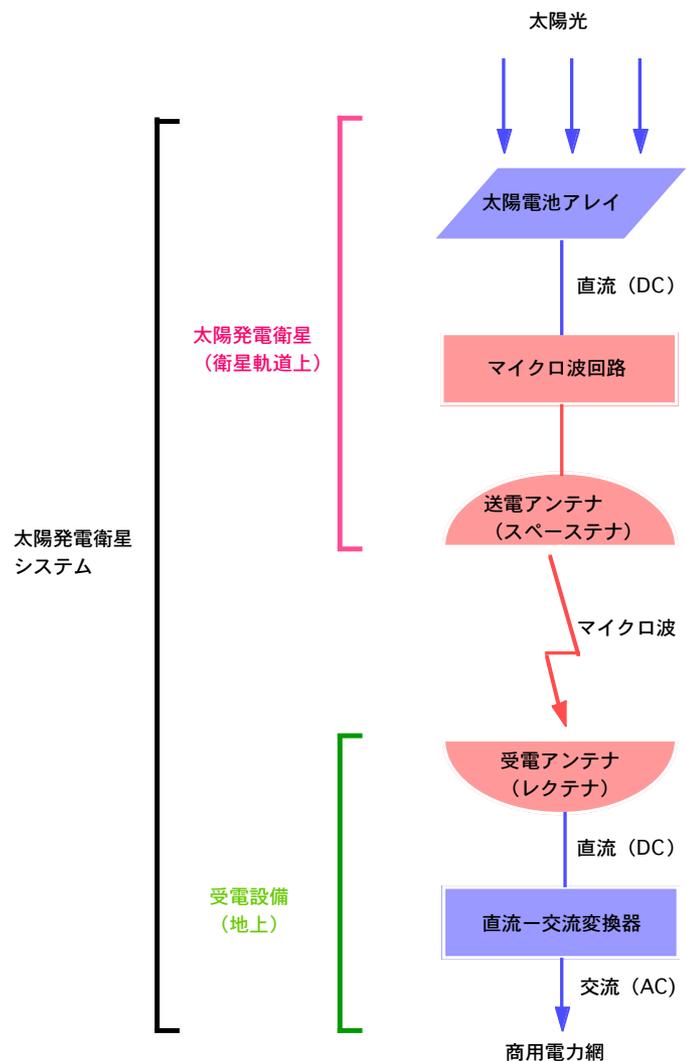


# 小型衛星を用いた太陽発電衛星技術の実証実験

2008年1月

1. 太陽発電衛星のコンセプトと新しいモデル
2. 小型衛星による実証実験の目的と意義
3. 実証実験の具体的な構想

# 太陽発電衛星(SPS)の原理とエネルギーシステムとしての特徴



宇宙での太陽光からのエネルギー取得の効率は地上太陽光利用の場合の**5~10倍**。一方無線送受電の効率は**50%**が期待できる。

従ってこのシステムは地上の太陽光利用に比べ**2.5~5倍**の高い効率で変動のない電力を供給できる**可能性**を持っている。

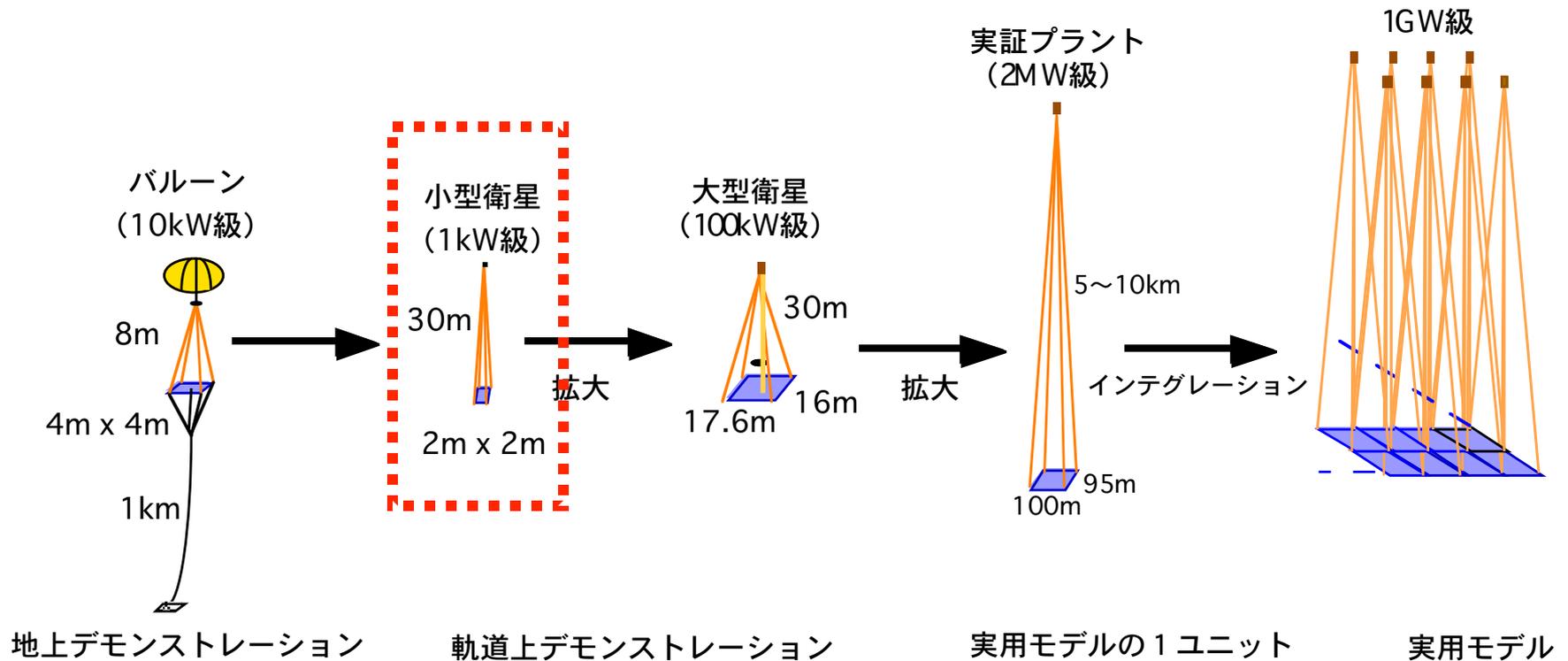
**クリーンで大規模なエネルギーシステムの可能性**

- ・ EPT (Energy Payback Time) : **数年以下**
- ・ コスト : **10~30円/kWh**
- ・ CO<sub>2</sub>負荷 : **化石燃料火力発電の数十分の一以下**
- ・ 取得可能エネルギー : **実質的に無制約**

# 新しい方式の太陽発電衛星(テザーSPS)



# SPS実用化に至るロードマップの中での小型衛星による実証実験の位置づけ



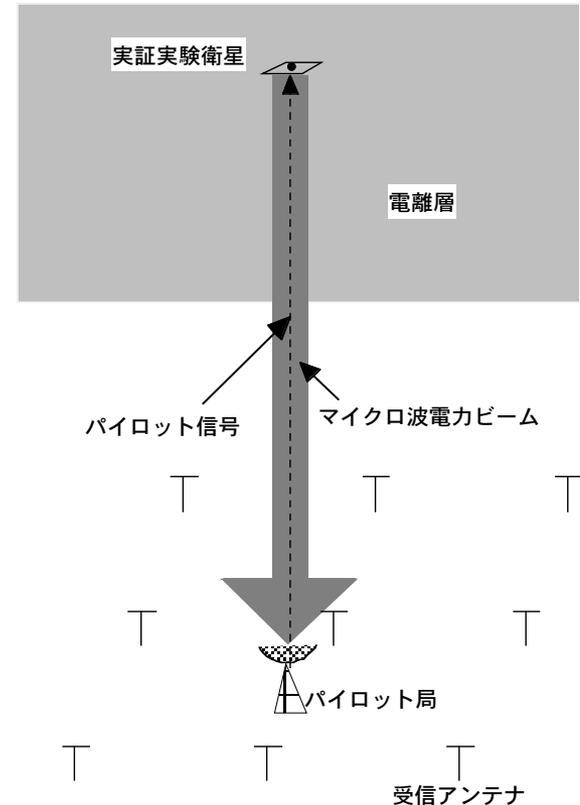
# SPS小型衛星実証実験の目的

## 主目的

- (1) マイクロ波ビーム制御能力実証(軌道上のアンテナダイナミクスの条件の下でのパイロット信号への追従能力)⇨構造維持とビーム制御
- (2) マイクロ波の電離層通過実証⇨パイロット信号の位相擾乱と主ビームの非線形現象の評価

## 副目的

- (3) 軌道上平板パネルの展開方法の実証
- (4) 不要波の抑圧レベル評価(既存の通信インフラに対する電磁適合性の実証)



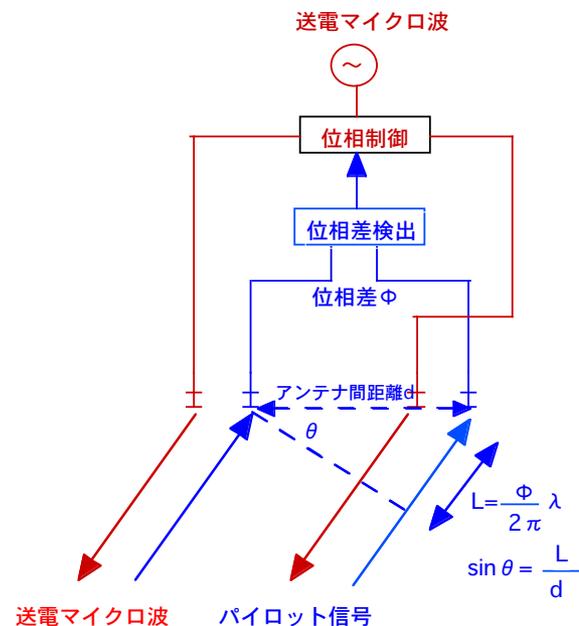
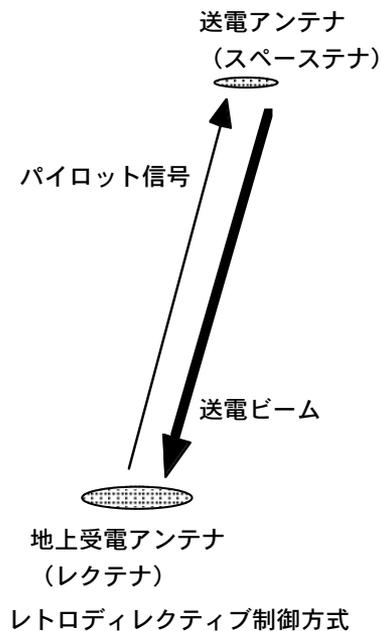
## 小型衛星による宇宙太陽発電の理工学的実験の主旨・意義

- ・太陽発電衛星は、現在社会の最大の課題である地球環境問題、エネルギー問題の解決に大きな可能性を持っている(診断から治療へ)。
- ・JAXAは社会的に優先度の高い問題に対し解決のための本格的な挑戦を始める義務がある。
- ・太陽発電衛星の成否を握る最大のキー技術である軌道上から地上へのマイクロ波送電技術は、現段階でもチャレンジングな未踏技術ではあるが、その中枢となる要素技術は小型科学衛星を用いて検証することが可能。
- ・小型衛星で実証された中枢技術は、より本格的な中・大型衛星による実証衛星に引き継がれ、さらに実証プラントに発展していくべきものであり、小型科学衛星での実証はその端緒をきる世界で初めての歴史的な挑戦。
- ・本ワーキンググループでは、以上のべた背景と考え方を基に、これまで我が国で研究されてきたマイクロ波送電技術を結集し、軌道上から地上へのマイクロ波送電実験を小型衛星計画として企画提案している。

# マイクロ波電力ビームの方向制御の実証(工学的課題)

SPS技術の中で最も困難な技術

レトロディレクティブ制御:地上局の誘導電波を用い正確に  
数百～数万km離れた地上アンテナに向けて送電(静止衛星  
の場合であれば1km離れて3cm内に指向する精度)



## 電離層プラズマとマイクロ波との相互作用の研究(理学的課題)

影響	メカニズム	評価
屈折効果	プラズマ(全電子数)による屈折	パイロット信号による誘導を考慮すれば影響は問題とならない。
ファラデー回転	磁場による回転	伝送効率への影響は小さい
シンチレーション	プラズマ密度不規則構造による位相経路長の変動	比較的激しいシンチレーションの場合 $N_p' = 5 \times 10^{16}$ electrons/m <sup>2</sup> $\Delta P = 0.34\text{m}$ (波長0.12mの2.78倍)(2.45GHz) $\Delta P = 0.06\text{m}$ (波長0.052mの1.16倍)(5.8GHz) パイロット信号、送電ビームともに無視できない可能性がある。
非線形作用	熱的自己収縮現象 マイクロ波密度勾配自己収縮現象 3波共鳴現象	熱的自己収縮現象: 数百W/m <sup>2</sup> -数十kW/m <sup>2</sup> まで議論あり マイクロ波密度勾配自己収縮現象: 影響少ないと予想されている 3波共鳴現象: 影響少ないと予想されている

# 大電力マイクロ波の電離層通過実証

## 通過実証に係わる主な現象

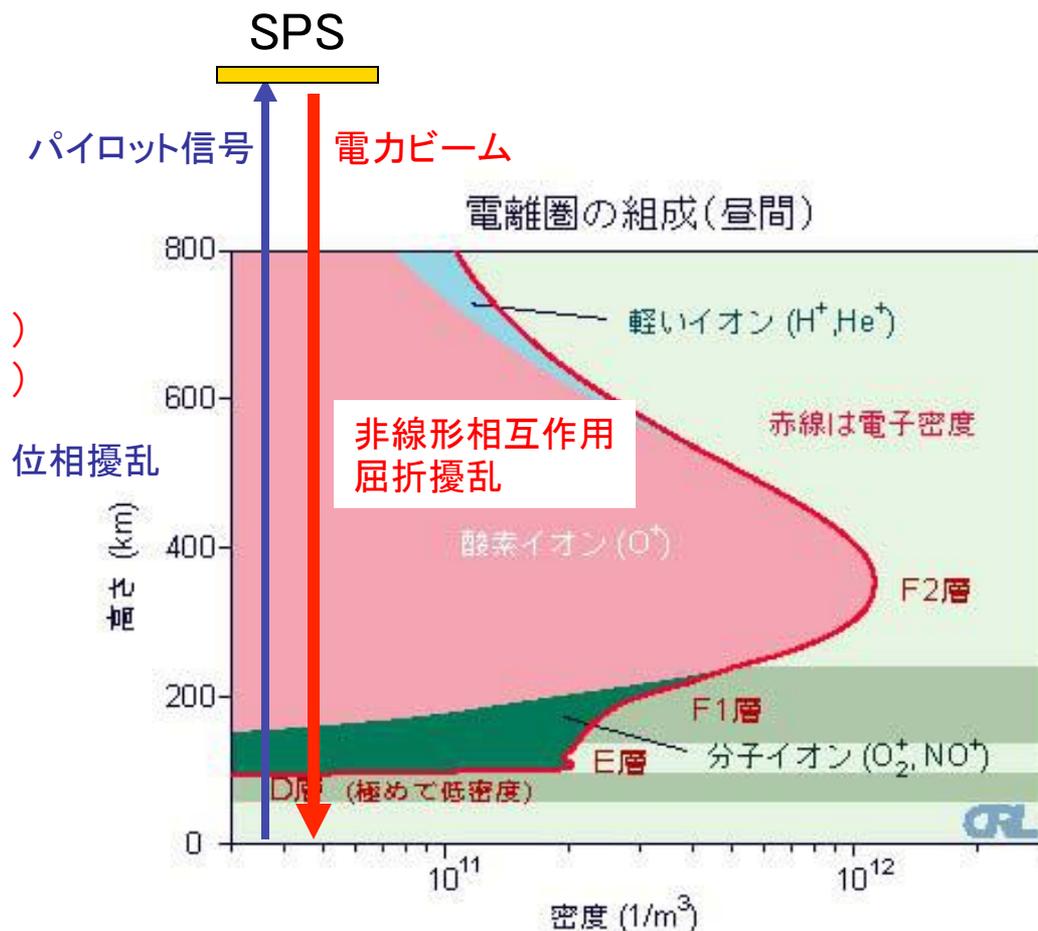
### 1. 位相経路長の変化

定常分:  $10$ 波長程度 ( $N=5 \times 10^{17} \text{ e/m}^2$ )

擾乱分: 波長程度 ( $\Delta N=5 \times 10^{16} \text{ e/m}^2$ )

### 2. 非線形作用

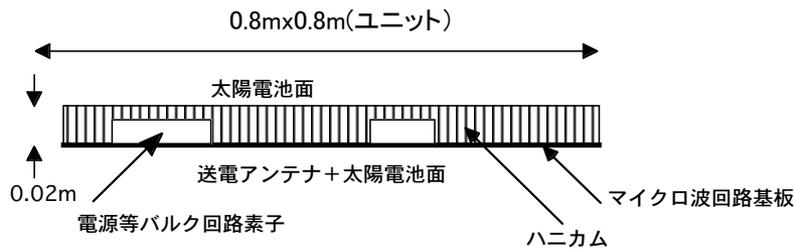
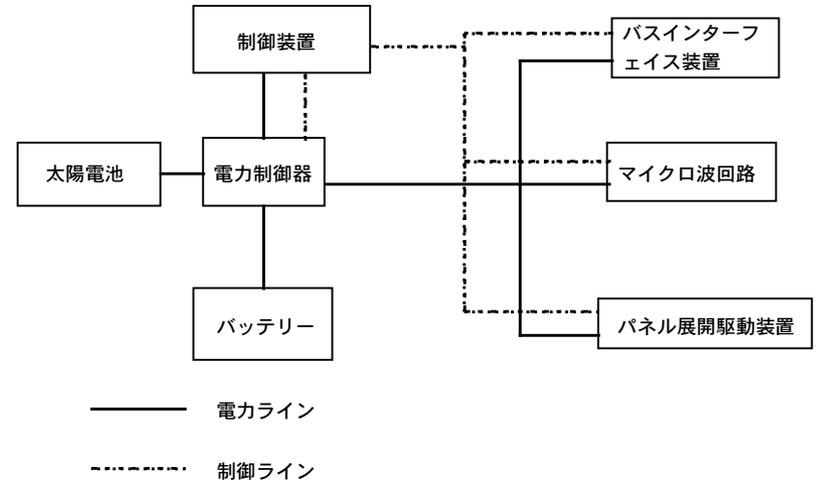
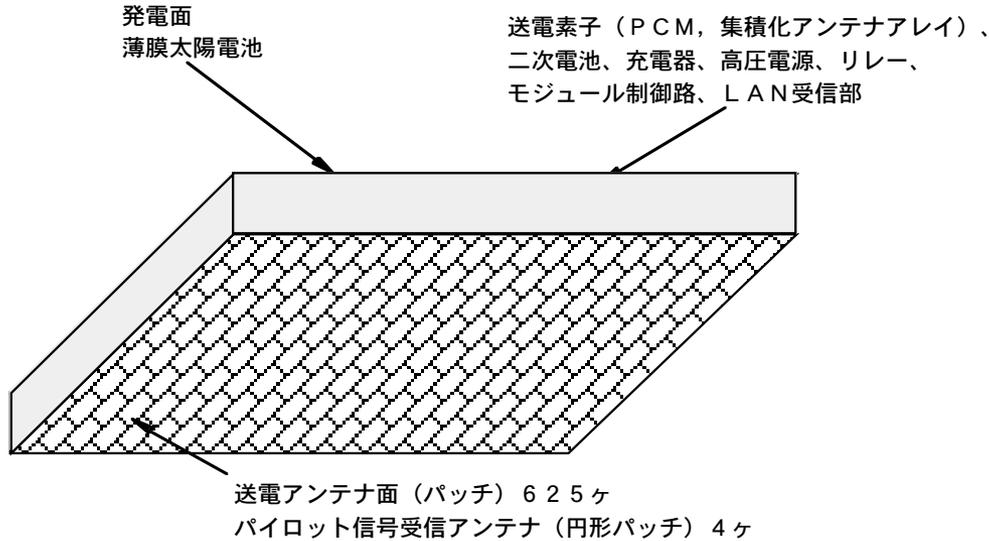
熱的自己収縮現象



# 太陽発電衛星の比重量比較

フェーズ	モデル	軌道上出力	重量	比重量	備考
実用	NASAリファレンスシステム	6.5 GW	50000 トン	7.7 g/W	
	NASDA2002モデル	1.34 GW	10000 トン	7.5 g/W	平成13年度宇宙太陽発電システムの研究成果報告書 宇宙開発事業団
	平板型テザーSPS	1.32 GW	27000 トン	20 g/W	
	Sun Tower(GEO)	1.2 GW	15700 トン	13 g/W	Powell et al., 51 <sup>st</sup> IAC, 2000
	Integrated Symmetrical Concentrator	1.2 GW	18000~31500トン	15g/W~26g/W	Carrington and Feingold, IAC-02-R.P. 12
	European Sail Tower	275 MW	2140 トン	7.8 g/W	Seboldt et al., Acta Astronautica, 2001
実証	SPS2000	10 MW	240 トン	24 g/W	概念計画書1993年
実験	SPS-WT実験衛星	100kW	8トン(発送電部のみ)	80g/W	篠原、2001年(NASDA SSPS検討委員会)
	テザーSPS軌道上実証モデル	280 kW	18.1トン	65 g/W	S.Sasaki et al., ISAS Res.Note 2005
	小型衛星	0.7kW-2.8kW	65 kg ~ 200 kg	93 g/W ~ 71g/W	本提案

# 発電電一体型パネル



機能モデル設計(断面図)



機能モデル発電面



機能モデル送電面

# SPS小型衛星実験の構想(1/3)

ミッション期間	1年で実証目的を達成する
想定ミッション重量	65 kg(option A), 200 kg(option B)
構成	送電パネル(0.8mx0.8mx0.1m)、制御・電源部、観測機器 センサー部(option A) 発送電パネル(1.6mx1.6mx0.1m)、制御・電源部、テザー 伸展部、観測機器センサー部(option B)
送電電力規模	0.7kW(option A), 2.8kW(option B)
太陽電池	option Aの場合はバスから送電用電力を受けるのでパネルには太陽電池を持たない。 option Bの場合(発送電一体型の場合)は薄膜太陽電池(CIS又はアモルファスシリコン)をパネル上面方向に取り付ける。太陽電池出力は最大0.35kW(効率10%)
バス	小型科学衛星共通バス
バスからの電力	100W(option A)、定常30W、テザー伸展時100W(option B)

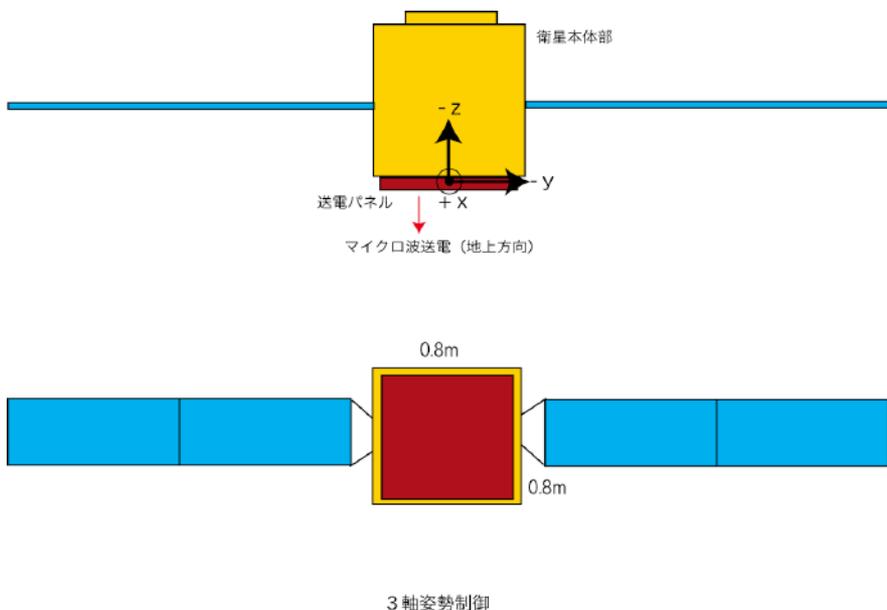
## SPS小型衛星実験の構想(2/3)

姿勢制御 維持	3軸制御(option A)、テザーによる重力安定(option B)姿勢 ±1° 以内
軌道維持	スラスタ(3N)(共通バスによる)
送電周波数	5.8 GHzまたは2.45 GHz
マイクロ波回路	高出力半導体構成またはマグネトロン+半導体
マイクロ波ビーム制御	搭載CPU制御及び地上からのパイロット信号によるレトロ 方式
位相制御精度	5ビット
観測器 モニター	プラズマ計測器、電子エネルギー分析器、波動受信機、 TVカメラ(option B)、電力、温度等HK
テレメトリ	2.048Mbps(観測データ)/8.192kbps(HKテレメトリ)
軌道	円軌道(370kmの準回帰軌道)
実験場所(送電場所)	日本に限らないが、日本を含む。国際的なキャンペーンと するため、米、欧、ロシア、中国、インド、赤道諸国等でも受 電

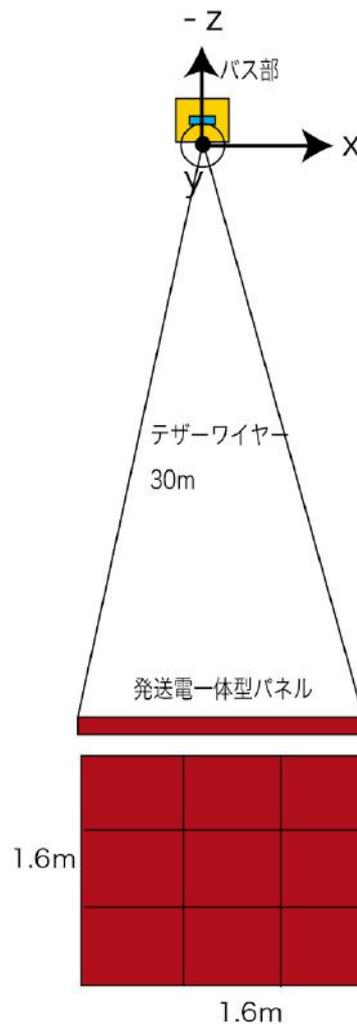
# SPS小型衛星実験の構想(3/3)

平均電力密度	アンテナ部1100W/m <sup>2</sup>
地上電力密度	最大0.1 $\mu$ W/m <sup>2</sup> (option A)、最大1.4 $\mu$ W/m <sup>2</sup> (option B)
ビームサイズ	3m <sup>2</sup> 程度のレクテナでLED点灯(0.004mW)程度(option B)
地上施設	地上で直径50km(option A)、直径30km(option B) パイロット信号UPLINK局(1~10KW級)(JAXA局) 受信アンテナアレイ(分散アンテナによるビームパターン及びEMCの計測、送電周波数及び高調波) 管制局(JAXA局)、追跡局(JAXA局)
射場運用	ミッションバッテリーへの外部充電 フェアリング装着後のレイトアクセス無し
飛行運用モード	受信局上空で5分間/パスで実験を行う(1日3パス程度) 搭載CPU制御モード(搭載側でビーム方向制御) 誘導電波制御モード(地上からのパイロット信号でパイロット局へのビーム方向制御)

# SPS小型衛星実験 のコンフィギュレーション(Option A, B)



Option A (700 W送電システム、  
ミッション重量 65 kg)



Option B (2800W送電システム、  
ミッション重量 200 kg)