

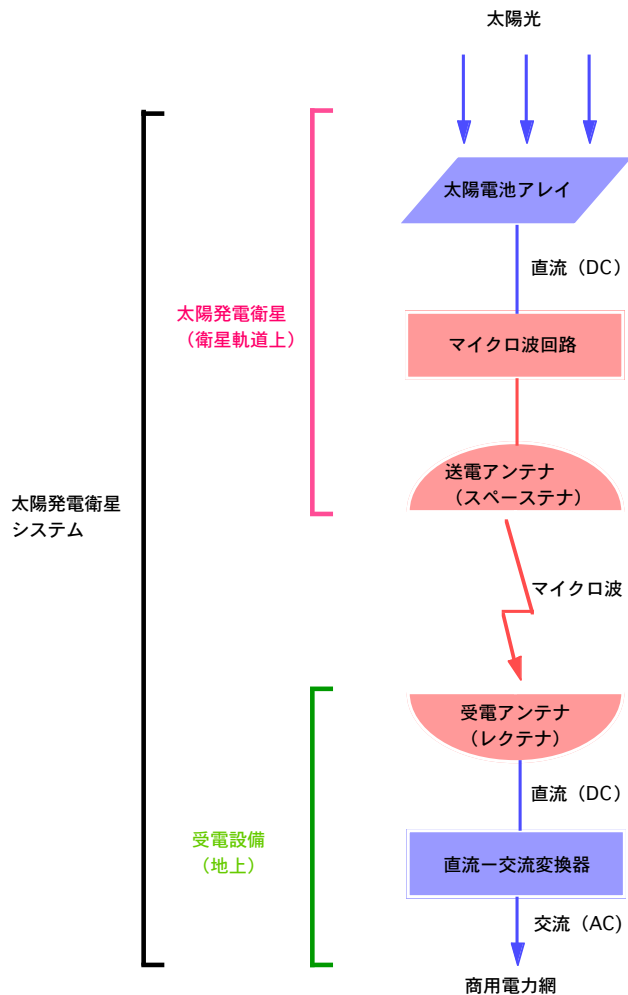
小型衛星による宇宙太陽発電の理工学的研究

2007年4月

1. 宇宙太陽発電の構想と研究背景
2. 小型衛星による実験提案

- ・実験の目的
- ・ミッション機器(発電電一体型パネル)
- ・実験のコンフィギュレーション
- ・具体的な実験構想
- ・実施体制
- ・開発スケジュール
- ・必要資金

太陽発電衛星の原理とエネルギーシステムとしての特長



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**
- ・ CO₂ 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**

太陽発電衛星の分類

太陽発電衛星

非集光型

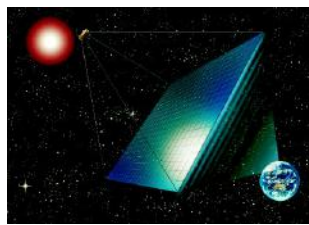
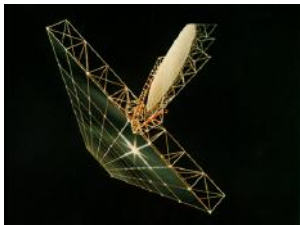
集光型

バス電力方式

分散電力方式

NASAリファレンスシステム
SPS2000
NEDOモデル

USEFベースライン
(Tethered-SPS)



バス電力方式

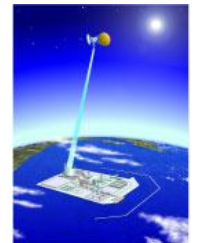
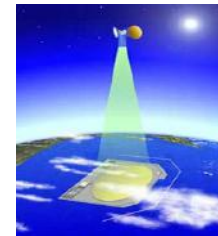
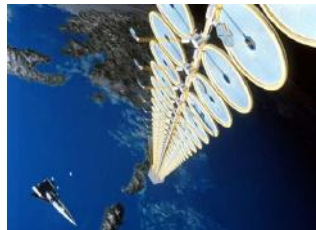
分散電力方式

レーザー直接励起方式

NASAサンタワー
NASA ISC

NEDOオプション
NASDA2001年モデル
USEFオプション

NASDAレーザーSPSモデル

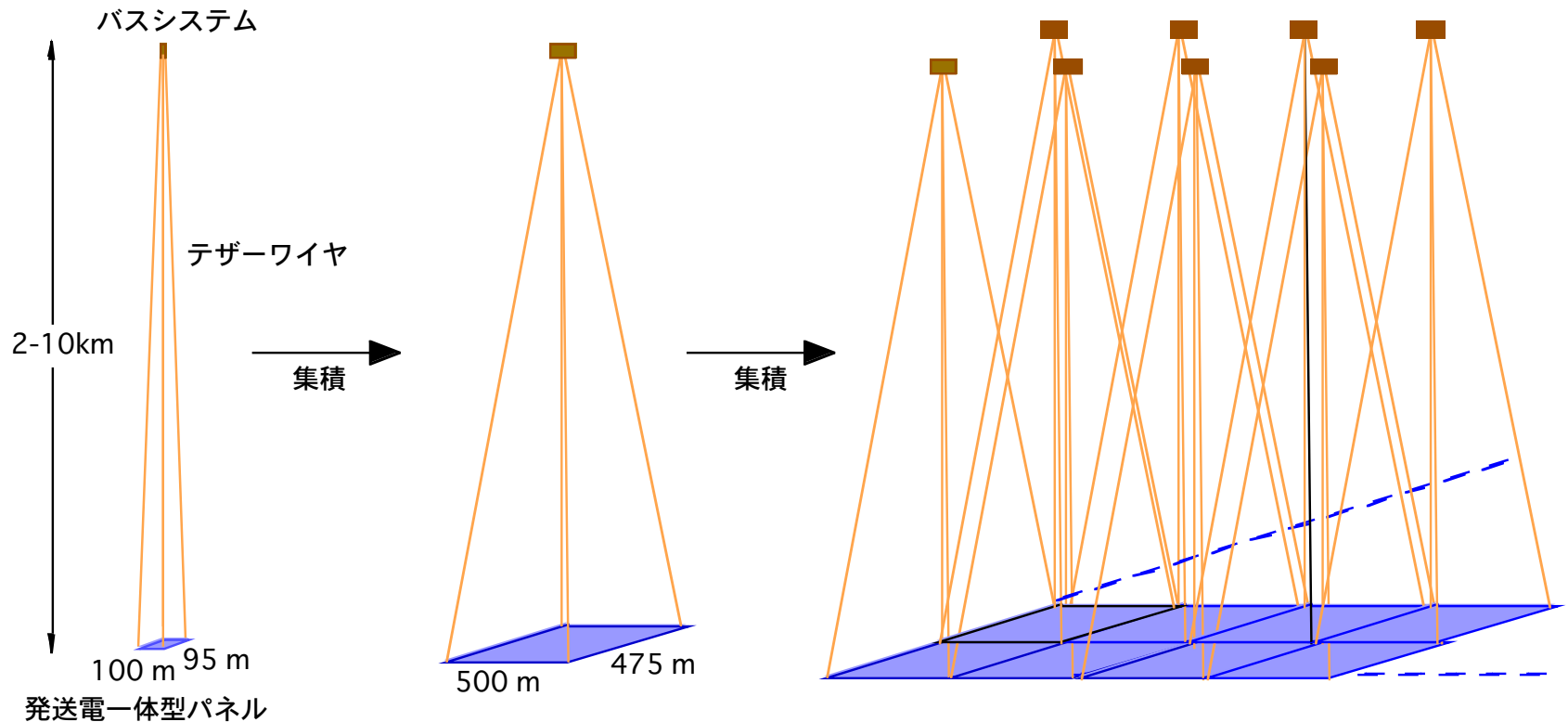


これまでのSPS構想の問題点

問題点	例	問題の内容
回転電力伝達機能 ミラー回転機能	NASA Reference System (NASA Sun Tower) NASDA SSPS Model NASA ISC	ロバスト性の欠如（冗長機能なし） 一点故障で全機能喪失
バス集電ケーブル 超電導ケーブル	NASA Reference System ISAS SPS 2000 NASA Sun Tower NASA ISC	非現実的なケーブル重量 超電導システムも現技術では適用困難.
集光ミラー	NASDA SSPS Model NASA ISC	集光部での排熱が困難 薄膜大型構造物の太陽指向姿勢制御が困難
全ての建設が終了後に始めて 機能動作可能	NASA Reference System NASDA SSPS Model NASA ISC	開発リスク、投資リスク 商業システムとして受け入れ困難
低高度軌道で建設、完成後静止 衛星軌道へ移動	NASA Reference System	巨大な（非現実的な）軌道間輸送機が必要 低速移動のため半導体素子の放射線劣化が不可避
デモンストレーションと実用SP Sを独立に検討		一貫した開発のロードマップが描けない

新しいSPS:テザー太陽発電衛星のコンセプト

全重量:26,500 MT 出力:1 GW(一定)





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。
- ・JAXAは社会的に優先度の高い問題に対しその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する。

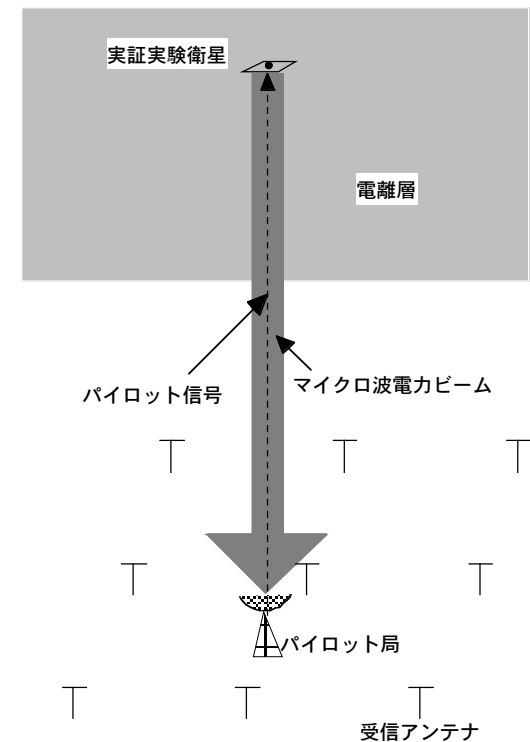
SPS小型衛星実証実験の目的

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(工学的課題)
- (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(理学的課題)

副目的

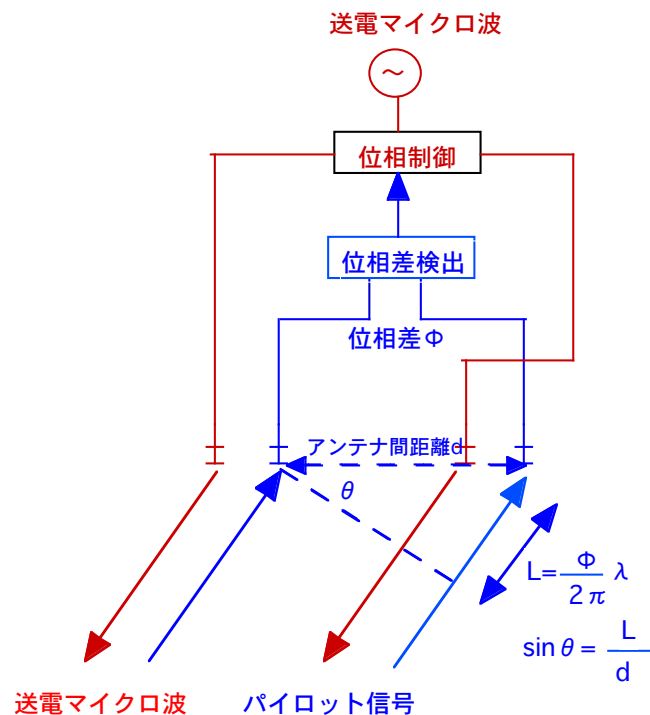
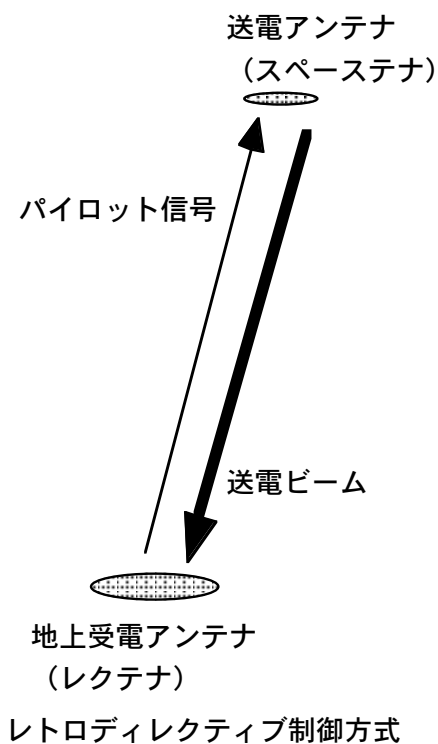
- (3) 軌道上平板パネルの展開方法の実証
- (4) 不要波の抑圧レベル評価(既存の通信インフラに対する電磁適合性の実証)



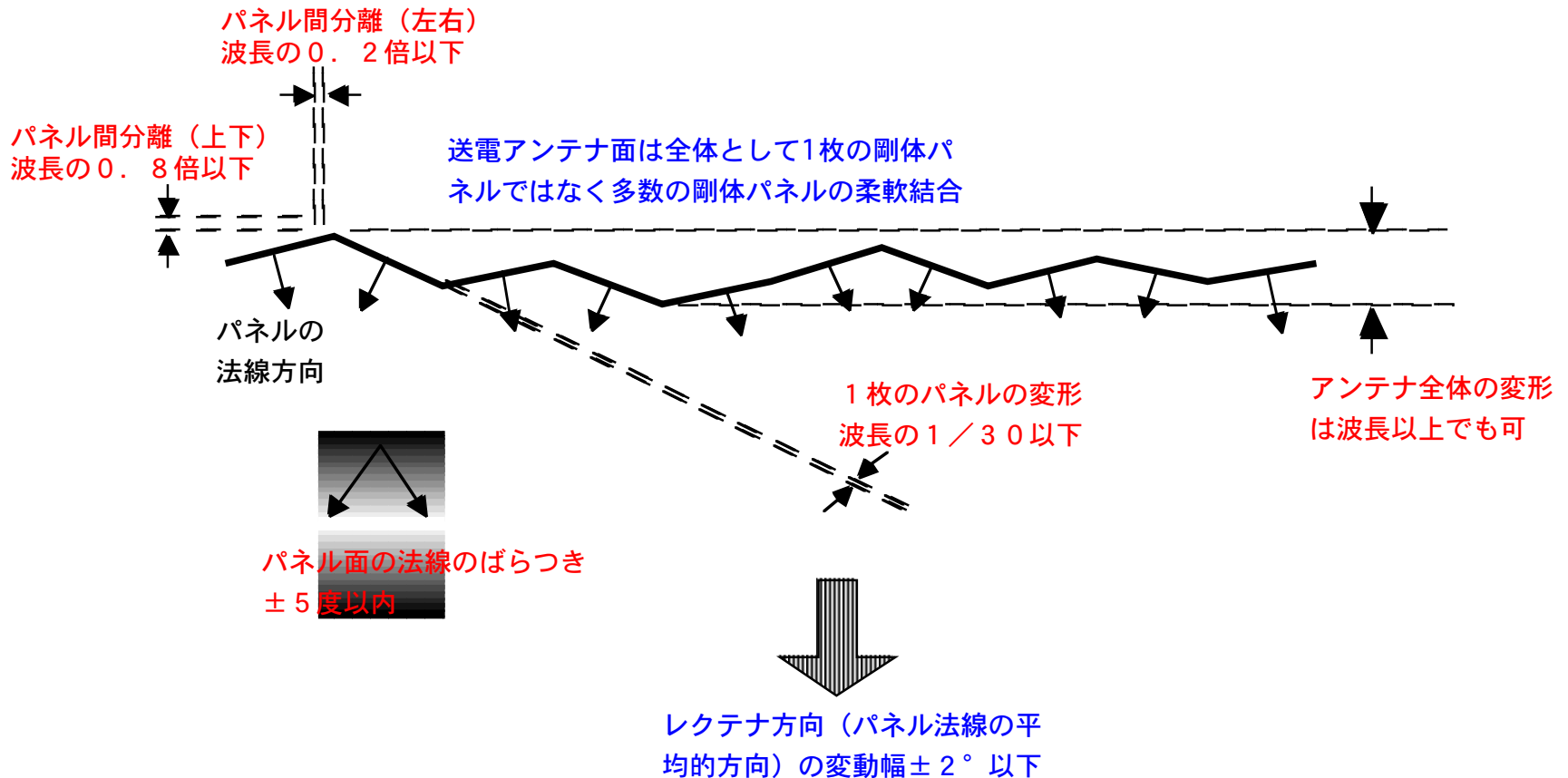
(1-1/2) マイクロ波移相制御(工学的課題)

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)



(1-2/2) パネルダイナミクス制御とマイクロ波移相制御の協調的統合で実現するマイクロ波電力ビーム(工学的課題)



(2) マイクロ波の電離層通過実証(理学的課題)

通過実証に係わる主な現象

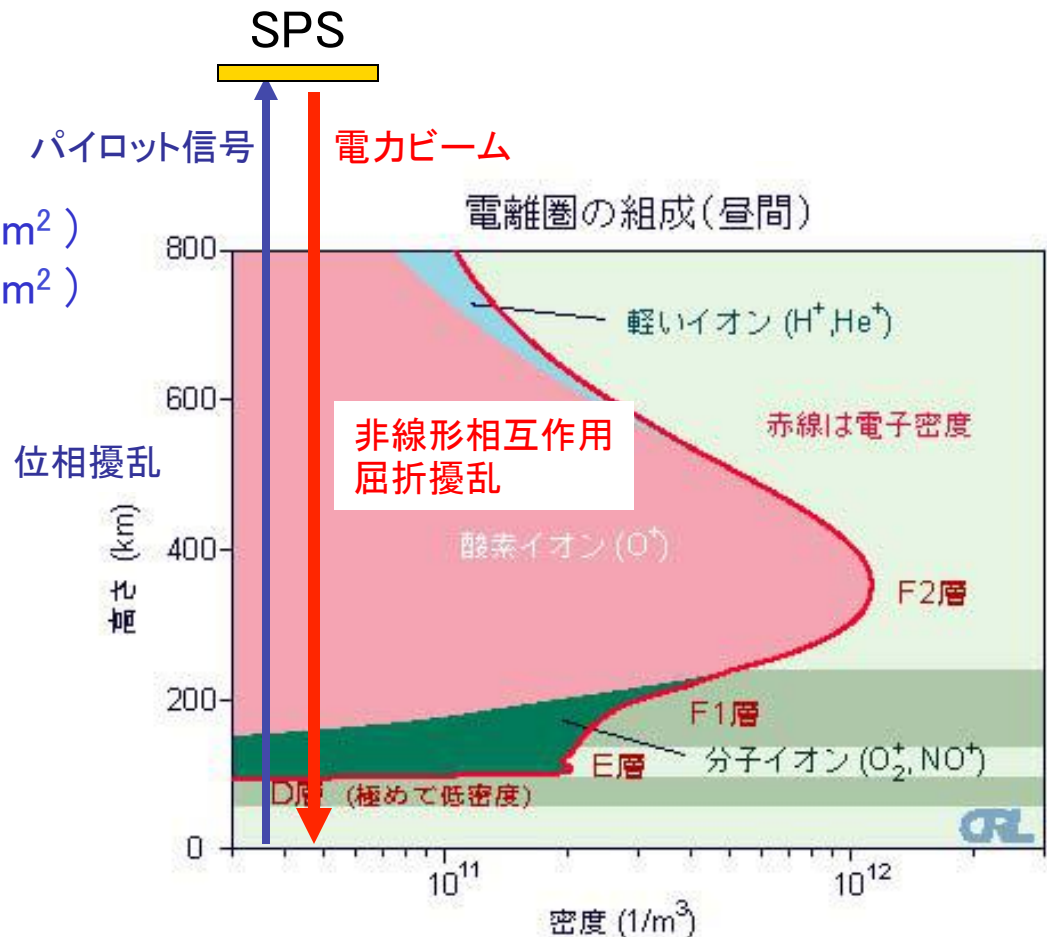
1. 位相経路長の変化

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

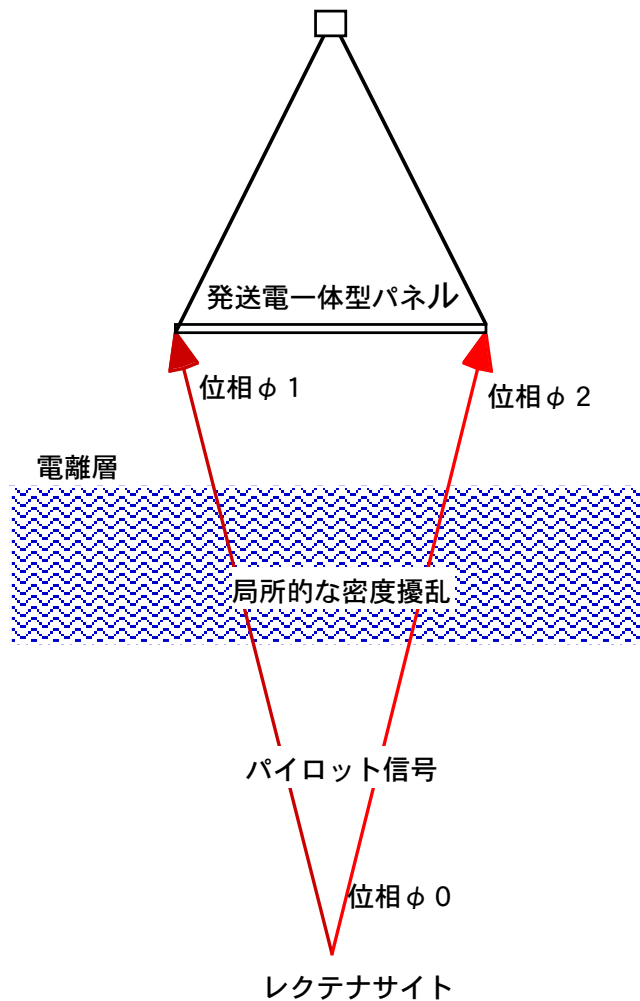
擾乱分: 波長程度 ($\Delta N=5 \times 10^{16} \text{ e/m}^2$)

2. 非線形作用

熱的自己収縮現象



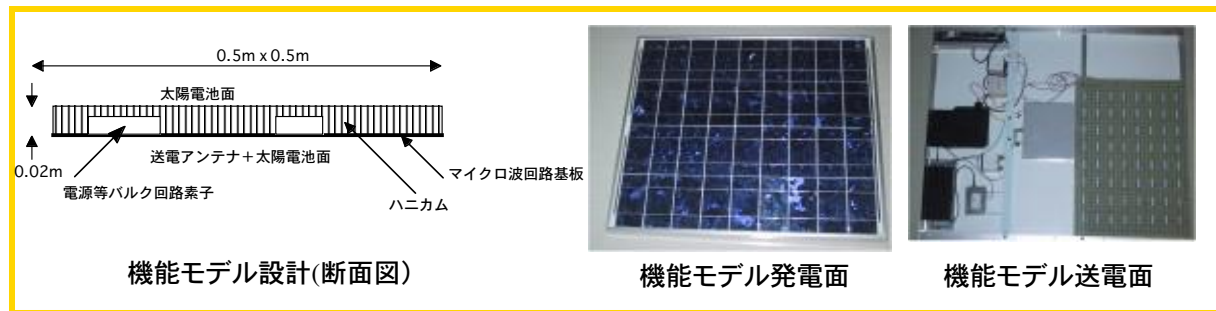
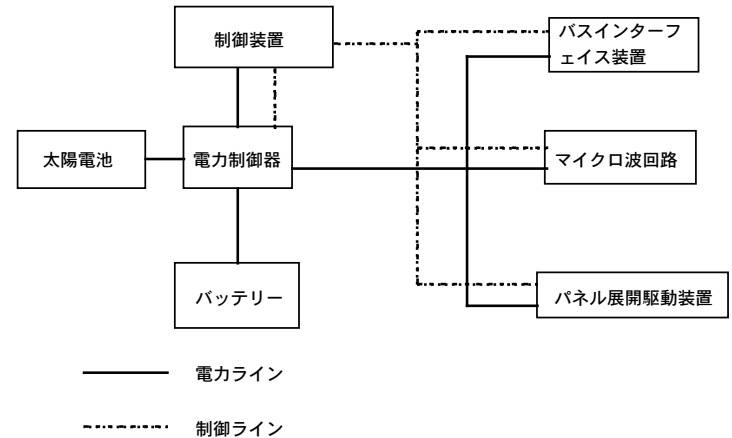
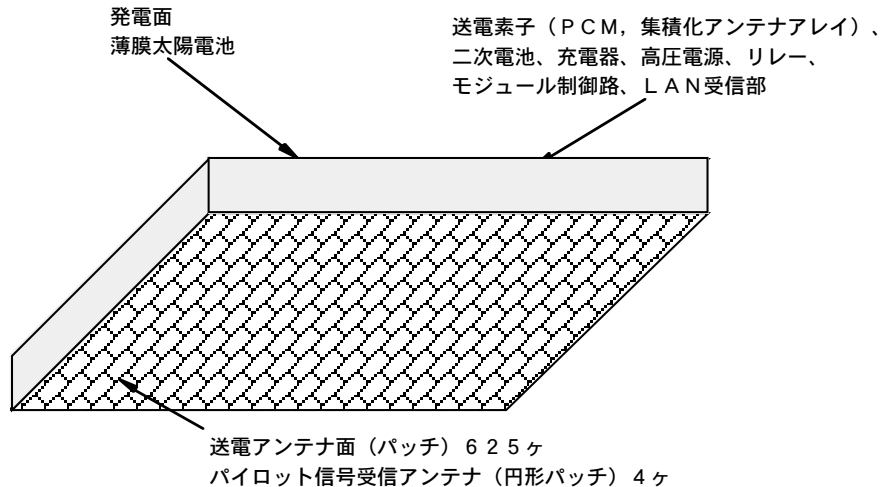
電離層プラズマによるパイロット信号の位相擾乱の問題



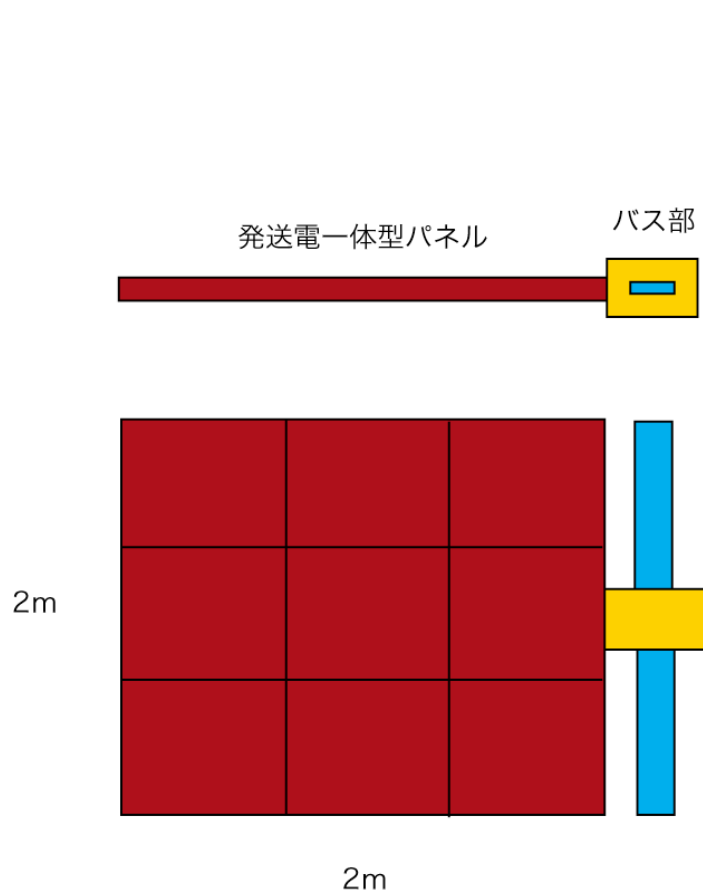
電離層プラズマとマイクロ波との相互作用

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 $N_r' = 5 \times 10^{16}$ electrons/m ² $\Delta P = 0.34\text{m}$ (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 ² –数十kW/m ² 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

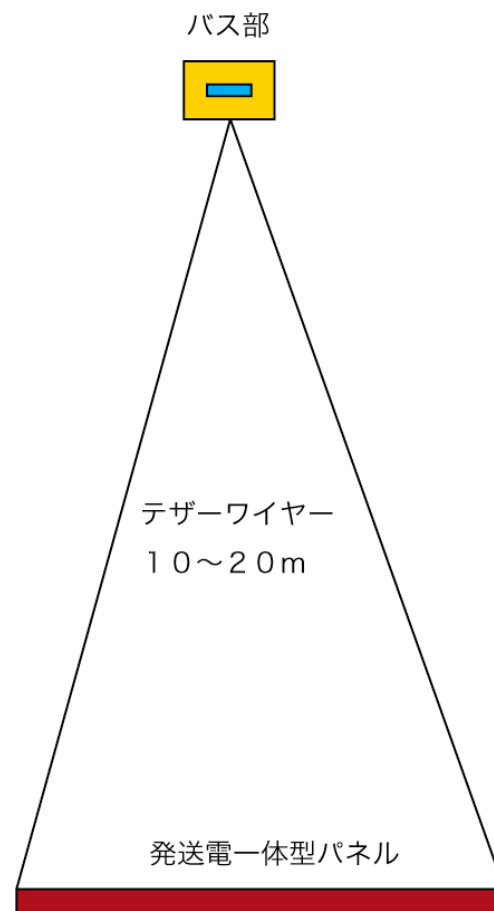
発電電一体型パネル



SPS小型衛星実験 のコンフィギュレーション



3 軸姿勢制御



重力安定地球指向

マイクロ波送電素子・システムのW当たりの重量

素子・システム	効率、単体出力	W当たりの重量 (g/W)	備考
位相制御マグネトロン	60%程度 数百～数kW	45 g /W (2.45GHz) 25 g /W (5.8GHz)	電源込み、4000円/W程度、京大 2001年3月NASDA SSPS委資料
TWT増幅器	ビーム回収型60～67% 数百W程度	20g/W程度	電源込み 2001年3月NASDA SSPS委資料
クライストロン増幅器	76%程度 数百W～数十MW	40g/W～100g/W	電源込み 2001年3月NASDA SSPS委資料
半導体マイクロ波素子	効率40%程度	60g/W程度	2001年3月NASDA SSPS委資料 MMIC化により軽量化可能
SPORTS2.45システム	2kW、総合効率355% (同軸込み)	100g/W	第5, 6回SPSシンポジウム、平成 14, 15年
SPORTS5.8システム	1kW、総合効率50% (option2)	45g/W	第5, 6回SPSシンポジウム、平成 14, 15年
COMETシステム	280 W出力 総合効率37.5%	25.2g/W	第6回SPSシンポジウム、平成15 年

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 st 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

SPS小型衛星実験の構想(1/2)

衛星重量	600kg
想定ミッション重量	360kg
送電電力規模	マイクロ波送電能力で3kW程度(現状技術120kg/kW)
マイクロ波電力	発送電一体型パネルあるいはバスからの電力供給
アンテナサイズ	3m×3m=9m ²
太陽電池	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)、最大電力0.9kW(効率10%)
バス	小型科学衛星共通バス
姿勢制御	3軸制御または重力安定(テザーまたはトラスによる)又
姿勢維持	±5°
軌道維持	スラスタ(数N程度)
送電周波数	5.8GHzまたは2.45GHz
マイクロ波回路	マグネトロン+半導体、または高出力半導体構成
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	プラズマ計測器、電子エネルギー分析器、波動受信機
モニター	TVカメラ、電力、温度等HK

SPS小型衛星実験の構想(2/2)

テレメトリ	1Mbps/40kbps(共通バスによる)
コマンド	4kbps(共通バスによる)
軌道	円軌道、高度370km、3日の準回帰軌道
実験(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しては、米、欧、ロシア、中国、インド等でも受信
電力密度	300W/m ² (アンテナ部)、150W/m ² (50m先)
地上電力密度	最大0.005 μ W/cm ² (5.8GHz、高度370km、9m ² ,3kWの場合) 平均的には放送衛星受信アンテナサイズでLED点灯 (LED点灯最低電力シャープGL3PR8/赤色1.65V0.002mA, 0.0033mW)
ビームサイズ	地上で直径25km(同上)
地上施設	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、追跡局(JAXA局)
運用	受信局上空で5分間/パスで実験を行う(1日3パス程度、3日に1回真正通過)
実験モード	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ビーム方向制御)

SPS小型衛星実験の検討課題

1. マイクロ波増幅方式：マグネトロン又は半導体
2. マイクロ波制御方式：ハードレトロまたはソフトレトロ
3. 姿勢制御方式：3軸制御または地球指向
4. バス部との電氣的、構造的インターフェイス
5. パネル展開方法
6. 地上受信局（多点）