_memb_MOR[1,i];
    x_sect=sommets_sect_i(:,1);
    y_sect=sommets_sect_i(:,2);
    fill(x_sect,y_sect,'b')
end
axis equal

%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
% Optimisation %
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
% Cette section est importante pour faire des analyses et trouver quelle
% combinaison des variables suivantes est la meilleure :
% - alpha;
% - L0;
% - L1.
% Le but ultime est de maximiser la valeur "ratio_utile_reelle".

% Effacer tout
clear all;

```

```

% Declaration des variables des cellules solaires
larg_cell=6; % Largeur de la cellule
haut_cell=6; % Hauteur de la cellule
surf_cell=larg_cell*haut_cell; % Surface de la cellule

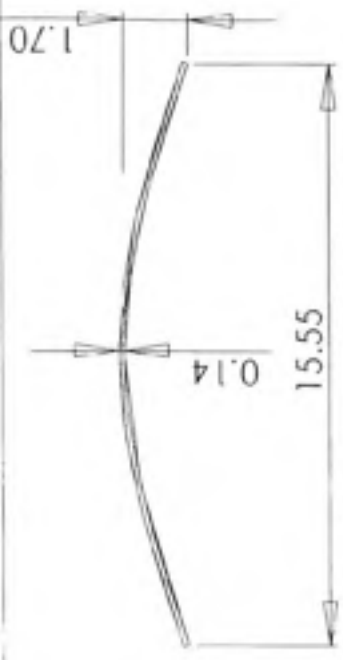
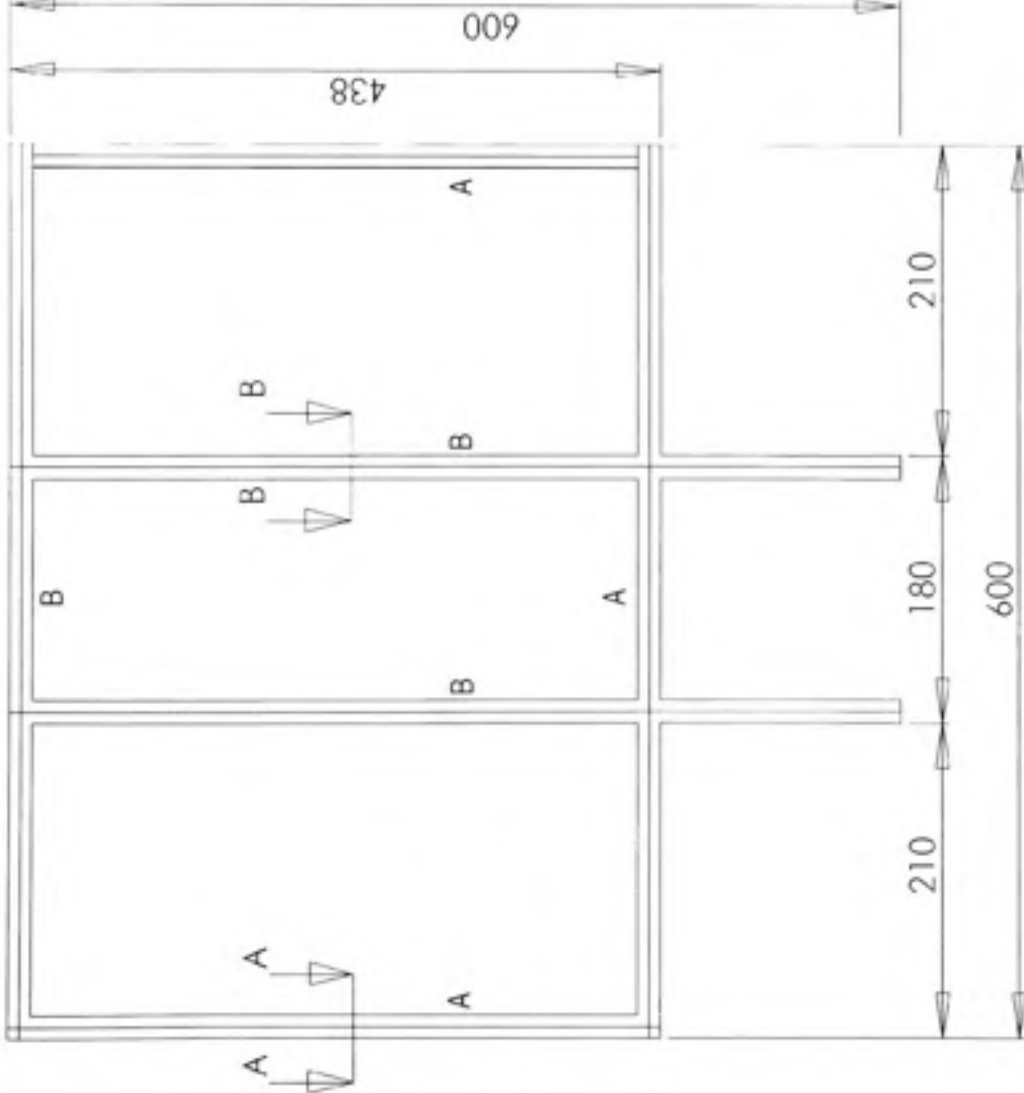
% Calcul des sommets de chaque section sur la membrane
% Ajout à cette boucle de trois boucles for afin de faire varier
% tour à tour les trois paramètres énumérés ci-haut.
m=1;
for alpha=1:89
    for L0=6:20
        for L1=6:20
            % Calcul de la surface utile
            % Test pour savoir si la surface de chaque section est
            % suffisamment grande pour supporter le type de cellules
            % solaires desirées
            if (L0*L1*sin(deg2rad(alpha))<surf_cell)
                error('#1 La membrane est trop petite pour le type de cellule desirée !')
                matrice(m,:)=[alpha L0 L1 99.99];
            else
                % Note pour pouvoir obtenir un carré inscrit dans un triangle, il faut
                % représenter le côté du carré par la fonction suivante :
                % c = hb/(h+b)
                % où c = côté du carré
                % h = hauteur du triangle
                % b = largeur de la base du triangle
                c = larg_cell;
                % Sections 1 et 2
                surf_12=norm(cross([L1*sin(deg2rad(alpha))-0 L1*cos(deg2rad(alpha))-0 0-0],[0-
L1*sin(deg2rad(alpha)) L0-L1*cos(deg2rad(alpha)) 0-0]))/2;
                % Segment 2-1
                b=L1;
                h=2*surf_12/b;
                c_requis = h*b/(h+b);
                % Segment 3-2
                if c_requis < c
                    b=norm([0-L1*sin(deg2rad(alpha)) L0-L1*cos(deg2rad(alpha)) 0-0]);
                    h=2*surf_12/b;
                    c_requis = h*b/(h+b);
                end
                % Segment 1-3
                if c_requis < c
                    b=L0;
                    h=2*surf_12/b;
                    c_requis = h*b/(h+b);
                end
                if c_requis >= c
                    surf_utile_12=2*c^2;
                    surf_reelle_12=2*surf_12;
                    ratio_utile_reelle_12=surf_utile_12/surf_reelle_12;
                    matrice(m,:)=[alpha L0 L1 ratio_utile_reelle_12];
                else
                    surf_utile_12=0;
                    surf_reelle_12=2*surf_12;
                    ratio_utile_reelle_12=surf_utile_12/surf_reelle_12;
                    matrice(m,:)=[alpha L0 L1 99.99];
                end
            end
        end
        m=m+1;
    end
end
end
end

% Sauvegarde dans le fichier connexe
save mor.xls -ASCII -TABS matrice

```

**ANNEXE V**

**CADRE II : DÉTAILS DE CONCEPTION - SOLUTION FINALE**



SECTION A-A  
ÉCHELLE 5:1



SECTION B-B  
ÉCHELLE 5:1

NOTES :

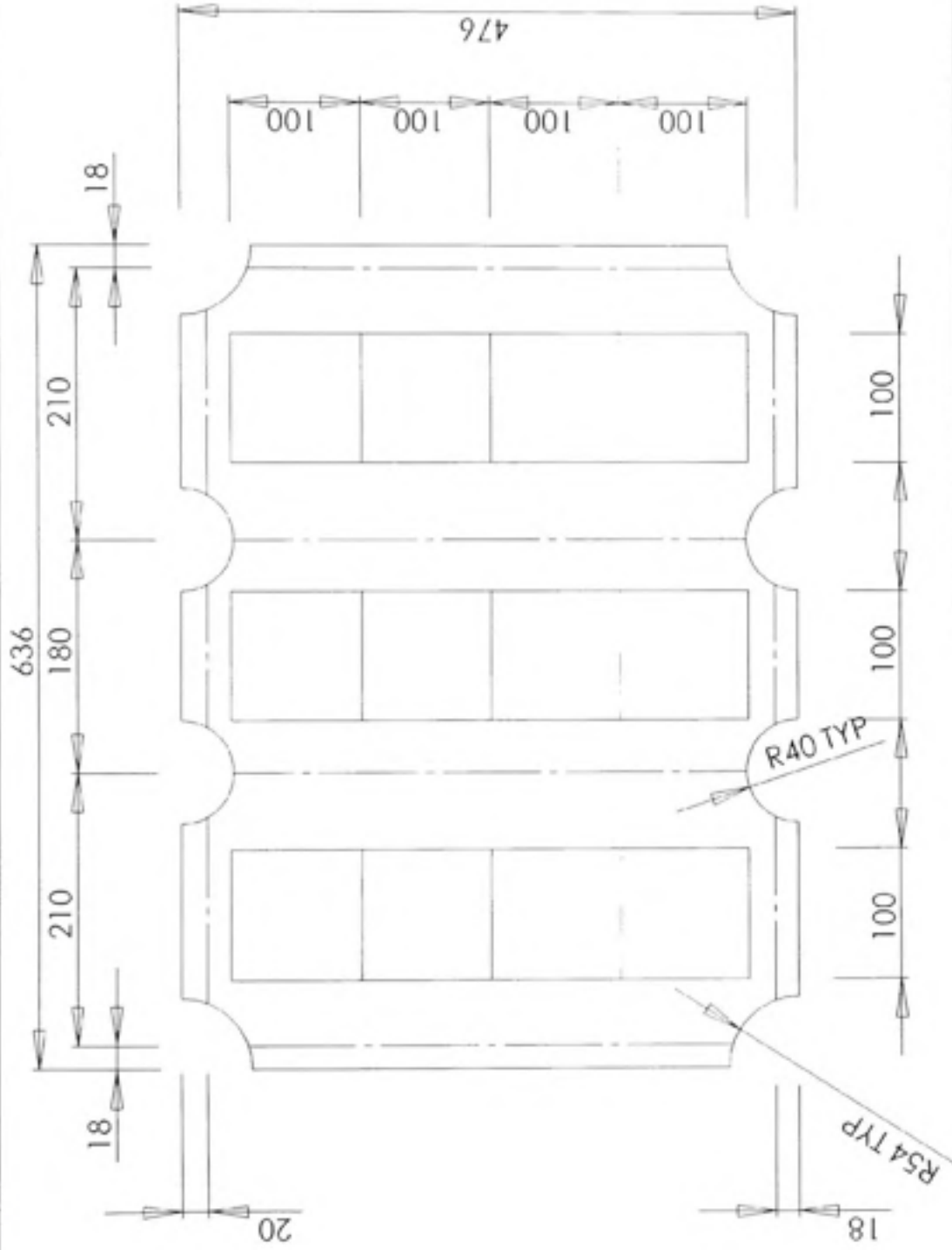
1. LE CADRE EST COMPOSÉ DE DEUX TYPES DE MEMBRURES :
  - EN C, POUR LES DEUX MEMBRURES LATÉRALES ET CELLE DU BAS
  - EN DOUBLE C, POUR LES DEUX MEMBRURES CENTRALES ET CELLE DU HAUT
2. LE MÊME TYPE DE SECTION SE RÉPÈTE POUR TOUTES LES MEMBRURES (REF. SECTION A-A)
3. LE MATÉRIAU EST DE L'ACIER
4. QUANTITÉ : 1

LES DIMENSIONS PAR DÉFAUT :		NOM	DATE	PRODUIT :
DIMENSIONS SOIT EN MM	DESSINÉ	B. Sylvestre	24-Jan-08	MEMBRANE SOLAIRE
TOLERANCES :	VÉRIFIÉ			TITRE :
LINEAIRES : X ± 0.1	APPR. INC.			CADRE Π
ANGULAIRES : X ± 5°	APPR. FAB.			
	ASSUR. QUAL.			
MATÉRIAU	COMMENTAIRES :		DIM	DESSIN NO
Feu	Les six membrures sont reliées entre elles (pour les besoins du modèle) par huit joints constitués d'une vis (Ø14 - 3/8), d'une rondelle ainsi que d'un écrou chacun.		A	1
			RÉV	1
			ÉCHELLE: 1:5	PAGE 1 DE 1

**ANNEXE VI**

**MEMBRANE : DÉTAILS DE CONCEPTION - SOLUTION FINALE**





LES DIMENSIONS PAR DEFAUT :		NOM	DATE	PRODUIT :	MEMBRANE SOLAIRE
DIMENSIONS SONT EN MM		DESINÉ	B. Sylvestre 24-Jan-06		
TOLERANCES :		VÉRIFIÉ		TITRE :	
LINFARIS : X 0,01		APPR. PRO.		MEMBRANE	
ANGULAIRES : X 0,5°		APPR. FAB.		DIM DESSIN NO	
		ASSUR. QUAL.		A 2	
		COMMENTAIRES :		RÉV	
MATERIAU				1	
FIN				ECHELLE: 1:5	
				PAGE 1 DE 1	

- NOTES :
1. LES LIGNES POINTILLÉES SONT LES LIGNES DE PLIAGE
  2. LES CARRÉS DONNENT LA POSITION DES CELLULES SOLAIRES
  3. LE MATERIAU EST DU KAPTON HN
  4. QUANTITÉ : 1

## LISTE DE RÉFÉRENCES

- Agence spatiale canadienne. 2007. « ASC - Service électronique d'appels d'offres ». In *Site web de l'Agence spatiale canadienne*. En ligne. <<http://www.space.gc.ca/asc/fr/industrie/merx.asp>>. Consulté le 11 septembre 2007.
- Beavers, F. L., N. A. Munshi, M. S. Lake, A. Maji, K. Qassim, B. F. Carpenter et S. P. Rawal. 2002. « Design and Testing of an Elastic Memory Composite Deployment Hinge for Spacecraft ». In Proceedings of the 43rd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics & Materials Conference and Exhibit. (Denver, Colorado, États-Unis d'Amérique, 22-25 avril 2002), 5p. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc.
- De Focatiis, D. S. A. et S. D. Guest. 2002. « Deployable membranes designed from folding tree leaves ». *Phil. Trans. R. Soc. Lond.* Vol A, no 360. pp. 227-238.
- Derbès, B. 1999. « Case Studies in Inflatable Rigidizable Structural Concepts for Space Power ». In Proceedings of the 37th AIAA Aerospace Sciences Meeting & Exhibit. (Reno, Nevada, États-Unis d'Amérique, 11-14 janvier 1999), 11p. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc.
- European Space Agency. 2002. « An overview of the two ESA solar arrays just before they were rolled up during Servicing Mission 3B ». In *The European Homepage For The NASA/ESA Hubble Space Telescope*, En ligne. <<http://www.spacetelescope.org/images/screen/heic0203a.jpg>>. Consulté le 7 janvier 2008.
- Fang, H., M. Lou, L.-M. Hsia et P. Leug. 2001. « Catenary Systems for Membrane Structures ». In Proceedings of the 42nd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference and Exhibit. (Seattle, Washington, États-Unis d'Amérique, 16-19 avril 2001), 9p. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc.
- First Solar. 2008. « First Solar, Inc. - Next Generation Thin Film Solar Modules ». In *First Solar Website*, En ligne. <<http://www.firstsolar.com/>>. Consulté le 7 janvier 2008.
- Furuya, H. et T. Masuoka. 2004. « Concept of Rotationally Skew Fold Membrane for Spinning Solar Sail ». In Proceedings of the 55th International Astronautical Congress. (Vancouver, Colombie-Britannique, Canada, 4-8 octobre 2004), 5p. International Astronautical Federation.
- Giray, M. (2004). Rencontre pour discuter des cellules solaires de l'ASC. St-Hubert, Québec, Canada.

- Guest, S. D. et S. Pellegrino. 1992. « Inextensional wrapping of flat membranes ». In *Proceedings of the 1st International Seminar on Structure and Morphology*. (Montpellier, France, 7-11 septembre 1992), pp. 203-215.
- Hinkley, D. et E. J. Simburger. 2001. « A Multifunctional Flexure Hinge For Deploying Omnidirectional Solar Arrays ». In *Proceedings of the 42nd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics & Materials Conference and Exhibit*. (Seattle, Washington, États-Unis d'Amérique, 16-19 avril 2001), 8p. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc.
- Hogan, J. 2003. 15:30, 15 février 2003. « Denim' solar panels to clothe future buildings ». *New Scientist*. <<http://www.newscientist.com/article/dn3380-denim-solar-panels-to-clothe-future-buildings.html>>. Consulté le 7 janvier 2008.
- Horner, G. C. et M. D. Elliott. 2002. « A Fabrication and Deployment Approach for a Miura-Ori Solar Sail Model ». In *Proceedings of the 43rd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference*. (Denver, Colorado, États-Unis d'Amérique, 22-25 avril, 2002), 7p. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc.
- Horsfall, I. 2004. « Tempered Glass ». In *AllExperts Questions & Answers*, En ligne. <<http://en.allexperts.com/q/Composite-Materials-2430/Tempered-Glass.htm>>. Consulté le 7 janvier 2008.
- Huang, J., M. Lou, A. Faria et Y. Kim. 1998. « An inflatable L-band Microstrip SAR Array ». In *Proceedings of the IEEE Antennas and Propagation Society International Symposium*. (Atlanta, Géorgie, États-Unis d'Amérique, 21-26 juin 1998), pp. 2100-2103. IEEE.
- Jilla, C. D. et D. W. Miller. 1997. « Satellite Design: Past, Present and Future ». *International Journal of Small Satellite Engineering*. Vol I, no 1. <<http://www.ee.surrey.ac.uk/EE/CSER/UOSAT/IJSSE/issue1/cjilla/cjilla.html>>. Consulté le 22 juin 2007.
- Knight, B. F., J. Duffy, C. Crane et J. Rooney. 2001. « Geometry and Mechanics of Deployable Tensegrity Structures ». In *Proceedings of the 42nd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics & Materials Conference and Exhibit*. (Seattle, Washington, États-Unis d'Amérique, 16-19 avril 2001), 8p. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc.
- Kobayashi, H., M. Daimaruya et J. F. V. Vincent. 2000. « Folding/Unfolding Manner of Tree Leaves as a Deployable Structure ». *Solid Mechanics and Its Applications*. Vol 80, no pp. 211-220.

- Kobayashi, H., B. Kresling et J. F. V. Vincent. 1998. « The geometry of unfolding tree leaves ». *Proceedings of the Royal Society - Biological Sciences (Series B)*, Vol **265**, no 1391, pp. 147-154.
- Koelle, D. E. 2005. « Cost efficiency as design and selection criterion for future launch vehicles ». *Acta Astronautica*, Vol **57**, no 2-8, Infinite Possibilities Global Realities, pp. 623-629.
- Kresling, B. 2000. « Coupled Mechanisms in Biological Deployable Structures ». *Solid Mechanics and Its Applications*, Vol **80**, no pp. 229-238.
- Lake, M. S., C. S. Hazelton, T. W. Murphey et D. Murphy. 2002. « Development of Coilable Longerons Using Elastic Memory Composite Material ». In *Proceedings of the 43rd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference*, (Denver, Colorado, États-Unis d'Amérique, 22-25 avril 2002), 11p. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc.
- Lopez, B. C., M. C. Lou et E. Gama. 1999. « Deployment Simulations of a Fold-up Synthetic Aperture Radar Array ». In *Proceedings of the 40th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics & Materials Conference and Exhibit*, (St-Louis, Missouri, États-Unis d'Amérique, 12-15 avril 1999), pp. 2017-2025. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc.
- Malone, P. K. et G. T. Williams. 1996. « Lightweight Inflatable Solar Array ». *Journal of Propulsion and Power*, Vol **12**, no 5, 7p.
- Miura, K. 1980. « Method of Packaging and Deployment of Large Membranes in Space ». In *Proceedings of the 31st International Astronautical Federation*, (Tokyo, Japon, 21-28 septembre 1980), 10p. Pergamon Press.
- Miura, K., M. Nagatomo, Y. Masumoto, Y. Shibayama et N. Muranaka. 1988. « A Conceptual Study on a Solar Sail Racer to the Moon ». *Journal of Space Technology and Science*, Vol **3**, no 2, pp. 12-21.
- Miura, K. et M. Natori. 1985. « 2-D Array Experiment on Board a Space Flyer Unit ». *Space Solar Power Review*, Vol **5**, no 4, pp. 345-356.
- Murphey, T. W. et S. Pellegrino. 2004. « A Novel Actuated Composite Tape-Spring For Deployable Structures ». In *Proceedings of the 45th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics & Materials Conference*, (Palm Springs, Californie, État-Unis d'Amérique, 19-22 avril 2004), 11p. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc.

- Pellegrino, S. et J. F. V. Vincent. 2001. « Chapter 4 - How to fold a membrane ». In *Deployable Structures* sous la dir. de S. Pellegrino, pp. 59-76. Vienna, Austria: Springer-Verlag.
- Phoenix Solar. 2008. « Modules ». In *Phoenix Solar Website*, En ligne. <[www.phoenixsolar.com/export/sites/com/RoomMountedSystems/Products/Modules/Downloads/FS\\_ENG.pdf](http://www.phoenixsolar.com/export/sites/com/RoomMountedSystems/Products/Modules/Downloads/FS_ENG.pdf)>. Consulté le 7 janvier 2008.
- Potvin, M.-J. (2005). Courriel "FW: Solar Cell". Montréal, Québec, Canada.
- Potvin, M.-J., J. Colinas, S. Montminy et M. LeRoux. 2003. « Structural challenges of inflatable membrane SAR antennas ». In *Proceedings of the Canadian Aeronautics and Space Institute 50th AGM and Conference 16th Aerospace Structures and Materials Symposium*. (Montréal, Québec, Canada, 28-30 avril 2003), 11p.
- Potvin, M.-J., N. Michel, S. Montminy, V. Francou et L. Hamel. 2003. « Deployment challenges for membrane SAR antennas ». In *Proceedings of ASAR 2003*. (Saint-Hubert, Québec, Canada, Juin 2003), 10p.
- Potvin, M.-J., B. Sylvestre et H. Champlaud. 2005. « Development of a Small Deployable Solar Membrane ». In *Proceedings of the Canadian Aeronautics and Space Institute 18th Aerospace Structures and Materials Symposium*. (Toronto, Ontario, Canada, 26-27 avril 2005), 9p.
- Potvin, M.-J., B. Sylvestre et J. Heald. 2004. « Innovations and Limitations Involved in Treating Deploying Membrane Structures as Unfolding Tree Leaves ». In *Proceedings of the CDEN Conference 2004*. (McGill University, Montréal, Québec, Canada, 29-30 juillet 2004), 7p.
- Rast, M., G. Schwehm et E. Attema. 1999. « Payload-Mass Trends for Earth-Observation and Space Exploration Satellites ». *ESA Bulletin*, Vol I, no 97. 5p. <<http://www.esa.int/esapub/bulletin/bullet97/rast.htm>>. Consulté le 22 juin 2007.
- Rawlings, J. 2006. « Acer Palmatum ». In *Stanford University Website*, En ligne. <<http://trees.stanford.edu/images/ACER/fig314.gif>>. Consulté le 4 octobre 2006.
- Redell, F. H. et D. Lichodziejewski. 2004. « Power-Scalable Inflation-Deployed Solar Arrays ». In *Proceedings of the 45th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics & Materials Conference*. (Palm Springs, Californie, État-Unis d'Amérique, 19-22 avril 2004), 8p. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc.
- Ressources naturelles Canada. 2007. « RADARSAT-1 Technical Specifications Summary ». In *Site web de Ressources naturelles Canada*, En ligne.

- [http://ccrs.nrcan.gc.ca/radar/spaceborne/radarsat1/specs/radspec\\_e.php](http://ccrs.nrcan.gc.ca/radar/spaceborne/radarsat1/specs/radspec_e.php). Consulté le 30 septembre 2007 2007.
- Solarbuzz. 2008. « Solar Cell Technologies ». In *Solarbuzz | Portal to the World of Solar Energy*. En ligne. <<http://www.solarbuzz.com/Technologies.htm>>. Consulté le 7 janvier 2008.
- Spherical Solar Power. 2006. « Solar Power: Kits, Solar Panels, Grid Tie Systems ». In *Spherical Solar Power Website*. En ligne. <<http://www.spheralsolar.com/>>. Consulté le 22 mai 2006.
- Stem, I. et J. Duffy. 2001. « Equations for the Design of Self-Deployable Tensegrity Prisms ». In *Proceedings of the 42nd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics & Materials Conference and Exhibit*. (Seattle, Washington, États-Unis d'Amérique, 16-19 avril 2001), 8p. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc.
- Szyszkowski, W. et K. Fielden. 1998. « Effects of Flexibility and Damping on Momentum Transfer During Locking of Two Moving Links, Part I: Numerical Simulation ». *Journal of Applied Mechanics*. Vol 65, no pp. 479-484.
- Szyszkowski, W. et K. Fielden. 1998. « Effects of Flexibility and Damping on Momentum Transfer During Locking of Two Moving Links, Part II: Analytical Approach ». *Journal of Applied Mechanics*. Vol 65, no pp. 485-488.
- Szyszkowski, W. et K. Fielden. 2000. « Controlling the Performance and the Deployment Parameters of a Self-Locking Satellite Boom ». *Solid Mechanics and Its Application*. Vol 80, no pp. 405-414.
- Szyszkowski, W., D. Youck et D. W. Johnson. 1995. « The Dynamics of Deployment of a Satellite Boom with Self-locking Joints ». In *Proceedings of the 15th Canadian Congress of Applied Mechanics (CANCAM 95)*. (Victoria, Colombie-Britannique, Canada, mai-juin 1995), pp. 310-311.
- Tsunoda, H., Y. Senbokuya et M. Watanabe. 2003. « Deployment method of space inflatable structures using folding crease patterns. ». In *Proceedings of the 44th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics & Materials Conference*. (Norfolk, Virginie, États-Unis d'Amérique, 7-10 avril 2003), 7p. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc.
- Vincent, J. F. V. 2002. « Deployable structures in nature ». In *University of Bath Website*. Extrait de livre. <<http://www.bath.ac.uk/mech-eng/biomimetics/DeployableStructs.pdf>>. Consulté le 19 mai 2004.



- Wertz, J. R. et W. J. Larson. 1999. *Space Mission Analysis and Design*, 3rd edition (October 1999). Space Technology Library. El Segundo, California: Microcosm Press. 969p.
- Wikipédia. 2006. « Charme commun ». In *Wikipédia L'encyclopédie libre*, En ligne. <[http://fr.wikipedia.org/wiki/Charme\\_commun](http://fr.wikipedia.org/wiki/Charme_commun)>. Consulté le 24 juillet 2006.
- Wikipédia. 2006. « Fagus ». In *Wikipédia L'encyclopédie libre*, En ligne. <[http://fr.wikipedia.org/wiki/Fagus\\_sylvatica](http://fr.wikipedia.org/wiki/Fagus_sylvatica)>. Consulté le 27 août 2006.
- Winslow, C. 1995. « Hubble Space Telescope Solar Array Change-Out, Mission Anomalies and Returned Flight Hardware ». *IEEE AESS Systems Magazine*. Vol. no 11p.
- Wright, T., G. Laue et G. Horner. 2003. « A Practical Approach to Large-Area Solar Sail Assembly Utilizing the Miura-Ori Folding Technique ». In *Proceedings of the 39th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*. (Huntsville, Alabama, États-Unis d'Amérique, 20-23 juillet 2003). 9p. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc.