

Référence: DCT/DA /PA - 2014.0010795

Date : 01/07/14

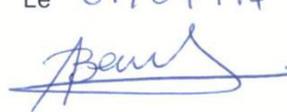
Page : 1

Note technique

GEO INGENIERIE DE L'ENVIRONNEMENT

PRINCIPE DU PARASOL SOLAIRE

Analyse préliminaire du concept proposé par Roger ANGEL

	Nom et Sigle	Date et Signature
Préparé par	Arielle BENEDETTI-DOUMIC DCT/DA/PA Thierry MARTIN DCT/SB/MS	Le 01/07/14  
Approuvé par	Le Responsable du PASO : Claude FRATTER DCT/DA/PA	Le 4.07.14 

DIFFUSION

Sigles/Sociétés	Noms	Nbre d'ex.	BPI	Observations
<u>DIFFUSION INTERNE :</u>				
DCT/DA	L. Suchet			
DCT/DA/PA	C. Fratter			
DCT/DA	M. Avignon			
DCT/SB	Ph. Marchal			
DCT/SB/MS	H. Fraysse			
DCT/SB/MS	Th. Martin			
DSP/DA	R. Bonneville			
DSP/PSM	G. Ragain			
DSP/TEC	P. Ulte-Guerard			
DCT/DA/PA	A. Benedetti-Doumic			
DCT/DA/PA	J. Costeraste			
DCT/DA/PA	M.C. Desjean			
DCT/DA/PA	C. Fallet			
DCT/DA/PA	E. Hinglais			
DCT/DA/PA	A. Laurens			
DCT/DA/PA	M.J. Lefevre			
DCT/DA/PA	JL. Legal			
DCT/DA/PA	L. Lopes			
DCT/DA/PA	J. Michaud			
DCT/DA/PA	L. Tomasini			
DCT/DA/PA	M. Villenave			
<u>DIFFUSION EXTERNE :</u>				
LMD Jussieu	O. Boucher			
APESA	L. Dumergues			
APESA	B. de Guillebon			

SOMMAIRE

1. INTRODUCTION	4
2. DOCUMENTS DE REFERENCE	4
3. GLOSSAIRE	4
4. GRANDS PRINCIPES	4
4.1 CONCEPT GENERAL	4
4.2 CHOIX D'ORBITE ET PRINCIPAUX IMPACTS	5
4.3 VEHICULE SPATIAL (LE SYSTEME)	7
5. CONCLUSION	8
6. ANNEXES	9

1. INTRODUCTION

Le CNES a été sollicité par Olivier BOUCHER (Directeur de Recherche au CNRS), dans le cadre de l'Atelier de Réflexion Prospective sur la Géo-Ingénierie de l'environnement, pour apporter son support concernant les techniques spatiales potentiellement envisageables sur ce thème et plus particulièrement la méthode du parasol solaire.

Ainsi l'objectif de cette note est faire une première analyse de compréhension du concept de parasol solaire (« solar shield », « space sunshade) proposé par Roger ANGEL ainsi que de sa complexité et sa maturité, Pour cela il est fait principalement une étude des **grands lignes de la baseline** décrite dans les deux documents de référence sur ce sujet (cf. R1 et R2 du § 2), En fait le document R2 est globalement une présentation synthétique sous forme de transparents de l'article R1.

Il est à noter que cette analyse est très préliminaire et que les documents d'ANGEL ne donnent que les principaux concepts du système sans justifications élaborées.

2. DOCUMENTS DE REFERENCE

- R1 : « Feasibility of cooling the Earth with a cloud of smallspacecraft near the inner Lagrange point (L1) » Roger Angel University of Arizona, Steward Observatory, 933 North Cherry Avenue, Tucson, AZ 85721 Contributed by Roger Angel, September 18, 2006

<http://www.pnas.org/content/103/46/17184.full>

- R2 : NIAC Fellows meeting Atlanta March 7 2007 Phase I report « Practicality of a solar shield in space to counter global warming » Roger Angel University of Arizona, Pete Worden and Kevin Parkin NASA Ames Research Center Dave Miller MIT

<http://www.niac.usra.edu/files/library/meetings/fellows/mar07/1298Angel.pdf>

3. GLOSSAIRE

ARP Atelier de Réflexion Prospective

GPS Global Positioning System

NIAC NASA Institute for Advanced Concepts

PRS Pression de Radiation Solaire

4. GRANDS PRINCIPES

4.1 CONCEPT GENERAL

Le concept de "parasol solaire" consisterait à positionner dans l'espace un objet destiné à bloquer une partie du rayonnement du soleil, limitant ainsi l'énergie reçue sur le sol terrestre.

Ce bouclier spatial permettrait d'atténuer les rayons du Soleil et donc de diminuer la température de la Terre. Pour le professeur ANGEL, il n'est pas question de construire une structure complexe dans l'espace ou d'utiliser la Lune comme base d'assemblage et de lancement. En effet, l'idée consiste à déployer dans l'espace une multitude de petits écrans indépendants les uns des autres, très légers et munis d'un système de positionnement.

Ainsi pour contrer le réchauffement climatique, Roger ANGEL propose d'envoyer dans l'espace, à proximité du point de Lagrange L1 (1,5 millions de kilomètres de la Terre), 1 600 milliards d'écrans de 60 cm de diamètre, pesant chacun 1 gramme environ.

Ceux-ci ne dévierait alors qu'une partie des rayons solaires avant qu'ils n'atteignent la Terre, avec un objectif affiché, dans l'article R1, de 1.8 % de réduction du rayonnement solaire pour contrecarrer un doublement du CO2

Ainsi, si l'idée initiale de parasol solaire était basée sur des éléments passifs, Roger ANGEL préconise dans son rapport final (R1) d'utiliser d'une part des disques non pas réfléchissants, mais réfractant, afin de limiter les effets d'instabilité par rapport à L1, causés par la pression de rayonnement (ou pression radiative), et, d'autre part, de munir ces écrans de petits miroirs orientables et pilotés.

Compte tenu de la force sur les écrans, on calcule la position d'équilibre et on les place à cette position.

4.2 CHOIX D'ORBITE ET PRINCIPAUX IMPACTS

4.2.1 BASELINE PROPOSEE PAR R. ANGEL

En fait l'orbite d'un tel système autour de L1 est perturbée par la pression de radiation.

Roger ANGEL fait alors une étude détaillée des possibilités d'orbite autour de L1. Finalement après analyse des forces en jeu (notamment d'équilibre des forces - gravité et pression radiative, optimisation de masse et réflectivité ..., cf. R1 et Annexe 1), il propose de choisir une orbite qui serait un peu plus près du soleil tout en restant alignée entre Terre et soleil par rapport à L1.

La baseline proposée par le professeur ANGEL est alors une orbite à 1.85 millions de km de la Terre.

4.2.2 ANALYSE PRELIMINAIRE DU CHOIX DE LA BASELINE

4.2.2.1 ANALYSE DES DONNEES ET EQUATIONS

Pour ANGEL la meilleure orbite serait celle proche du point de Lagrange L1, avec la même période de rotation que la Terre (1 an) et alignée avec le soleil et donc à distance supérieure à 1.5 millions de km (1.5 Gm) de la Terre.

Ainsi à cette distance, il y a un effet de pénombre du parasol qui couvre toute la Terre et donc permet de la refroidir (voir fig. 1 de R1, où il est bien précisé que l'on tient compte de l'effet de la Lune et donc on prend le barycentre Terre-Lune dans toute l'analyse).

Mais le parasol est soumis, à ce type d'orbite, à la Pression de Radiation Solaire (PRS) qui le rend instable en le poussant vers le Soleil.

A ce propos, ANGEL fait référence à des travaux réalisés par J.T Early (ref 7 de R1, Early JT (1989) J Br Interplanet Soc 42:567-569), dont nous avons retrouvé la publication « The space based solar shield to offset greenhouse Effect ».

Ainsi il faut une plus grande surface totale A de la lumière solaire qui doit être bloquée par le parasol spatial pour un objectif donné de réduction du rayonnement solaire (ou flux solaire) (à savoir pour nous, 1.8 % soit $f = 0.018$, cf. § 4.1), donnée par la formule suivante :

$$A = f\pi R_E^2/\varepsilon,$$

Où R_E est le rayon terrestre et ε l'efficacité d' « ombrage » (« shadowing efficiency »).

Ce dernier terme dépend du mouvement de la Terre à l'intérieur du système Terre-Lune ainsi que de la distance de l'orbite du parasol par rapport à la Terre.

De plus la masse totale du parasol M est donnée par :

$$M = A\rho_s,$$

où ρ_s , est la densité surfacique moyenne du parasol.

D'après toutes les informations relatives aux différents effets combinés à de telles orbites, ANGEL donne la variation de tous ces paramètres par rapport à la distance à la Terre pour notre objectif de $f = 0.018$. (cf. fig. 2 de R1, en Annexe1).

On sait que l'orbite d'équilibre de notre parasol dépend de la force de la PRS.

Soit F_S La force exercée sur le parasol du fait de cette PRS, on peut écrire :

$$P_S = \phi / c = F_S/A$$

c, vitesse de la lumière et ϕ flux solaire avec $\phi = L_S / (2\pi r^2)$ (L_S Luminance du Soleil, r distance du parasol au soleil)

D'où:

$$F_S = \phi A / c = L_S A / (2\pi r^2)c$$

$$\text{Or } F_S = M \Gamma_{PRS}$$

Avec Γ_{PRS} accélération du parasol due à la PRS,

$$\text{Soit } \Gamma_{PRS} = L_S A / M(2\pi r^2)c = L_S / 2\pi r^2 c \rho_s,$$

Finalement, en tenant compte du coefficient R de réflectivité effective (rapport de la PRS subie réellement par le parasol par rapport à la pression maximum possible, cas de réflectivité de 100%, cas « idéal », ce coefficient dépendant des matériaux du parasol), on retrouve l'équation d'équilibre du parasol entre les forces de gravité (d'attraction du Soleil, d'attraction du système Terre), la force centrifuge et de pression solaire, donnée dans le document R1 de R. ANGEL (cf. Equation 1, Eq1, de R1.)

$$r\omega_E^2 = \frac{GM_s}{r^2} - \frac{GM_E}{(r_E - r)^2} - \frac{L_s}{2\pi r^2 c} \left(\frac{R}{\rho_s} \right). \quad [1]$$

Ainsi ce que l'on recherche, l'orbite d'équilibre du parasol $r_E - r$ (r distance du parasol par rapport au soleil et r_E rayon de l'orbite terrestre) dépend du rapport R / ρ_s ,

Et l'équation 1 ci-dessus permet la détermination de ρ_s , (et donc de la masse du parasol) comme une fonction de R et de la distance de l'orbite du parasol par rapport à la terre ($r_E - r$).

Dans son article R1, R. ANGEL présente alors sous forme de la figure Fig. 2.b (cf. Annexe 1) le résultat pour notre objectif $f = 0.018$ et un coefficient R variant de 3.2 % à 100 %.

4.2.2.2 CHOIX DE LA BASELINE

Dans son article R1, R. ANGEL, utilise les données analysées dans notre paragraphe précédent (cf. 4.2.2.1) afin d'optimiser au mieux le design du parasol en tenant compte des principaux aspects et paramètres du système (optique, masse, réflectivité ...).

Il propose alors comme « **baseline** » le **choix d'une orbite à 1.85 Gm de la Terre** (voir Baseline Design sur la figure 2.b rappelée en Annexe 1).

4.2.3 PRINCIPAUX IMPACTS SUR LE DESIGN

Sans entrer dans le détail, il est important de rappeler que le choix d'un tel système avec cette baseline a de **nombreux impacts très importants** au niveau notamment du **contrôle de position** ainsi qu'au niveau du **lancement**.

Ainsi pour maintenir l'équilibre en tenant compte de la PRS évoquée précédemment, il propose de déployer un **système actif de contrôle de position complexe**, contenant notamment des balises GPS ainsi qu'un système de contrôle d'attitude spécifique (récepteurs radio, miroirs ...).

Tout ceci implique la mise en place **d'une infrastructure très compliquée et lourde** (§ 4.3).

4.3 VEHICULE SPATIAL (LE SYSTEME)

4.3.1 CONCEPT GENERAL

- **Remarque préliminaire importante :**

Le principe décrit par ANGEL pour le véhicule spatial et l'ensemble de parasol lui-même pose quelques soucis de cohérence dans les chiffres, surtout en ce qui concerne les aspects « masse ».

Dans ces conditions, il est proposé ci-dessous une estimation basée sur les principales données, sachant que tout ceci reste à consolider au vu d'autres éléments qui semblent non cohérents mais qui sont aussi donnés dans les deux documents R1 et R2.

- **Concept**

Un véhicule serait composé avant lancement d'un empilement de 800 000 éléments (« Flyers) qui seront ensuite désempilés grâce à un système de robot « destacker », en vue de former un nuage de flyers. L'ensemble de tous ces flyers déployés en nuage s'étaleraient sur une longueur d'environ 100 000 km.

L'optimum pour Angel serait d'avoir des nuages de forme elliptique de dimension 6200x 7200 km (cf. annexe 2).

4.3.2 CONCEPT DES « FLYERS »

D'après les données de R1 et R2, les flyers seraient constitués d'écrans radiatifs de 1.2 g environ de diamètre 60 cm. A cela il faut rajouter une structure et une armature constituées d'« oreilles » en forme de bâtonnets en vue de supporter notamment le système de contrôle actif de position (récepteur, miroirs, cellules solaires, cameras, computers ..., cf. schéma de l'Annexe 3 et § 4.2.3).

4.3.3 ECRANS REFRACTIFS

ANGEL préconise d'utiliser comme base du « flyer » des écrans transparents de nitrure de bore afin de diminuer la densité et la réflectivité (notamment par rapport aux aspects de pression de rayonnement) (cf. annexe 4).

4.3.4 BILAN DE MASSE GLOBAL

C'est à ce niveau du bilan de masse que se posent le plus de problèmes avec l'ensemble des données des 2 documents.

Il a donc été fait le choix suivant comme base de calculs (en fonction des éléments retranscrits en Annexe3), qui reste ainsi à prendre avec précaution et à valider ou modifier selon les interprétations de l'ensemble des participants à cette étude.

Pour chaque véhicule (pack de 800 000 flyers), on a une masse totale de 3 100kg soit 3.1 t répartie approximativement en 1 t pour les flyers (plus exactement $800\ 000 \times 1.2 = 960\ 000$ g), 1t pour les armatures et 1t pour la structure et autres éléments.

Comme on a 1 600 milliards de flyers (donnée la plus souvent retenue mais qui est en incohérence avec une donnée apparaissant une seule fois dans R2 (cf. Annexe3), 16 trillion, $16 \cdot 10^{18}$, mais qui paraît réellement invraisemblable) cela signifie qu'il faudrait environ 2 millions de lancements de véhicules ($1\ 600 \cdot 10^9 : 800\ 000 = 2 \cdot 10^6$).

Là aussi on se trouve avec une donnée différente de celle d'Angel à la fin de R1 (cf. Annexe 5 : 20 millions de lancements !)

Finalement en faisant un bilan, on trouve pour le parasol une masse totale de 3.1×2 millions t , soit 6.2 millions de tonnes.

On ne retrouve pas les 20 millions de tonnes annoncés par le professeur ANGEL dans ses publications.

Mais d'après ses propos (cf. Annexe 5) la différence pourrait provenir de la partie « control actif de position » dont on a parlé plus haut qui serait donc d'environ 14 millions de tonnes .

Ramené aux 1 600 milliards de flyers cela ferait environ 8,8 g d'élément de control actif de position par flyer (A confirmer) à rajouter au 1.2 g de « charge utile » flyer.

5. CONCLUSION

Ainsi globalement les concepts proposés pour ce parasol solaire reposent sur des principes qui semblent crédibles d'un point de vue « équations scientifiques » (avec, cependant, des analyses associées très préliminaires).

Mais comme on vient de le présenter, il s'agit d'un système d'une complexité énorme, dont les analyses justificatives restent de premier niveau.

De plus la masse au lancement est colossale et la plupart des solutions proposées ne sont pas encore développées (lancement magnétique, aspects fin de vie, système de navigation ...)

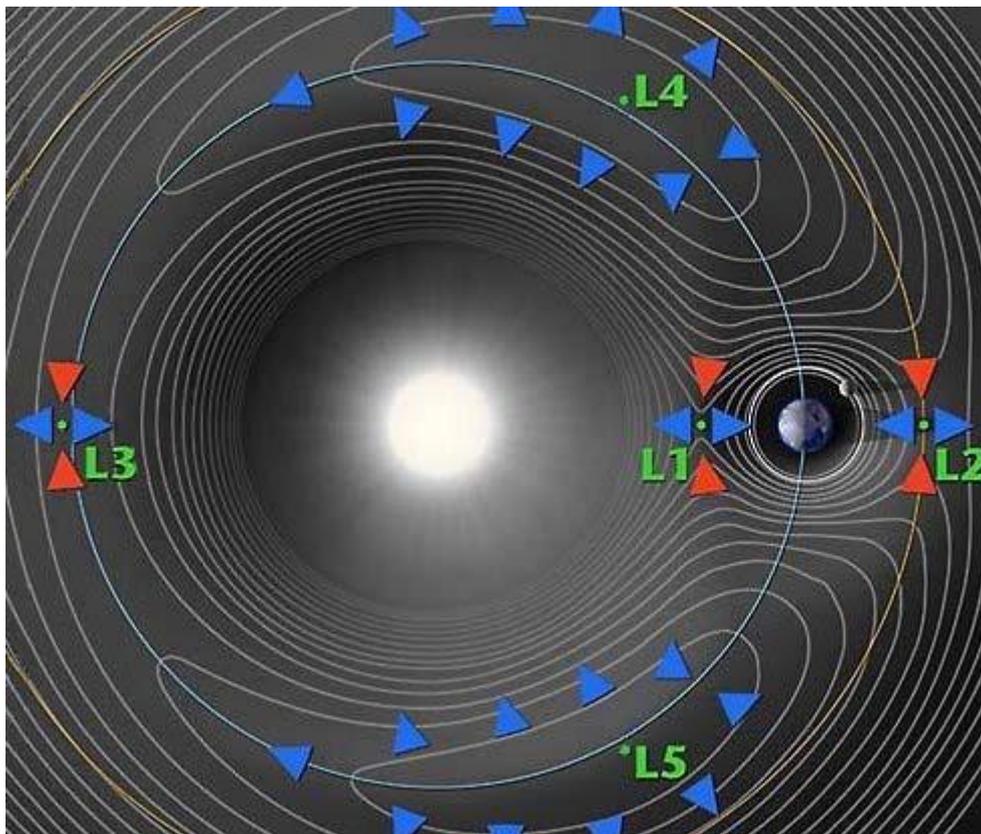
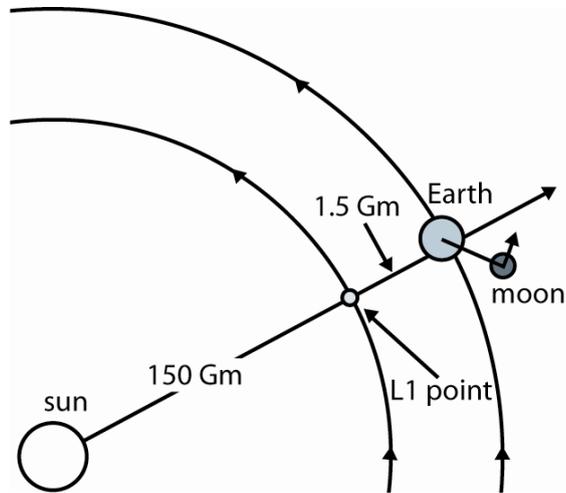
En conclusion, il est à noter que les impacts d'une telle solution semblent tellement complexes, considérables à tout point de vue (masse, infrastructure, mise et maintien à poste, coût ...) que l'on peut légitimement se poser la question du réalisme d'un tel concept dans le cadre actuel de nos connaissances et avancées technologiques et des financements possibles.

6. ANNEXES

ANNEXE 1

Choix d'orbite (cf. Baseline)

- L1 et son environnement orbital



- **Baseline**

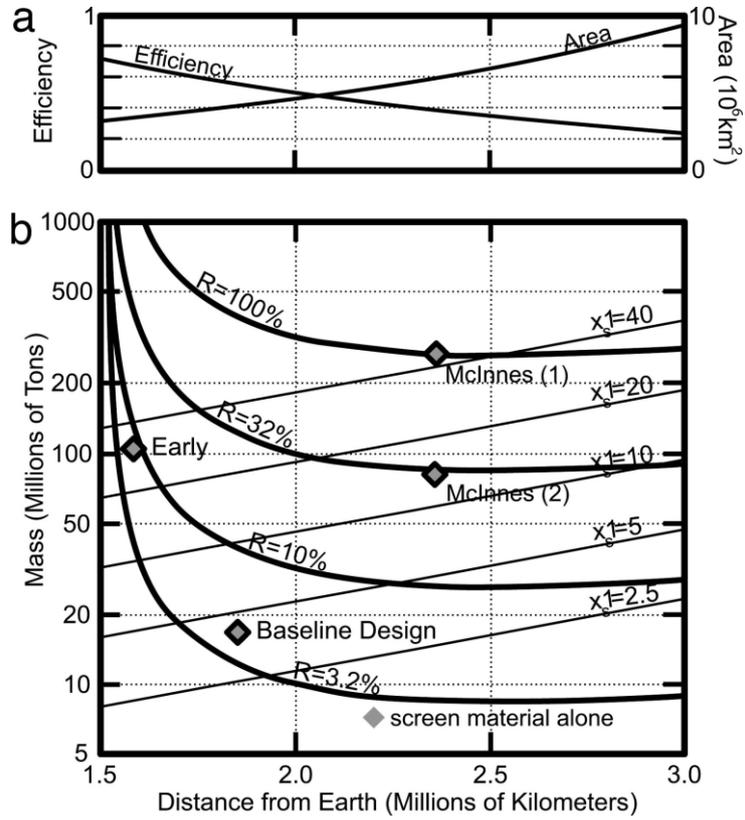
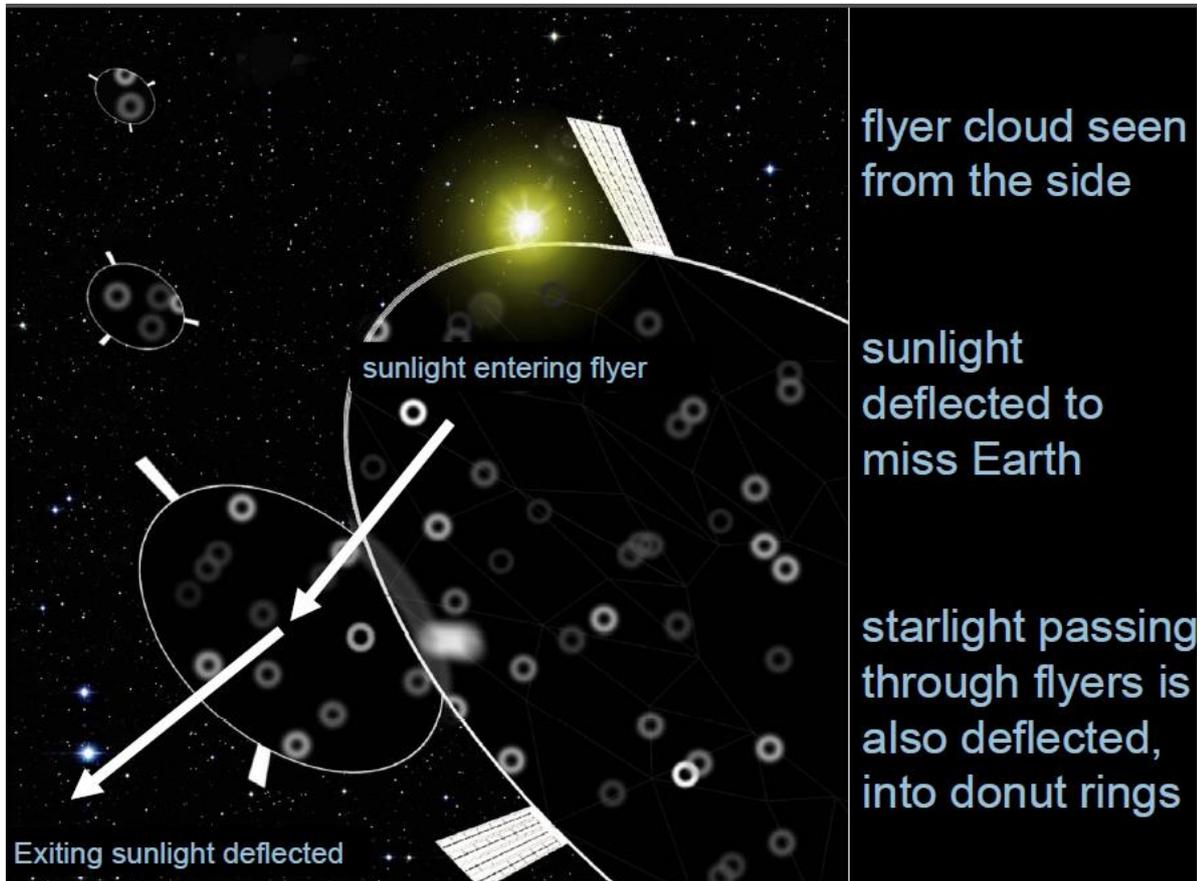


Figure 2 de R1 Sunshade properties for 1.8% flux reduction. (a) Shadowing efficiency and total area. (b) Total mass for different reflectivities R and areal densities ρ_s in g/m^2 .

ANNEXE 2
Nuage de « flyers »



Cf. R2

Formation Flight Strategy (2)

Requirements

« Several million membranes distributed across several 1,000 kilometers dia. X 100,000 km long »

Cf. R1

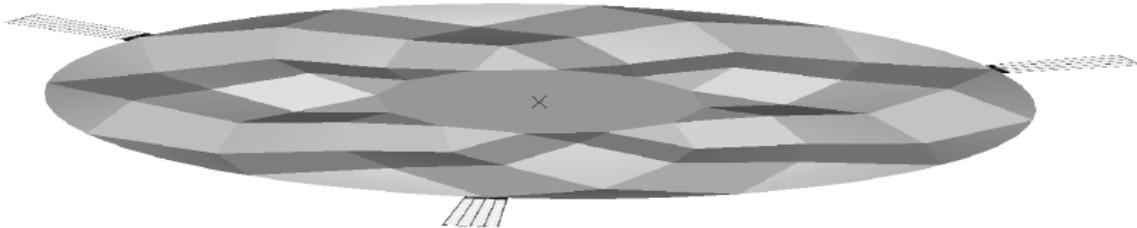
« For randomly distributed flyers with the design parameters established above, namely a

residual on-axis transmission of 10% and 1.85 Gm of distance, the optimum cloud cross-section size is a 6,200 x 7,200-km ellipse. »

ANNEXE 3

Concept des « flyers » (cf. R1 et R2)

Flyer design



- Screen 0.6 m diameter
- Ears stick out 0.1 m
 - Mems mirrors for radiation pressure control
 - Small cameras, solar cells and computers
- Thickness 5 μm screen, 100 μm ears
- Mass 1.2 g each, 16 trillion required
- Launched in stacks of 800,000 weighing 1 ton, 4 m high
- Each vehicle has its own destacker robot

NB : MEMS : MicroElectro-Mechanical-Systems

Attention 16 trillion ($16 \cdot 10^{18}$) est incohérent avec 1600 milliards ($16 \cdot 10^{11}$) affiché dans tous les autres documents. (Données à vérifier) (cf. § 4.3.4)

Evaluation de masse des flyers (extrait de R1)

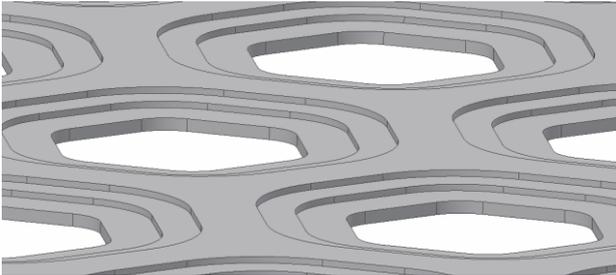
« The mass of 3 100 kg for the launch vehicle will break down approximately as 1 ton for the flyers, 1 ton for the armature (scaled by area from the Lipinski design), and 1 ton for the structure and remaining item. Each 1,000-kg payload will contain 800,000 flyers ».

ANNEXE 4

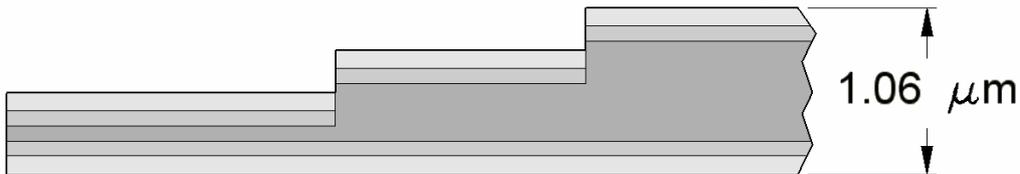
Refractive screen

Information de R2

transparent boron nitride screen optimized for lowest density and reflectivity



Holes are on 15 μm centers maximum thickness 1.06 μm Transmits 10% for full solar spectrum
Implementation with silicon nitride plus 2-level antireflection coating



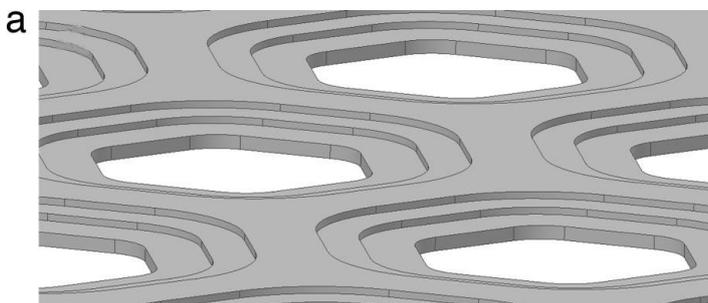
R= 2.62%

average areal density $\rho_s = 1.4 \text{ g/m}^2$.

adopted as the baseline design

Hexagonal boron nitride better, lower density, cool vapor deposition demonstrated on plastic
1 μm transparent layers

Information de R1



Refractive screen. (a) Detail with holes are on 15- μm centers. (b) Detail of the antireflection coating, drawn to scale. The silicon nitride core with $n = 2$ shown in darker gray has thickness of 97,367 and 637 nm. The inner coating has index 1.587 and thickness 94nm (medium gray), and the outer index is 1.26 and thickness 119 nm (light gray).

ANNEXE 5

CONCEPT GLOBAL DU PARASOL

Real sunshade requires structural support,
active position control system.

- Take full average areal density 3x higher,
4.2 g/m²
- Reflectivity has to include radiation pressure
sails
 - Up from 2.62 to 4.5±1%
- 1.85 million km out
- Total mass 20 million tons

Système de détection de position (position sensing)

Sensing

- Need to sense position of each element
- Distributed GPS
 - GPS sensors on each element
 - L1 GPS system needed
- Optical
 - each element has several reflectors
 - camera located at L1 images elements
 - 3 images are needed to calculate position
 - several cameras will likely be needed
- Relative
 - each element has only a short-range relative sensor
(radio based)
 - separation is the responsibility of each vehicle

Lancement (cf. R1)

« To transport the total sunshade mass of 20 million tons, a total of 20 million launches will be needed, given flyer payloads of 1,000kg. »