



Space Based Solar Power – Centrales Electriques Spatiales

Principes et défis

Christophe Bonnal

Académie de l'Air et de l'Espace AAE – International Academy of Astronautics IAA
Haut Conseil Scientifique 3AF – Président EUCASS

ONERA Alumni – Sénat, Paris – 3 juin 2024

Energie électrique : quelques ordres de grandeur

- **La génération d'énergie électrique est stratégique, et vitale**

Consommation mondiale actuelle \cong 30.000 TWh

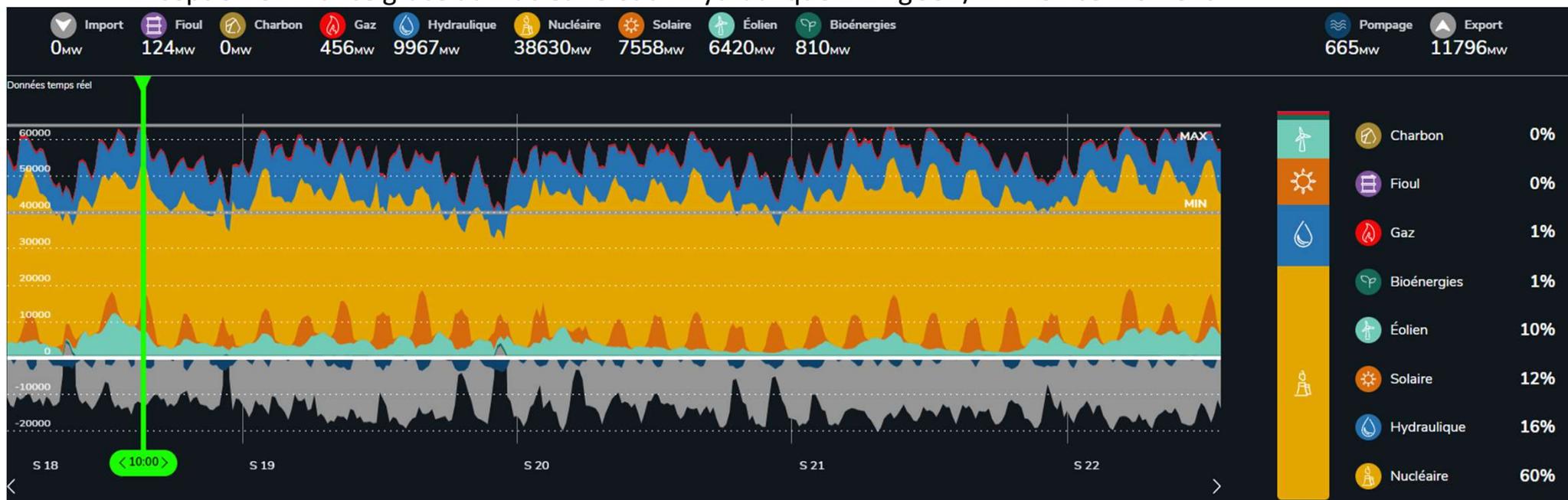
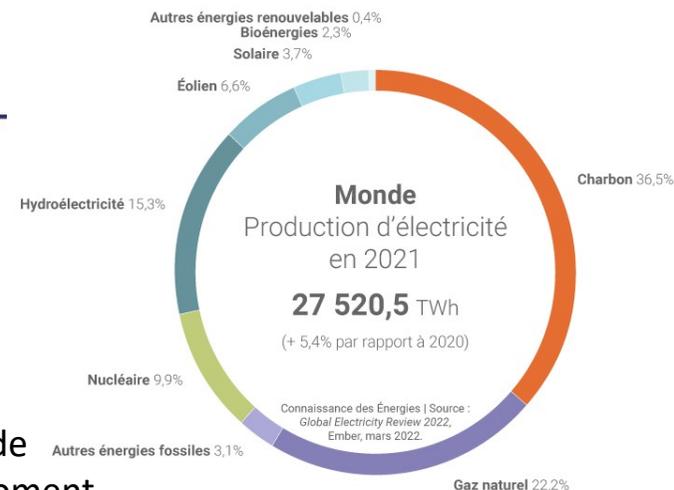
Puissance installée moyenne 8.300 GW

France 520 TWh

Pic historique de consommation 100 GW

- **Productions en général fortement génératrices de CO2 \cong 475 gCO2/kWh dans le monde**

Exception en France grâce au Nucléaire et à l'Hydraulique \cong 14 gCO2/kWh en ce moment



Production d'électricité par filière <https://www.rte-france.com/eco2mix> mois de mai 2024

- **La production d'énergie électrique par énergie solaire est une excellente solution de référence**

Ressource illimitée et relativement propre

Bémols concernant :

- . La production des cellules photovoltaïques \cong 40 - 55 gCO₂/kW (AEDEME)
- . Les ressources critiques et stratégiques nécessaires (Si, Cd, Te, Pb, In, Bi, Ag...)
- . L'utilisation des panneaux solaires \cong 43 gCO₂/kWh (GIEC – 12 pour le nucléaire – 820 pour le charbon)
- . Leur lieu de production, massivement en Chine

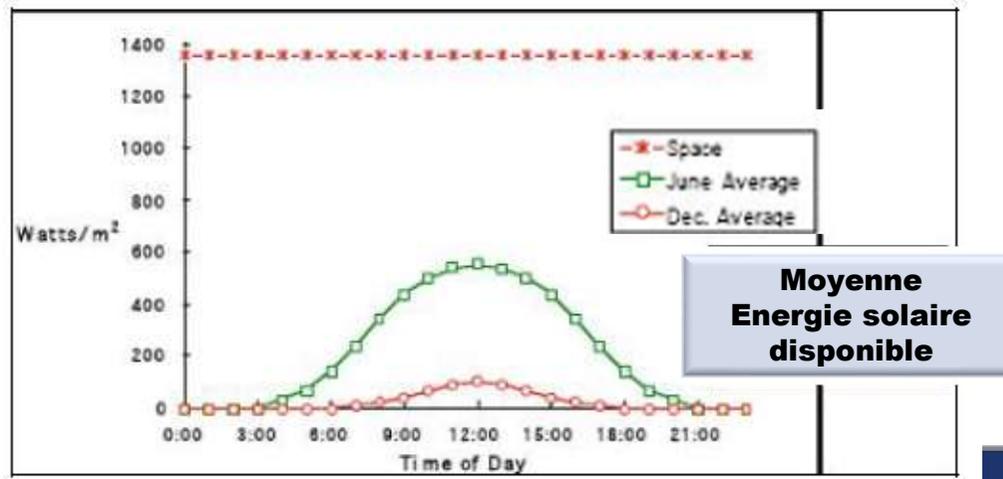
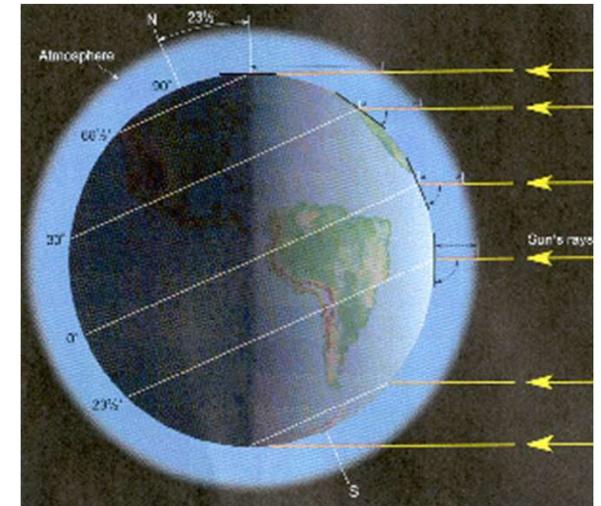
- **Energie solaire au sol**

Puissance en dehors de l'atmosphère = 1360 W/m²

Puissance crête sur Terre au niveau de l'équateur = 1000 Wc/m²

Puissance moyenne reçue (ramenée à la surface du globe) = 300 Wc/m²

Puissance électrique produite \cong 30 à 80 W/m² suivant la latitude et le rendement



Solutions

Centrales : Exemple photovoltaïque (300 MWc, 300M€, 300 ha, 300.000 habitants...) à Cestas
 Exemple hélio-thermo-dynamique PS10-PS20 (20 MWc) près de Séville

Distribuées : installations individuelles, toitures, ...

↪ 100 GW \cong 1000 km² \cong 10 fois Paris

↪ A considérer sérieusement sur les toits (loi 17.02.23)

Limitations

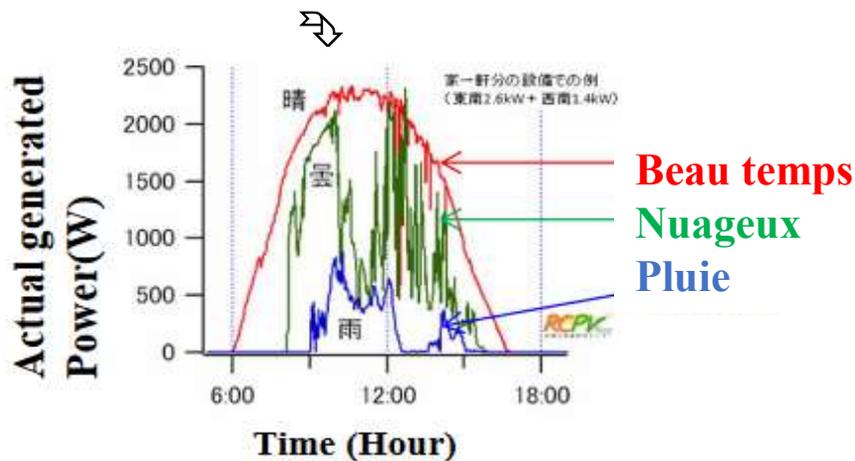
Perturbation liée à l'atmosphère : perte d'environ 300 W/m²

Cycle jour-nuit : division par 3 environ

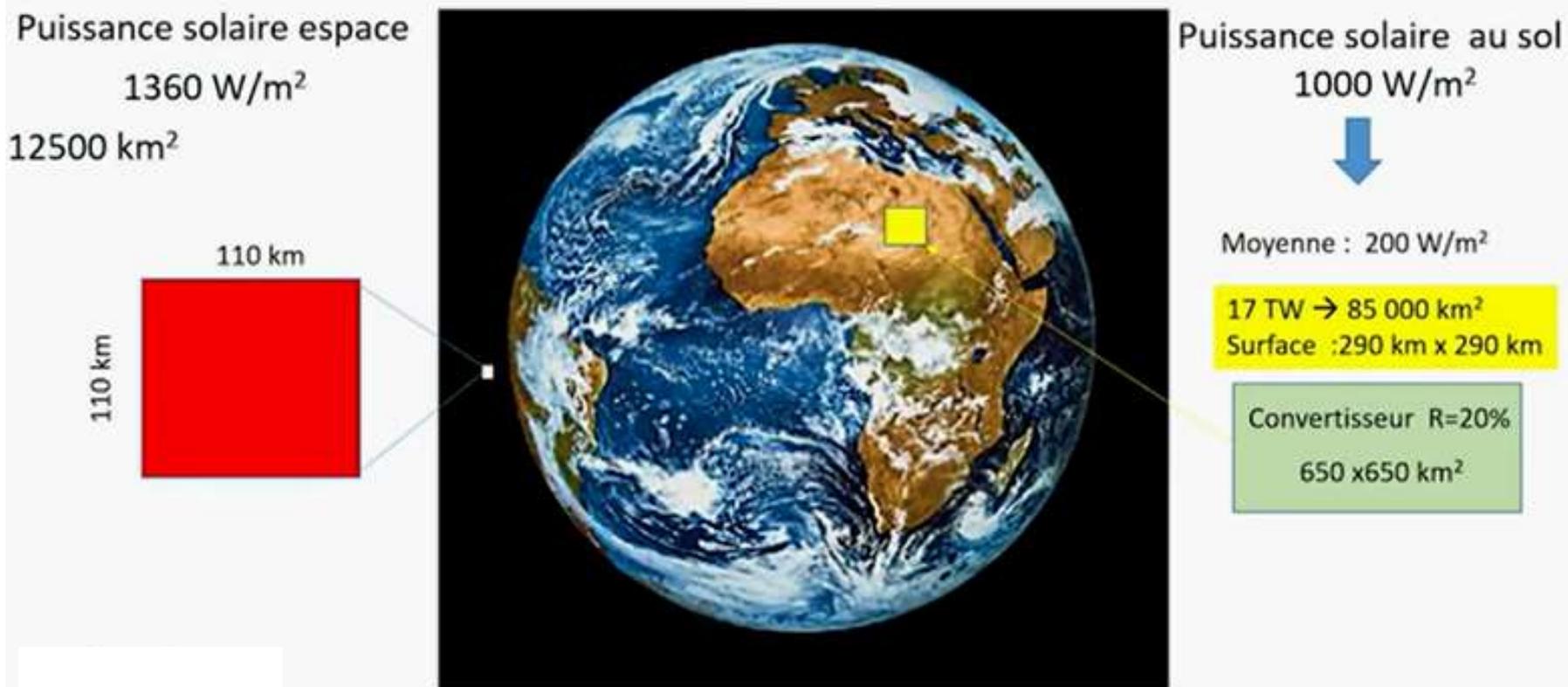
Angles d'aspect solaire : perte de 40%

Encombrement au sol

Météo



Comparaison ressource solaire / consommation Humanité (17 TW)



Daniel Lincot , Collège de France, 20-1-2022

- **L'utilisation de l'énergie solaire depuis les orbites terrestres permet de résoudre nombre de problèmes**

Puissance en orbite maximisée = 1360 W/m²

Pas d'éclipse jour-nuit si l'orbite est très haute (GEO)

Angle d'aspect solaire toujours optimal

Pas de problème de météo au niveau du segment spatial

- **Principe général**

Un faisceau de cellules photovoltaïques génère une énergie électrique qui est transformée en un faisceau d'énergie (micro-ondes ou laser) dirigée vers la Terre.

Un collecteur au sol transforme cette énergie en électricité, distribuable

- **Historique**

Tire son origine de la TSF

Premières expériences Hertz 1888

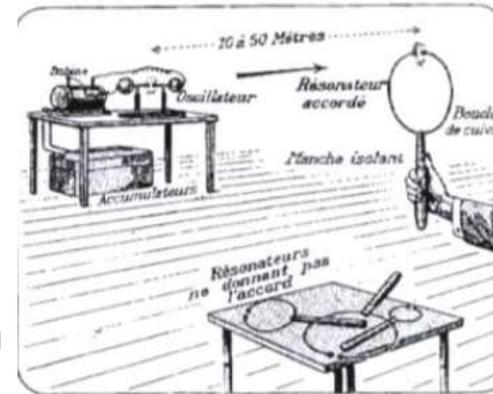
Branly 1890

Station solaire orbitale :

Très vieille idée – Tsiolkovski (1923)

Nouvelle très sympa d'Isaac Asimov « Reason »
(1941 – à lire absolument 😊)

Peter Glaser 1968 (brevet 1973)



Expérience d'Hertz, propagation « sans-fil » de 10 à 50m



Cohéreur de Branly

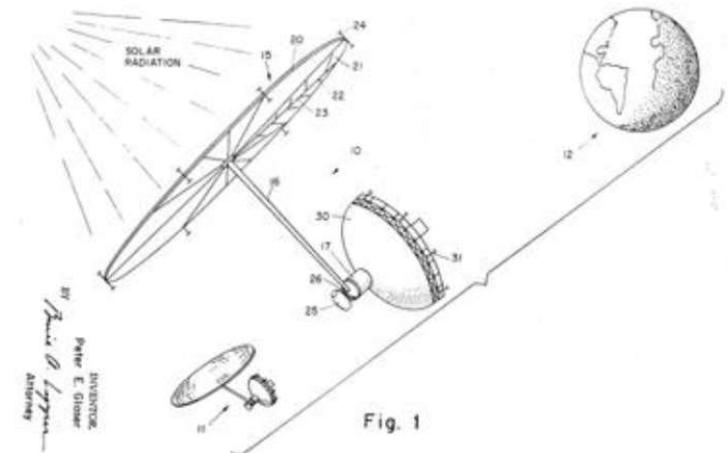


Image d'illustration d'une SPS / Brevet P. Glaser

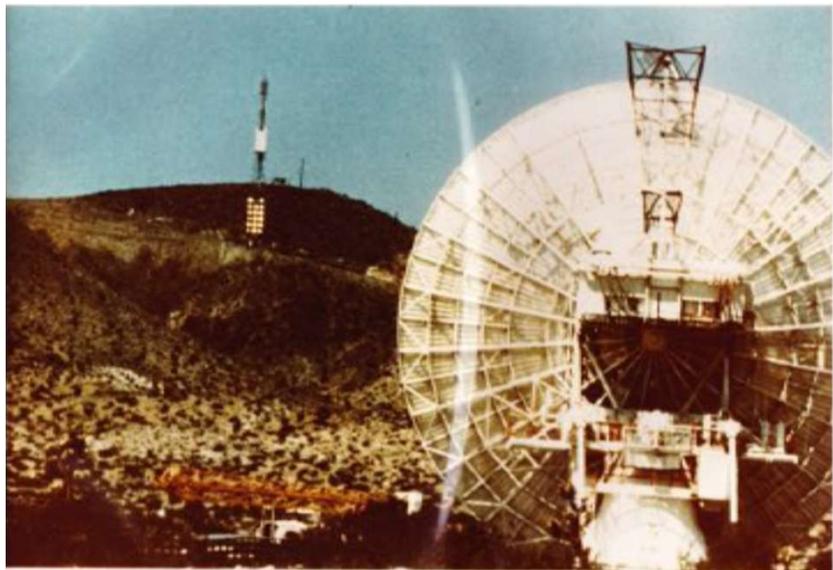
- **Démonstrations**

Démonstration 37 kW sur 1,6 km au JPL 1975

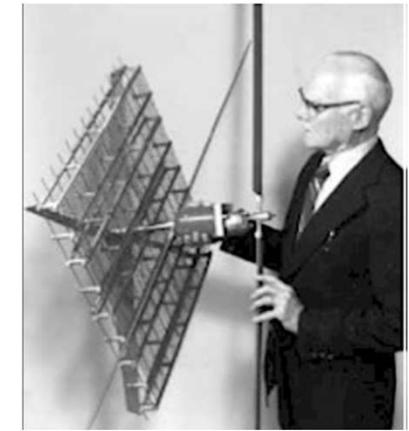
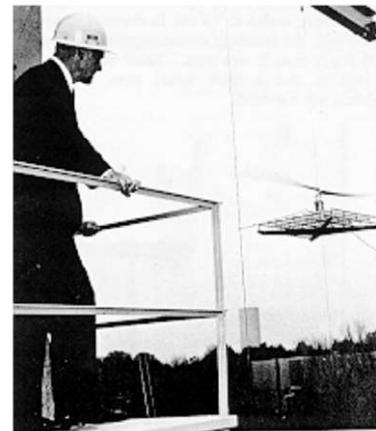
Développements technologiques significatifs dans le monde depuis

Récemment, démonstration globale du Caltech Space Solar Power (Janvier 2023) depuis l'orbite mais puissance très faible

JPL (USA) 1975
37kW sur 1,6 km
2,39 GHz Efficacité 84%



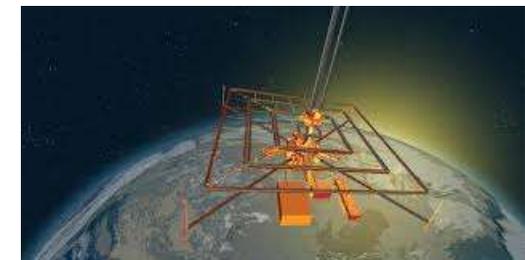
- Demonstration of Microwave Powered Helicopter—1964



MIT (USA) 2008
60 W
2 m



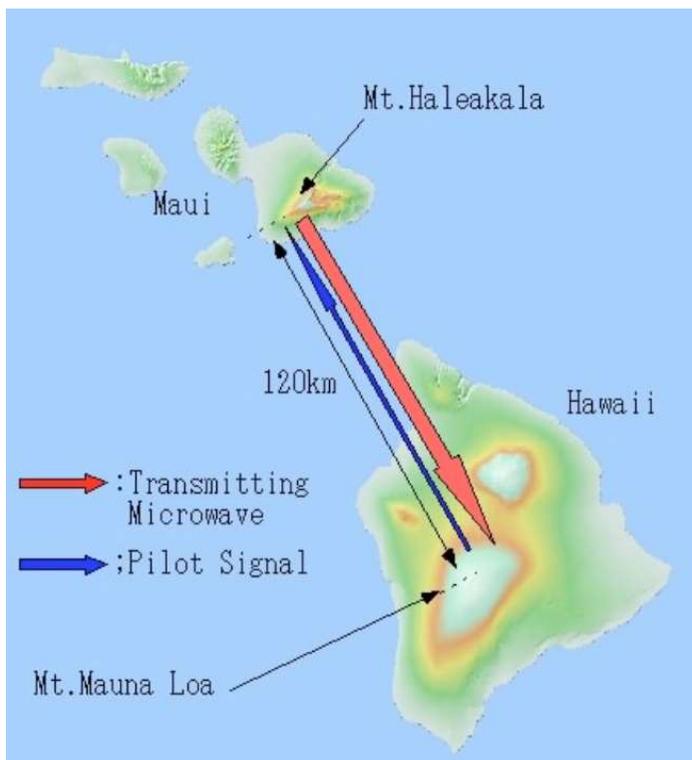
Expérience de transfert inductif d'énergie menée au MIT en 2008



CALTECH (USA) 2023
32 types de cellules
Orbite basse 500 km SSO

- **Démonstrations**

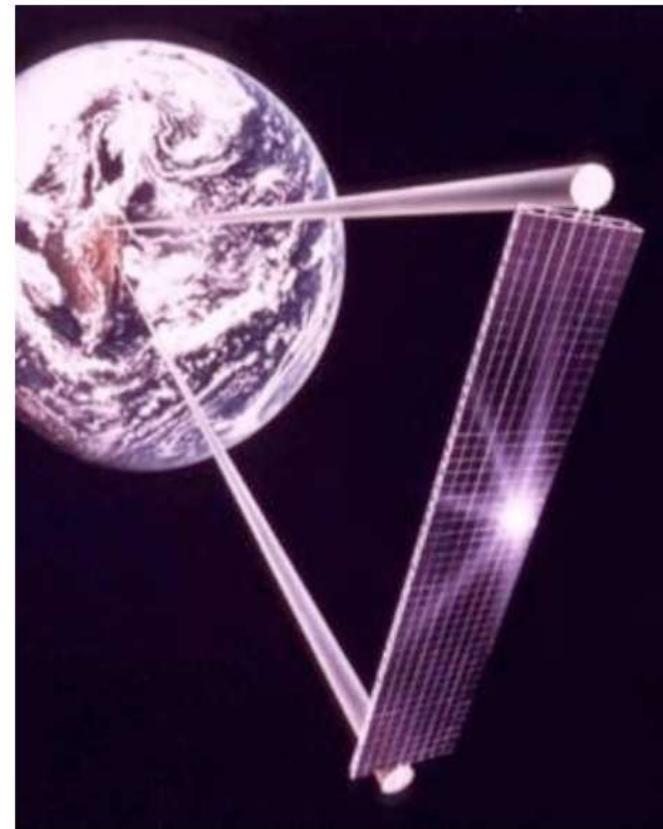
Démonstration entre Haleakala et Maui, 148 km



Solar Powered WPT Equipment Demonstration in Hawaii – May 2008

- **Première étude très complète, NASA-DOE en 1979 : SPS Reference**

- Station en orbite géostationnaire GEO
- Hypothèse de design 5 GW collectés, 2 distribués
- Panneaux solaires gigantesques 54 km²
- Atelier de fabrication 5 km³,
- Suivi du Soleil ⇒ Cardan passant plusieurs GW
- Rendement global ≈ 7%
- Masse en GEO 64.000 tonnes
- Besoin de 500 vols de « super navette » vers LEO puis transfert en GEO à l'aide d'un tug dédié
- Equipage de 160 personnes en GEO



1979 SPS Reference System (10 GW Version)



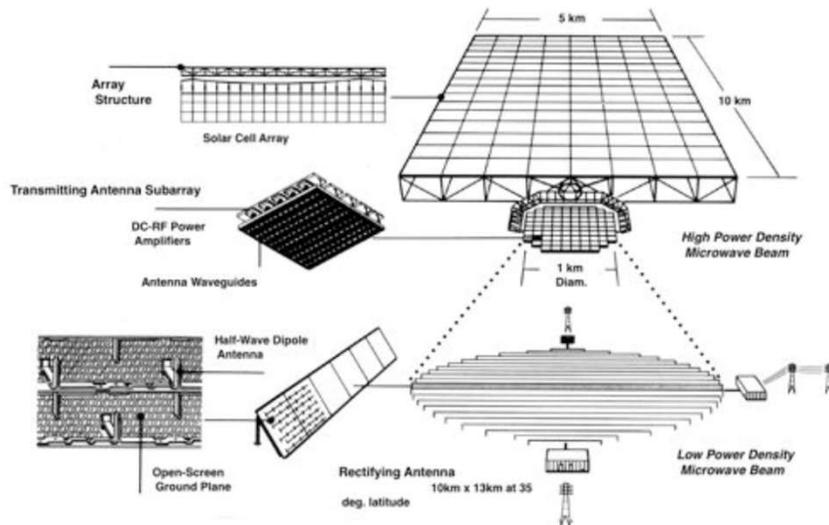
~5 km³ Space Factory

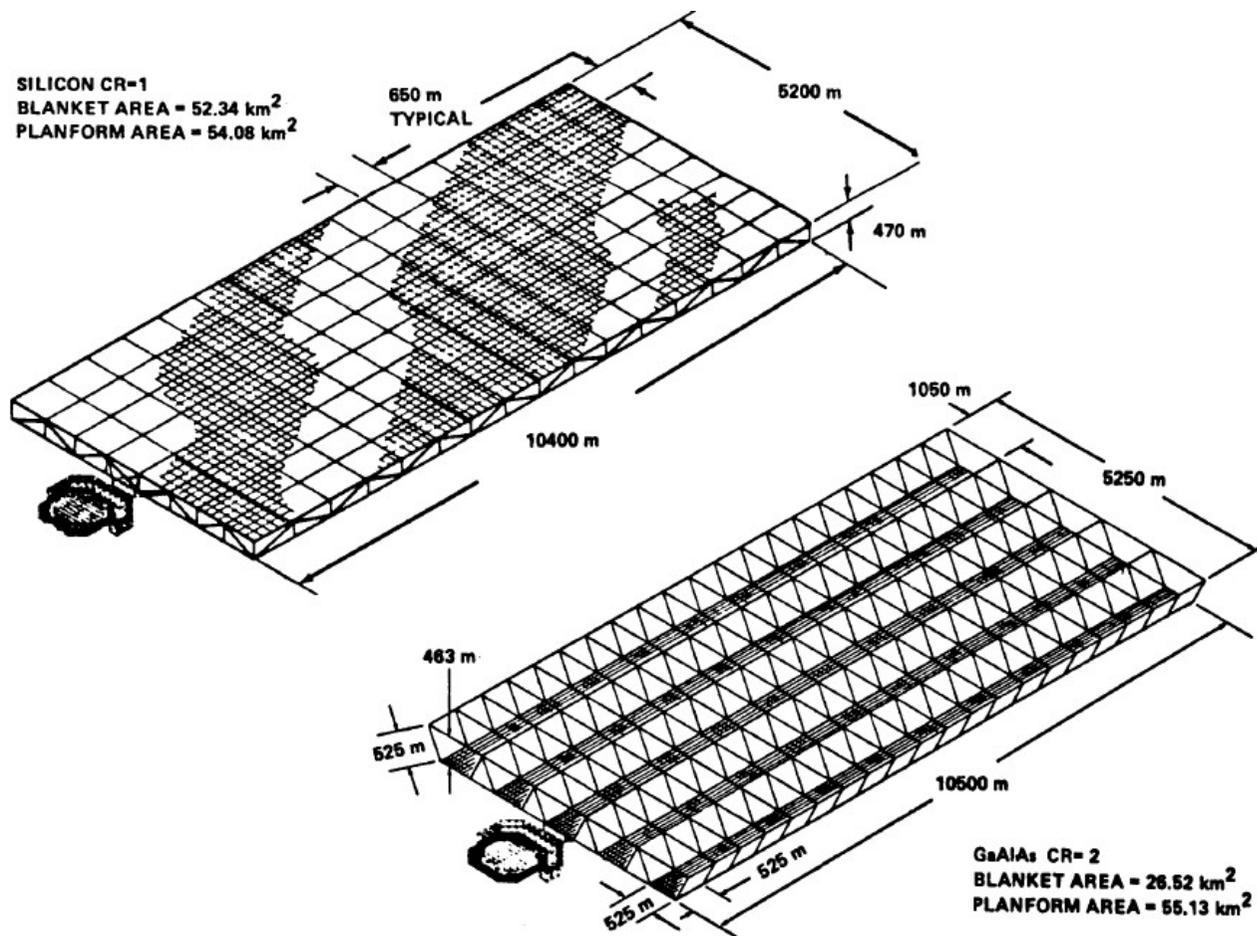


250 mT Payload TSTO

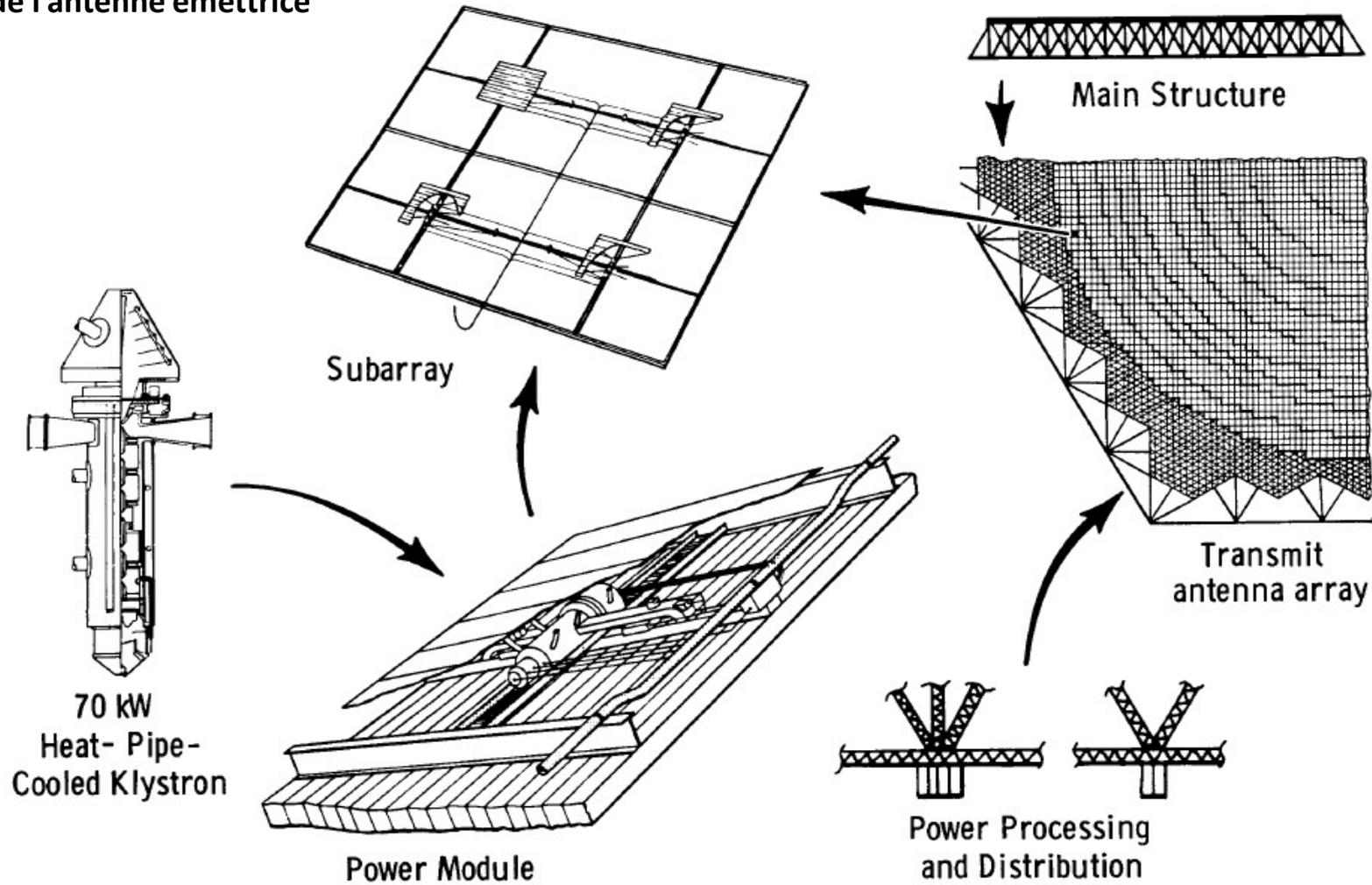


Ground Receiver



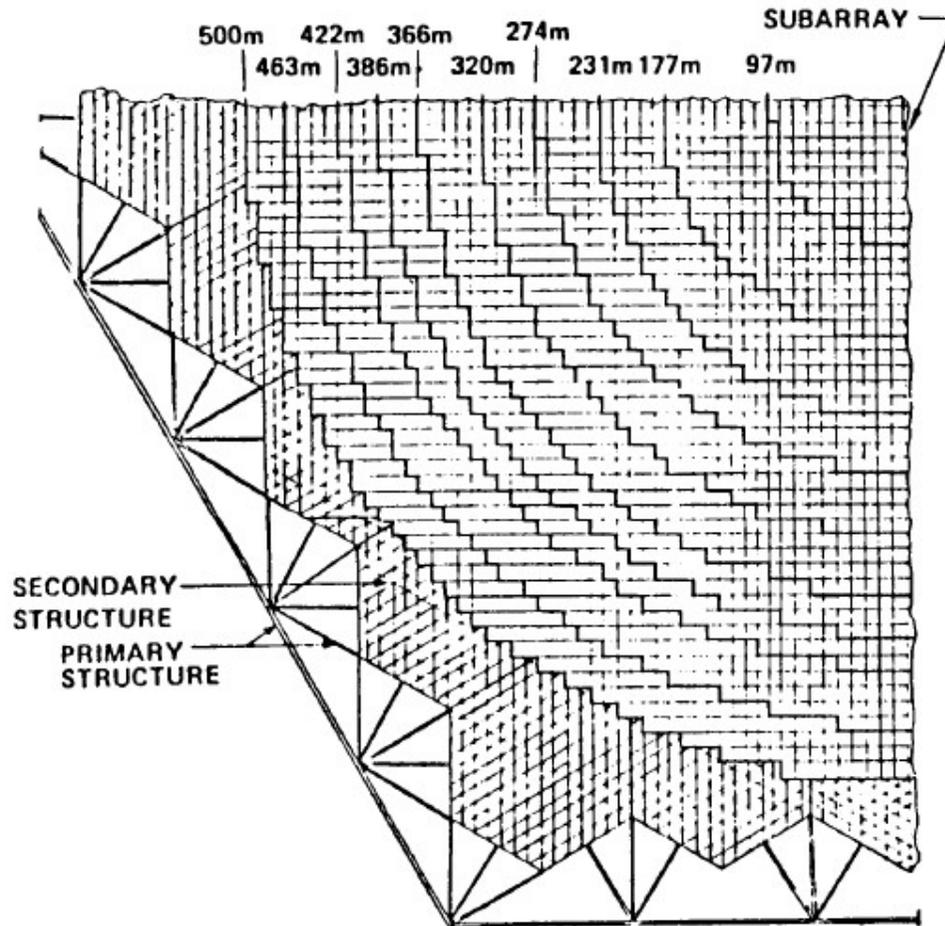


- Constitution de l'antenne émettrice



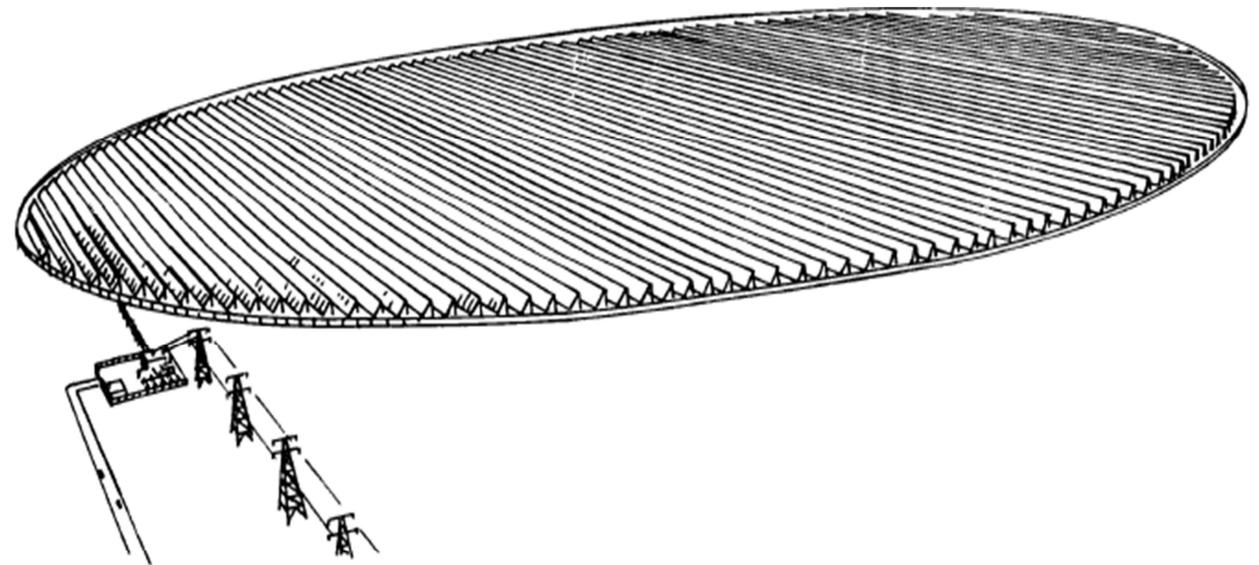
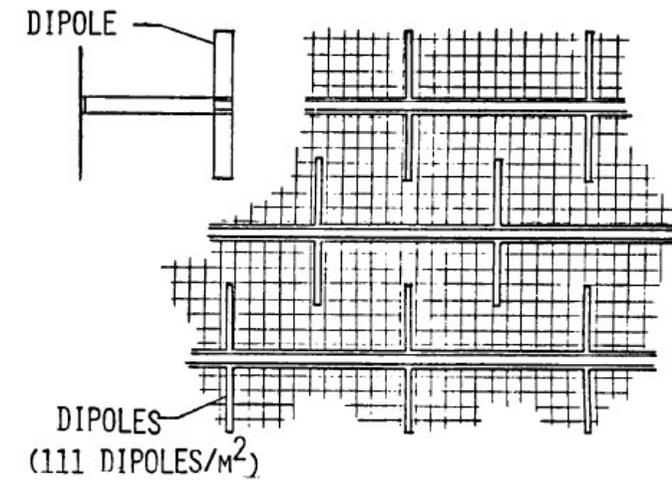
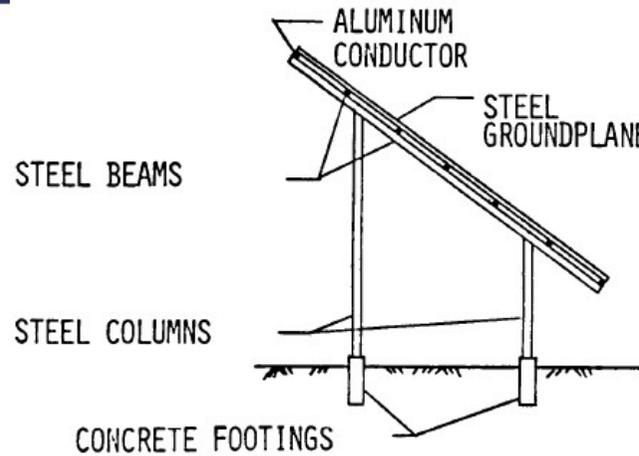
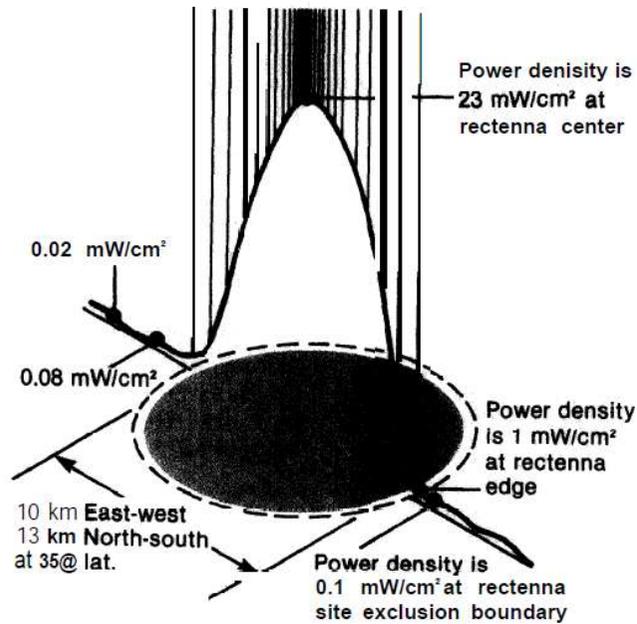
- Constitution de l'antenne émettrice

100.000 klystrons (pour 7 GW) – 1 km de diamètre



STEP	NO. SUBARRAYS	NO. KLYSTRONS
1 @ 36	272	9792
2 @ 30	580	17420
3 @ 24	612	14688
4 @ 20	612	12240
5 @ 16	756	12096
6 @ 12	864	10368
7 @ 9	628	5652
8 @ 8	576	4608
9 @ 6	1032	6192
10 @ 4	1000	4000
TOTALS	6,932	97,056
POWER OUTPUT: (ANTENNA)		7 GW
(GROUND)		5 GW

- Constitution de la Rectenna au sol



Taille : 13 km (N-S) x 10 km (E-O)

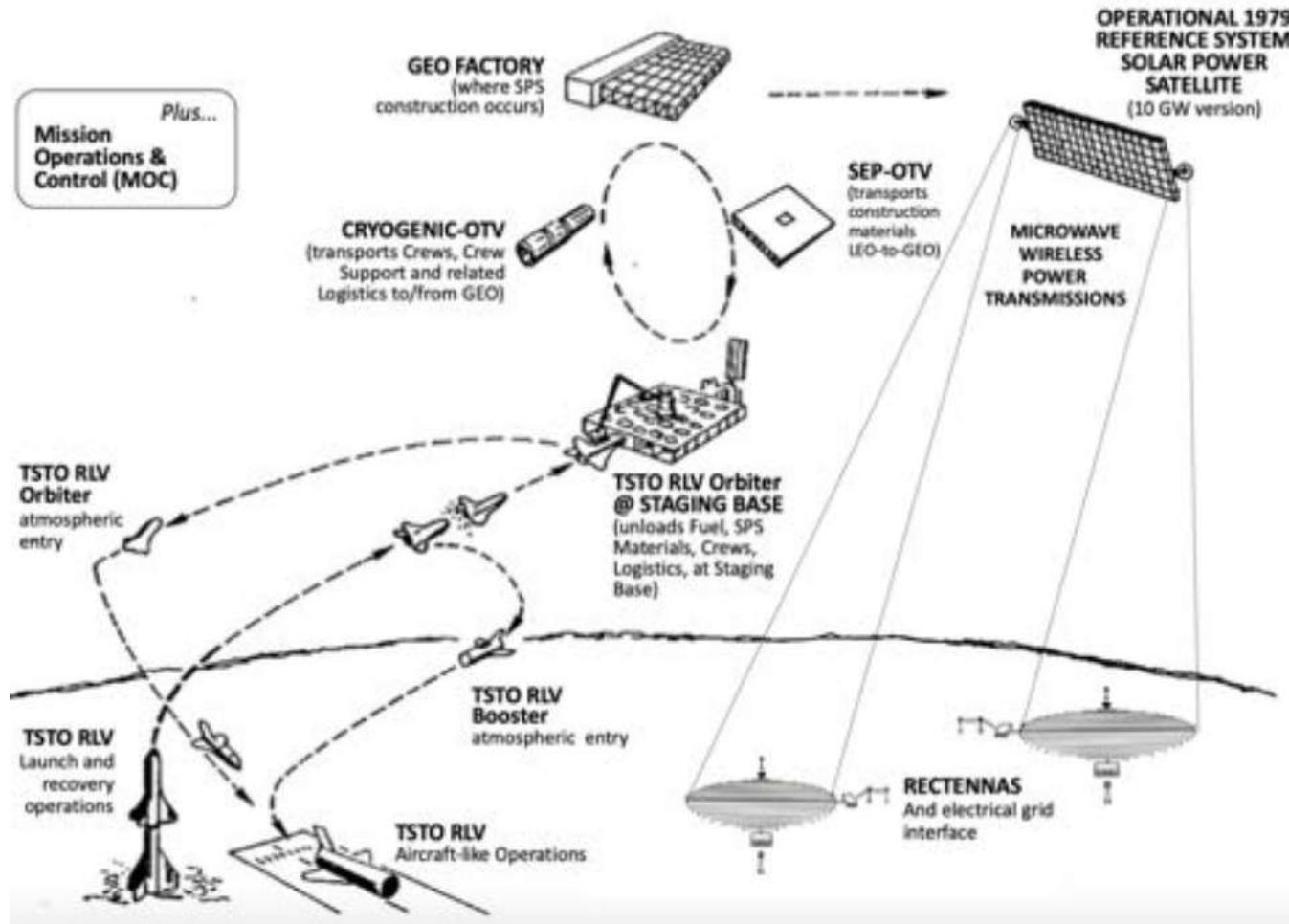
Contrainte :

230 W/m² maxi au centre

10 W/m² maxi en périphérie

Périmètre d'exclusion à 1 W/m²

- Operations



• Un peu d'optique...

$$D_t \cdot D_r > c \cdot \lambda \cdot R \quad \text{Avec } c \approx 2 \times 1,22 = 2,44$$

Pour que ça marche en évitant la divergence du faisceau, il faut donc

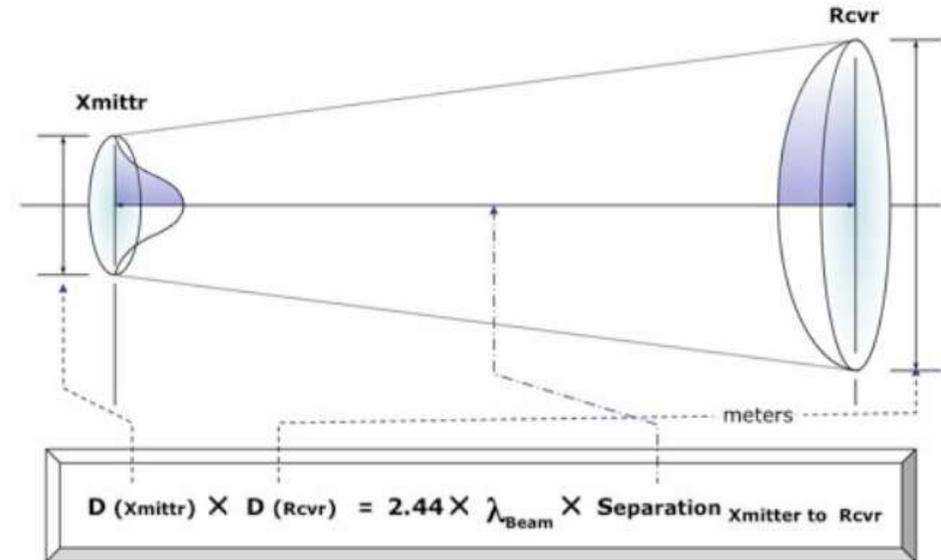
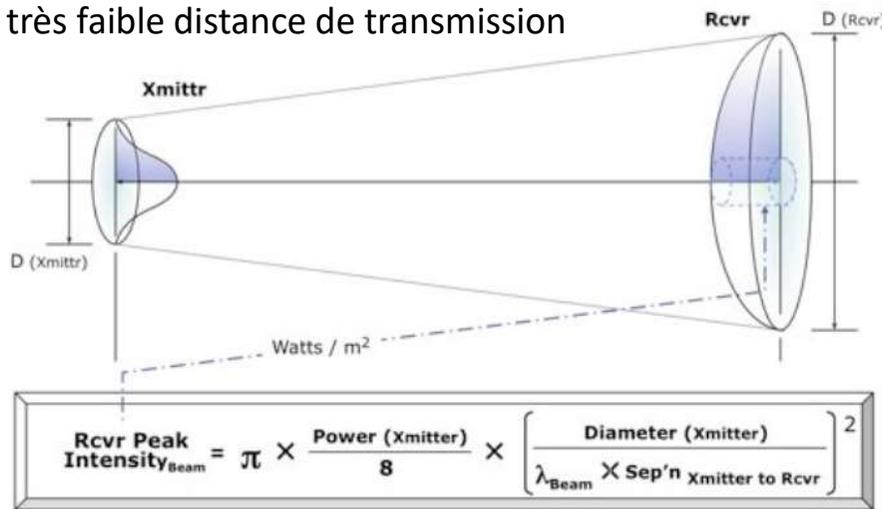
- De très grandes dimensions D_t et/ou D_r
- Une très faible longueur d'onde λ : RF vs Optique

Ou - Une très faible distance de transmission : LEO vs GEO

Pour avoir une forte puissance reçue, il faut

- Un très grand diamètre de l'émetteur
- Une très faible longueur d'onde

Ou - Une très faible distance de transmission



- **Un peu d'optique...**

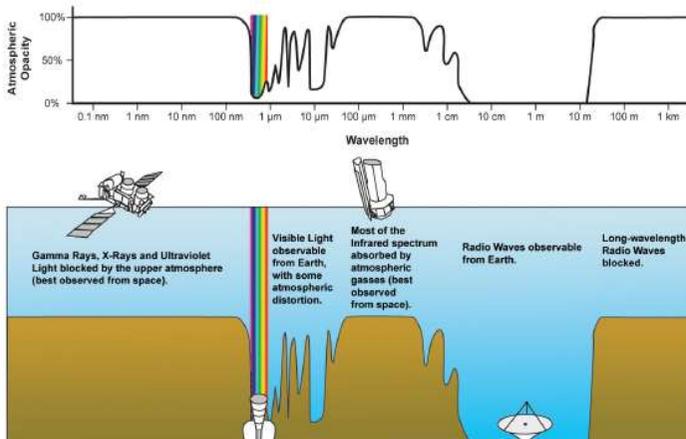
Il faut également bien maîtriser la distribution de puissance au sol

- ↪ Respect des normes de densité de puissance
 - . Puissance maximale au centre de la rectenna $\approx 250 \text{ W/m}^2$
 - . Puissance maximale en bordure de rectenna $\approx 10 \text{ W/m}^2$
 - . Zone interdite aux habitations $\approx 1 \text{ W/m}^2$
- ↪ Dicte les dimensions de la zone de réception
 - . Tenir compte des lobes secondaires

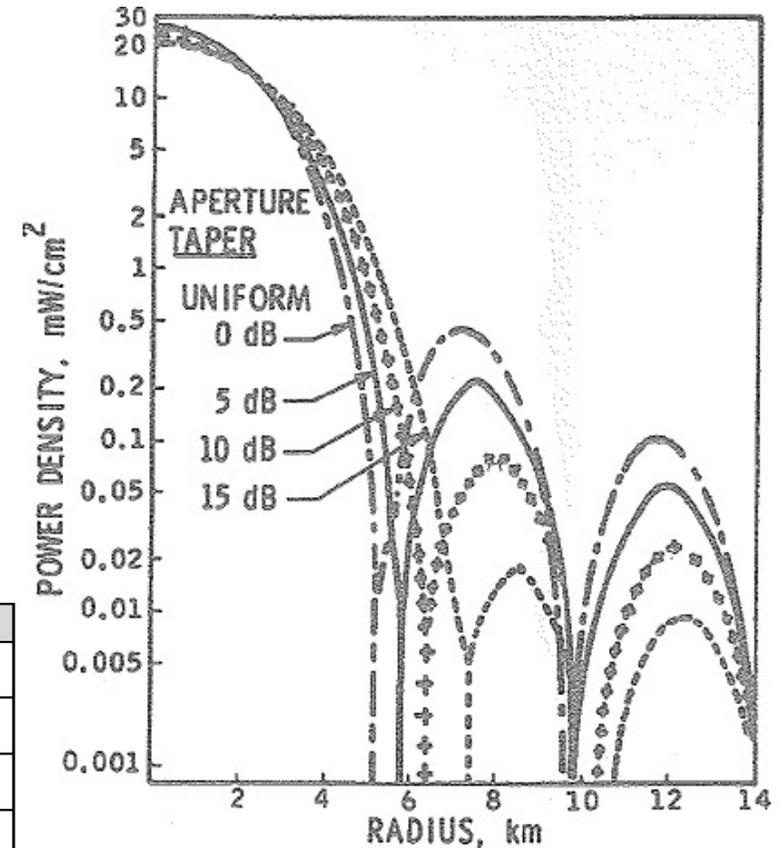
- **Longueur d'onde la plus faible possible**

. Mais contrainte par l'atmosphère

- ↪ Laser (optique) ou micro-ondes (2 à 5 GHz, 6 à 15 cm)



Type of Limit	Laser	Microwave
Typical General Population / Cautionary Safety Limit	n/a	< 1-10 Watts / m ²
Typical Employee Safety Limits (Incidental Exposure / Viewing)	< 10 Watts / m ²	< 100 Watts / m ²
Typical General / Eye Safety Limit for Long Durations (>10 min)	< 25 Watts / m ²	n/a
Typical General / Eye Safety Limit for Short Durations (>10 sec)	< 50 Watts / m ²	n/a



Power profile in case of 2.45 GHz and 1 km diameter transmitting antenna [10]. The power density is larger by 22 times and radius is smaller by 0.2 for 5.8 GHz and 2 km size transmitting antenna.

- **Génération électrique en orbite**

Panneaux photovoltaïques

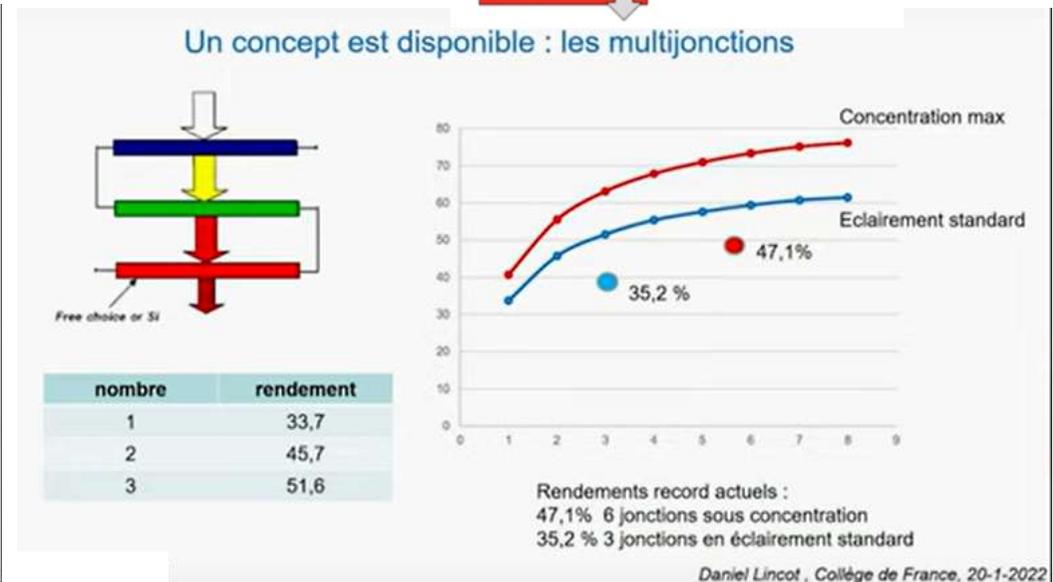
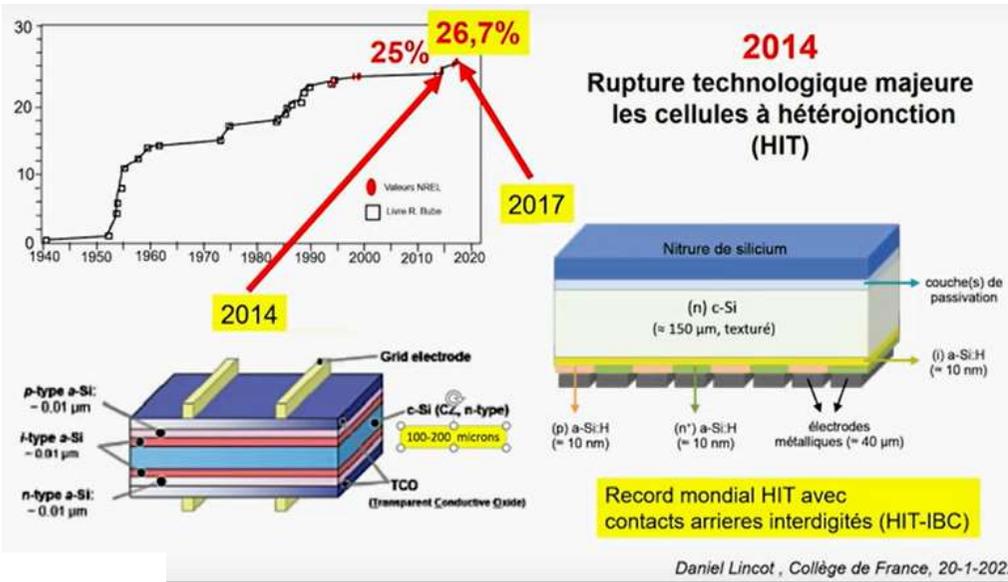
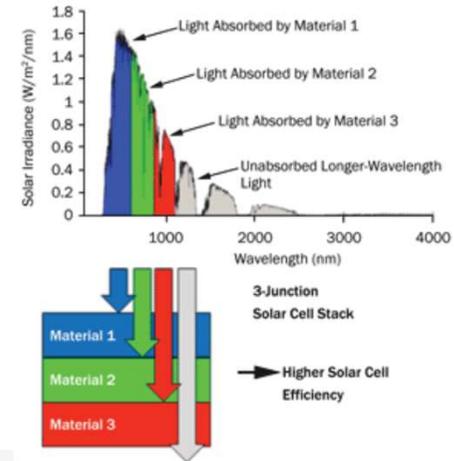
Principaux paramètres : rendement, kg/kW, kg/m², durée de vie

Rendements actuels ≈ 20%

Cellules Perovskites ≈ 30% mais pas encore industrialisées

Perspectives futures crédibles triple jonctions ≈ 35%

Limite théorique sous éclairement standard ≈ 45%



Principes généraux

- **Génération électrique en orbite : Variante**

Génération électrique hélio-thermo-dynamique

Similaire à la PS-20 de Séville

Longtemps référence pour la Station Spatiale

Machines tournantes complexes

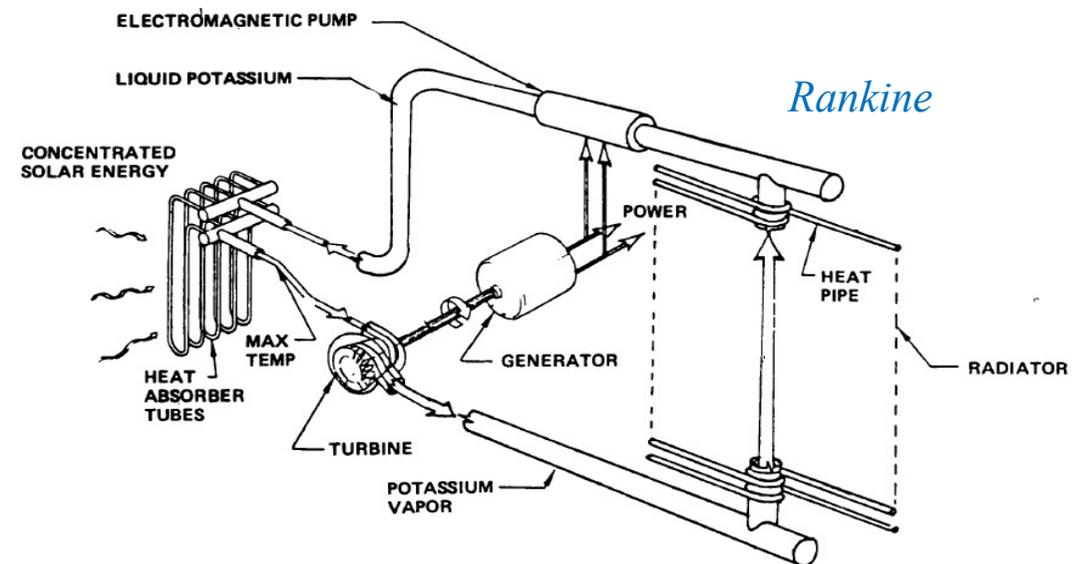
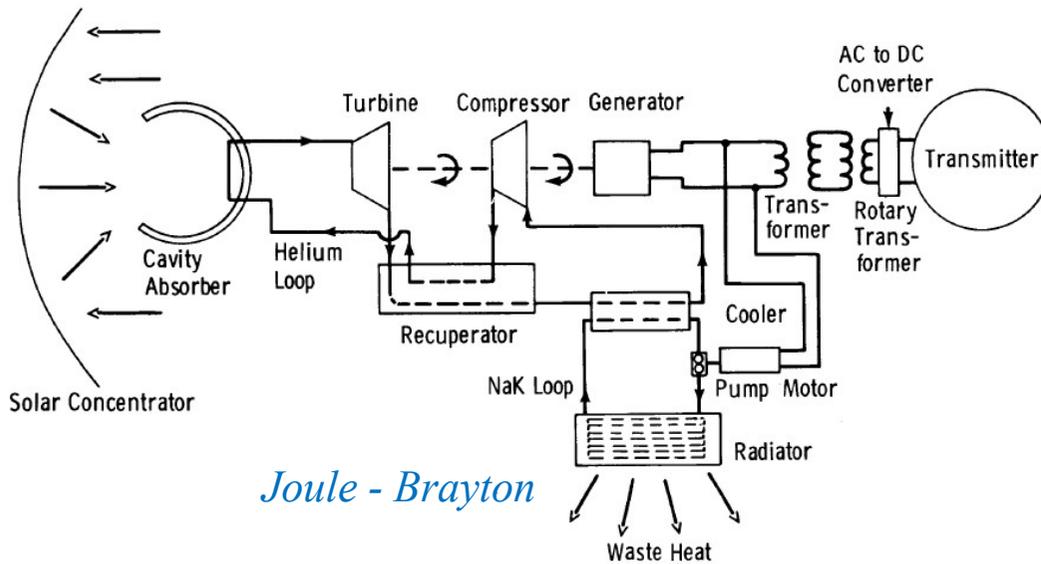
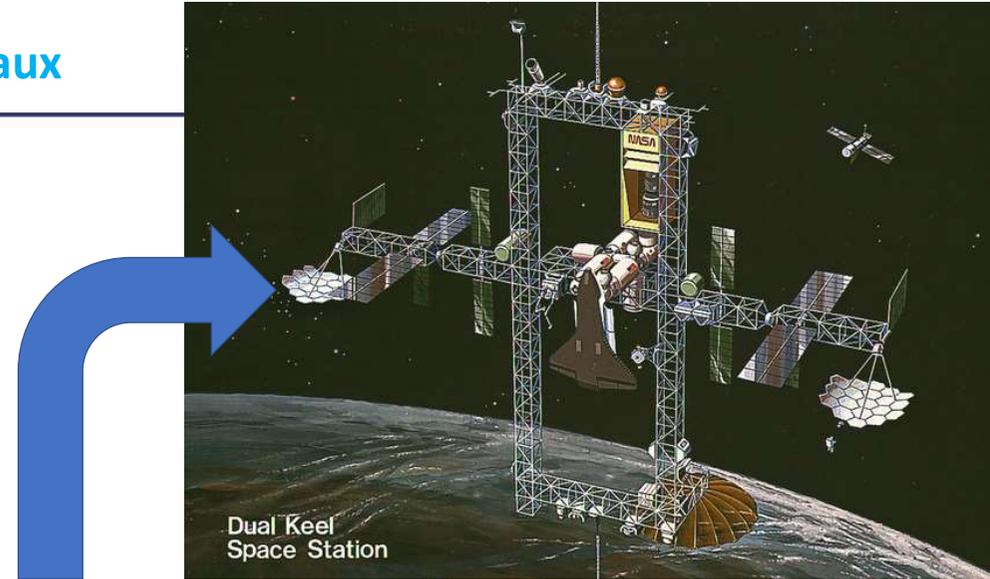
Rendements élevés proche de celui de Carnot

(Brayton 35-40% - Rankine 15-40%)

Nécessite des températures extrêmes (Brayton TET 1920°C)

Variante Thermoïonique mais 50% plus lourde et efficacité 20%

$$\eta = \frac{T_c - T_f}{T_c}$$



Principes généraux



- Génération de micro-ondes

Exemple du Klystron 70kW de l'étude SPS 1978

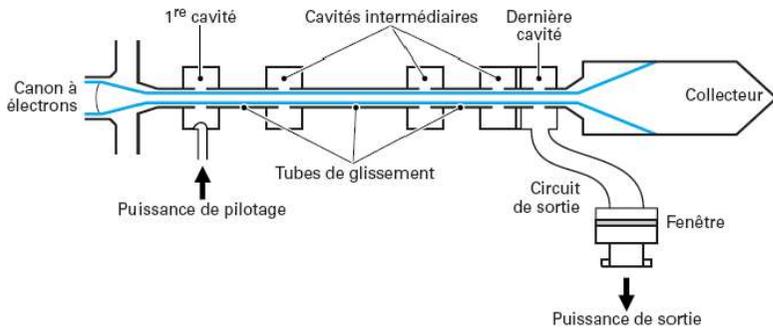
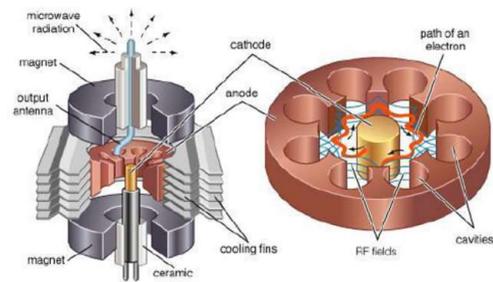
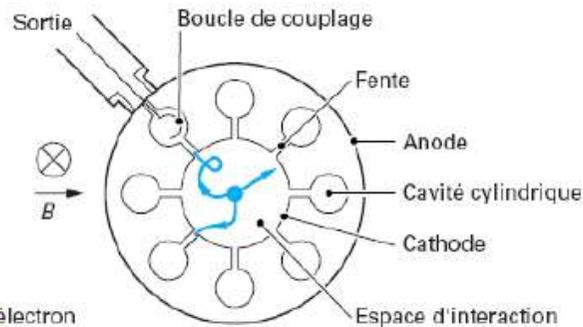
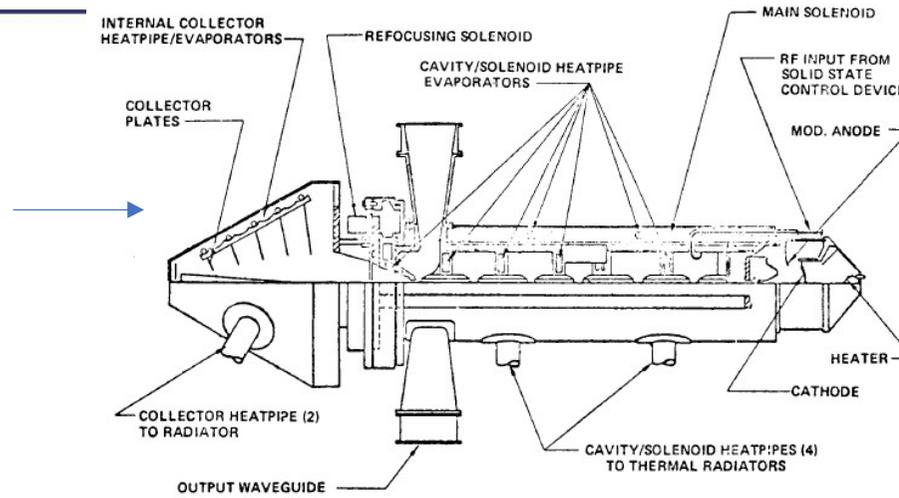


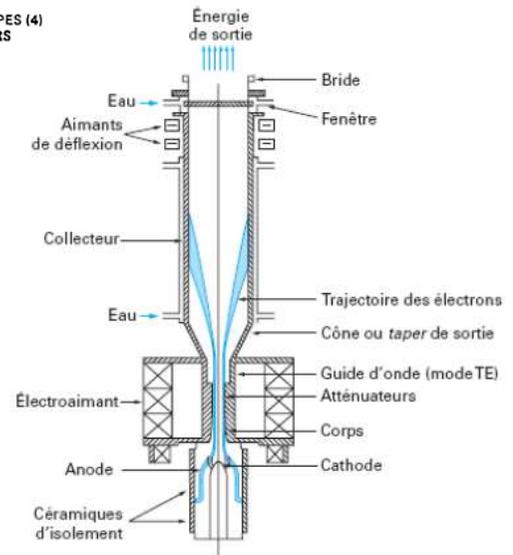
Schéma de principe du Klystron



Principe de fonctionnement d'un magnétron



Coupe schématique d'un magnétron

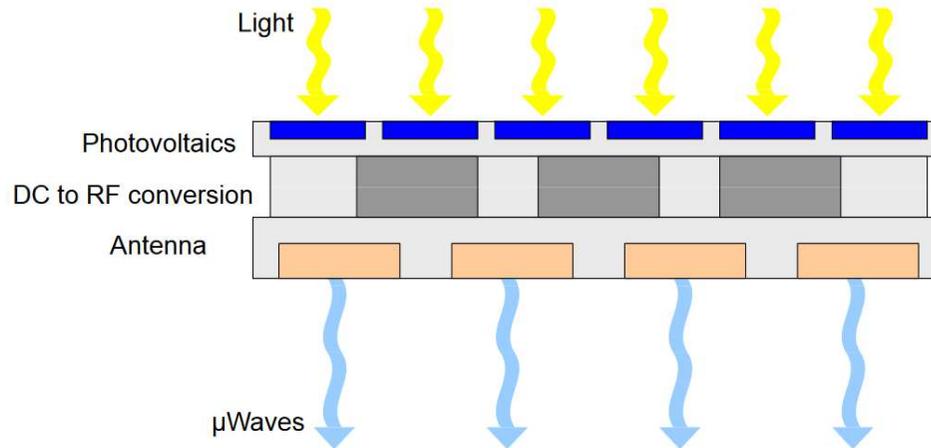


Coupe schématique d'un Gyrotron

- **Génération de micro-ondes**

Evolutions : concept « sandwich » de génération « solid-state »
encore peu efficace et lourd

Matériau GaN-HEMT (Gallium Nitride) et aluminium

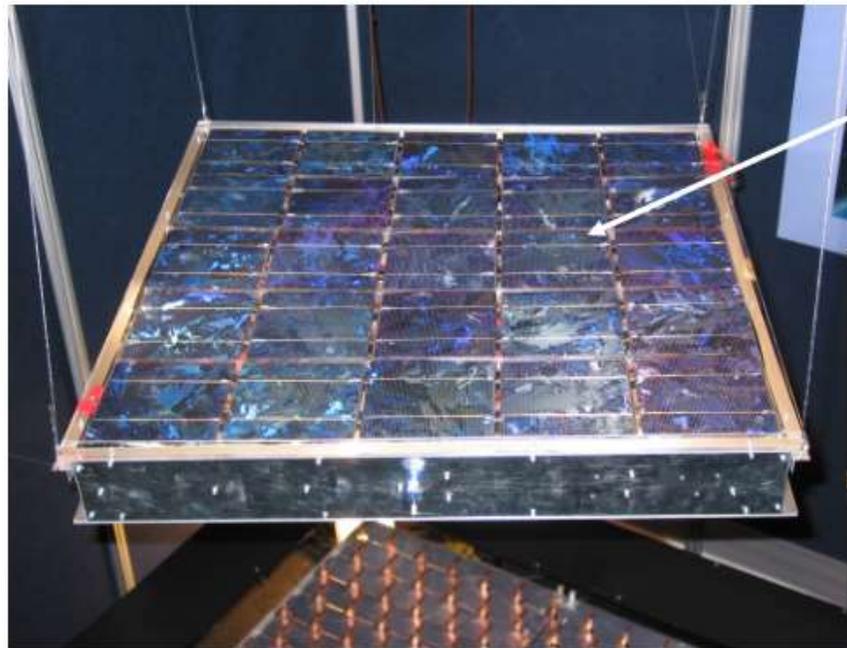


Element	Goal	Achieved
Solar Panel	24%	19%
Power Electronics	95%	97%
RF Chain	50%	44%
Antenna	95%	95%*
COMBINED MODULE	11%	8%**

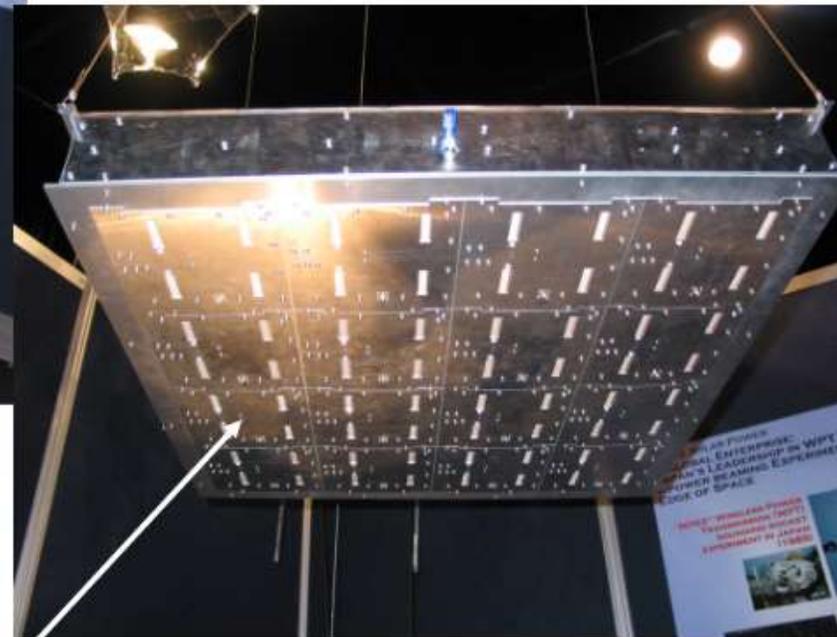
*21,9 kg/m²
4,5 W/kg
150°C*

- **Génération de micro-ondes**

Evolutions : concept « sandwich » de génération « solid-state »



Solar Cells



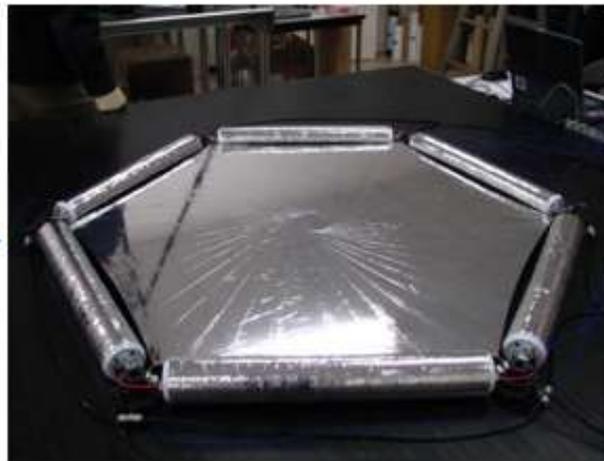
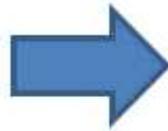
Microwave Transmitter
(Active Phased Array)

- Héliostats - Miroirs

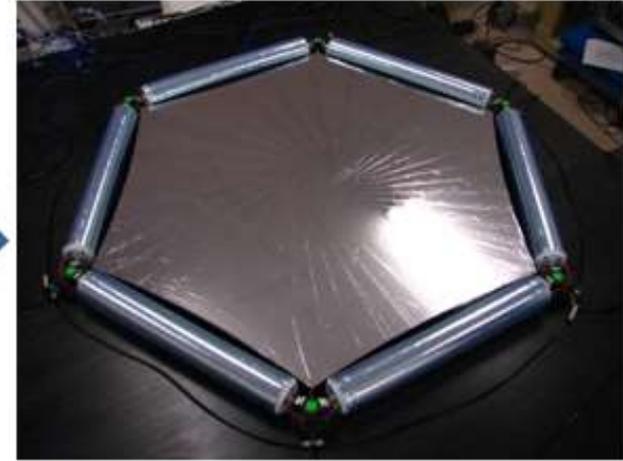
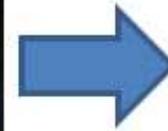
Exemple de structure gonflable, polymérisée par UV



Etat plié



Etat déployé



Etat rigidifié

- **Différents concepts de Stations Solaires Orbitales**

Très nombreuses variantes

LEO (SSO 6-18h), GEO, Plan de Laplace, voire points de Lagrange ou Lune

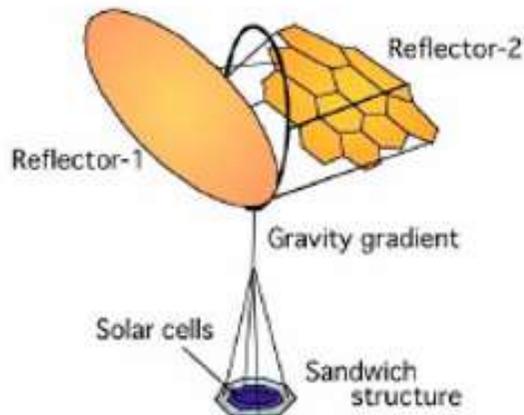
Transmission par Laser au lieu de micro-ondes

Concepts récents : myriade de petits héliostats (miroirs) focalisés

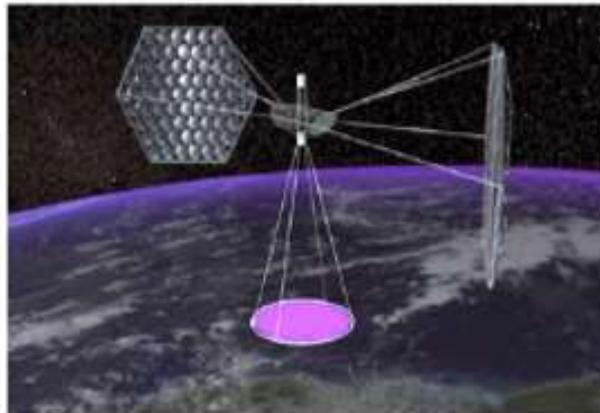
sur le convertisseur photons – micro-ondes

↳ Similaire au concept d'héliostats PS20 au sol pour la partie concentration

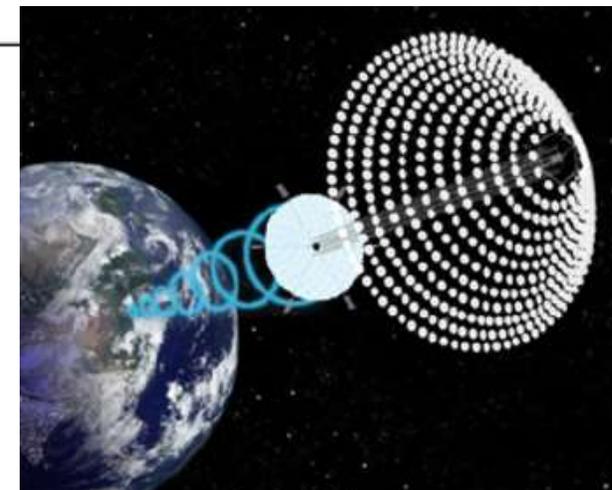
c. 1992 Kobe University SPS "Sandwich" Concept

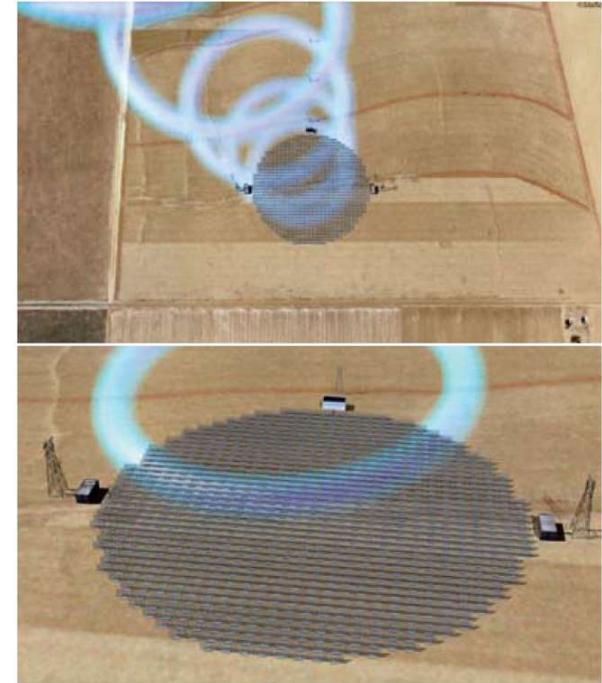
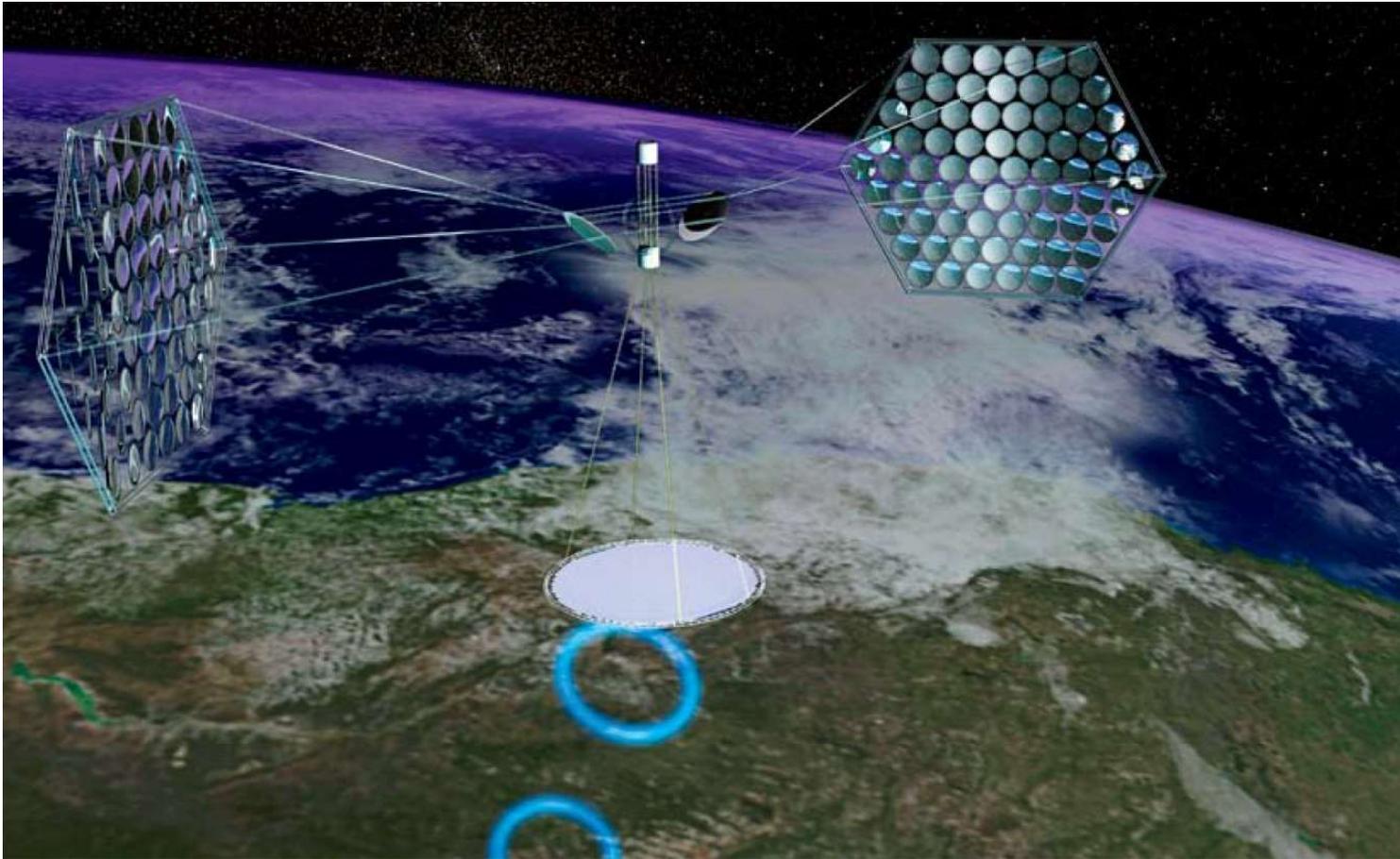


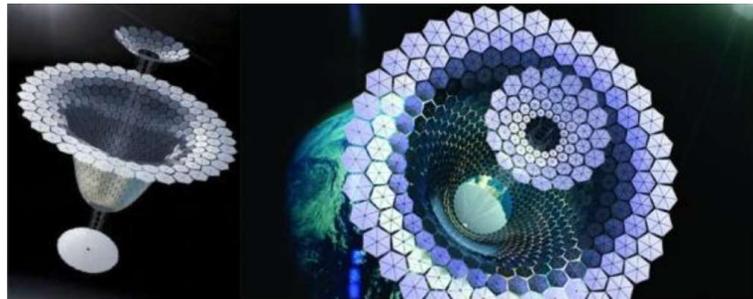
2007 SPS Concept (Developed for NSSO Study)



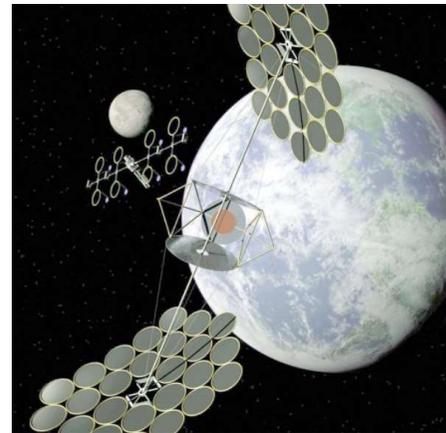
2016 IAC Mankins



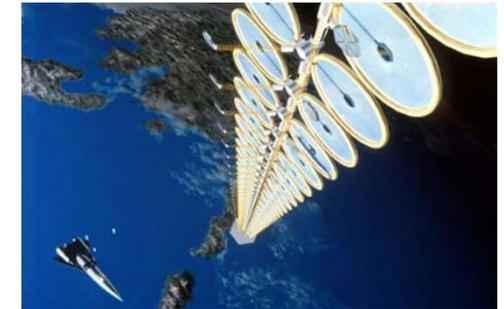




SPS ALPHA Mk1c



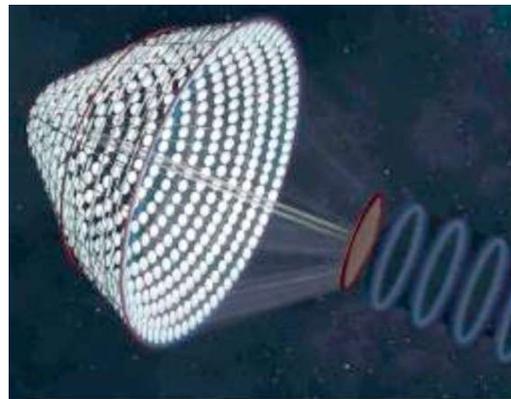
Integrated Solar Symmetrical Concentrator en GEO (NASA 2000)



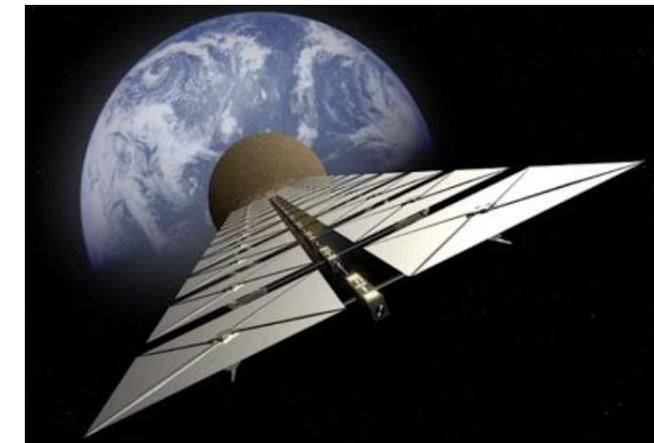
NASA Sun-Tower en SSO



Multi-Rotary-Joints SPS (China 2016)



SPS ALPHA Mk2

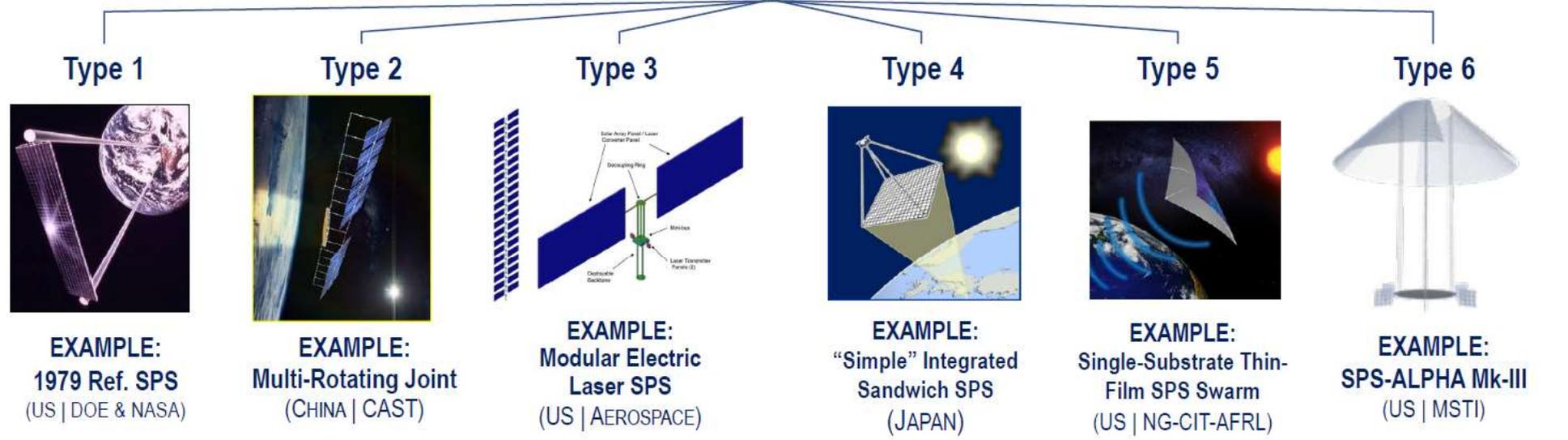


ESA Sail Tower en GEO

- Comparaison de quelques solutions

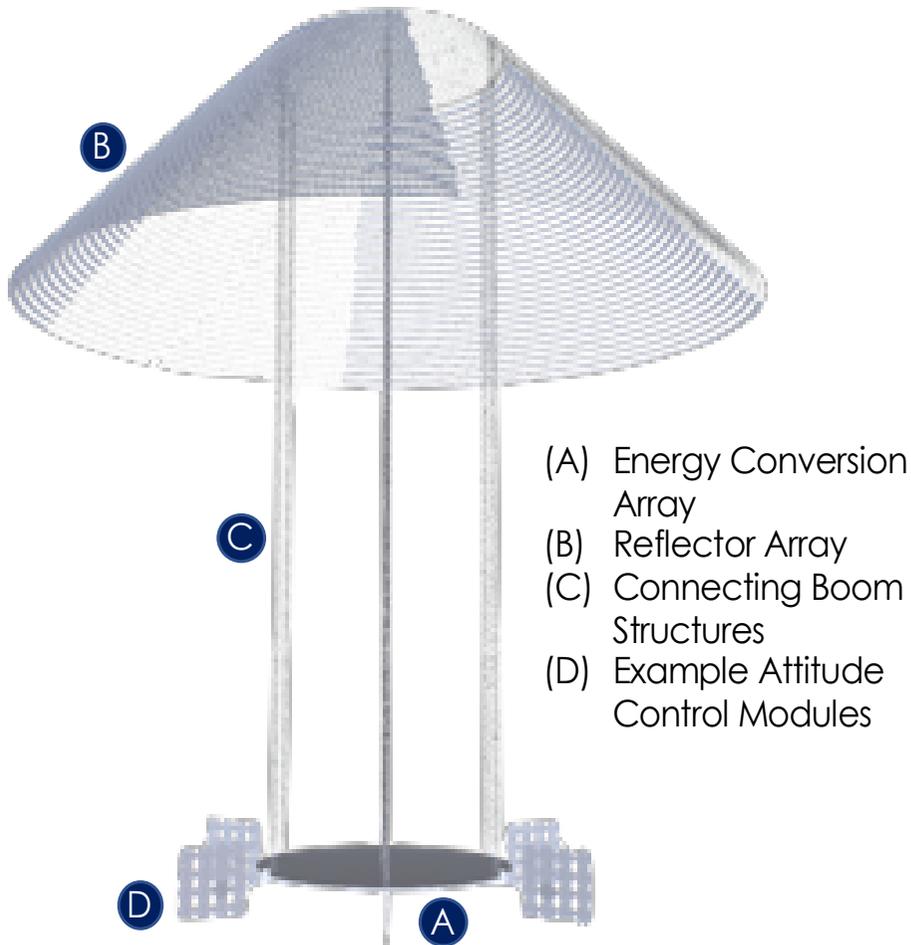
Iso puissance
électrique distribuée :
2 GW

Space Solar Power
Major Platform Concepts
Taxonomy

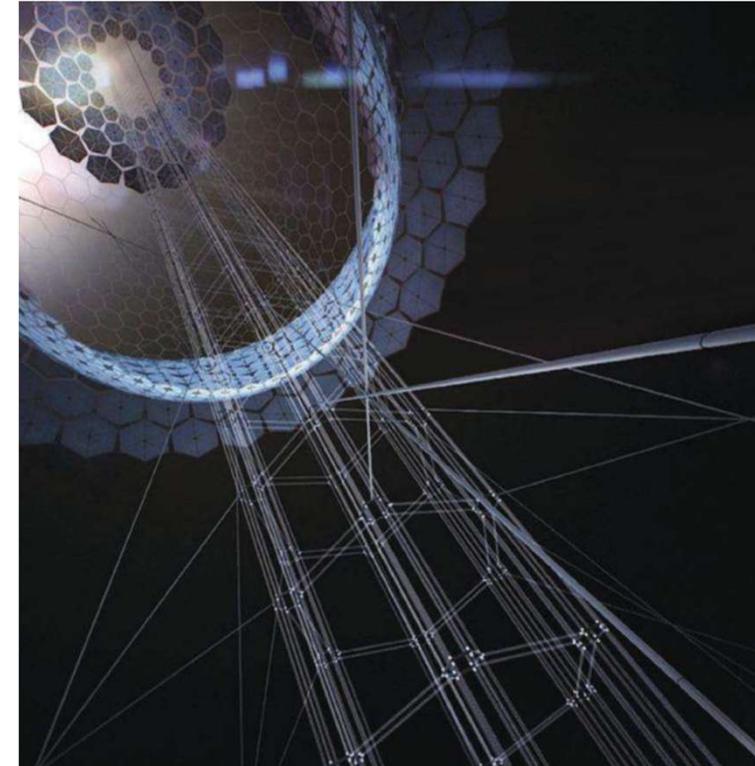


"PLATFORM" MASS (MT)					
64,000 MT	20,000 MT	18,400 MT	18,000 MT	15,600 MT	7,400 MT

- Concept le plus récent : SPS-ALPHA Mk3 (John Mankins)

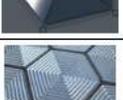
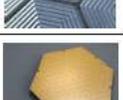


	BASELINE
PEAK POWER DELIVERED	~2 GW
TRANSMITTER DIAM (KM)	~1.7 km
MAX SPS DIMENSION (KM)	~7 km
SPS MASS (MT)	~7,500 MT
SPS HW COST (\$)	~\$4 B
TRANSPORT COST (\$/SPS)	\$1.5 B / SPS
EST SPACE INFRA-STRUCTURE COST	0
EST. SYSTEM COST	~\$5.5 B
EST. O&M COST	~\$5 B @ 3% / year
FINANCE COST	~\$8.3 B @ 5% / year
LCOE	~4-5¢/kWh



- **Concept le plus récent : SPS-ALPHA Mk3 (John Mankins)**

Éléments constitutifs : principe, forte modularité, éléments simples, identiques, en très grand nombre

System Modular Element	Description	Element Image	Approx. Number*	Est. Mass (kg)
HexBus	The "HexBus" is a specially configured "smallsat" (diameter 4m) capable of wirelessly communicating with neighboring systems.		>200,000	~ 25 kg
Interconnects	The "Interconnects" are nanosats that mechanically link essentially all other SPS-ALPHA modules to one another.		>900,000	~1 kg
HexFrame Structural Module	The "HexFrame Structural Modules" (HSM) are simple deployable beams (specific type to be determined) that provide the base structure for the reflectors, and connect the reflector array to the power/transmitter array.		~ 5,000	~50 kg
Reflectors & Deployment Module	The "Reflectors and Deployment Module" (RDM) are large, thin-film reflectors (e.g., aluminum on Kapton) that redirect incoming sunlight to the SPG, along with a central deployment plate.		4,000– 5,000	~75-100 kg
Solar Power Generation (SPG) Modules	The solar power generation (SPG) modules generate the power for the WPT transmitter; there are six per HexBus.		200,000 – 300,000	~15-20 kg
Wireless Power Transmission (WPT) Module	The WPT modules convert the electricity on the platform into a coherent RF (microwave) transmission to the receiver on Earth; there are numerous units per HexBus.		200,000 – 300,000	~50 kg
Modular Push-Me / Pull-You Robotics (MPPR) Arms	The Modular Push-Me / Pull-You Robotics (MPPR) arms provide all sorts of In-Space Assembly and Construction (ISAAC) and actuation onboard the SPS-ALPHA Platform.		< 5,000	~ 10 kg
Propulsion / Attitude Control Module	The Propulsion / Attitude Control (PAC) Modules provide the required propulsion for guidance, navigation and control (GN&C) and station keeping for the Platform. Mass depends on time between refueling.		50-200	50-500 kg**

Masse totale en GEO
7500 tonnes
Pour 2 GW sur Terre

- Problèmes principaux : Rendements, masses, dimensions
- Rendements : Angle solaire : 99,5%

Réflecteurs 90%

Cellules 30% (optimiste)
(20% réaliste, 40% objectif)

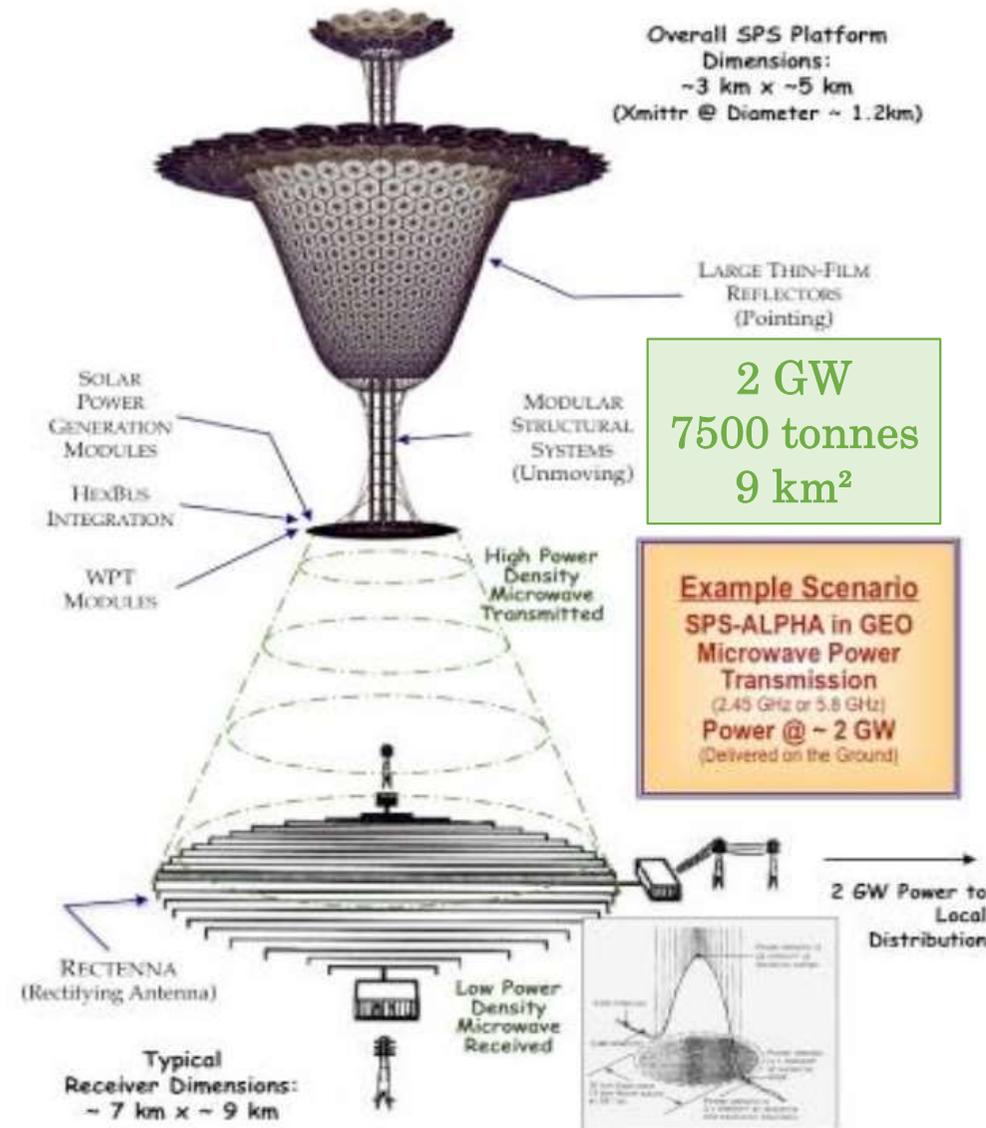
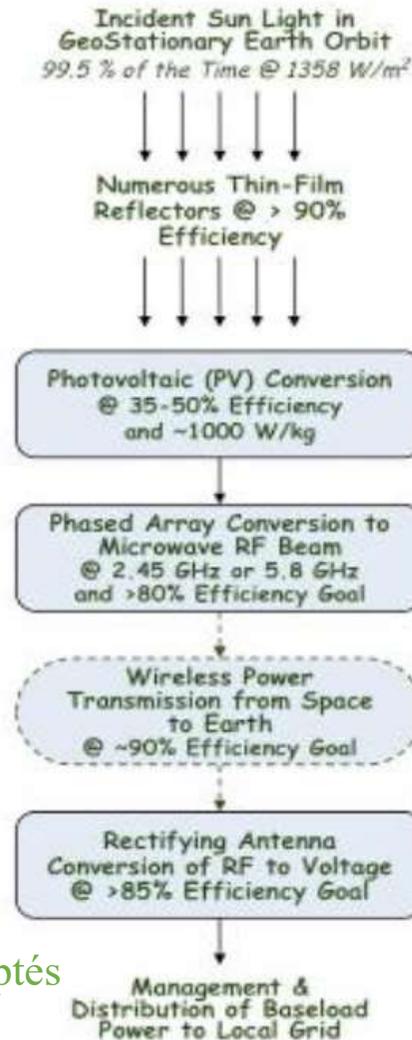
Conversion en micro-ondes 80%

Transmission GEO - Terre 90%

Conversion micro-ondes vers électricité 85%

Rendements distribution finale non comptés

Efficacité globale



Rendement global de la chaîne 11-16% ⇒ 1 m² en orbite produit 150-220 W in fine

- Concept récent à l'étude : Cassiopeia

Wireless Power Transmission
High frequency radio wave transmission from satellite to receiver on ground (ground station)
- Specific frequency (e.g. 2.45 GHz)
- Locked onto pilot beam from ground station

Ground Station (Rectenna)
- ~5km (diameter) scale rectenna
- Receiving 245 W/m² high frequency radio wave power
- Generating 2 GW into grid

Solar Power Satellite
Collecting solar power and transmitting down to Earth
- 2,000 tonnes
- 1,700 m diameter
- Geosynchronous Orbit - 35,786 km
CASSIOPEIA Solar Power Satellite concept (International Electric)

Solar Power Satellite - Overview

Solar Reflectors
Orientation of satellite with respect to the sun controlled to constantly reflect sunlight onto the solar panel array below.

Solar Panels & Transmitters
~60,000 layers of solar panels that collect the sunlight from the reflectors, and convert this to transmit high frequency radio waves.

Power Transmission
Direction of radio wave 'beam' controlled through changing phase of waves (beam combined from all layers).

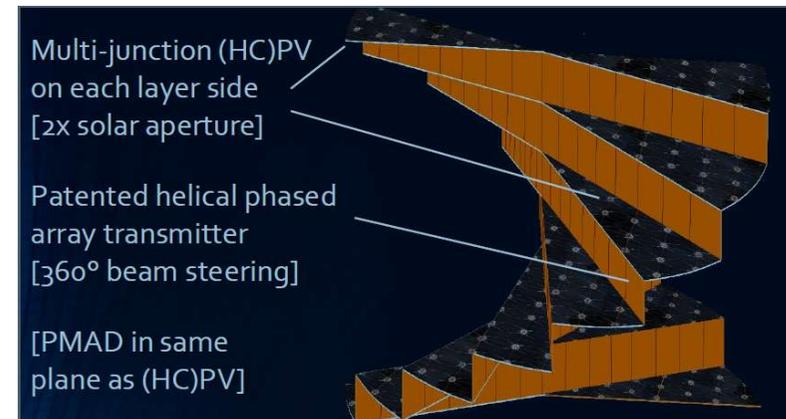
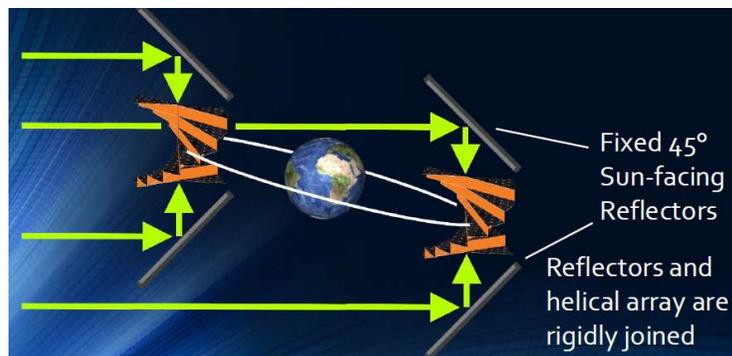
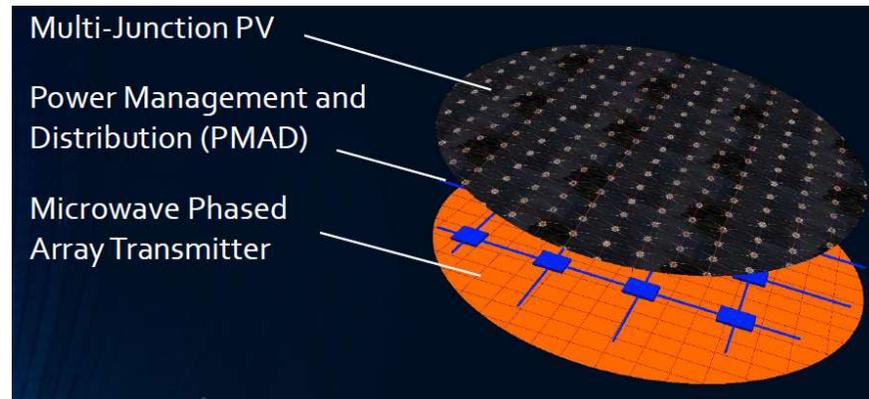
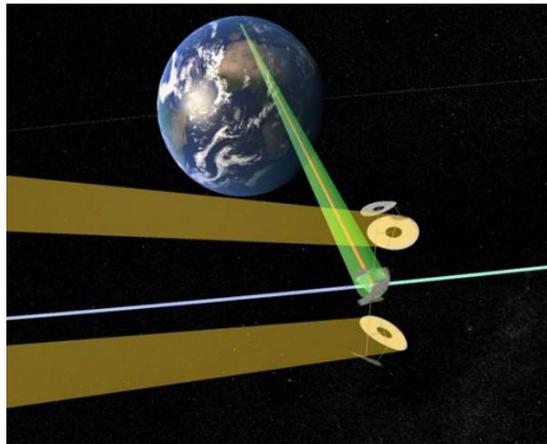
Scale (approx)

Object	Height / Diameter (m)
ISS	110
Eiffel tower	300
Burj Khalifa	830
CASSIOPEIA	1700

Largest man-made satellite (ISS), *Tallest building in the world* (Burj Khalifa), *Concept for Solar Power Satellite to input 2GW power into the grid* (CASSIOPEIA)

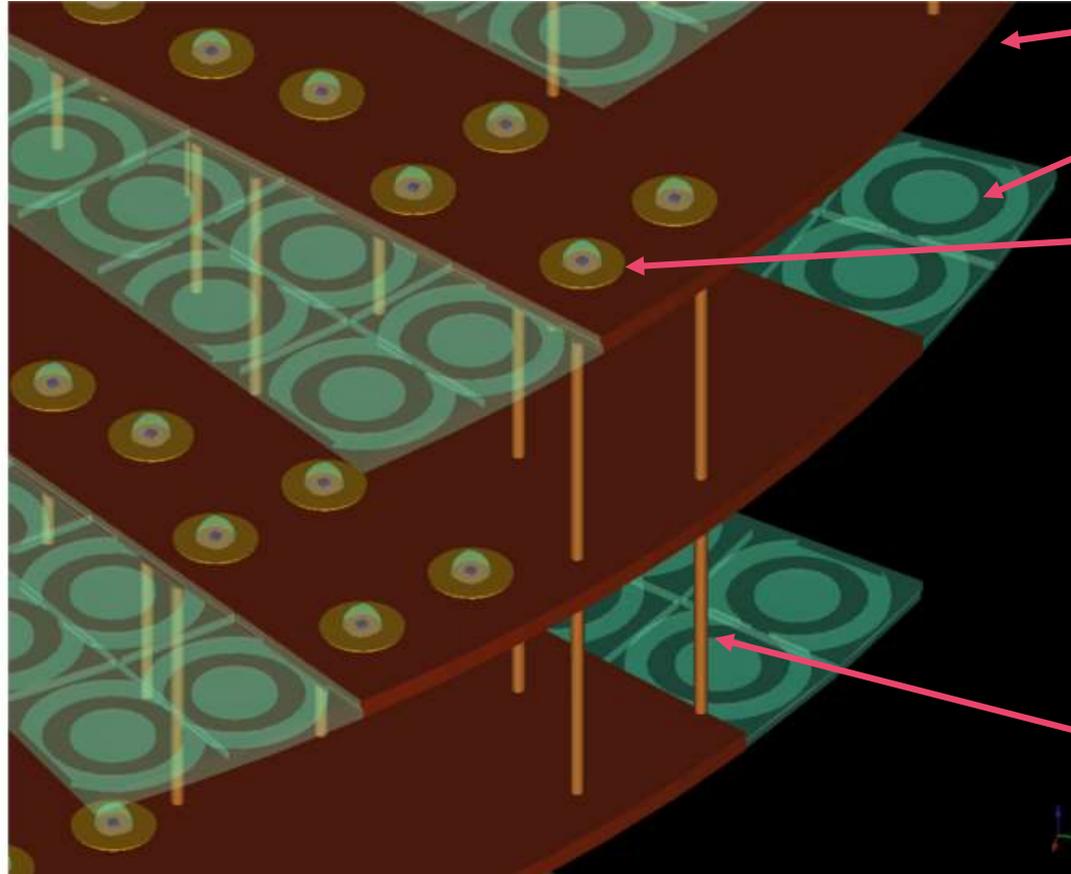
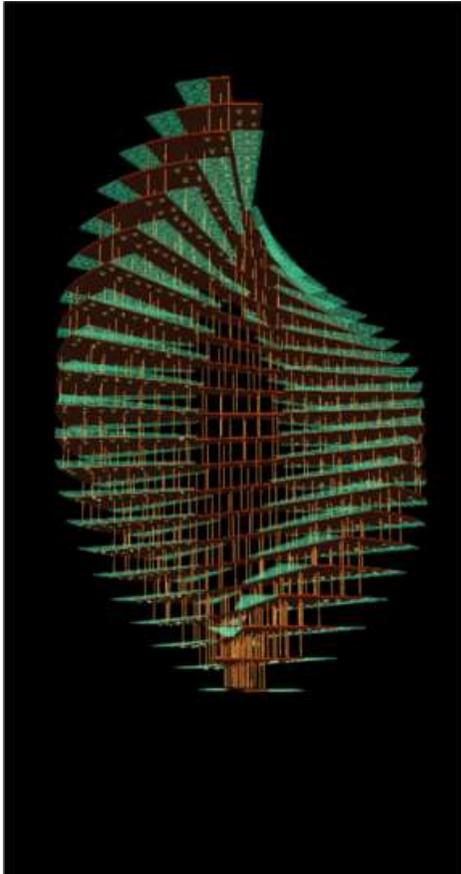
- **Concept récent à l'étude : Cassiopeia**

- . Rendement global (théorique) 18% : 1 m² en GEO produit 255 W
- . Masse 2500 tonnes en GEO pour 2 GW au sol (mais pas de dossier associé...)
- . Coût prévisionnel : 21,6G\$ pour 2GW au début, puis 2,4G\$/GW par la suite



- **Concept récent à l'étude : Cassiopeia**

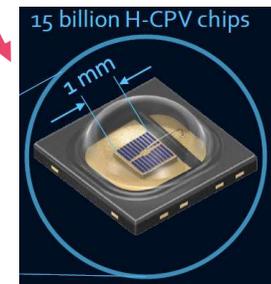
. Intégration forte des fonctions « génération électrique – Génération RF »



50.000 couches espacées de 3,4 cm

Lentilles de Fresnel = Concentrateurs

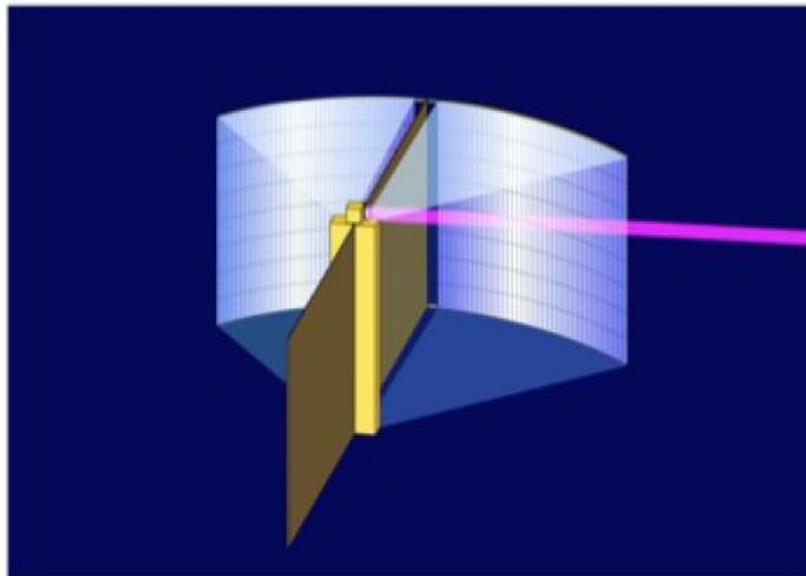
Cellules photoélectriques triple jonction



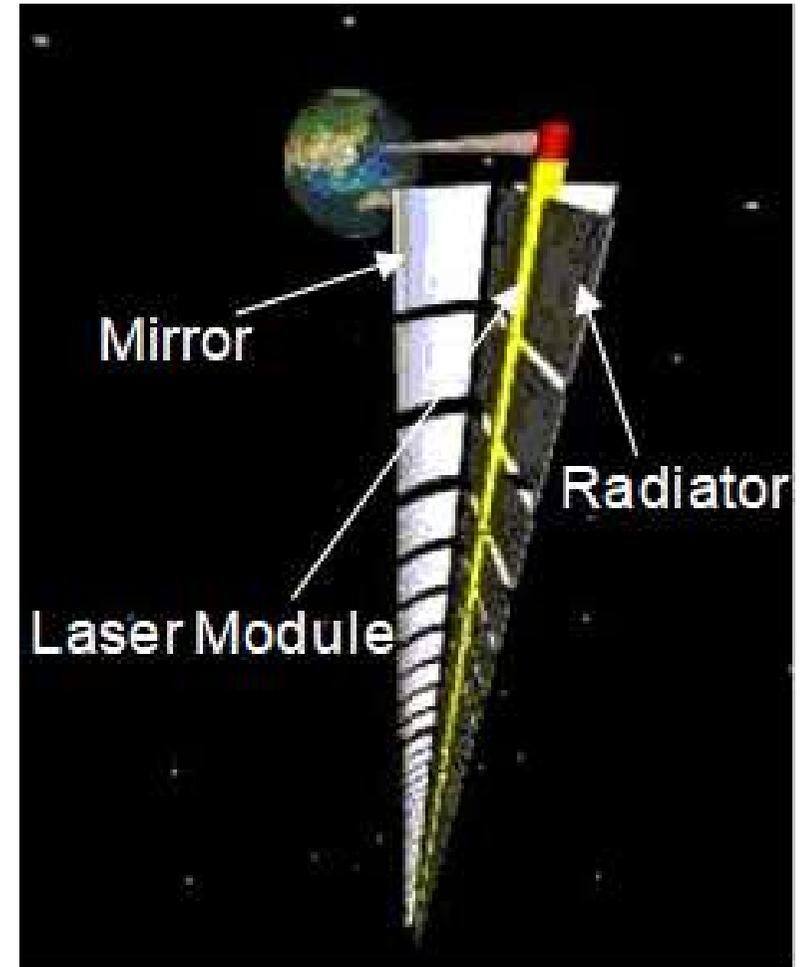
Barreaux $\frac{1}{2} \lambda$
Emetteurs RF – Synthèse de phase

Permet de tourner le faisceau de 360°
électroniquement pour toujours viser
la rectenna

- **Concept à l'étude : Laser pompé solaire**
 - . Nd-Cr:YAG
 - . Efficacité de la conversion Solaire-Laser $\approx 37\%$ (peu crédible...)
 - . Mais dimensions excessivement grandes...
 - Longueur totale en orbite : 10 km pour 1GW au sol



JAXA L-SPS 100x200 m reference unit delivering 10 MW via direct solar pumped lasers. (source: JAXA)



- Voies de progrès Objectifs de R&D

Solar power conversion	Minimum	Agressive
End-of-Life Cell efficiency @ RT	36%	40%
Cells cost	1 €/W	0.5 €/W
Cells + 100 um cover glass areal density	0.6 kg/m ²	0.5 kg/m ²
Cell production capacity by 2035	2 km ² /year	5 km ² /year
Power management & distribution		
Transmission voltage	300 V	1000+ V
DC-RF conversion		
Conversion efficiency	75%	90%
Wireless power transmission		
Phased-array efficiency	90%	95%
Total antenna size (modular)	1 km	2 km
Total antenna size (monolithic)	50 m	100 m
Robotic in-orbit assembly and manufacturing		
Dimension of on-orbit manufactured/assembled structure	1 km	2 km

- **Dimensions**

Pour couvrir la moitié des besoins de la France en électricité en 2020, il faudrait
25 centrales solaires de 9 km² et 7.500 tonnes chacune en GEO

↳ total 187.500 tonnes en GEO...

25 récepteurs de 50 km² chaque au sol (flux reçu 250 W/m² au centre, 1 W/m² en périphérie)

Pour un rendement global 2 fois supérieur au photovoltaïque sol 150 W/m² vs 70 W/m²

Fortes perturbations vers les astronomes à prévoir

Perturbations potentielles vis-à-vis de l'aviation – Zones d'exclusion

- **Opérations de lancement**

Lancement (gratuit...) par Starship :

. Pourrait être un game-changer avec 100 tonnes (LEO) par vol

↳ Il faut donc 2.000 lancements pour 50 GW (1 par jour pendant 5 ans)

. Effet environnemental à clarifier

1.000 tonnes de Méthane consommées par vol

⇒ 2 millions de tonnes de CH₄ à produire pour 50 GW

Peut être acceptable si c'est du Biométhane (France 600 Mt/an en 2023)

Mais effet sur la haute atmosphère probablement néfaste

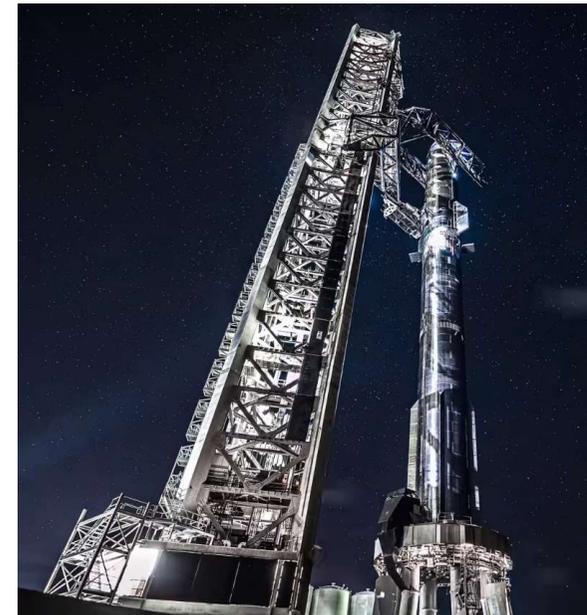
⇒ 15 tonnes de suies et 1.800 tonnes de vapeur d'eau par vol

Intégration a priori en LEO, puis transfert faible poussée électrique vers GEO (5.800 m/s)

. Module de transfert électrique à Isp = 3.000 s

Masse de Xénon 1.600 tonnes par centrale ≅ 40.000 tonnes pour 50 GW

Production mondiale ≅ 6 tonnes/an mais alternatives possibles...



- **Opérations en orbite**

Contrôle d'attitude complexe

Maintien à poste 50 m/s/an \Rightarrow 13 tonnes de Xénon par an à délivrer en GEO par centrale

- . Intérêt potentiel du Plan de Laplace à 7°

Evitement de collisions

Assemblage en orbite : conception avec très forte modularité

- . Très forte automatisation indispensable

Contrôle thermique :

- . Rejet : état des lieux 4 kg/kW – Objectif 0,5 kg/kW

- . Températures de fonctionnement très élevées

Obsolescence, Maintenance, Remplacements

Réparations à prévoir, collisions nombreuses avec micro-météorites

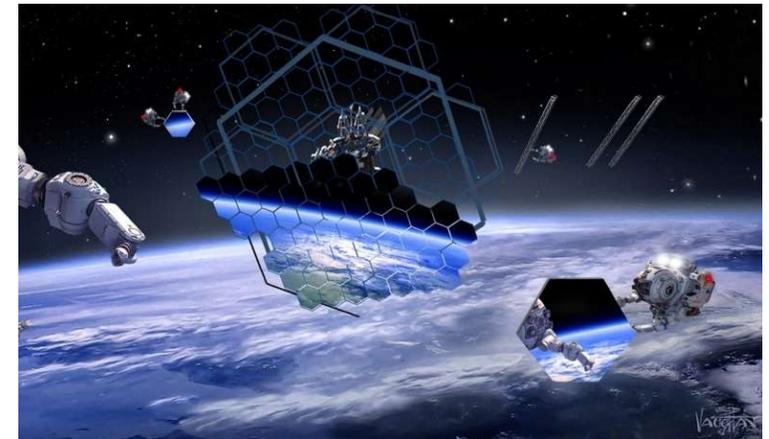
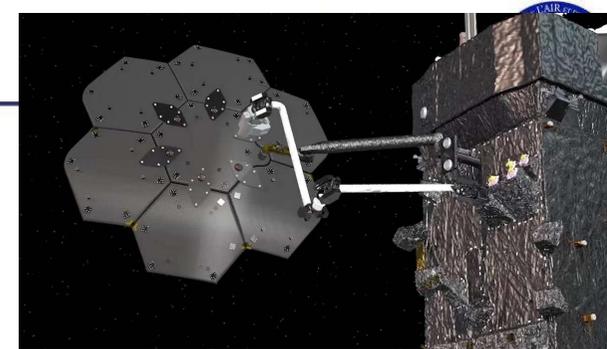
Fin de vie à prévoir :

- . Recyclage : jusqu'à quelle limite ?

- . Orbite cimetièrre : risque de saturation

Résilience : Sécurité du système face à des malveillances

- . Très grande cible, facile pour des attaques



- **Nombreux points requérant consolidation**

Plan de R&T à établir pour améliorer les rendements

. Transitions Photon ⇌ Electrique ⇌ Photon ⇌ Electrique non optimales...

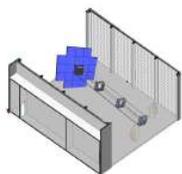
Bilan énergétique à consolider :

> 1.000 tonnes en GEO par GW - Aujourd'hui 5.000 objets en GEO représentant 3.500 tonnes

Bilan financier à consolider :

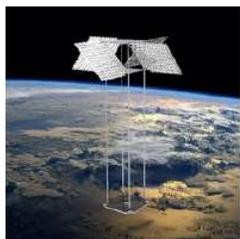
Mankins ⇌ Coût de déploiement \cong \$10 B par tranche de 2 GW – Nucléaire français \cong 1,5 B€ / GW

Mankins ⇌ 7-9 centimes du kWh, mais nucléaire français 5 centimes (hors EPR)...



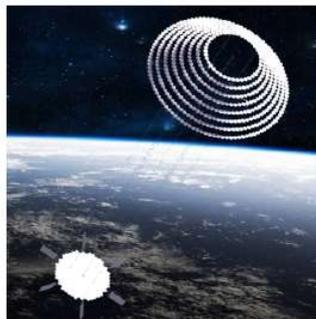
Phase 1

Lab Prototype
@ ~50kW
~\$40M
12-18 months



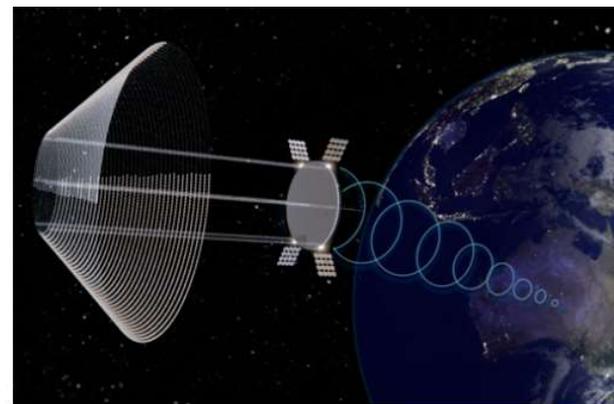
Phase 2

LEO Demonstration
@ ~300kW
~\$250M
+18-24 months



Phase 3

MEO Pilot Plant
@ 10-100MW
+\$1B-\$2B
+24-36 months



Phase 4 / 5+

Operational SPS in GEO
@ 1-2GW
+\$10B-\$12B
+36-60 months,

• **Sujet superbe à analyser correctement**

Fortement lié à In-Orbit-Servicing

Sujet multidisciplinaire très porteur de synergies

. Transmission d'énergie sans-fil ⇒ très nombreuses applications potentielles

Alimentation de systèmes volants de tous genre

Alimentation de robots en milieu complexe

Lanceurs innovants

Pourrait venir naturellement avec NewSpace – In-Orbit-Assembly

Démonstrations à planifier pour apprendre

Etudes Solaris ESA en cours, à suivre !

Diverses études en cours pour éviter certains éléments

de la chaîne de transfert (photosynthèse artificielle)...

Variantes avec de petites centrales, potentiellement en LEO,

destinées à alimenter des zones réduites

Variantes à base de miroir seulement en orbite, pour améliorer les systèmes

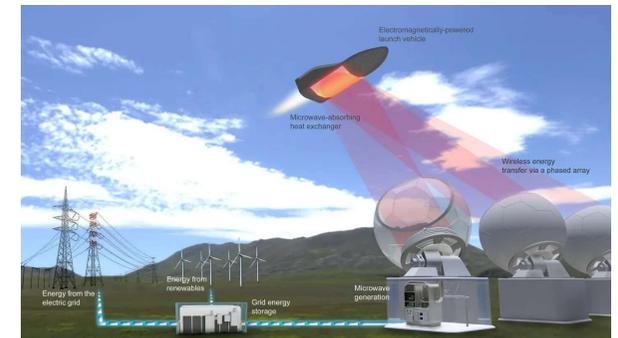
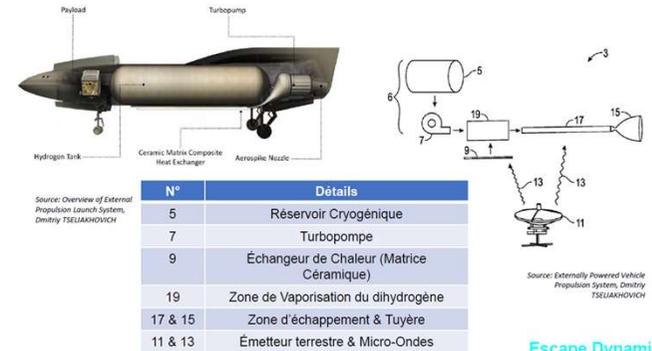
de production au sol, dynamiques ou photovoltaïques

Possibilité d'électrolyser directement l'eau à 0,6 µm pour générer de l'Hydrogène...

⇒ Study Group SG3.11 dédié à l'IAA (International Academy of Astronautics)



➤ Propulsion par micro-ondes dirigées – Concept Escape Dynamics



Escape Dynamics

Merci de votre attention
N'hésitez pas si vous avez des questions
christophe.bonnal@maia-space.com