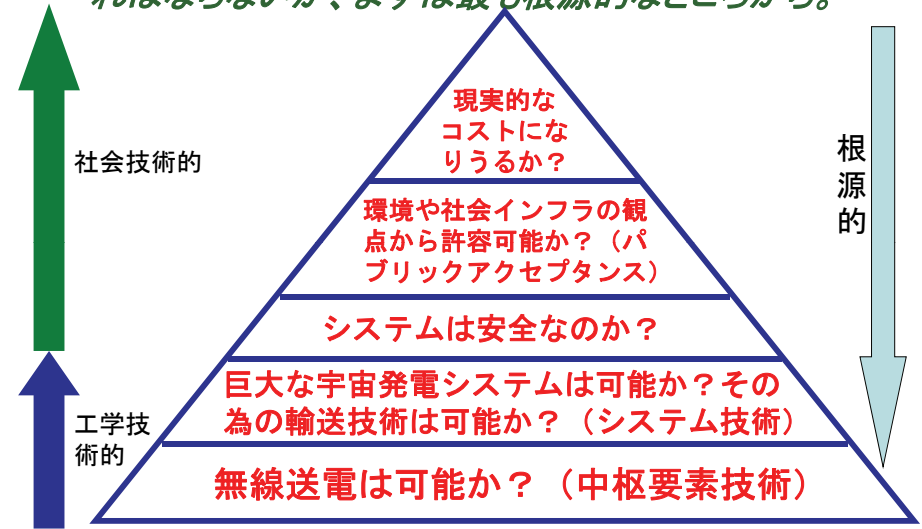
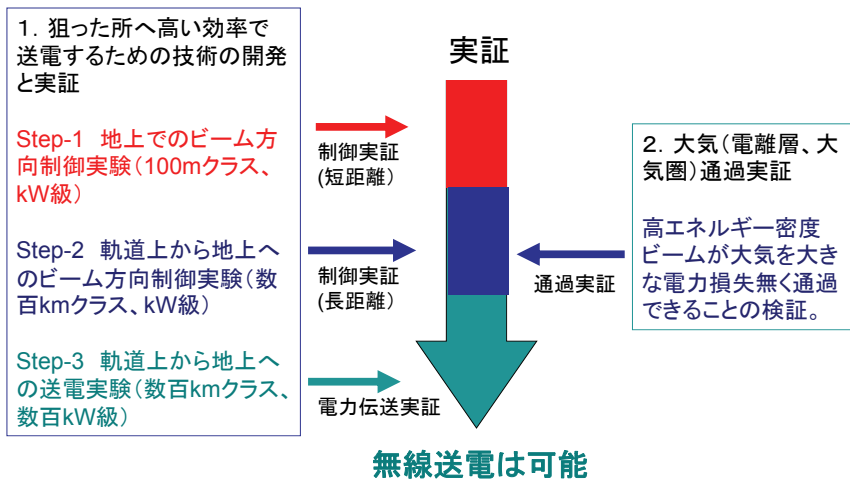




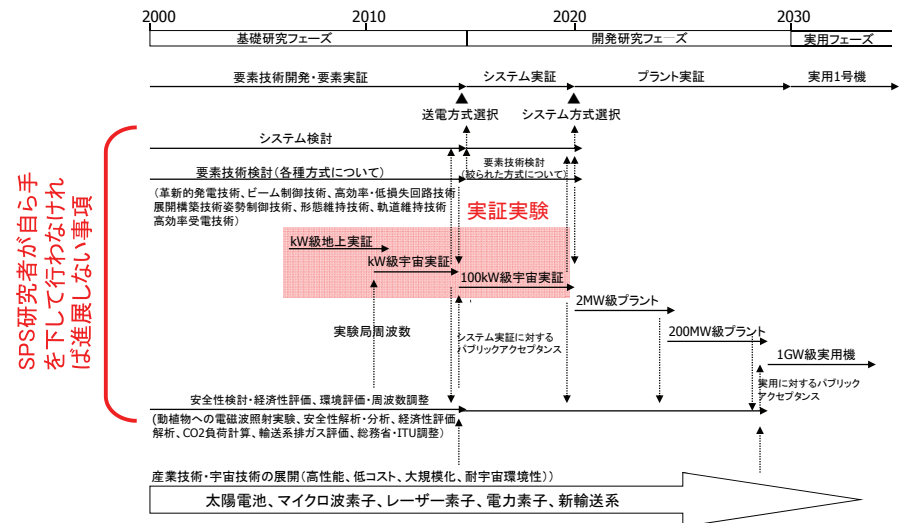
SPSが成立するためには以下が全てyesとならなければならないが、まずは最も根源的なところから。



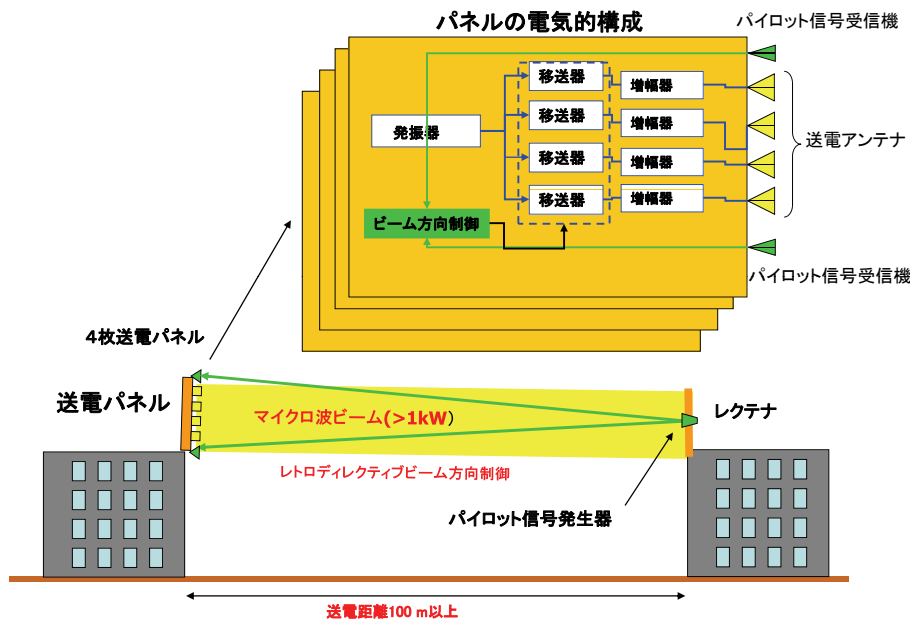
無線送電は可能か？（中枢要素技術の実証）



SPS実現に至るまでの開発戦略の中での本講演で述べる実証実験の位置づけ



現在検討中のマイクロ波地上電力伝送実験 (1kW クラス)

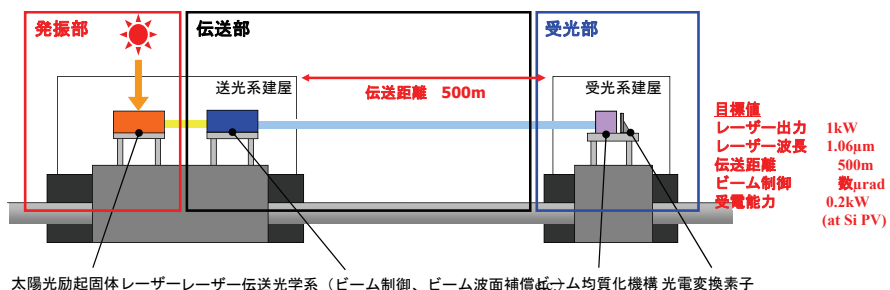


これまで行われた地上でのマイクロ波ビーム制御実験

モデル	MILAX (建設費削減機 型: 1992)	SPORTS.4RC2000	SPRT22001	SPORTS.3C2001	Bandeh SP6GAF(2002)	TEXAS AM Model(2002)	SP3000
機関	米大・神戸大	米大	米大-NASDA	米大	神戸大	TEXAS AM	宇宙局/CNES
周波数	2.411GHz	2.49GHz	5.77GHz	5.8GHz	2.49GHz	5.8GHz	2.49GHz
入力	電圧	高圧大電圧(40kV)または20kV電圧	高圧大電圧(70kV)または130kV大電圧(100kV)以上	高圧大電圧	高圧大電圧	電圧	ハロゲンランプ(100W)の大電圧
送電部	半導体	12台PCM300W(1台)	半導体	8台PCM/144半導体増幅器	F管半導体	半導体	半導体
送電率出力	1.28W(1300W)	3.6W	25W(1000W)	1.28W/90W	32W	80W	4W
アンテナ出力		30W					
スミアス試験			-75dB以下				
制御制御	制御器(4ビット)4000制御	制御器(20ビット)補助制御器(0.1, 0.2, 0.3) (各ダイバーシファイアンテナ用)	フェーズフレイ(8ビット)1000制御	サブアレイ/フェーズフレイ(32ビット, 分断型2段階), パイロット信号受信機(100W)による制御		サブアレイ(1x4のレトロディレクティブアンテナ)による制御	30F (アナログ)
アンテナ径			10m以上		11.7m (mod4)		
アンテナ数	20個(4x5アンテナ) (送信-受信)	12(4x3)アンテナ17, 3x11.8, 1x3x11.8アンテナ(送信)	100個, 0.75x2間隔	288/144個	4 antenna(2.7x2.7x4 mod4)	83アンテナ(サブアレイ)	82x40個
アンテナタイプ		ホーンアンテナ	ホーンアンテナ	円筒状ホーンアンテナ	Slot antenna	パッチアンテナ	キヤビティ付きスロット
ビーム幅			10°以下		8.8° (半幅)	4.8° (半幅)	
直径							
効率		両側込み30%, 両側抜き40%	パワーアップ効率22%	両側・マイクロ波変換効率10%	増幅器90%		
大きさ			長さ40~50m		64m x 64m	5.2 feet x 2.1 feet	
実用アンテナ		両側向き設計(ホーンアンテナ), 2m径	164アンテナ(及)LED	3m径補助制御器, 2.7m径4m径制御器	ダイバーシファイアンテナ(170個)	30インチ径レクテナ	ダイバーシファイアンテナ(80個)
ソース	1989年度宇宙エネルギーシンポジウム	第7回SPシンポジウム(平成13年)	第7回SPシンポジウム(平成13年)	第7回SPシンポジウム(平成13年)	Jessha and Keys	NASA SSP TMM(2002)	平成7年度宇宙エネルギーシンポジウム

ビーム制御の緻密さ、電力レベル、送電距離の総合で過去の実績を大きく超える。

現在研究中のレーザー地上電力伝送実験 (1kW クラス)



太陽光励起固体レーザー-レーザー伝送光学系 (ビーム制御、ビーム波面補償、波長均質化機構、光電変換素子)



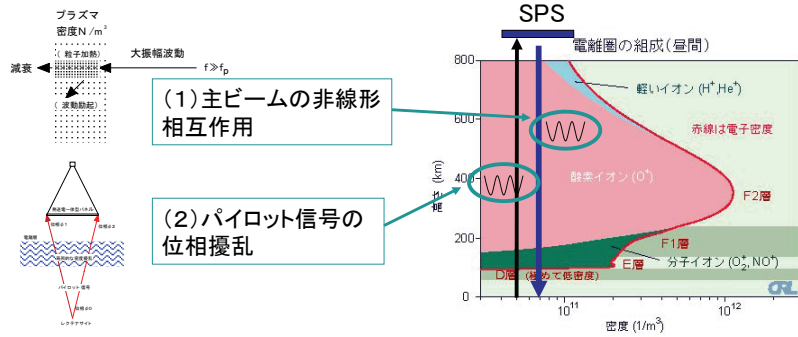
200W クラスレーザー送電実験 (角田/JAXA)

レーザー送電の実例・設計例

	プロジェクト	レーザー、送電電力	レンジ	最終出力
実例	近畿大学月探査ローバー試作	806nm 30W	1.2km	数W
	EADS (ドイツ)	530nm 5W	80m	1W
	OICETS (通信)	800nm 0.1W	1000km	大気減衰 -4~-30dB
設計例	JAXAローバー送電設計	1060nm 250kW	4200km	200W
	近畿大学月探査ローバー設計	806nm 300-500W	5km	40W
	火星有人ローバー	2000km	1MWW	75kW

電力効率、電力レベルで過去の実績を大きく超える。

マイクロ波の電離層通過実証とは？



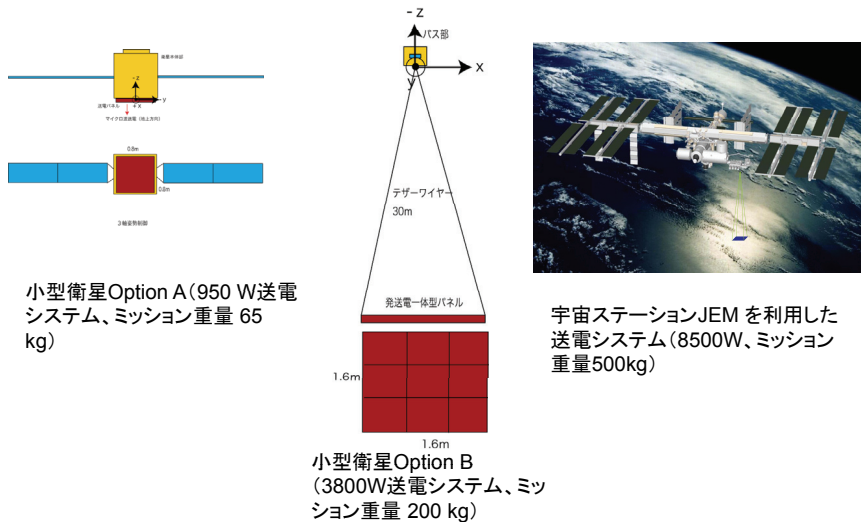
影響	メカニズム	評価
屈折効果	プラズマ(全電子数)による屈折	パイロット信号による誘導を考慮すれば影響は問題とならない。
ファラデー回転	磁場による回転	伝送効率への影響は小さい
シンチレーション	プラズマ密度不規則構造による位相経路長の変動	比較的激しいシンチレーションの場合 N _e ' = 5 × 10 ¹⁴ electrons/m ³ ΔP = 0.34m(波長0.12mの2.78倍)(2.45GHz) ΔP = 0.06m(波長0.052mの1.16倍)(5.8GHz) パイロット信号、送電ビームともに無視できない可能性がある。
非線形作用	熱的自己収縮現象 マイクロ波密度勾配自己収縮現象 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

マイクロ波タイプ太陽発電衛星の比重量比較

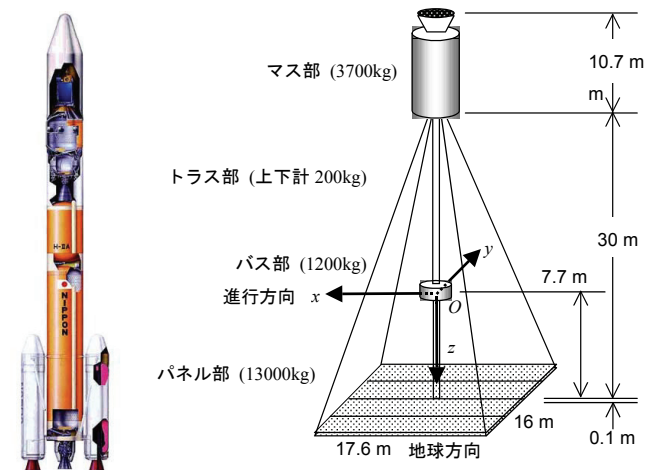
フェーズ	モデル	軌道上出力	重量	比重量	備考
実用	NASARIファレンスシステム	6.5 GW	50000 トン	7.7 g/W	
	NASDA2002モデル	1.34 GW	10000 トン	7.5 g/W	平成13年度宇宙太陽発電システムの研究成果報告書 宇宙開発事業団
	平板型テザーSPS	1.32 GW	27000 トン	20 g/W	
	Sun Tower(GEO)	1.2 GW	15700 トン	13 g/W	Powell et al., 51 st IAC, 2000
	Integrated Symmetrical Concentrator	1.2 GW	18000~31500 トン	15g/W~26g/W	Carrington and Feingold, IAC-02-RP.12
実証	European Sail Tower	275 MW	2140 トン	7.8 g/W	Seboldt et al., Acta Astronautica, 2001
	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

この数年で宇宙実証計画をスタートするとすれば60g/W程度が現実的。

KW級小型実証実験の構想案(概念の提案レベルなのでコンフィギュレーションは大きく変わる可能性あり)

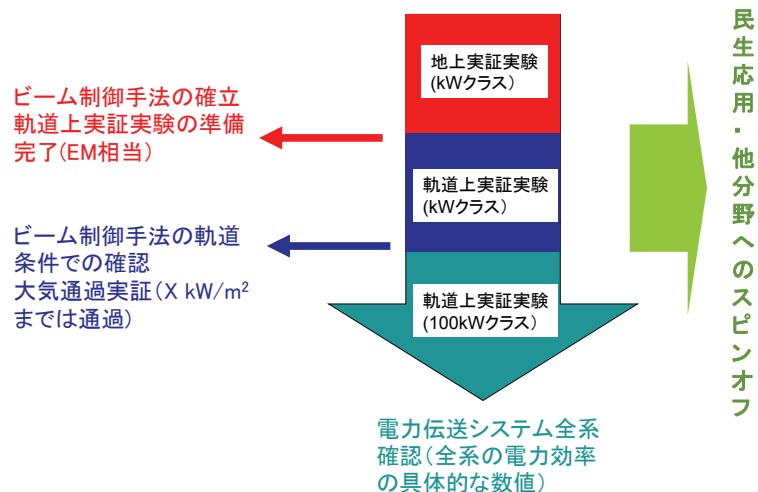


100kW級軌道上実験の構想案



平成15年 SSPS実証実験システム概念検討書(案)(USEF)からの引用

実証実験で得られる技術成果



実用化に至るまでの実証マトリックス

実証フェーズ	地上実証	小型衛星あるいはJEM	大型衛星	2MW級プラント	200MW級実証プラント
電力レベル、軌道	KW級、地上	KW級、低軌道	100KW級、低軌道	2MW、低軌道又は1000km付近	200MW、低軌道又は静止衛星軌道
ビーム制御技術実証	100m級	400km級	400km級	(36000km級)	36000km級
電離層通過実証	-	1kW/m ² 級			
電力伝送実証(受電電力)	(試験的レクテナkW級)	-	小型レクテナ10kW級	大型レクテナ2MW級	大型レクテナ200MW級
SPSとしての全機能実証	-	-	10kW級	2MW級	200MW級
実用電力の供給	-	-	-	2MW級	200MW級

まとめ

—宇宙基本計画とSPSのこれから—

1. SPSが成立するためには、まず軌道上から地上への無線送電が技術的に可能であることを明確に示さねばならない。
2. 第1ステップとして、地上での小規模な(但し過去の実績を越える新しい技術的内容で)ビーム制御の技術実証(=宇宙実証準備)を行うことが必要。
3. 第2ステップとして地上実証で獲得した技術をそのまま利用して、小規模なビーム制御の軌道上実証を行うことが必要。
4. これらが完了すれば、100KWクラスの電力システムとしてのSPSシステム全系実証、MWクラスのプラント実証への将来展望を切りひらくことができる。