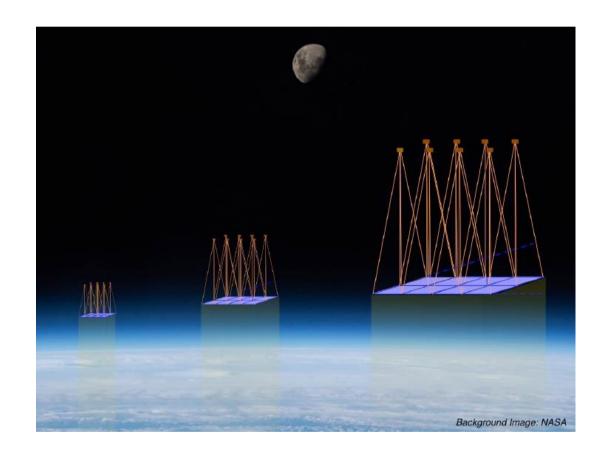
太陽発電衛星の研究

(SPS:Solar Power Satellite)

-地球環境問題とエネルギー問題の解決を目指して-



佐々木進

2025年1月

はじめに

18世紀後半からの産業革命以来、人類の生活は急速に便利で豊かになったが、その 社会を支えるエネルギーの消費量はほぼ一貫して増え続けてきた。現在のエネルギー消 費量は産業革命時の数十倍にも達している。世界的にみれば、現在私たち人類が使用し ている全エネルギー (一次エネルギー) の8割以上 (2020年統計で83.1 %¹⁾) は、石 油や石炭、天然ガスなどの化石燃料を燃やすことにより得られている。しかし化石燃料 を現在のペースで使用すると図120のように今後100年程度で枯渇する。天然ガスにつ いては、最近の米国のシェールガスの開発進展の状況から世界的な埋蔵量の評価は大幅 に増加する(シェールガスの埋蔵量は在来型天然ガスよりも多い)との見方3)もあるが、 現状では環境問題等の課題4かあり評価は定まっていない。より緊急の問題として、現 代社会の化石燃料の大量消費は図 25 に示すような大気中の CO2 (二酸化炭素) 濃度の急 速な増大をもたらし、地球温暖化の大きな要因になっていることが指摘されている。最 近では産業革命以前の世界平均 CO2濃度(278 ppm(parts per million), 1 ppm は 100万 分の 1)と比較して CO2濃度が 50 %程度上昇し、417.9 ppm (2022 年現在) に達している ⁶⁾。原子力発電は CO₂負荷が小さく低コストであるとして社会の期待を集めていたが、 安全性の面から社会的な受容性に問題がある上、現在の方式では燃料のウランは化石燃 料と同様今後100年程度で枯渇する(図1)。地球環境への負担が大きい化石燃料に今 後とも頼り続けた場合は、地球環境の悪化とエネルギー源の不足により、今世紀中には 人類社会はその史上初めての本格的な衰退を余儀なくされ、未曾有の混乱と試練に直面 する可能性がある。

このような地球規模の問題は、地球閉鎖系の中で解決しようとするのではなく、地球の外即ち宇宙空間に解決の道を探るべきではないだろうか。実際、人類のこれまでの歴史が示すように、人類の存続にかかわる問題は生存圏の拡大により解決され、生存圏の拡大により人類は質的な発展を遂げてきた。宇宙空間には、地上と異なり広大な場と天候に左右されないふんだんな太陽エネルギーがある。太陽発電衛星(SPS: Solar Power Satellite)の構想は、人類のフロンティアである宇宙空間を人類のエネルギー取得の場として利用しようとするものであり、クリーンで大規模なエネルギーシステムとして大きな可能性を持っている。現代社会を支えるエネルギーが、人類の叡智により必要十分なだけ得られ、かつそのエネルギー取得が環境にも優しいものであれば、現代社会の前に立ちはだかる深刻な問題は解決され、人類はさらに新しい発展の一歩を踏み出すことができる。

世界のエネルギー資源確認埋蔵量

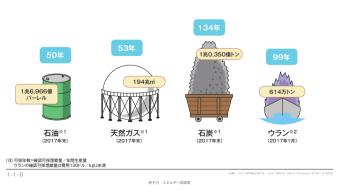


図1世界のエネルギー資源の確認埋蔵量。出典:日本原子力文化財団2)

現段階では太陽発電衛星が将来の人類のエネルギーシステムとして最善の選択肢であることが示されている訳ではないが、原理の検証が未だなされていない核融合に比べて、現実的で有力な選択肢であることは間違いない。また太陽発電衛星は広く希薄な自然エネルギーを効率的に集めて発電するという特性から、空間的に限られた領域で人為的に大量のエネルギーを発生して発電する核分裂や核融合などの方式に比べ、事故時の安全性(fail safe)の観点から本質的な優位性を持っている。

太陽発電衛星実現のための基礎研究は近年急速に進展し、現段階で既に、その技術レベルは本格的な太陽発電衛星の宇宙実験に着手し、エネルギーシステムとしての評価を確かめることができるレベルまで達している。太陽発電衛星が真に人類社会の救世主になりうることを検証するため、太陽発電衛星の実証実験システムによる本格的な宇宙実験に着手すべき段階に来ている。

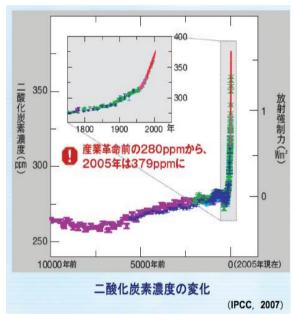


図2大気中のCO₂濃度と放射強制力(気温上昇要因の指標)の増加。出典:地球温暖化の影響・ 適応情報資料集 2009年2月 環境省地球環境 局⁵⁾

"はじめに"の参考文献

- 1) 資源エネルギー庁、エネルギー白書 2022 (第2章 国際エネルギー動向) https://www.enecho.meti.go.jp/about/whitepaper/2022/pdf/2_2.pdf
- 2) 日本原子力文化財団 「原子力・エネルギー」図面集

https://www.ene100.jp/zumen/1-1-6

- 3) 資源エネルギー庁、エネルギー白書 2018
- https://www.enecho.meti.go.jp/about/whitepaper/2018html/2-2-2.html
- 4) 資源エネルギー庁、エネルギー白書 2015

https://www.enecho.meti.go.jp/about/whitepaper/2015html/1-1-1.html

- 5) 地球温暖化の影響・適応情報資料集、2009年2月 環境省地球環境局 pp.7. http://www.env.go.jp/earth/eikyou_tekiou_shiryousyu.pdf
- 6) 気象庁ホームページ 二酸化炭素濃度の経年変化 https://ds.data.jma.go.jp/ghg/kanshi/ghgp/co2_trend.html

編集用予備ページ

目次

1.	太陽発電衛星の概念	7 ~ 16
2.	太陽発電衛星研究の歴史	
	2.1 初期の研究と国際的な動向	17~20
	2.2 海外の研究状況(1980 年代以降)	21~27
	2.3 国内の研究状況	28 ~ 44
3.	太陽発電衛星システムと軌道	
	3.1 太陽発電衛星システム	45~59
	3.2 軌道の選択	60 ~ 64
4.	太陽発電衛星に必要な技術	
	4.1 発電技術と電力管理技術	65
	4.1.1 発電技術	66~76
	4.1.2 電力管理技術	77 ~ 85
	4.2 無線送電技術	86~91
	4.2.1マイクロ波送電技術	
	4.2.1.1 マイクロ波送電の使用周波数	92~95
	4. 2. 1. 2 マイクロ波送電の素子	96~100
	4. 2. 1. 3 マイクロ波ビームの拡がりと電力	101~110
	収集効率	
	4. 2. 1. 4 マイクロ波送電用アレイアンテナ	111~116
	4. 2. 1. 5 マイクロ波ビーム方向制御技術	117~147
	4. 2. 1, 6 マイクロ波受電技術	148~153
	4. 2. 1. 7 マイクロ波と電離層プラズマの相互作用	154~165
	4. 2. 2 レーザー送電技術	166~173
	4.3 構築技術と機構	174~186
	年. ○ 侍朱]文川 ○	174 100
5.	太陽発電衛星構築に必要な輸送系	187~189
	5.1 輸送シナリオ	190~193
	5.2 再使用型輸送機(RLV)及び軌道間輸送機 (OTV)	194~199
	5.3 SPS のための輸送コストの目標	200~203
6.	環境への影響と法的な取り扱い	
	6.1 マイクロ波の利用	204
	6.1.1 周波数資源	205~208
	6.1.2 生体及び生態系への影響	209~214
	6.1.3 通信インフラ・電子機器への影響	215~219
	6.2 レーザーの利用	220~221
	6.3 法的な取り扱い	222~225
7.	研究開発	
	7.1 開発のロードマップ	
	7.1.1 SPS の開発ロードマップ	226~230

	7.1.2 輸送系の	ロードマップとの関係	231~235
	7.2 実証実験		
	7.2.1 地上実験	Ì.	236
	7. 2. 1. 1	これまで行われた地上実験	236~242
	7. 2. 1. 2	最近(2015年以降)実施された地上	243~250
		実証計画及び近未来の実証計画	
	7.2.2 軌道上実	証	251
	7. 2. 2. 1	これまで行われた宇宙実験	251~255
	7. 2. 2. 2	これまで提案された主な軌道上実証	256~262
	7. 2. 2. 3	大型衛星を用いたマイクロ波送電実験	263~273
		の検討例	
	7. 2. 2. 4	小型衛星を用いたマイクロ波送電実験	274~296
		の検討例	
	7. 2. 2. 5	JEM からのレーザー送電実験の検討	297~300
	7.3 SPS 技術のス	くピンオフ、地上応用	301~305
8.	終わりに		306~309
索引	;[310~318

編集用予備ページ

1. 太陽発電衛星の概念

地上の殆ど全ての自然現象や生命活動は太陽からのエネルギーにより維持されている。エネルギー利用の観点からは太陽エネルギーの密度は希薄ではあるが、太陽から地球へ届くエネルギーの総量は膨大であり人類の全エネルギー消費量の約1万倍に相当する(図1-1)。太陽光のエネルギー密度は地球近傍の宇宙空間で約1.37 kW/m²(太陽定数)である。これは夜があり天候の影響を受ける地上での平均日射量($100\sim200~W/m²$)の5~10~倍に達する。ちなみに東京の全天日射量は約140~W/m²(1973~年~2020~年の平均値、気象庁ホームページ 11)である。太陽発電衛星

(SPS:Solar Power Satellite) は、衛星軌道 上で太陽エネルギーを電力に変換し、その電気 エネルギーをマイクロ波やレーザーなど無線 で地上に送電する電力設備であり、宇宙発電所 とも呼ばれている。地上では、無線送電された 電力を受電し、商用電力に変換して既存の電力 網を通じて家庭や工場などの利用者へ配電す る。軌道上の太陽発電衛星と地上の受電設備を 合わせて、太陽発電衛星システム (Solar Power Satellite System) と呼ぶのが正確な表現であ るが、本書では太陽発電衛星及び太陽発電衛星 システムのいずれも SPS と略称する。このシス テムは宇宙太陽(光)発電システム、宇宙太陽 光利用システム (SSPS: Space Solar Power System) と呼ばれることもある。またこの発電 システムの概念を、SSP(Space Solar Power)、 SBSP (Space-Based Solar Power)と呼ぶことも ある*。図1-2に送電方法としてマイクロ波を



図 1-1 太陽から地球へ供給されるエネル ギーは 1.77x10¹⁷Watt、これは人類が消費し ているエネルギーの約 1 万倍に相当する。

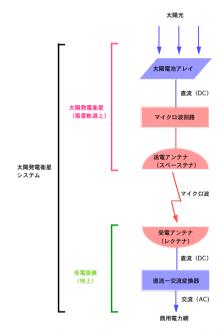


図 1-2 太陽発電衛星システムの構成(マイクロ波利用の場合)。軌道上の太陽発電衛星と地上の受電設備で構成されるエネルギーシステム。

^{*} SPSの名称: Peter Glaserの発案以来、SPS (Solar Power Satellite、太陽発電衛星) という言葉が広く一般に使用されている。SPSは 宇宙で発電し地上で受電するシステムの概念そのもの、あるいは、地上受電部を含んだシステムとして使用されることもあるが、最近で はSPSは軌道上の発電・送電システムを示すことが多い。1970年代~1980年にかけて行われた米国DOE/NASAの調査研究でもSPSの略称が使 用されたが、その正式名はSatellite Power System(s)とされた。我が国では、JAXA宇宙科学研究所のグループは伝統的にSPS (太陽発電 衛星)という言葉を使用することが多い。JAXA研究開発部門及び経産省系のJapan Space Systems(以前はUSEF)はSSPS(Space Solar Power System(s))という略称を使用しているが、和名はJAXA研究開発本部では当初は宇宙太陽発電システム、後に宇宙太陽光利用システム、現 在は宇宙太陽光発電システムと呼んでおり、Japan Space Systemsも従来から宇宙太陽光発電システムという言葉を使用している。また 研究者によっては、SPSという略称で宇宙太陽発電所 (Space Solar Power Station/Satellite)、宇宙発電システム、宇宙太陽発電衛星 という語句を使用する場合がある。平成21年に決定された宇宙基本計画では"宇宙太陽光発電"の研究開発という言葉を使用している。 我が国の太陽発電衛星 (SPS) 研究会 (1997-2014) ではシンポジウムの名称として宇宙太陽発電システムという語句を使用していたが、略 称はSPSとしていた。SPS研究会の後継の宇宙太陽発電 (SSPS) 学会ではSpace Solar Power Systemsを使用している。国際的には、2000 年頃以降、特に米国では地上の太陽光発電(Ground-Based Solar Power)と対比してSBSP(Space-Based Solar Power)と呼ぶこともある。 2007年に発行された国際電波科学連合(URSI; Union Radio Scièntifique Internationale)のSPS White Paperでは、Solar Power Satellite Systemsという言葉が使用されている。国際組織である国際宇宙航行アカデミー(IAA; International Academy of Astronautics)が2012 年に組織した作業部会では、Space Solar Power (SSP) は遠隔場所への送電を含む宇宙での太陽光利用全般を意味するものとし、SBSPは宇 宙で発電し無線で地上に電力を送る概念を指し、SPSは宇宙で発電し地上に電力を送る宇宙システムであると定義している。またSPSを主 題として1986年以降6回開かれてきた国際会議SPS Conferenceでは、Solar Power from Spaceという語が使われている。

使用した場合の太陽発電衛星と地上設備の基本的な構成を示す。このシステムは地上での太陽光発電と比較して、無線送電の部分が余分なプロセスである。しかし、マイクロ波の送受電のプロセスで失われる電力は40%以下とすることが技術的に可能と考えられ、SPSは地上の太陽光発電システムと比較して、受光面積あたり数倍以上電気エネルギーの取得効率の良いシステムと言える(宇宙空間では地上の全天日射量の(5~10)倍の太陽エネルギー密度があるため、60%の無線電力伝送効率でも受光面積あたり(3~6)倍のエネルギー取得が可能)。また、地上の自然エネルギー利用(太陽光や風力利用)は天候や昼夜の影響を受けるが、SPSは

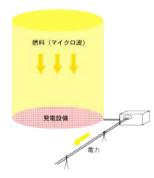


図 1-3 SPS からのマイクロ波は宇宙から供給されるクリーンな燃料と見なすことができる (パトリック・コリンズが提唱した考え方を示したイラスト)²⁾。

発電部分については天候の影響を全く受けない。送電媒体として光よりもはるかに波長の長いマイクロ波を選べば、地上への送電についても天候の影響は非常に小さくなる。更に衛星軌道として十分高い高度を選べば夜(地球の影に入る日陰)の時間帯も殆ど無い。太陽指向方式の SPS の場合は軌道運動の影響も受けず発電量は 24 時間一定とすることができる。太陽指向方式以外の方式でも発電量は軌道運動で正確に決まるため天候の影響のような不確定さはない。マイクロ波から DC 電力への変換効率は 80 %以上の高効率が技術的に可能であるため、マイクロ波送電方式の SPS は、宇宙空間で太陽光をマイクロ波という良質のエネルギー形態(CO2フリーかつ高効率で電気に変換可能な形態)に変換して地上に下ろす施設ととらえることもできる 2)。この場合のマイクロ波は地上の受電所から見れば図 1-3 に示すように宇宙から供給されるクリーンでかつ電力に変換しやすい一種の燃料とみなすことができよう。表 1-1 にこれまで検討された代表的なシステムのエネルギーフローを示す。これらのシステムでは無線送受電の効率(DC-RF-DC) は 63 %~56 %の値と想定されている。

SPS が人類のエネルギーシステムとして一定の役割を果たすためには1基の発電所

表 1-1 エネルギーフローの検討例(数値の単位は%)

事項	NASA リファレンス		JAXA	
	システム ³⁾	SPS(蓄電タイプ) ⁴⁾	M-SSPS (2004) 5)	
集光効率	1	-	90	
発電効率	17.3(Si)	35	17. 3	
集電効率(太陽電池での収集)	93. 7	57	93(文献 5)では 93%が	
集電効率(Rotary Joint)	99. 95	(裏パネルの太陽電池充填率	使用されているが、 0.94(ケーブル集電効	
集電効率(アンテナでの配電)	90. 3	0.9、ピークの 1/4 までの発電は 保温に使用し送電に寄与しな い、充放電効率は 0.9 を仮定) 文献 ⁴⁾ では、この項 55.5%を仮	∞.94(ケーブル楽電効率)x0.95(DC/DC コン バーター効率)=89%が 正しいと思われる)	
蓄電効率	_	定	_	
DC-マイクロ波変換効率	85.00	85	75	
アンテナ系効率	96. 53	89	75	
大気透過率	98. 00	97	98	
レクテナのエネルギー収集	88. 00	90	7.0	
マイクロ波-DC 変換効率	89. 00	Q.F.	76	
商用電源網への接続効率	97. 00	85	95	
総合効率	9. 53	12.6	7. 7	

の規模として原子力発電所程度の規模 $(100 \, \mathrm{T} \, \mathrm{kW} \, \mathrm{D} \, \mathrm{J} \, \mathrm{A})$ を想定する必要がある。米国で $1970 \, \mathrm{F} \, \mathrm{K} \, \mathrm{C}$ 検討された SPS $(\mathrm{NASA} \, \mathrm{J} \, \mathrm{J} \, \mathrm{J} \, \mathrm{F} \, \mathrm{V} \, \mathrm{V} \, \mathrm{J} \, \mathrm{J} \, \mathrm{J} \, \mathrm{A})$ は $500 \, \mathrm{F} \, \mathrm{kW}$ であったが、最近の設計では $100 \, \mathrm{F} \, \mathrm{kW} \, \mathrm{O} \, \mathrm{M}$ 模のものが多い。我が国の $1 \, \mathrm{L} \, \mathrm{M} \, \mathrm{L} \, \mathrm{L} \, \mathrm{M} \, \mathrm{L} \, \mathrm{L}$ なので、 $100 \, \mathrm{T} \, \mathrm{kW} \, \mathrm{L} \, \mathrm{M} \, \mathrm{L} \, \mathrm{L} \, \mathrm{M}$ は概ね $100 \, \mathrm{T} \, \mathrm{L} \, \mathrm{H} \, \mathrm{L} \, \mathrm{L} \, \mathrm{L} \, \mathrm{L}$ 当する。

表 1-2 各種電力システムの CO₂ 発生量の比較 ⁷⁾ (g-CO₂/kWh)

発電方式	経常運転時	建設時	合計
太陽発電衛星	0	20	20
石炭火力発電	1222	3	1225
石油火力発電	844	2	846
LNG 火力発電	629	2	631
原子力発電	19	3	22

100万kWの規模のSPS は軌道上で数平方kmの太陽電池パネルを展開する必要があり、100万kW級のSPS は、これまで人類が構築したことがないような非常に大きな宇宙構造物となる。ただし、宇宙空間は非常に広大なので、空間の占有という観点からは極めて小さい。例えば静止衛星軌道付近のkmのスケールのSPS は、地上から見れば火星程度の大きさにしか見えない。

SPS を実現するためには、軌道上での大型構造物構築・姿勢制御技術、軌道維持技術、大規模発電技術、電力伝送技術、軌道上への大量物資輸送技術が必要である。これらはいずれもチャレンジングな未踏技術ではあるが、原理的には全て検証が終わっている技術である。この点は、ブレークイーブン(発生するエネルギーと投入したエネルギーが等しくなること:Q=1)を十分越える原理検証(国際熱核融合炉 ITER での達成目標はQ=20 程度、自己点火は $Q=\infty$)に到達していない核融合と大きく異なる点である。実際、通信衛星や放送衛星では、軌道上で太陽電池パネルで発電したエネルギーを使用して、マイクロ波の形で情報を乗せたエネルギーを地上に送っており、小電力レベル(百Wレベルのマイクロ波送電 6)では SPS の原型は既に実現している。

SPS に必要な素材の製造、軌道上への輸送と構築を含む全てのプロセスで発生する CO_2 を考慮しても、SPS からの単位電力当たりの CO_2 発生量は原理的に非常に小さい。表 1-2 に慶応大学の吉岡完治らのグループが試算した SPS からの CO_2 発生量 $^{7)}$ を示す。また同様の結果は無人宇宙実験システム研究開発機構 (USEF) が行った各種の発電システムからの CO_2 発生量の調査結果 $^{8)}$ でも示されている。 SPS の単位電力当たりの CO_2 発生量は原子力発電と同レベルであり、化石燃料を用いる場合の数十分の一以下と試算されている。

エネルギーシステムの第一義的な評価はエネルギー収支を基準としたエネルギーペイバックタイム(EPT)である。エネルギーペイバックタイムとは、あるエネルギーシステムを構築するために投入した全エネルギーをそのシステムが生み出すエネルギーにより何年間で回収できるかを示す指標である。エネルギーシステムが正味のエネルギーを生み出すためには、エネルギーペイバックタイムはシステムの稼働可能年数より短くなければならない。東京大学の山田興一らの計算 91 によれば、表 1-3 に示すように SPS のエネルギーペイバックタイムは 1 年以下である。ニューサンシャイン計画での調査研究 101 や F. Ongaro and L. Summerer 111 らの報告でも SPS のエネルギーペイバックタイムは 2 年程度あるいはそれ以下と評価されており、30 年以上と考えられる SPS の寿命と比べはるかに短い。なお、地上の太陽光発電システムのエネルギーペイバックタイムもその稼働寿命に比べて十分小さいと報告 91,121 されている。

表 1-3 SPS のエネルギーペイバックタイムの試算例 9)

システム	SPS	SPS	地上システム
モジュールの製造場所	地球上	月面	地上
投入エネルギー [10 ⁹ MJ] (A)	5 3	2 7	8. 2
モジュール製造 [10 ⁹ MJ]	2 2	2 2	8. 2
モジュール輸送 [10 ⁹ MJ]	3 1	5.1	_
年間発電量 [10 ⁹ kWh/年]	7.88	7.88	1. 23
一次エネルギー換算 [10 ⁹ MJ/年] (B)	76.7	76.7	12.0
EPT [年] (=A/B)	0.69	0.35	0.68

エネルギー収支が正のシステムであっても、その構築と運転に投入される資金が稼働 可能年数の間に回収される見込みがなければ、投資の対象にならず実現されることはな い。現在の高コストの宇宙技術で SPS を構築する場合は、その電力コストは地上のエネ ルギーシステムの電力コストの50倍以上となって経済的に成立しない。表1-4に示す ように、100万kWのSPSの建設費が1~2兆円であれば地上システムの電力コストと同 程度となるが、4章に示すように現在の高コストの宇宙技術でSPSを構築する場合は100 兆円を超える建設コストとなり非現実的な電力コストとなる。従って現状のままでは SPS は社会的に受け入れられることはない。しかし、現在の SPS のコスト分析でその大 きな部分を占める宇宙への輸送コストは、技術革新と輸送量の増大により将来 1/50 程 度まで下がることが見込まれる状況にある(5.3 項参照)。また衛星本体の構築に低コ ストの民生品と民生技術を適用することにより、SPS からの電力コストは地上の電力コ ストと比肩しうるようになると予測されている。我が国ではこれまで NASDA (現 JAXA) や USEF (現 JSS) で本格的な SPS の設計研究が行われたが、いずれも目標としては 10 円/kWh 以下の電力コストを目指して検討が進められた。表 1-4 にこれまで検討された 主な SPS のモデルの電力コストの試算例を示す。コスト評価は多くの仮定と推定を含ん でいるため数値そのものの精度は高くはないが、これら検討結果は関連技術の革新によ り、地上の電力システムの電力コストと比肩しうるレベルまで到達する可能性を示して いる。地上の受電所の敷地面積は USEF テザー型 SPS の場合、9.6 km² (直径 3.5 km) とさ れている。なお、2010年の電気事業連合会の資料¹⁹⁾によれば、1 GW の発電所の建設コ スト及び必要な敷地面積は、原子力発電所は 2,800 億円で 0.6 km²、地上太陽光発電所 は3.9 兆円で58 km²、風力発電所は8,700 億円で214 km² とされている (注:1GW の平 均出力を得るための規模なので、地上太陽光発電所の最大出力は 580 万 kW、風力発電 所の最大出力は350万kWを前提として算出されている)。また、原子力発電所の寿命 は30~40年と考えられている。その後の2015年の資源エネルギー庁の発電コスト資料 ²⁰⁾では、原子力発電所は約5,000億円(1.2 GW、追加コスト込み)に増加し、地上太陽 光発電所は約3,000 億円 (メガソーラー2 MW で5.88 億円から換算) と大幅に下がって

表 1-4 主な SPS モデルの電力コストの試算例

モデル名	報告	寿命	総額	電力コスト	EPT
NASA リファレンスシステム ¹³⁾	1980	30年	12B \$ (1977 年\$ベース)	4¢/kwh	-
NEDO グランドデザイン ¹⁰⁾	1994	30年	2兆4千万円	23 円/kwh	2年
NASA Fresh Look Study ¹⁴⁾	1997	40 年	ST:35~40B\$ (3.5~	ST:4¢/kwh	_
(Sun Tower: ST, SolarDisc; SD)			4GW)、SD:150B\$ (30GW)	SD:2¢/kwh	
NASDA1998 年度検討モデル ¹⁵⁾	1999	30年	2 兆 7 千億円	23.2 円/kwh	5年
JAXA 2004 年度検討モデル ⁵⁾	2005	40 年	1 兆 2657 億円	8.6 円/kwh	1.23年
USEF テザー型 SPS ^{16, 17)}	2008	40 年	1.3~2.1 兆円	9.3~15.9 円/kwh	ı
SPS-ALPHA (DRM-4) 18)	2012	>30年	12. 2B\$	15¢/kwh	_

いる。SPS の建設コスト及び電力単価は、原子力発電所で現在公表されている値よりも低くすることは困難であると想定されるが、燃料が不要で埋蔵量の制約がないこと、放射性物質の取り扱いに伴う安全上の問題がない点で、将来エネルギーシステムとして優れていると考えられる。

宇宙太陽光発電は地上太陽光発電と比較される場合が多いが、両者間の比較を表 1-5 にまとめた。山田・井上(2013)の試算²²⁾によると、2 GW 出力の SPS の建設コストは 3.4 兆円(内訳は輸送コスト1.5 兆円、組み立て費1.5 兆円、設備費0.4 兆円)、電力 単価は38円/kWh とされる。2 GW 出力のSPS の年間電力総量17.4 TWh と同じ発電量の 地上太陽光発電所の建設コストは1.3 (バッテリーで平準化する場合は+0.14) 兆円、 電力単価は 15 円/kWh (バッテリーで平準化する場合は 16 円/kWh) とされている。この 計算では、太陽電池効率 30 %、パワーコンディショナーなどの周辺装置の値段は当時 の1/3、蓄電池コスト8円/Wh、宇宙機の重量86,000トン、輸送コストとして17,000 円/kg、組立コストとして 17,000 円/kg が使用されており、SPS の電力コストを当時の 家庭売電価格(24円/kWh)と同等にするためには、宇宙輸送及び組み立てのコストを 大幅に下げて(輸送費・組立費込みで10,000円/kg程度)、総額を2.1兆円程度にす る必要があるとしている。この議論でも、技術的な課題はあるが宇宙太陽発電の導入の 可能性はありうるとの結論となっている。またこの試算での宇宙機の重量86,000 トン は、これまで想定されている宇宙機重量より相当重い(2~3倍)ことから、コスト的 にはこの試算よりもっと楽観的な評価ができる可能性がある。なお、固定価格買取制度 (FIT) による 2023 年度太陽光発電の売電価格は産業用が 9.5~10 円/kWh、住宅用が 16円/kWhであり、最近では年々低下している。

以上示したように、SPS は、現状よりもはるかに低コストで大型の宇宙電力システムを構築するための技術革新が前提となるが、実質的に無尽蔵のエネルギー源となりうること、地球環境への優しさ、技術的な実現可能性の高さ、システムの安全性の点から、人類の将来エネルギーシステムとして基幹的な役割を果たす可能性を持つシステムであると言える。また、宇宙空間での本格的なエネルギーインフラの構築は、宇宙というフロンティアへの進出という人類社会のさらなる発展を先導するという役割も果たすことができる。

表 1-5 地上太陽光発電と宇宙太陽光発電との比較(網かけは相対的に優っていると考えられる 事項)

	比較の事項	地上太陽光発電所	太陽発電衛星システム(SPS)		
	太陽光エネルギー密度 (時間平均)	140 W/m² (東京の例)	1,370 W/m² (太陽指向、JAXA M-SSPS) 873 W/m² (太陽非指向・両面発電、USEF テザー型 SPS)		
	システム構成	太陽電池一電力収集·変 換	太陽電池一電力収集・変換(宇宙) 一無線 送受電一電力収集・変換(地上)		
	発電効率 (単位面積当 たり) の比 (太陽エネルギー密 度) x (システム効率)	1	6 (JAXA M-SSPS) 2 (USEF テザー型 SPS) 必要な太陽電池の量が 1/6~1/2 に相当 (無線送電損失として 40 %を仮定)		
	寿命	30 年 (耐候性)	30~40年(宇宙放射線劣化、デブリ衝突)		
	運用性	電力システム運用	電力システム運用及び宇宙システム運用		
原理的な 比較	土地利用効率	1	7 (JAXA M-SPS、太陽電池効率は 17.3 %、表 1-1、表 3.1-3 による) 2 (SEF テザー型 SPS、太陽電池効率は 35 %、 表 1-1、表 3.1-3 による)		
		太陽電池は太陽光遮断	受電アンテナは太陽光透過 (60~80 %程度)		
	広域送電の自在性	送電網を必要とする	受電アンテナが有ればサービス地域を短時間に切り替え可能 (無線送電の方向制御)		
	恒常性	天候、昼夜の影響有り	天候の影響なし。太陽非指向型で非蓄電方 式の場合は、太陽方向変化による時間変動 有り(但し、変動は規則的で予測可能)。		
	規模制約	土地利用制約	実質的になし		
	将来社会との関連	現技術社会の延長上	パラダイムシフト(人類の宇宙進出という 新たな発展を先導)		
	EPT	1年以下程度 ¹¹⁾ 1~3年(産総研) ¹²⁾	0.69 年(表 1-3)、1 年以下程度 11)		
具体的な 数値(可	CO ₂ 負荷	53 g/kWh ⁸⁾	20 g/kWh ^{7,8)}		
能性)	電力コスト	14 円/kWh(2017),7 円/kWh(2025)(NEDO 目標) ²¹⁾	4~23 円/kWh (表 1-4 による)		

宇宙太陽光発電は、2.3項に示すように我が国では一般に好意的にみられることが多いが、科学技術の専門家からは厳しい批判がなされる場合もある。長谷川晃大阪大学教授(当時) (米国物理学会プラズマ物理部会長を務め、日本学士院賞も受賞された)が物理学会誌上(2002年5月号「話題」²³⁾)で述べた以下の批判はその典型的なものである。

「経産省の設計では、地上での受信電力は1平方メートルあたり100 Wです。ところが、地上での太陽光の電力は1平方メートルあたりその10倍の1kW。わざわざ電力密度を10分の1にして送る。それに、火力発電所や原発の建設費は3,000億円前後ですね。宇宙太陽光発電はその7倍もかかります。だったら洋上や砂漠のほうが、コストからいえば安くなります」

この批判に対しては以下のような反論ができる。

電力密度については、例えば USEF テザー型 SPS(1.4 GW 送電出力)で、マイクロ波の大気減衰がないとすれば(実際には透過率 97 %)、直径 3.94 km のレクテナで平均電力密度は 115 W/m²(ピーク 1,000 W/m²)となる(4.2.1.3 章)。レクテナの受電効率 (RF-DC) を 85 %とすれば、単位面積あたりに得られる電力は 98 W/m² である。SPS の場合はこの電力をローカルタイムや天候によらず定常的に取得できる。一方、「地上での太陽光の電力は 1 平方メートルあたり 1 kW」というのは雲などが無いときの最大日射量で、実際には地上太陽光(年平均)の全天日射量は東京で 140 W/m² である。太陽電池の効率を 35 %として、地上での平均的な取得電力は 49 W/m² であり、SPS の方が面積あたり 2 倍電力を多くとれる。即ち、長谷川教授の議論は地上太陽光強度の最大値を平均値として取り扱っている点、および、太陽光から DC 電力の変換効率とマイクロ波から DC 電力の変換効率の差が考慮されていない点で正しい評価となっていない(電磁波(光)からの電力変換の効率という点ではマイクロ波(DC 変換効率 85 %)の方が太陽光 (DC 変換効率 35 %)よりも優れている)。また長谷川教授の議論は、SPS の場合は時間変動や天候不確実性が無いという利点も考慮されていない。

ところで、マイクロ波のピーク電力は現在 1,000 W/m^2 と設計されているが、実用上の安全性が確認されれば、送電側の設計は同じままで(即ち同じ送電アンテナの大きさで)、ピーク電力を上げることが技術的に可能である。例えば、4.2.1.3 章で示したように、直径 3.34~km のレクテナで平均電力密度 $160~W/m^2$ (ピーク $1,500~W/m^2$) とすること、あるいは、直径 2.8km のレクテナで平均電力密度 $228~W/m^2$ (ピーク $2,260~W/m^2$) とすることも技術的には可能である。この場合は、単位面積あたりの出力は、それぞれ $136~W/m^2$ 、 $194~W/m^2$ となり、エネルギー取得効率は地上太陽光の場合の 2.8~e0 倍となる。

電力コストについては、火力発電所の場合は建設費だけでなく、燃料費と燃料調達の不安定さ、資源量、CO₂の環境負荷も考慮する必要がある。原発の場合も建設費だけでなく、燃料費と燃料調達の不安定さ、資源量、廃棄物処理のコストおよび安全性の観点からの立地制約も考慮しなければならない。また砂漠の太陽光発電の場合は送電網のコスト、洋上の場合は環境保全の問題 (SPS の場合も必要面積は小さいが環境保全の問題はある)も考慮する必要がある。電力コストに関しては、SPS については現状不確定な要因が多いが、単純な建設費の比較だけでなく上記に述べた要因を含め総合的な評価をする必要がある。

一般に本格的な新エネルギーシステムの研究開発には膨大な社会投資が必要であるが、研究開発段階フェーズではその実現性と実用性について確定的な見通しを得ることが困難であることから、関連の技術に近い分野の専門家の間でも、研究開発を行うべきかあるいはどのように推進すべきかについて意見が別れることは避けられない。国策として既に本格的な研究開発に入っている核融合の場合でも、その実現性と安全性につい

て厳しい意見も出されている(上記の長谷川晃や小柴昌俊による批判など)。このような他分野の専門家からの批判は健全な研究開発を進める(あるいは見直す)上で極めて重要であり、SPS の研究開発にあたっても真摯に受け止めていく必要がある。SPS の研究開発は明確なロードマップを設定しフェーズごとに広範な専門家の評価を受けつつ着実に推進することが求められる。一方、SPS についての批判の中には誤解に基づくものも多く、そのコンセプトや実現可能性を示す科学データを科学技術の専門家や一般の人に分かり易く正しく伝えていく努力も必要である。

1章の参照文献

- 1) 気象庁ホームページ 東京 全天日射量の月平均値 http://www.data.jma.go.jp/obd/stats/etrn/view/monthly_s3.php?prec_no=4 4&block_no=47662&year=&month=&day=&view=p31
- 2) 佐々木進、太陽発電衛星研究の現状、衛星通信研究、No. 89、pp. 7、2001年1月
- 3) NASA Reference Publication 1076, Satellite Power System: Concept Development and Evaluation Program, Vol. 3-Power Transmission and Reception Technical Summary and Assessment, pp. 21, NASA 1981.
- 4) 平成 18 年度 太陽光発電利用促進技術調査 成果報告書 別冊、pp. 38, 39 平成 19 年 3 月、無人宇宙実験システム研究開発機構 (USEF)
- 5) 平成 16 年度宇宙航空研究開発機構委託業務 宇宙エネルギー利用システム総合研究、pp. 356, 357、三菱総研、平成 17 年 3 月
- 6) 片山勘次、衛星搭載用TWTAにおける性能向上と開発動向、信学技報TECHNICAL REPORT OF IEICE SPS2003-03(2004-2)、 pp. 15-22、2004 年
- 7) 吉岡完治、菅幹雄、野村浩二、朝倉啓一郎、SPS の CO2 負荷計算-NASA/DOE リファレンスシステムに基づいて-、第1回宇宙太陽発電システム (SPS) シンポジウムプロシーディング、頁 29-38、東京大学、平成 11 年 1 月 8 日
- 8) 小林徹、経済産業省-USEF の委員会活動について-宇宙太陽発電システムの実用化に向けて-、信学技報、SPS2002-01 (2002-07)、2002 年
- 9) 山田興一、加藤和彦、第1回 SPS シンポジウム、第1回宇宙太陽発電システム (SPS) シンポジウムプロシーディング、頁 39-48、東京大学、平成 11 年 1 月 8 日
- 10) 平成5年度新エネルギー・産業技術総合開発機構委託業務報告書 「太陽光発電システム実用化技術開発 太陽光発電利用システム・周辺技術の研究開発 宇宙発電システムに関する調査研究」、pp. 42, 43、平成6年3月、三菱総研
- 11) F. Ongaro and L. Summerer, "Peter Glaser lecture: Space and a sustainable 21st century energy system", Presented at the 57th Int. Astronaut. Congr., Valencia, Spain, October 2006.
- 12) 産総研ホームページ: 太陽光発電研究センター 「太陽光発電のエネルギー収支」 https://unit.aist.go.jp/rpd-envene/PV/ja/about_pv/e_source/PV-energypayback.html
- 13) Fast Briefing, Satellite Power System(SPS) Concept Development and Evaluation Program Plan July 1977-August 1980, DOE/NASA Satellite Power Systems Program Review, SATELLITE POWER SYSTEM(SPS) FINANCIAL/MANAGEMENT SCENARIOS(NO.1), Nebraska Center, April 1980.
- 14) J. C. Mankins, A Fresh Look at Space Solar Power: New Artchitectures, Concepts and Technologies, Acta Astronautica, vol. 41, Nos. 4-10, pp. 347-359, 1997.

- 15) 平成10年度宇宙開発事業団委託業務成果報告書 宇宙太陽発電システムの調査・検討、平成11年3月、pp. 48、三菱総研
- 16) 平成18年度 太陽光発電利用促進技術調査 成果報告書、pp. 130-141、平成19年3
- 月、無人宇宙実験システム研究開発機構 (USEF)
- 17) 平成19年度 太陽光発電利用促進技術調査 成果報告書、pp. 145-154、平成20年3
- 月、無人宇宙実験システム研究開発機構(USEF)
- 18) SPS-ALPHA: The First Practical Solar Power Satellite via Arbitrarily Large Phased Array (A 2011-2012 NASA NIAC Phase 1 Project), Final Report, 15 September 2012, by Mr. John C. Mankins, Principal Investigator
- 19) 電気事業連合会ホームページ、情報ライブラリー、電気事業と新エネルギー 2010-2011, pp. 11

www.fepc.or.jp/library/pamphlet/pdf/shinene_2010_2011.pdf

20) 総合資源エネルギー調査会 基本政策分科会 長期エネルギー需給見通し小委員会 発電コスト検証ワーキンググループ (第6回 平成27年4月27日) 資料2

https://www.enecho.meti.go.jp/committee/council/basic_policy_subcommittee/mitoshi/cost_wg/006/pdf/006_06.pdf

21)太陽光発電ロードマップ (PV2030+) 「2030 年に向けた太陽光発電ロードマップ (PV2030) に関する見直し検討委員会」報告書、2009 年 6 月、独立行政法人 新エネルギー・産業技術総合開発機構 新エネルギー技術開発部

http://www.nedo.go.jp/content/100080327.pdf (pp. 5)

- 22) 山田興一,井上智弘、地上太陽光発電から見た宇宙太陽光発電システム、SPS研究会 ニュース第25号、pp. 6-9、2013年5月
- 23) 長谷川晃、ビッグサイエンスに関わる科学者の社会的責任、日本物理学会誌 Vol. 57, No. 5, pp. 342-344. 2002.

編集用予備ページ

2. 太陽発電衛星の研究の歴史

2.1 初期の研究と国際的な動向

SPS の最初の概念 1) は、1968 年に 米国のピーター・グレーザー博士に より提案された。グレーザー博士 (2014年5月に90歳で亡くなった) は図 2.1-1 に示すようなアイデアで 1973年に特許を取っている2)(米国 特許の存続期間は20年)。また1974 年から1975年にかけてはBill Brown らによりマイクロ波を使った電力伝 送のデモンストレーション³⁾が行わ れ、マイクロ波が SPS の高効率電力 伝送に利用可能なことが実験的に示 された。1970年代には、米国エネル ギー省(DOE)と米航空宇宙局(NASA) により技術的な側面からだけでなく、 社会、経済、環境の立場からの総合

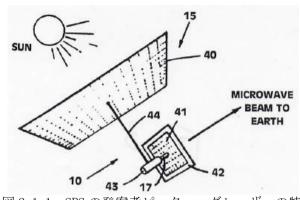


図 2.1-1 SPS の発案者ピーター・グレーザーの特許公報²⁾。宇宙空間で太陽電池により発電した電力をマイクロ波に変換し地上へ送電する。太陽電池は太陽を指向し、アンテナは地上を指向するため、その間に回転機構を持たせている。

的な評価研究が行なわれた(CDEP、シーデップと発音、Concept Development and Evaluation Program)。この研究は約 2000 万ドルの予算で実施されたと言われている(当時の円(226 円/ドル)で約 45 億円)。この時概念設計された SPS は、NASA リファレンスシステム 4)と呼ばれている。この研究は 21 世紀初頭のアメリカの電力(当時約 3 億キロワットと想定された、実際には 2.7 億キロワットだった)を全て SPS で賄うという前提で行われた。その規模は壮大で図 2.1-2 に示すような $10~\rm km~x~5~km~on$ 大きさの衛星を静止衛星軌道に $60~\rm E$ (1 基 $5~\rm E$ 万トン程度の重さ)配備するというものであった。リファレンスシステムはこれまで人類が建設した最大の宇宙構築物である国際宇宙ステーション(約 $100~\rm E$ 0 と比較してもはるかに大きい。この構築のための輸送用大型ロケットも新規に開発することが考えられた。リファレンスシステムは余りにも巨大なシステムを検討の対象としたため、技術的・社会的な飛躍が大きく未だその時機

ではないと判断され(米国科学アカデミー (National Academy of Sciences; NAS) の報告 ⁵⁾ 及び Congressional Office of Technology Assessment (OTA) の報告 ⁶⁾)、レーガン 政権の財政緊縮政策のもと、実現のための一歩を踏出すことなく米国での初期の検討は終了した。

なお、米国での SPS の研究の頓挫は、 当時、NASA はエネルギーに係わること は DOE(エネルギー省)の管轄と位置 づけ、一方 DOE は宇宙に係わることは NASA の管轄と位置付けたため、SPS の 研究開発はエネルギー分野と宇宙分野 のはざまに埋没したことも大きく影響

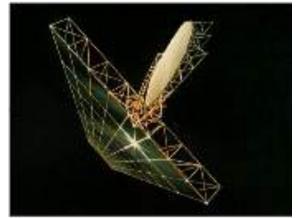


図 2.1-2 NASA が 1970 年代に設計した古典的な SPS

している。またアカデミックな研究機関はビーム兵器に結びつくような研究に消極的であったことも背景にあったと考えられる。SPS がエネルギー分野と宇宙分野のはざまに陥る問題は、多かれ少なかれ現在でも米国で見られ、また米国だけでなく、ヨーロッパや日本の宇宙機関、エネルギー機関、アカデミックな研究機関にもあてはまる傾向である。

米国の初期の検討以降、特に 1980 年代の終わり頃からは、21 世紀の人類社会の大きな課題として地球環境問題とエネルギー問題が国際的に認識されるようになり、これらを解決するための有力な選択肢として、SPS を現実のエネルギーシステムとして見直そうという機運が高まり、米国も含め国際的な拡がりで、全体としては緩やかではあるが研究が盛んになってきた。SPS 研究の歴史的な流れを表すマイルストーンを表 2.1-1 に示す。最近の海外(1980 年代以降)及び国内の研究状況の詳細については、それぞれ 2.2 項及び 2.3 項に示す。最近の国際会議での報告によれば、これまでの SPS への研究資金は主要国の総額で約 880 億円であり、そのうち米国が 75%を占めているとされている(図 2.1-3 70)。この報告では我が国の研究資金総額は第 2 位(100 億円をやや超えている)ではあるが、研究資金の起伏の大きかった米国に対し、継続的な研究開発資金により研究開発を途切れなく行なってきた我が国の SPS の技術力は、現在では世界をリードするレベルとなっている。

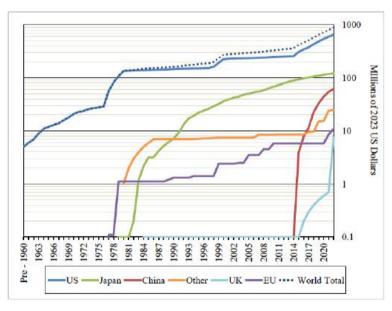


図 2.1-3 各国(地域)の 2022 年までの SPS 研究投資総額 7)

SPS の本格的な研究開発は核融合(国際核融合実験炉、ITER; International Thermonuclear Experimental Reactor)⁸⁾と類似の国際的な枠組みで行われることになると考えられることから、1980 年代半ばころから、学会活動を軸とした国際的な情報交換及び共同作業が行われるようになったことは非常に重要である。1986 年には最初の国際的な SPS シンポジウムがパリで開催され、その後 1991 年パリ、1992 年リオデジャネイロ、1997 年カナダ、2004 年スペイン、2014 年神戸、2018 年にはロサンジェルスで開催された。毎年開催される国際宇宙連盟(IAF: International Astronautical Federation)の国際宇宙会議(IAC: International Astronautical Congress)には、1990年から Space Power のセッションが設けられ、このセッションをコーディネートする電

表 2.1-1 SPS 研究の歴史的な流れ

1968 年 米国ピーター・グレーザーのサイエンスの論文

"効率的で安全なマイクロ波ビームによる電力伝送、宇宙空間における電力プラント"の概

念、特許化 (1973年)

1973年 第一次オイルショック

1975~76 年 米国ビル・ブラウンらによるマイクロ波送電のデモンストレーション

1977~80 年 NASA/DOE(US Department of Energy) リファレンスシステム設計と評価研究

1979年 第二次オイルショック

1980年 米国でのシステム的研究は中断

1983年 日本の観測ロケットによる初めての宇宙実験(電離層とマイクロ波の相互作用研究)

1986 年 最初の SPS 国際シンポジウム (パリ)

1990 年代 環境問題のたかまり、エネルギーオプションの必要性から世界的に再注目 1990 年~2000 年 日本の宇宙科学研究所(現 JAXA)による太陽発電衛星 SPS2000 設計研究

1992 年~1994 年 日本の MRI (NEDO) による宇宙発電システムに関する調査研究 1GW システムグランドデザイン

1993 年 日本の ISY-METS 実験 (観測ロケットによるマイクロ波送電実験) 1994 年~2011 年頃 日本のマイクロ波長期曝露研究施設による研究 (電総研、現産総研)

1995 年~2004 年 NASA 研究再開

1998年~ 日本の NASDA(文科省系、現 JAXA)調査研究開始

2000年~ 日本の USEF (経産省系、現 Japan Space Systems) 調査研究開始

2002 年~2004 年 ESA SPS 調査研究

2007 年 URSI (国際電波科学連合) による SPS 白書

2009 年 日本政府の宇宙基本計画に宇宙太陽光発電の研究開発を明記

2010 年頃~ 中国での SPS 研究が本格的にスタート

2011 年 IAA (国際宇宙航行連盟) による SPS の評価報告書

力委員会(Power Committee)は、SPS に係わる国際的な情報交換の場としての役割も果たしてきた。この委員会には我が国の研究者も主要メンバーとして参加するとともに、神戸大や宇宙研の研究者がその委員長や副委員長を勤めたこともある。2007 年には国際電波科学連合 (URSI; Union of Radio Science) による SPS 白書 9 が作成され公開された。この発行には京都大学を中心とした我が国の研究者が大きく貢献した。また 2011年には国際宇宙航行アカデミー (IAA; International Academy of Astronautics) によるSPS の評価文書が発行された 10 。この活動にも神戸大学などの我が国の研究者が寄与している。この活動は2012年から国際協力の芽を育てるための作業部会 (Global SSP-WG)の結成に発展 11 し、さらに 2023年には International Academy of Astronautics の中に常設の SPS に関わる委員会が設置された 12 。

なお、宇宙空間から地上へのエネルギー供給を目指した SPS と類似の概念として、太陽光反射衛星の概念も検討されている。この概念そのものは 1929 年にヘルマン・オーベルトにより初めて提案されたものであり、1979 年に K. A. Ehricke により詳細な検討 ¹³⁾が行われている(秋葉鐐二郎により和文訳が作られている)。SPS ほどは活発な研究は行われていないが、2.2章に述べるように 1993 年にはロシアの Mir 宇宙基地で宇宙から地上への太陽光反射実験(Znamya)が行われた。最近では軌道上からの太陽光反射システムによる地上太陽光発電の補完(夜明けと夕暮れの日照時間の拡張)についての研究も行われている ¹⁴⁾。

2.1 章の参考文献

- 1) P.E.Glaser, "Power from the Sun:Its Future", Science, vol. 162, pp. 867-886, 1968.
- 2) P. E. Glaser, Method and Apparatus for Converting Solar Radiation to Electrical Power, U. S. Patent 3, 781, 647, Dec. 25, 1973.

- 3) W.C. Brown, The History of Power Transmission by Radio Waves, IEEE Transactions on Microwave Theory and Techniques, Vol. MTT-32, No. 9, pp. 1230-1242, September 1984.
- 4) DOE/NASA, "Program Assessment Report Statement of Findings", Satellite Power Systems Concept Development and Evaluation Program, DOE/ER-0085, 1980.
- 5) Electric power from Orbit: A Critique of a Satellite Power System, A Report prepared by the Committee on Satellite Power Systems, Environmental Studies Board Commission on National Resources, National Research Council, National Academy Press, Washington DC, 1981.
- 6) Solar Power Satellites, August 1981, NTIS order #PB-82-108846
- 7) Kevin Barry, State of the Industry Report on Investment and Development of Space Solar Power, IAC-23-C3.1, 74th IAC, Baku Azerbaijan, October, 2023.
- 8) http://www.fusion.qst.go.jp/ITER/iter/pagel_1.html
- 9) URSI White Paper on Solar Power Satellite (SPS) Systems and Report of the URSI Inter-Commission Working Group on SPS, June 2007, URSI Inter-commission Working Group on SPS.
- 10) Space Solar Power, The First International Assessment of Space Solar Power Opportunities, Issues and Potential Pathways Forward, Editor J.C. Mankins, 2011.
- 11) https://space.nss.org/first-major-international-space-solar-power-organization-includes-the-national-space-society/
- 12) J. C. Mankins, Space Solar Power: Recent Progress & Tailoring SPS-ALPHA for Global Markets, IAC-23-C3. 1. 4, 74th IAC, Baku Azerbaijan, October, 2023.
- 13) K. A. Ehricke, Space light: space industrial enhancement of the solar option, Acta Astronautica, Vol, 6, pp. 1515-1633, 1979.
- 14) Onur Çelik, Andrea Viale, Temitayo Oderinwale, Litesh Sulbhewar, and Colin R. McInnes, Enhancing terrestrial solar power using orbiting solar reflectors, Acta Astronautica 195, 276–286, 2022.

編集用予備ページ

2.2 海外の研究状況 (1980 年代以降)

米国では、エネルギー省(DOE)と NASA によるリファレンスシステムの研究が終了 した 1980 年以降は、組織的な検討は長い間 行われなかった。しかし NASA は 1995 年に SPS の概念の見直し研究(フレッシュルッ ク・スタディと呼ばれている)を開始した ¹⁾。この研究は NASA 本部の John Mankins (Manager, Office of Advanced Concepts and Technology)の主導により行われた。この研 究では、26種類のSPSを取り上げて評価し、 その中でサンタワーモデルと称する図 2. 2-1 に示すようなコンセプト^{1,2)}を有望な 概念として提案している。このコンセプト では、直径 50~60mのフレネル薄膜ミラー 又はレンズで太陽光を集光し太陽電池で発 電する。この発電ユニットを上下に全長 15km にわたって接続して10万kW~30万kW の発電を行う。地上へは直径 150~250m の 送電アンテナを用い、5.8GHz のマイクロ波 で送電する。軌道は高度約1,000kmの太陽 同期軌道とし、地上では直径約4kmのアン テナで受電する。サンタワー方式について は低軌道の SPS だけでなく、静止衛星軌道 の1.2GW級SPSについても検討が行われた。 この方式の SPS は発電部がモジュール化さ れている点が高く評価された。その後、回 転型の直径 10km のソーラーディスク ¹⁾ (5GW クラス、送電アンテナ 2km、ロータリジョ イントによりマイクロ波アンテナは地球指 向)やロータリジョイントを使用しないで すむ可動の RF 反射板を持つタイプ (図 2.2-2 Abacus Reflector SPS Concept³⁾) も検討された。熱的な成立性を重視した ISC (Integrated Symmetrical Concept) 4) と呼ばれる2セットの反射ミラーアレイと 太陽電池アレイの組合せ方式も検討された (図 2.2-3)。1995年のフレッシュルック・ スタディ開始から、1998年の SSP Concept Definition Study、1998年から2000年の Exploratory Research and Technology (SERT) program、2001年と2002年の SSP Concept and Technology Maturation (SCTM) program、2004年までの Joint investment in SSPS technology research and studies



図 2.2-1 米国 NASA の SPS 見直し研究(フレッシュルック・スタディ)の時に検討されたサンタワーモデル 2 。

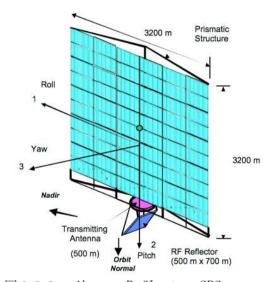


図 2.2-2 Abacus Reflector SPS Concept³⁾。1GW、発電面 3.2kmx3.2km、送電アンテナ径 0.5km、マイクロ波の反射板は1軸回転。

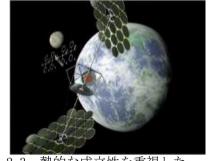


図 2.2-3 熱的な成立性を重視した Integrated Symmetrical Concept⁴⁾のモデル。薄膜反射鏡は 0.5km 径 36 枚構成、4倍集光、送電アンテナ 1km 径、1.2GW。

by NASA and NSF の期間に、NASA リファレンスシステムの検討と同レベルの 3000 万ドル近くの予算を使った検討が行われた。その後は SPS 検討の活動は再び低レベルとなっ

たが、2007年ころから military への応用研究 5 や国際宇宙ステーションでの実証実験の検討提案 6 が行われるようになった。2009年には Pacific Gas and Electric Company (カリフォルニアの大手ガス電力会社)が、

Solaren Corp. から 2016 年を目標に 200MW の SPS 電力を導入することを合意したとの報道 もなされた ⁷⁾ (ただしその後実現に向けての 動きはない)。2011 年には NASA Innovative Advanced Concepts Phase-1 プロジェクトの 一つとして SPS の技術 (SPS-ALPHA、代表者 は NASA Fresh Look Study を主導した Mankins) が選定 ⁸⁾されたが、次フェーズのプロジェク

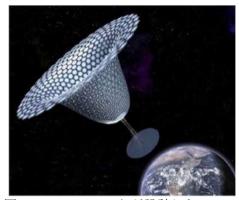


図 2.2-4 Mankins らが設計した SPS-ALPHA⁸⁾。

ト化には至らなかった。高度にモジュール化した方式の SPS-ALPHA (図 2.2-4) は近年 の米国の SPS 設計例として広く引用されているモデルとなっている。2015 年 4 月には、 Northrop Grumman Corporation がスポンサーとなって California Institute of Technology (Caltech) と SPS の研究契約 (3年で\$17.5 million) を結んだことが報道 され、2017年 IEEE WiSEE(Wireless for Space and Extreme Environment)でその成果 が報告されている⁹⁾。現段階では米国では本格的なシステム設計研究はないが、米国海 軍調査研究所(US NRL)による 300m 級地上レーザー送電実験(2019)、レクテナのデモ (ISS) (2020) や太陽電池とマイクロ波アンテナの組み合わせ装置の宇宙実験(2020) が行われており、また空軍研究所(AFRL)による SPS キー技術の近未来の宇宙実証を目 指した研究が行われている。2023年1月にはカリフォルニア工科大学(Caltech)が実 験衛星を打ち上げ、小規模ながらマイクロ波のビーム方向制御実験を行ない、地上でそ の電波の受信に成功したと報告 101 している。現在の米国での SPS の研究は、以前の設計 研究から実証研究へと移行していると言える。他方、2024年1月に公表された NASA の 報告 ¹¹⁾では、SPS の電力コストは地上の再生可能エネルギーシステムと比較して 12〜80 倍程度高いというネガティブな評価がなされている。なお、米国では SPS に興味を持つ 広範な研究者による Google Group"Power Satellite Economics"¹²⁾により技術、経済、 環境に関して活発な議論や情報交換が行われており、SPS およびその周辺の研究者の層 の厚さは他国を凌駕している。

一方、将来の計画として、月面上に太陽発電所を建設し地球へ送電する構想についても大学の研究者を中心に検討が行われてきた ¹³⁾。この構想のメリットは、月資源を利用するため原理的にエネルギーペイバックタイムを極めて短くすることができ、電力コストも地上の電力コストよりはるかに下げることができる点である。しかし初期投資が極めて大きいと考えられ、技術的にも地球周回軌道上の SPS の次のステップの構想と考えられる。

表 2.2-1 に米国での SPS 研究の経緯を年表で示す。

表 2.2-1 米国での研究の経緯と現状

	衣 2.2-1 木国での研究の経緯と現状
1970年代	NASA/DOE(US Department of Energy)の共同研究によるリファレンスシステムの設計と評価
	1977-1980 NASA 約 2000 万ドルを投じ概念設計
	1978 DOE O SPS Concept Development and Evaluation Program(CDEP)
1980年	技術的に致命的な問題はないが建設コストと発電価格が高い点が問題とされた。NAS(米国
	科学アカデミー)の評価(SPS 研究開発投資の凍結)及びレーガン政権の財政緊縮方針で、
	米国でのシステム的研究は中断。
1995年	NASA研究再開
	1995-1997 Fresh Look Study (30 SSP systems concept)
	1998 SSP Concept Definition Study (200 万ドルの予算)
	1999-2000 SSP Exploratory Research and Technology (SERT) program(2200 万ドルの予算)
	2001 US National Research Council (NRC) が NASA の SSP Strategic
	research and technology road map に対するレビュー結果を報告
	2001-2002 SSP Concept and Technology Maturation (SCTM) program (300万ドルの予算)
	2001 からは SPS に対する直接的な予算は縮小
	-2004 Joint investiment in SSPS technology research and studies by NASA and
	NSF(National Science Foundation)
2004年	ブッシュ大統領の「米国新宇宙探査計画」。SPS については触れられていないが、SPS 関連
	技術開発は先端技術の一環として研究開発の中に取り込まれた。
2005~2008年	NASA の SPS 関連研究は非常に低いレベルで推移
2006年	NASA は advanced space technology R&D への予算をキャンセル、100 名程度の関係職員を配
	置換えし、先進宇宙技術の研究は弱体となった。
	小規模な R&D は継続、DOD や DOE からの関連技術への投資(但し DOE は宇宙に関与せず)
	Space Commerce Roundtable(July), Exploration Global Strategy(August)ではSPSや月面
	エネルギーシステムが重要との一定の認識が示されたが、human exploration systems(CEV
	など)の開発経費負担が大きく、当面は予算的に浮上しないと予想された。
2007年	ペンタゴン(米宇宙安全保障局 National Security Space Office)が戦闘部隊や災害地域で
	の電力確保の観点から Space Solar Power を検討 (M. Smith (NSSO), J. Mankins, D. Preble
	6)
2008年	ハワイでのレトロディレクティブ機能を用いた史上最長マイクロ波送電実験 (160km)。米
	国チームの企画のもと、神戸大が送電技術を担当した。Discovery Channel で放映された。
	ISS での WPT のデモンストレーションが検討された。NASA JSC がリーダー、DOD や大学が参
	加したが、9ヶ月で研究は終了した。
2010年	オバマ政権で先進技術開発を重視した予算が提案された。
2011年	NIAC(NASA Innovative Advanced Concepts)の研究テーマの一つとして SPS が選ばれた。た
	だし次年次以降の予算はつかずプロジェクト化には至らなかった。
2015年	Northrop Grumman Corporation がスポンサーとなって California Institute of Technology
	(Caltech) と SPS の研究契約締結
2019年	米国海軍研究所でのレーザー電力伝送実験 (2kW, 325m)
2020年	米国防省による太陽光発電高周波アンテナモジュール実験(P. Jaffe、衛星「X37B」)
2023年	カリフォルニア工科大学による実験衛星によるマイクロ波のビーム方向制御実験
2024年	NASA 報告。現状想定される技術では SPS は他の再生可能エネルギーより高コスト。

米国以外では、1980年代からヨーロッパとロシア (旧ソ連)で研究が行われている。ヨーロッパでは欧州宇宙機関 (ESA)で、沿岸設置の地上受電設備の検討、数十W~数kWの小型電力衛星のデモンストレーション¹⁴⁾、40万kW級のSPSの概念検討、図2.2-5に示すようなユーロセイルタワーの概念検討¹⁵⁾、フランス・レユニオン島における10kWクラスの地上での小規模な無線送電実用化の企画研究¹⁶⁾などが行われた。2002年から2004年の期間には地上の大規模太陽光発電システムとSPSの比較研究¹⁷が組織的に行われている。また、EADS Astrium



図 2.2-5 ヨーロッパで設計されたユーロセ イルタワー¹⁵⁾

社 (ヨーロッパの宇宙技術企業) が地上での小型ローバーへのレーザー送電実験のデモンストレーション¹⁸⁾を行い、その実績をもとに、10kWクラスのレーザーシステムによる

宇宙から地上への送電実験¹⁹⁾や、宇宙ステーションを利用した近未来のレーザー送電の軌道上実証の計画を提案している。最近では、英国SICA Design LimitedのIan Cashが提案した多方向へのビーム制御が可能なねじれたアンテナで構成する

CASSIOPeiA(Constant Aperture

Solid-State Integrated Orbital Phased Array) ^{20,21)}が原理的な面白さからユニークなSPSの送電方式として評価されている(図2.2-6)。また2021年にはSPSが英国政府のNet Zero Innovation Portfolioの中の一つとして取り上げられ、英国での取組が進められている²²⁾。

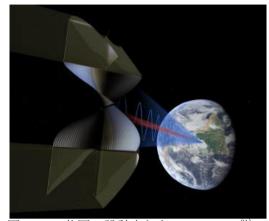


図 2.2-6 英国で設計された CASSIOPeiA²¹⁾

ロシア (旧ソ連) では組織的な SPS の設計研究は行われていないが、個々の研究機関で SPS に関連する研究が行われた。1993 年には宇宙からのエネルギー輸送の第一ステップの実験として、軌道上の反射板から太陽光を地上へ送る実験(Znamya (ズナーミャ),直径約 20mの Space mirror)を行っている ²³⁾。また我が国でも宇宙研や京大に滞在して研究活動を行ったモスクワ州立大学の Vanke のグループによる電子管を使っ

たマイクロ波送受電方式の研究^{24,25)}が特筆 される。

最近では、従来から研究を進めてきた日、 米、欧、露以外に、近年宇宙開発に力を入れている中国やインドでも研究の動きがある。中国では2010年頃から SPS の長期的な開発ロードマップを検討したり²⁶⁾、システムの検討を行ったり²⁷⁾、関連の国際会議を国内で開催するなどしている。2018年11月に開催された第4回 SSPS シンポジウム(京都)では中国における SPS の研究の歴史と現状²⁸⁾が紹介されている。中国で独自に設計研究されたシステムとしては、

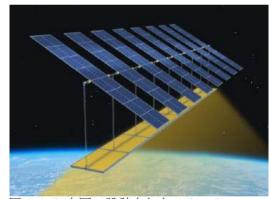


図 2.2-7 中国で設計された Multi-Rotary joints SPS (MR-SPS)²⁹⁾

Concentrator SPS (2013)、Multi-Rotary Joints SPS (MR-SPS) (2014)、SSPS-OMEGA (2014) などがある。MR-SPS についてはその後も検討が継続されている 29 。また 2019 年 2 月の Nature News 30 によれば、中国は 2021 年から 2025 年の間に静止衛星軌道に小型あるいは中型の電力衛星を打ち上げることを目指しているとの報告がある。中国のニュースサイト「チャイナネット」(2019 年 2 月)によれば、重慶で近いうちに中国最初の SPS 実験場が着工され、2021 年から 25 年に中小規模の成層圏太陽光発電所の建設と発電を行い、2025 年以降に大規模な SPS に着手する計画があり、西安市では SPS の地上検証プラットフォームを建設してシステム検証を行うとの報道 31 がなされている。

インドは宇宙航空分野に造詣の深い前インド大統領の Abdul Kalam が、2010年に米国 NSS (National Space Society) と共同で NSS-Kalam Energy Initiative という枠組みで国際的な SPS 構想 ³²⁾を推進していたが、2015年の Kalam の死去に伴い立ち消えとなった。その後 SPS に関する具体的な研究開発の動きはないが、ISRO (Indian Space

Research Organisation、インド宇宙研機関)が SPS に対し一定の興味を持っていること が報告 ³³⁾されている。

また韓国では近年 Korea Aerospace Research Institute (KARI) で SPS の研究が開始され、韓国で初めて概念設計された Korean Space Solar Power Satellite (K-SSPS)が2019 年の国際宇宙会議 IAC で報告 34 されている。最近の韓国の報道(2024 年 1 月)では KARI で史上最長のマイクロ波送電実験デモ(地上の深宇宙アンテナから飛行船への2kW 送電、受電側で LED 点灯)が行われたという報告 35 がある。

2.2 章の参考文献

- 1) J.C. Mankins, A Fresh Look at Space Solar Power: New Artchitectures, Concepts and Technologies, Acta Astronautica, vol. 41, Nos. 4-10, pp. 347-359, 1997.
- 2) J. C. Mankins, A TECHNICAL OVERVIEW OF THE "SUNTOWER" SOLAR POWER SATELLITE CONCEPT, Acta Astronautica Vol. 50, No. 6, pp. 369-377, 2002.
- 3) Bong Wie and Carlos Roithmayr, INTEGRATED ORBIT, ATTITUDE, AND STRUCTURAL CONTROL SYSTEM DESIGN FOR SPACE SOLAR POWER SATELLITES, AIAA 2001-4273.

https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20040086476.pdf

4) W. Keith Belvin, John T. Dorsey and Judith J. Watson, Solar Power Satellite Development: Advances in Modularity and Mechanical Systems

NASA Technical Reports Server (NTRS), Document No. 20110005492, 2011.

https://ntrs. nasa. gov/archive/nasa/casi. ntrs. nasa. gov/20110005492. pdf

- 5) W. Neil Johnson, et.al., Space-based Solar Power: Possible Defense Applications and Opportunities for NRL Contributions, NRL/FR/7650--09-10, 179, Naval Research Laboratory, Oct. 23.
- 6) Frank E. Little, Kai Chang, Rainer J. Fink, G. Dickey. Arndt, Phong H. Ngo, Raymond F. Beach, A Space to Earth Demonstration of Wireless Power Transmission, 2009—h—27, The 27th International Symposium on Space Technology and Science (27th ISTS), Tsukuba, July 2009.
- 7) US power company to tap solar energy in space
- https://www.theguardian.com/environment/2009/apr/16/solar-energy-farms-space
- 8) SPS-ALPHA: The First Practical Solar Power Satellite via Arbitrarily Large Phased Array (A 2011-2012 NASA NIAC Phase 1 Project), Final Report, 15 September 2012, by Mr. John C. Mankins, Principal Investigator
- 9) Northrop Grumman-Caltech Space Solar Power Initiative (SSPI) Technology maturation, Tatiana Vinogradova, Space Solar Power Workshop, IEEE WiSEE, 2017.
- 10) In a First, Caltech's Space Solar Power Demonstrator Wirelessly Transmits Power in Space

https://www.caltech.edu/about/news/in-a-first-caltechs-space-solar-power-demonstrator-wirelessly-transmits-power-in-space

- 11) Erica Rodgers, Ellen Gertsen, Jordan Sotudeh, Carie Mullins, Amanda Hernandez, Hanh Nguyen Le, Phil Smith, and Nikolai Joseph, Space-Based Solar Power, Office of Technology, Policy, and Strategy, NASA, Report ID 20230018600, Jan. 11, 2024. 12) Google Group" Power Satellite Economics"
- https://groups.google.com/forum/#!aboutgroup/power-satellite-economics

- 13) David R. Criswell, Solar Power via the Moon, The Industrial Physicist, APRIL/MAY 2002, pp. 12-15.
- 14) Eurospace, ESA Contract Nº 9390/91/F, Powersat Study Final Report, March 1992.
- 15) W. Seboldt, M. Klimke, M. Leipold, and N. Hanowski, European Sail Tower SPS Concept, Acta Astronautica. pp. 785-792, Vol. 48, Issues 5-12, March-June 2001
- 16) A. Celeste, P. Jeanty, and G. Pignolet, Case Study In Reunion Island, Acta Astronautica 54, pp. 253-258, 2004.
- 17) M. Zerta, V. Blandow, P. Collins, J. Guillet, T. Nordmann, P. Schmidt, W. Weindorf, and W. Zittel, Earth & Space-based Power Generation Systems- A Comparison Study, Proc. of The 4th International Conference on Solar Power from Space SPS '04, pp. 203-212, 30 June-2 July 2004, Granada, Spain.
- 18) F. Steinsiek, K. H. Weber, W. P. Foth, H. J. Foth, and C. Schafer, Wireless Power Transmission Technology Development and Demonstrations, Proc. of The 4th International Conference on Solar Power from Space SPS '04, pp. 203-212, 30 June-2 July 2004, Granada, Spain.
- 19) BBC News, EADS Astrium develops space power concept, http://news.bbc.co.uk/2/hi/8467472.stm
- 20) I. Cash, "CASSIOPeiA A new paradigm for space solar power", Acta Astronautica 169(2019), pp.170-178.
- 21) Frazer-Nash Consultancy (FNC), "Space Based Solar Power as a Contributor to Net Zero Phase 1: Engineering Feasibility Report", FNC 004456-51057R Issue 1.0, December 2020.
- https://www.fnc.co.uk/media/qkleyd5d/fnc-004456-51057r-phase-1-engineering-fe asibility-issue-1-0.pdf
- 22) Martin Soltau, David Homfray, Ian Cash, Massimiliano Vasile, and Craig Underwood, The UK Space Energy Initiative-Towards a Practical Space Based Power System for the Net Zero Era, 73rd International Astronautical Congress (IAC), Paris, France, 18-22 September 2022.
- 23) http://news.bbc.co.uk/2/hi/science/nature/271224.stm
- 24) V. A. Vanke, A. A. Zaporozhets, and A. V. Rachnikov, Antenna Synthesis for the SPS Microwave Power Transmission System, Space Power, Vol. 11, No. 1, pp. 67-80, 1992.
- 25) V. A. Vanke, H. Matsumoto, N. Shinohara, and A. Kita, cyclotron Wave Converter of microwaves into DC, IEICE TRANs. ELECTRON., Vol. E81-C, NO. 7 July 1998, pp. 1136-1142.
- 26) Hou Xinbin, Wang Li, Li Ming, SPACE STATION -THE STRATEGIC OPPORTUNITY FOR THE DEVELOPMENT OF SPS IN CHINA, IAC, IAC-12, C3. 1. 7, Naples, 2012.
- 27) Shi-Wei Dong, Hongxi Yu, Yazhou Dong, Liming Gong, Ying Wang, A New Solar Power Satellite System Faced to Engineering: Concentric Disc, WE-P-1-11, 2013 IEEE Wireless Power Transfer Conference 2013, May 15-16, 2013, Perugia Italy
- 28) Space Solar Power development in China and MR-SPS, 4th SPS Symposium 2018 宇宙太陽発電学会、Kyoto, Japan
- 29) Hou Xinbin, Cheng Zhengai, Wang Xin, Wang Li, MMR-SPS, An Updated Concept Design on MR-SPS, IAC-23 C3. 1. 6, 74th International Astronautical Congress, Baku, Oct. 2023.
- 30) China sets sights on first solar power stations in space

 $\frac{\text{https://www.nature.com/articles/d41586-019-00629-5?utm_source=Nature+Briefing \&utm_campaign=69f4e297f5-briefing-dy-20190220\&utm_medium=email&utm_term=0_c9dfd39373-69f4e297f5-43445821}$

31) 中国、世界に先駆けて宇宙太陽光発電所を建設の見通し http://japanese.china.org.cn/life/2019-02/14/content_74464808_2.htm

32) Kalam-NSS Energy Initiative,

https://space.nss.org/national-space-society-announces-the-kalam-nss-energy-initiative/

33) India Needs To Create Solar Power Satellite: ISRO

https://www.electronicsb2b.com/industry-buzz/india-needs-to-create-solar-powe
r-satellite-isro/

- 34) Joon-Min Choia and Guee Won Moon, Conceptual Design of Korean Space Solar Power Satellite, 70th International Astronautical Congress (IAC), Washington D.C., United States, 21-25 October 2019.
- 35) Pulse by Maeil Business News, 2024.01.23

編集用予備ページ

2.3 国内の研究状況

我が国では米国でのリファレンスシステムの研究が一段落した 1980 年頃から、SPS の重要性と将来性に着目した研究者たちが研究を立ち上げた。特に米国での研究が精力的に進められていた1970 年代末頃から 1980 年代初頭にかけて米国に留学したり渡航したりしてSPS の研究に直接触れた研究者(宇宙研の長友信人や京大の松本紘)等がその推進に大きな役割を果たした。未来工研等の調査機関による SPS の調査研究もこの頃始まった1。1981 年に全国大学の共同利用機関として宇宙科学研究所(ISAS)が発足し、その中の宇宙エネル

ギー工学部門が SPS の研究を主要な課題とし て設定した2)ことから、我が国での本格的な 研究が始まった。また同時期、大学の研究者 らが SPS の中核技術であるマイクロ波送電に 関する実証的な研究を開始した。1990年代以 降、大学や研究機関の研究者たちが組織的に 参加した新エネルギー・産業技術総合開発機 構 (NEDO) 、宇宙開発事業団 (NASDA) 、無人 宇宙実験システム研究開発機構(USEF)での 調査研究や試作研究が行われ、この中で、我 が国独自の SPS 構想も提案された。これらの 研究は、その後改組された宇宙航空研究開発 機構(JAXA)(ISAS、NASDA、航空技術研究所 が統合)、Japan Space Systems (USEF、ERSDAC 及び JAROS が合併) に引き継がれ現在に至っ ている。米国リファレンスシステム後の SPS の研究では我が国が世界の研究をリードして きたと言って良い。図2.3-1に諸外国と我が 国との研究レベルの推移の比較を視覚的に

(定性的に) 示した。

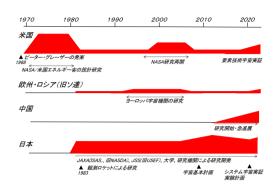


図 2.3-1 諸外国と我が国との研究活動レベル (縦軸)の推移の比較(比較は定性的なもの)



図 2.3-2 1993 年に行われた宇宙空間でのマイクロ波送電実験 4 。観測ロケットを親子分離し、その間で数百 W クラスの送電実験を行った。

SPS に関連する技術の中では、特にマイクロ波送受電に関する研究が盛んに行われている。実際、宇宙空間でのマイクロ波送電の実験的研究を行ったのは我が国のみである。 1983 年及び 1993 年には、宇宙研(現 JAXA)の観測ロケットを用いた宇宙空間でのマイクロ波送電実験(図 2.3-2、1993 年の実験)が実施され^{3.4}、マイクロ波と宇宙空間プラズマとの相互作用の研究が行われている。親子に分離されたロケット間という 10 m程度の短い距離の送電実験ではあったが、これにより大電力マイクロ波は電離層プラズマと非線形相互作用を行うものの、電力を大きく失うことなく電離層中を伝搬しうることが示された。 2006 年には観測ロケットによるフロシキ状の大型構造物の展開実験とマイクロ波の位相制御実証実験 5 も行われた。また地上での実験的研究として、模型飛

行機 ⁶⁾、飛行船 ⁷⁾、ローバー⁸⁾、ドローン ⁹⁾へのマイクロ波送電実験など地上での無線送電のデモンストレーションや位相制御によるマイクロ波ビームの方向制御 ¹⁰⁻¹⁴⁾の研究が行なわれている。独創的な送電アンテナ ^{15.16)} や高効率の送受電素子 ¹⁷⁻¹⁹⁾ についても大学や研究所で研究されており、この分野の我が国の研究は他国の追随を許さない程レベルが高い。これらのマイクロ波送受電の研究では京大、神戸大、北大、東海大、東北大、東大、電通大、東工大、岡山大、徳島大、金沢工大、日本大学、東洋大、通信総研(現情報通信研究機構)、JAXA、USEF (JSS)等の研究者が主導的な役割を果たしてきた。マイクロ波送電だけでなくレーザー送電の方式についても阪大レーザー研、福井大、光産業創成大学院大学、近畿大、東北大、岐阜大、JAXA 等で研究 ²⁰⁻²³⁾ が行われた。

SPS のための大型構造物の研究や高電圧電力システムの研究も、他国に先駆けて行われている。この研究は一部後述の JAXA 及び USEF (JSS) の調査研究の中で行われている。大型構造物とその制御については、北大、九大、金沢工大、京大、名大、東工大、首都大(現都立大)、神奈川工科大、早大、JAXA等の研究者により研究が行われてきており、宇宙高電圧については九州工大、奈良高専、東工大、JAXA等の研究者により研究が進められてきた。またデブリや宇宙放射線の宇宙環境が SPS へ及ぼす影響についても JAXA や工学院大で研究が行われてきた。

SPS のシステムについても早くから研究が行われている。1987 年には宇宙科学研究所で太陽発電衛星ワーキンググループが結成され、我が国の SPS に関連する研究の推進母体としての役割を果たした 24 。1991 年からは図 2.3-3 に示すような太陽発電衛星モデル SPS2000 25 の組織的な概念検討が開始された。この構想は SPS の技術実証と赤道諸国への電力供給による国際貢献を組み合わせた新しい考え方に基づくもので、1991 年に開催された国際会議 SPS91 で論文賞を得ている。SPS2000 は長さ約 300 m x 300 m の三角柱形状で 10 MW の電力を赤道諸国に供給することを想定した。この概念設計研究 26 には大学や企業の研究者約 50 名が参加し、レクテナ設置のための現地調査も 1994年から 2000 年まで 11 ヶ国の赤道諸国について行われた 27 。

1991年度(平成3年度)からは3年間にわたりNEDO(新エネルギー・産業技術総合開発機構)の委託(委託先:(株)三菱総合研究所)により太陽発電システム検討委員会(委員長 茅陽一東大教授)が組織され本格的な調査研究²⁸⁾が実施された。その中で図2.3-4に示すような100万kW級の太陽発電衛星(SPSグランドデザイン)の検討も行われた。この基本的なコンセプトはNASAのリファレンスシステムに近いものである。また同時期、発送電一体型のパネル(サンドイッチパネル)と反射鏡を組み合わせた図2.3-5に示すようなコンセプト²⁹⁾についても神戸大の研究者により提案が行われ、SPSグランドデザインのオプションとして取り上げられた。この集光反射鏡とサンドイッチパネルの組み合わせは発送電部を小型化できるという利点がある。

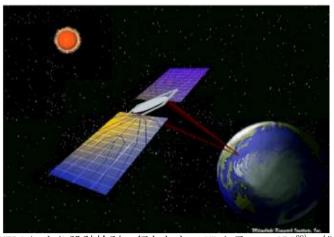


図 2.3-4 1992 年に NEDO により設計検討の行われた 1GW クラスの SPS²⁸⁾。総重量約 2 万トン、2 枚の太陽電池パネルと 1 ヶの円形送電アンテナで構成される。太陽電池パネルは 3 kmx 2 kmx 2 枚、送電部は 1 km 径のアンテナ。

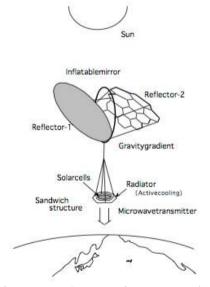


図 2.3-5 NEDO グランドデザインのオプション²⁹⁾。二重の反射板により太陽光を集め、円盤状の太陽電池で発電し、その裏面の送電アンテナで地上に送電する。円盤の片面は太陽電池、反対の面はマイクロ波送電アンテナで、サンドイッチ構造。太陽電池とマイクロ波増幅器が表裏一体なので、重い集配電装置やロータリージョイントが不要になり、衛星重量が軽くなる。

NASDA (現在は JAXA に統合) では 1998 年 から外部の研究者を含めた委員会方式で SSPS (Space Solar Power Systems)の研究 30) を進め、これまで各種のシステムの提案を 行ってきた。図 2.3-6 は 2001 年度に検討さ れたモデル 31)で、集光反射鏡と発送電一体 型パネルを組み合わせた1GWモデルである。 このモデルは可動部を持つことや発送電パ ネル部での排熱に課題があることから、そ の後図 2.3-7 に示すように、集光ミラーを 分離して編隊飛行をさせ、発電部と送電部 を分離したモデル(2004 JAXA Reference System) について検討が進められてきた 32)。 また JAXA ではマイクロ波だけではなく、図 2.3-8に示すような太陽光直接励起のレー ザーを使用したシステム23)についても大学 等の研究者と共同で研究を行ってきた。太 陽光直接励起方式は、原理的には高い太陽 光・レーザー変換効率が期待されるが、現 段階では技術的なハードルが高く、現在で は間接励起方式のレーザー送電システムが 検討されている。

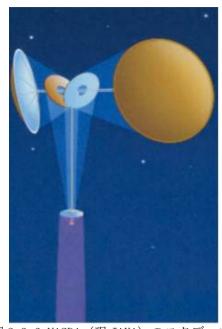


図 2.3-6 NASDA(現 JAXA)のスタディモデル(2001年) $^{31)}$ 。出力 1 GW。総重量数万トン。太陽追尾反射集光型。NASDAではこのモデル以外にも複数のタイプのSSPS が検討されている。

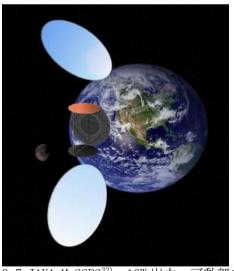


図 2.3-7 JAXA M-SSPS³²⁾。1GW 出力。可動部を無くすため、ミラー部は太陽輻射圧を利用し編隊飛行させる。熱的成立性を確保するため発送電分離型(バス電源)としている。

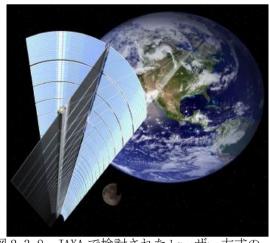


図 2.3-8 JAXA で検討されたレーザー方式の SPS (JAXA L-SSPS)²³⁾。ミラーで数百倍に集光し た太陽光で1ミクロン帯のレーザーを直接発振 させ、地上に送電する。幅 200m 長さ 12km。

無人宇宙実験システム研究開発機構(USEF、平成 24 年 3 月に JAROS, ERSDAC と合併し現在は一般財団法人宇宙システム開発利用推進機構(Japan Space Systems))では 2000年から SPS の調査研究を開始し、外部の研究者を含めた委員会方式で図 2.3-9 に示すようなテザーと発送電一体型パネルを組み合わせたテザー型 SPS のシステムの設計検討を行ってきた 33 。このシステムは太陽指向をしないため太陽指向型と比較してエネルギー取得効率は劣るが、モジュール性が高く、ロバストで技術的な実現可能性が高い点に特長がある。その後、姿勢安定に用いるテザー先端のバス部を分離してモジュール化(100 m x 100 m のパネルとテザーバスが一つのモジュール)を一層進めたマルチバス型のテザー型 SPS(図 2.3.10)についての検討も行われた 34 。テザー型 SPS は他の多くの太陽指向型の SPS の基幹部分であり、先行して開発するモデルとなりうることからBasic Model とも呼ばれている(3.1 章 p.56 参照)。

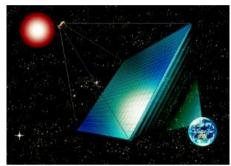


図 2.3-9 USEF のテザー型 SPS³³⁾。1GW 出力。 パネル寸法約 2.5km 四方、テザー長 10km、 総重量 2~2.65 万トン、テザーによる重力 安定。単純でロバストな構成に特長があ る。



図 2.3-10 マルチバスのテザー型 SPS^{34} 。各 モジュール (100 m x 95 m、約 45 hン、2 MW)毎に輸送され軌道上で自動展開し、緩やかに 結合して、GWクラスの発電所を構成する。 モジュール性が高い点に特長がある。

JAXA (NASDA) 及び JSS (USEF) での調査研究では、システムの設計研究だけでなく、関連技術の技術調査や試作研究(マイクロ波送受電装置、マイクロ波素子、レーザー送受電装置、レーザー発振素子、展開構造試験装置)、環境への影響評価、コストモデルの検討、なども行われてきた。最近では地上システム実証が本格的に行われるようになり、JSS と JAXA 共同でのマイクロ波実証実験プロジェクト、JAXA のレーザー送電実証プロジェクト、JSS の精密ビーム制御技術の実証的な研究開発、JSS の送受電技術のスピンオフを目指した試作試験、JAXA(宇宙科学研究所)の小型宇宙実証を目指したマイクロ波送電パネルの試作、などが行われている。また関連して、JAXA では SPS に関するインターネットを利用した世論調査、JSS では SPS に関する海外調査なども行われてきた。

上述 (NEDO, JAXA, JSS) の調査研究以外にも、日本航空宇宙工業会による 1997 年度の宇宙発電衛星に関する調査報告 (発行は 2000 年) ³⁵⁾と 2004 年度の「日本の次世代宇宙プロジェクト」報告 ³⁶⁾、(財)地球環境産業技術研究機構による 2000 年度から 2002 年度の「地球再生計画」の実施計画作成に関する調査事業 ³⁷⁾、(財)国際超電導産業技術研究センターによる 2000 年度と 2021 年度の「超電導の大電力・高周波応用」の調査研究 ³⁸⁾なども行われている。

JAXA や JSS で検討された大型システムに対し、図 2.3-11 に示すような比較的小型のシステムを編隊飛行させるコンセプト $^{39)}$ が三菱電機により提案されている。このコンセプトはソーラーバードと名付けられている。また、革新的な超軽量システム(1~g/W、他のモデルの 1/10~U下)を目標とした実用システム $^{40)}$ が三菱重工によって提案されている。このコンセプトを図 2.3-12 に示す。



図 2.3-11 編隊飛行をするソーラーバード のコンセプト $^{39)}$ 。各ユニットのアンテナ径 225m、ユニット間隔 260m、周波数 5.8GHz。

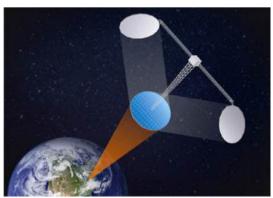


図 2.3-12 超軽量実用宇宙発電システムの構想 410。出力 400kW、システム重量 400 トン、建設コスト 6000 億円、電力コスト 20 円/kWh。

地球周回軌道上のSPSとは別に、月資源を利用して月面に太陽光発電所を建設し、地球に電力伝送を行う構想「ルナリング」⁴²⁾についても、清水建設の未来構想として検討が行われている(図2.3-13)。

SPSから地上に送られるマイクロ波が生態系へ及ぼす影響を調べるため、植物へのマイクロ波照射実験が産総研で1994年以降長期にわたり行われた⁴³⁾。このような植物生態への影響に関する継続的な実験は世界的にも例がない。

SPSの社会学的な評価研究は、1990年以降に行われている。静岡大学の研究者による

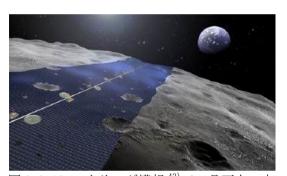


図 2.3-13 ルナリング構想 ⁴²⁾での月面上の太陽電池のベルト。発電した電力はマイクロ波またはレーザーで地球へ送電する。

将来の社会・経済・地球環境を予測するシミュレーションモデル (ワールドモデル) を使った定量的な評価⁴⁴⁾ や慶應義塾大学の研究者によるCO₂発生量の算出⁴⁵⁾ などが含まれる。また経済性評価は、これまで主に前述のNASDA (JAXA) やUSEFの調査研究の中で行われてきたが、慶應義塾大学や流通経済大学の研究者によっても行われている⁴⁶⁾。

SPSの学会的な活動として、宇宙科学研究所の宇宙エネルギー工学部門発足とともに宇宙エネルギーシンポジウムが開催され(第1回目は1982年)、今日に至るまで毎年開かれている。1987年に宇宙科学研究所に組織されたSPSワーキンググループは、研究者間の情報交換や共同の研究の実施の場としての役割を担ってきた。しかし、実現を目指したSPSの研究開発は宇宙科学の枠を超えることから、このワーキンググループは1997年に解散し、より広いウイングでSPSの研究開発を推進すること及びall Japanの研究者間の情報交換を経常的に行うことを目指して、同年、太陽発電衛星研究会(Space Solar Power Research Society)47)が新たに組織された。この研究会は、17年間にわたりSPSシンポジウムの開催やニュースレターの配信などの学会的な活動を行ってきたが、さらに学会としての体制を強化してSPSの実現を目指すため、2014年10月に宇宙太陽発電学会に改組された。これとは別に、2002年には電子情報通信学会のもとに宇宙太陽発電時限研究専門委員会48)(2010年からは無線電力伝送時限研究専門委員会、2014年からは無線電力伝送研究専門委員会と改称)が組織されSPSや無線送電に関わる研究会を定期的に開催している。また2004年には京都大学生存圏研究所の発足と同時にマイクロ波エネ

ルギー伝送実験装置 (METLAB) の大学共同利用が開始され、その前年度から同設備の利用者による成果発表の場として毎年「宇宙太陽発電と無線電力伝送に関する研究会」が開催されている。METLABでは、2.45GHz帯の宇宙太陽発電所発送受電システム (SPORTS2.45) や5.8GHz帯の宇宙太陽発電所発送受電システム (SPORTS5.8) が設備され、2009年度には新たに高度マイクロ波無線電力伝送用フェーズドアレー・受電レクテナシステムが導入され、世界最先端のマイクロ波エネルギー伝送研究設備となっている。

以上示したように、我が国では、大学や研究機関の基礎的な研究と、JAXA(旧 ISAS、旧 NASDA)や Japan Space Systems (旧 USEF)のシステム研究をベースに継続的な研究が進められてきた。国際的な SPS 研究の発表と研究者間の交流の場として、1986 年以降国際 SPS シンポジウムが概ね $5\sim7$ 年毎に開催されている(1992 年のリオデジャネイロのシンポジウムは例外的に 1991 年のパリのシンポジウム直後に開かれた)が、2014 年には神戸大学で開催された。図 2.3-14 に 1991 年以降の各国の発表論文数(リオデジャネイロのシンポジウムを除く)の推移を示す。我が国の研究者が発表した論文の数の全発表論文数に対する割合は 1991 年から会議毎に増加し、2004 年の会議 49 以降では、我が国の SPS 研究活動は米国とともにトップレベルにあることを示している。なお、国際SPS シンポジウムは 2018 年 5 月 50 以降、米国の NAS (National Space Society)の ISDC (International Space Development Conference)の枠組みの中で開催され、米国の研究者中心のシンポジウムとして開催されているためこのグラフには含まれていない。

政府レベルで SPS の研究開発が政策上明記されたのは、1990 年の地球再生計画 ⁵¹⁾からである。地球再生計画は、当時地球環境問題が政治上の重要課題となったことを受けで、重要にされたもので、この中で、省中の導入、対策技術とともので、インエネルギーの導入、対策技術的エネルギー関連技術の開発」として対した。この地球再生計画は海部首相により同年のヒュー

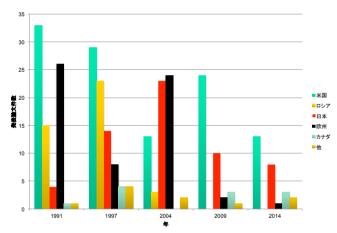


図 2.3-14 SPS 国際会議における各国の論文数の推移

ストンサミットで提案され経済宣言にも盛り込まれた。SPS は地球環境問題への寄与の可能性とともにエネルギー資源の乏しい我が国の状況を背景に政治家の関心も比較的高く、前述の太陽発電衛星研究会や宇宙太陽発電学会の発足記念講演会等では国会議員の肯定的なあいさつもなされている。また 2003 年には国会議員による宇宙エネルギー利用推進議員連盟が結成され、これまで断続的に勉強会が開かれている。最近では 2021年 5月に会合(甘利明会長)が開かれている

1980年代からの活発な研究活動と1990年代からの政府レベルの関心の高まりを背景として、2009年6月に制定された国の宇宙基本計画⁵²⁾では、SPSの研究開発を行うことが明記された。この中で、"10年程度を目途に実用化に向けた見通しをつけることを目標とすること、及び、3年程度を目途に、大気圏での影響やシステム的な確認を行うため、「きぼう」や小型衛星を活用した軌道上実証に着手する"、と記述された。国の政策としてSPSの研究開発を具体的に明記したのは我が国が世界で最初の国である。ただし、2013年1月の宇宙基本計画(改訂)⁵³⁾では、"我が国のエネルギー需給見通しや将来の新エネルギー開発の必要性に鑑み、無線による送受電技術等を中心に研究を着実に進め

る。宇宙空間での実証に関しては、その費用対効果も含めて実施に向けて検討する。" との記述となり、2009年度の記述に比べトーンダウンした表現となっている。2016年6 月の宇宙基本計画⁵⁴⁾では、"4. 我が国の宇宙政策に関する具体的アプローチ(2) 具体的 取組 ②個別プロジェクトを支える産業基盤・科学技術基盤の強化策、iii)将来の宇宙 利用の拡大を見据えた取組"の中で、"・エネルギー、気候変動、環境等の人類が直面 する地球規模課題の解決の可能性を秘めた「宇宙太陽光発電」を始め、宇宙の潜在力を 活用して地上の生活を豊かにし、活力ある未来の創造につながる取組や、太陽活動等の 観測並びにそれに起因する宇宙環境変動が我が国の人工衛星等に及ぼす影響及びその 対処方策等に関する研究を推進する。(総務省、文部科学省、経済産業省、環境省等) "と述べられているが、扱いとしては相対的に小さくなっている。2020年6月の宇宙基 本計画55)では、「4. 宇宙政策に関する具体的アプローチ」の「(5) 産業・科学技術基 盤を始めとする宇宙活動を支える総合的な基盤の強化」の中で、"エネルギー問題、気 候変動問題、環境問題等の人類が直面する地球規 模課題の解決の可能性を秘め、宇宙 構造物等の給電システムへの応用も期待できる宇宙太陽光発電システムの実用化に向 け、宇宙太陽光発電システム研究開発ロードマップ等に基づき、宇宙実証実験フェーズ への移行の検討も含め、着実に取組を進める。その際、宇宙太陽光発電の研究開発は、 IoT センサやドローン、ロボット等へのワイヤレス給電等、地上の技術への派生も期待 できることに留意する。(文部科学省、経済産業省)"と述べられ、2009年に「着手」と いう表現が使用された宇宙実証については2020年度までは「移行の検討」という慎重な 表現に止まったままであった。その後、宇宙基本計画工程表の2021年度改訂版56)では、" マ イクロ波方式の宇宙太陽光発電技術について、2025年度を目途に地球低軌道から地 上へのエネルギー伝送の実証を目指す"と述べられている。これを受けて2023年度には、 宇宙太陽光発電技術の基本的な課題である無線送電ビームの制御性能の宇宙実証を目 指した低軌道小型衛星によるプロジェクト⁵⁷⁾が正式にスタートした。

一方、我が国のエネルギー政策の基本方針を定める第6次エネルギー基本計画⁵⁸⁾ (2021年10月) においても、4章の「2050年カーボンニュートラル実現に向けた課題と対応」の第3項「電力部門に求められる取組」の「再生可能エネルギーにおける対応」中で、「無線送受電技術により宇宙空間から地上に電力を供給する宇宙太陽光発電システム(SSPS)について、エネルギー供給源としての位置付け、経済合理性、他産業への波及等を総合的かつ不断に評価しつつ、地上実証フェーズから宇宙実証フェーズへの移行の検討も含め、研究開発・実証を着実に進める。」と述べられている

なお、文科省、経産省(USEF/JSS)の最近のSPS開発予算の推移(公表分)は表2.3-1の通りである⁵⁹⁻⁷⁴⁾。これらの予算の総計は、SPSの研究開発の初期の基盤を築いた1970年台のNASAの評価研究(CDEP)のレベルを優に超えている。我が国では長期に渡って継続的に予算がついたこともあり、現在では世界をリードする研究開発のレベルに達している。今後、軌道上での実証実験計画が本格的に進むことになれば、これまでより一桁以上の予算が必要となる。

表2.3-1最近のJAXA, USEF/JSSのSPS研究開発予算

単位 億円

年度	2008	2009	2010	2011	2012	2013	2014	2015	2016
JAXA	2.7	2.7^{59}	3.5^{59}	1.5^{60}	$3^{60)}$	$3^{61)}$	$3^{62)}$	3. 6^{63}	3.6^{63}
USEF/JSS	1	1.5^{59}	2.1^{59}	1.5^{60}	1.5^{60}	10(2012補正) 61)	2.5^{62}	$2.5^{64)}$	2.5^{64}

年度	2017	2018	2019	2020	2021	2022	2023	2024
JAXA	3.6^{63}	3.0^{65}	3.0^{65}	2.5^{67}	$3^{69)}$	3.5^{71}	3.5^{71}	公表値なし
USEF/JSS	2.5^{64}	2.5^{66}	2.5^{66}	$2.5^{68)}$	2.5^{70}	3.5^{72}	$4^{73)}$	$4^{74)}$

表2.3-2に我が国のこれまでのSPS研究の経緯及び関連事項を年表で示した。

表 2.3-2 我が国での研究の経緯

1979	調査研究未来工研(STA)宇宙空間における太陽発電に関する基礎調査
1980	調査研究 SJAC 衛星発電システム概念開発評価プログラム報告書
1982	調査研究 未来工研(NASDA) 太陽発電衛星の経済性に関する調査
1983	調査研究 電力中央研究所 宇宙衛星発電方式の受電設備 洋上立地と発電可能
	電力の検討
1983	MINIX 実験(観測ロケットによる電離層とマイクロ波の相互作用研究)
1987	宇宙科学研究所で太陽発電衛星ワーキンググループ設立
	リファレンスシステムより現実的なストローマン(藁人形)設計
1988~9	調査研究 エネルギー総合研究所(日機連)宇宙エネルギー技術研究調査
1990	ヒューストンサミットで海部首相が地球再生計画の中で SPS について言及
1991	宇宙科学研究所 太陽発電衛星ワーキンググループで4つの研究プロジェクト設定
	・SFUを用いたエネルギーミッション計画
	・太陽発電衛星ストローマン設計研究 SPS-2000 計画
	ISY/METS ロケット実験計画
	・マイクロウェーブガーデン
1992~4	調査研究 MRI (NEDO) 宇宙発電システムに関する調査研究
1002 1	1 GWシステムグランドデザイン
1992	MILAX飛行機実験(小型模型飛行機への送電飛翔実験)
1993	ISY-METS実験(観測ロケットによるマイクロ波送電実験)
1994	山崎マイクロ波送電実験(5kW)
1994~	マイクロ波長期曝露研究施設(電総研、現産総研)
1995	ETHER実験(飛行船への送電実験)
1997	太陽発電衛星研究会発足
1997~8	調査研究 MRI (STA, NASDA) LE-NET構想
1998~	調査研究 MRI (NASDA、現JAXA) 宇宙太陽発電システムの調査・検討
2000~	調査研究 USEF宇宙太陽発電システム実用化検討委員会
2006	観測ロケットを用いたアレイアンテナの展開とアクティブフェーズドアレイ実験
	(神戸大、東大)
2008	環境エネルギー技術革新計画(総合科学技術会議) "SSPS の技術開発に長期的観点
	から取り組む"
	飛行船(高度 30m)から地上への無線電力伝送実験(110W)(京大)
2009	宇宙基本計画に宇宙太陽光発電の研究開発を明記
2010	kW 級高精度マイクロ波送電の地上実証プロジェクトスタート(USEF/JAXA)
2013	宇宙基本計画改訂(宇宙太陽光発電の研究開発を着実に進めること)
2014	宇宙太陽発電学会発足(太陽発電衛星研究会が発展的に改組された)
2015	1.8kWマイクロ波送電実験(55m、JSS/JAXA)、10kWマイクロ波送電実験(500m、
	JSS)
	新宇宙基本計画(宇宙太陽光発電の研究等を推進する)
2016	上下方向レーザー伝送実験(JAXA)
2019	ドローンへのマイクロ波送電実験 (JSS/JAXA)
2020	宇宙基本計画改定(実用化に向け、宇宙実証実験フェーズへの移行の検討も含め、
	着実に取組を進める)
2021	宇宙基本計画工程表(令和3年度改訂)(マイクロ波方式の宇宙太陽光発電技術
	について、2025年度を目途に地球低軌道から地上へのエネルギー伝送の実証を目
	指す)
2022	低軌道小型衛星による無線送電技術の実証実験計画(経産省)がスタート。

2003 年以降 2012 年まで 5 回にわたって行われた SPS に関する JAXA のアンケート調査 (一般成人、インターネット) によれば、図 2-3-15 のような結果 $^{75)}$ が得られている。この報告によれば、SPS については一般の人にはほとんど知られていない(65-75%の人が知らない)が、その概念については好意的である(70-80%の人が好意的である)。

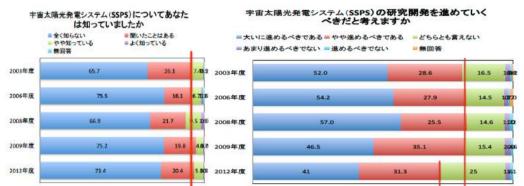


図 2. 3-15 2003 年から 2012 年まで 5 回にわたり行われた SPS の認知度と必要性についてのアンケート結果 75

2005年に行われた文科省科学技術政策研究所による、科学技術関係者アンケート調査 (科学技術の中長期発展に係る俯瞰的予測調査、第8回デルファイ調査)⁷⁶⁾によれば、 SPSはフロンテイア分野(76課題)の中の"科学技術革命を先導する宇宙・海洋・地球 技術"の区分とされた。同分野の関係者約250名からの回答は以下のような結果となっ ており、科学技術関係者の意見は一部厳しいものとなっている。

- 実現しないの回答比率が最も高い(11.1%)
- 政府による関与の必要なしの回答比率が高い
- ・ 技術的実現(2022)から社会的適用(2033)までの期間が長い
- ・調査で寄せられたコメント:国民的議論推進、安全性の確保困難、月資源の利用、 宇宙空間では実現されるが宇宙から地上へは安全性とコストで無理、資源の乏しい 日本で有利、地上間エネルギー伝送へも発展、環境や通信への影響が避けられず実 現してはならない技術。

このデルファイ調査は2010年にも行われ(第9回デルファイ調査⁷⁷⁾)、約240名の科学技術関係者(No.5分科会、「宇宙・地球のダイナミズムを理解し、人類の活動領域を拡大する」)から回答を得て、以下のような結果となっている。

- ・未来の科学技術を先導するフロンティア領域に区分され、本区分(区分C)での10項目では、今後重点的に取り組むべき科学技術課題のトップ(50%)にランクされている。実現しないとの回答の割合は前回よりやや減少した。ただし、20%近くの非専門家から重要度・優先度は低いと指摘されている。また、技術的実現から社会的実現までが長い(2027年から2037年までの10年)課題であると予測されている。
- ・ 調査で寄せられたコメントでは、電力コスト及び他のエネルギーシステムに対する 優位性への疑問が目立つ。
- ・ 2010 年の調査では「再生エネルギー」の区分でも SPS の調査が行われ、技術的実現 予測は 2035 年、社会的実現予測は 2041 年以降となっている。

デルファイ調査はその後 2015 年と 2019 年に行われている ⁷⁸⁾。2015 年の調査では「宇宙」の区分と「エネルギー生産」の両区分で調査が行われたが、「宇宙」の区分では技術的実現予測が 2030 年、社会実装予測が 2035 年、実現すると判断した人が 64%、実現しないと判断した人が 19%となっており、宇宙区分の他の課題と比較して重要度が低く、実現しないと判断した人が多いという結果となっている。「エネルギー生産」の区分で

は、技術的実現予測が 2030 年、社会実装予測が 2038 年、実現すると判断した人が 47%、実現しないと判断した人が 37%となっており、「エネルギー生産」の他の 14 課題に比べて実現しないと判断した人が最も多い。ちなみに同時に調査された核融合は、技術的実現が 2040 年、社会的実現が 2050 年となっており、実現すると判断した人が 63%、実現しないと判断した人が 21%となっている。 SPS は実現するとしたら核融合より早く実現する予測となっているが、技術的実現性は低いとの結果となっている。 2019 年の調査では、SPS は「エネルギー変換」の区分のみの調査となったが、技術的実現が 2040年、社会的実現が 2048 年となっており、技術的に実現しないと判断した人が 18%、社会的に実現しないとした人が 21%となっており、他のエネルギー変換の 26 課題の中で、重要度が低く(下から 2 番目)、実現しないと判断した人が多い(実現性は下から 2 番目)という結果となっている。ちなみに同時に調査された核融合は、技術的実現が 2047年、社会的実現が 2051 年以降となっており、技術的に実現しないと判断した人が 15%、社会的に実現しないとした人が 19%である。図 2.3-16 に SPS と核融合の実現までに要

する時間の比較を示す。核融合よりも SPS の方が技術的実現時期は 10 年程度早いという評価となっている。

一方、核融合研究者が 2019 年に実施した各種エネルギ 一源の認知度の調査 ⁷⁹ (全国 1000 人) では、図 2.3-17 に 示すように核融合の 40%に対 し、SPS (図では宇宙太陽光 の名称) は 20%であり、1/2 程度である。

以上のように、SPSの構想 は、認知度は低いものの、一 般の方には夢があるとして好 意的に受け止められてはいる が、科学技術関係者からの評 価は必ずしも高いとは言えな い。科学技術関係者から全面 的には信用されていない理由 は、1) その中枢技術である無 線送電や宇宙大型構造につい て、現段階では実証されたあ るいは実証に裏付けられた技 術のレベルが必ずしも高くな いこと、2) SPS の前提となる 低コスト大量宇宙輸送系の実 現が輸送系コミュニティの将

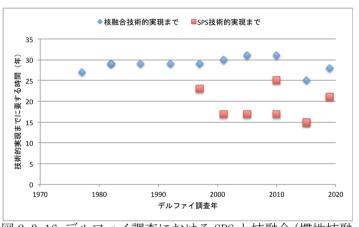


図 2.3-16 デルファイ調査における SPS と核融合 (慣性核融合は除く) の実現までに要する時間の比較

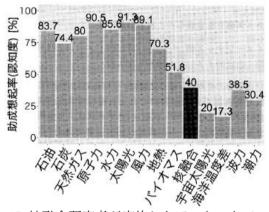


図 2.3-17 核融合研究者が実施したアンケートでの各種 エネルギー源の認知度 $^{78)}$

来計画の中で明確に示されていないこと、の2点であると考えられる。無線送電に伴う安全性への危惧と SPS コミュニティが提示している電力コストへの疑問も指摘されるが、これらは本質的には上記1)と2)の問題に起因するものである。今後、1) SPS の中枢技術について本格的な地上実証、軌道上実証を行い、専門家を科学的な数値で納得させることのできるデータを取得し公開していくこと、2) SPS 実現に必要な宇宙輸送シ

ステムの仕様を明確にし、これを将来輸送系の主要なターゲットとして、輸送系コミュニティと連携し技術的な可能性のある開発ロードマップを描くこと、が必要と考えられる。

なお、我が国の SPS に関する書籍は多くはないが、これまで以下のような書籍が出版されている。

- ・宇宙太陽発電衛星―人類の繁栄と地球環境との調和を求めて― (伊藤精彦、KDD エンジニアリング・アンド・コンサルティング、1994年)
- ・太陽発電衛星研究の現状 (佐々木進、KDD エンジニアリング・アンド・コンサルティング、2001年)
- ・Space Solar Power Systems 宇宙エネルギーステーション(中野不二男、JAXA 研究開発本部高度ミッション研究グループ、2008年)
- 宇宙太陽発電衛星のある地球と将来(吉岡完治、松岡秀雄、早見均、慶應技術大学 出版会、2009年)
- ・宇宙太陽光発電所(松本絋、ディスカヴァー・トゥエンティワン、2011年)
- ・宇宙太陽光発電に挑む(佐々木進、NHK 出版、2011年)
- ・エネルギーの未来 宇宙太陽光発電(高野忠、アスキー・メディアワークス、2012年)
- 「知識の森」 宇宙太陽発電(篠原真毅、現代電子情報通信選書、2012年)

2.3 章の参考文献

- 1) 長山、日本の SPS 調査研究の現状、第 2 回 SPS シンポジウム講演要旨集、pp. 13-18、1999 年
- 2) 長友、宇宙エネルギー工学をふりかえって、第 19 回宇宙エネルギーシンポジウム、pp. 27-33、特別講演、2000 年 2 月 28 日
- 3) 木村、松本、賀谷、宮武、松本、長友、大林、S0520-6 号機大出力マイクロ波と電離層プラズマとの非線形相互作用のロケット実験(MINIX)、昭和 58 年宇宙観測シンポジウム、pp. 203-205、1983 年 6 月 9 日~11 日
- 4) R. Akiba, K. Miura, M. Hinada, H. Matsumoto, and N. Kaya, ISY-METS Rocket Experiment, The Institute of space and Astronautical Science, Report No. 652, Sep. 1993.
- 5) N. Kaya, M. Iwashita, K. Tanaka, S. Nakatsuka, and L. Summerer, Rocket Experiment on Microwave Power Transmission with Furoshiki Deployment, IAC-06-C3, 3, 03, 2006.
- 6) 松本、賀谷、藤田、藤野、藤原、佐藤、MILAX の成果と模型飛行機、第 12 回宇宙エネルギーシンポジウム(平成 4 年度)、pp. 47-52、1993 年 3 月 10, 11 日
- 7) 賀谷、井田、安積、藤野、藤田、飛行船送電実験(EITHER)用送電システム、第 15 回 宇宙エネルギーシンポジウム(平成 7 年度)、pp. 14-18、1996 年 2 月 8,9 日
- 8) 作業用ロボットへのマイクロ波送電および通信技術の開発に関するフィージビリティスタディ報告書、平成 19 年 3 月(財)機械システム振興協会 委託先 USEF
- 9) 最近の J-spacesystems における SSPS への取り組み、宇宙太陽光発電 Vol. 2、pp. 6-9、2017 年
- 10) 松本、宇宙開発事業団(NASDA)の委員会活動について、信学技報 SPS2002-02(2002-07)、pp. 5-12、2002 年
- 11) 篠原、松本、マイクロ波送電システムの実現可能性、第4回 SPS シンポジウム講演要旨集、pp. 71-76、平成13年10月26日

- 12) 三谷、篠原、松嶋、松本、SPORTS2. 45 送電システムを用いた大電力マイクロ波ビーム形成に関する研究、第7回 SPS シンポジウム講演要旨集、pp. 120-125、平成16年9月16、17日
- 13) M. Iwashita and N. Kaya, Sandwich SPS Model exhibited at World Space Congress, IAC-03-R. 1.05, 2003.
- 14) T. Miyakawa, D. Joudoi, M. Yajima, S. Sasaki, T. Sasaki, and Y. Homma, Preliminary Experimental Results of Beam Steering Control Subsystem for Solar Power Satellite, IAC-12-C3. 2.4, 2012.
- 15) 菅原、高野、花山、上、超大形アレーアンテナの問題点とその解決法の基礎検討-開口間隙の電磁気的な埋め方-、信学技報、A・P2001-129、SANE2001-75(2001-11)、2001 年 11 月 15 日
- 16) 木戸、塩見、成尾、佐々木、長友、高野、川崎、マイクロ波送電用アクティブ集積 アンプアンテナの試作、信学技報、EMCJ97-91, MW97-111 (1997-10)
- 17) 津田、久田、SPS 用 GaN 半導体の開発状況、第 9 回宇宙太陽発電システム (SPS) シンポジウム講演要旨集、平成 18 年 10 月 26、27 日、産総研、pp. 7-13
- 18) Y. Fujino, M. Fujita, N. Kaya, M. Onda, S. Kunimi, M. Ishii, N. Ogihara, and N. Kusaka, Wireless Power Receiving System for Microwave Propelled Airship Experiment, Space Technol. Vol. 17, No. 2, pp. 89-93, 1997.
- 19) M. Kamiyama, R. Ishikawa, K. Honjo, "5.65-GHz High-Efficiency, GaN HEMT Power Amplifier with Harmonics Treatment up to Fourth Order," IEEE Microwave and Wireless Components Letters, vol. 22, No. 6, pp. 315-317, June 2012.
- 20) 佐伯、本越、今崎、藤岡、中塚、新野、森、宇宙での長距離エネルギー伝送を目的 とした太陽光のコヒーレント光変換、第 26 回宇宙エネルギーシンポジウム (平成 18 年 度)、pp. 66-70、JAXA、2007 年 3 月
- 21) 金邉、浦野、太陽光励起固体レーザーの開発、レーザー研究、Vol. 38, No. 3, pp. 169-175, March 2010
- 22) 武田、河島、半導体レーザーによる月氷探査ローバーモデルへの 100m エネルギー 伝送実験、日本航空宇宙学会論文集、Vol. 51, No. 594, pp. 393-396, 2003.
- 23) 鈴木拓明, レーザー方式宇宙太陽光発電の開発現状と展望, レーザー研究, 第 39 巻, 第 1 号, (2011), p24-29.
- 24) 宇宙科学研究所報告 特集、第 43 号、太陽発電衛星 SPS2000 研究成果報告、2001年 3 月、宇宙科学研究所
- 25) M. Nagatomo and K. Itoh, "An Evolutionary Satellite Power System for International Demonstration in Developing Nations", Space Power, vol. 12, pp. 23-36, 1993.
- 26) SPS2000 概念計画書、宇宙科学研究所 太陽発電衛星ワーキンググループ SPS2000 タスクチーム、1993 年 7 月 30 日
- 27) 松岡、SPS2000 レクテナ赤道諸国と国際協力、太陽発電衛星 SPS2000 研究成果報告、pp. 83-90、2001 年 3 月、宇宙科学研究所
- 28) 新エネルギー・産業技術総合開発機構 委託業務成果報告書、平成4年~平成6年 (株) 三菱総合研究所
- 29) Nobuyuki Kaya, DEVELOPMENT AND DEMONSTRATION OF NEW RETRODIRECTIVE ANTENNA SYSTEM FOR SOLAR POWER SATELLITE OF SANDWICH STRUCTURE, Proc. of ISAP 2000, Fukuoka Japan.
- 30) 藤田、鈴木、吉田、瀬在、木皿、久田、福室、森、JAXA における宇宙エネルギー 利用システム (SSPS) 研究の現状、信学技報、SPS2008-01 (2008-4)

- 31) 平成 14 年度電源開発促進対策特別会計委託事業成果報告書、宇宙太陽発電システムの実現性研究(2/2)、pp. 72、2003 年 3 月、三菱総研
- 32) M. Mori, H. Kagawa, and Y. Saito, "Summary of studies on space solar power systems of Japan Aerospace Exploration Agency (JAXA)," Acta Astronautica, vol. 61, pp. 132-138, 2006.
- 33) 小林、経済産業省-USEF の委員会活動について-宇宙太陽発電システムの実用化に向けて-、信学技報、SPS2002-01(2002-07)、2002 年
- 34) S. Sasaki, K. Tanaka, K. Higuchi, N. Okuizumi, S. Kawasaki, M. Shinohara, and K. Ishimura, Engineering Research for New Tethered Solar Power Satellite, ISTS 2006-f-11, 2006.
- 35) 宇宙発電衛星に関する調査研究報告書、平成 12 年 3 月、社団法人 日本航空宇宙 工業会
- 36) 「日本の次世代宇宙プロジェクト」報告、平成16年3月、社団法人 日本航空宇宙工業会
- 37) 「地球再生計画」の実施計画作成に関する調査事業、平成 13 年 3 月、(財)地球 環境産業技術研究機構
- 38) 超電導応用基盤技術研究開発 総合調査研究 超電導応用基盤技術動向調査委員会第3小委員会報告「超電導の大電力・高周波応用」、平成13年5月及び平成14年5月、(財)国際超電導産業技術研究センター
- 39) 三神、大村、佐藤、江崎、石川、高田、松本、橋本、篠原、集団飛行による静止衛星軌道太陽光発電の可能性、第3回 宇宙太陽発電システム(SPS)シンポジウム講演要旨集、pp. 50-54、平成12年10月26日-27日、北海道大学
- 40) 安間、福田、二村、宇宙太陽発電システム 実用システム構想、第 13 回 SPS シンポジウム講演要旨集、pp. 98-102、日本大学、2010 年 10 月 28-29 日
- 41)成田、神谷、鈴木、安間、新津、福田、宇宙太陽発電システムのキー要素技術の開発、三菱重工技報、Vol. 48, No. 4(2011)航空宇宙特集、pp. 23-28.
- 42) 吉田哲二、金山秀樹、山本亘、向山澄夫、金森洋史、青木滋、月太陽発電「ルナリング」構想、信学技、TECHNICAL REPORT OF IEICE SPS2009-07 (2010-01)
- 43) 村上、工藤、長山、植物へのマイクロ波照射実験(IV)、第 14 回 宇宙太陽発電システム(SPS)シンポジウム講演要旨集、pp. 74-77、2011 年 10 月 13 日-14 日、三菱総合研究所
- 44) 山極、金田、鈴木、石川、栗木、地球生態・経済系と太陽発電衛星および月資源開発、日本宇宙航空学会誌、第 40 巻 第 457 号、pp. 51-58、1992 年 2 月
- 45) 吉岡、管、野村、朝倉、SPS の CO2 負荷計算-NASA/DOE リファレンスシステムに基づいて、第1回 宇宙太陽発電システム (SPS) シンポジウム講演要旨集、pp. 29-38、平成11年1月8日、東京大学
- 46) 朝倉啓一郎、中野諭、宇宙太陽発電衛星の経済・環境およびエネルギー評価について、第14回 SPS シンポジウム講演要旨集、pp. 64-68、2011 年10 月13,14 日
- 47) 松岡、太陽発電衛星 (SPS) 研究会について、信学技報、SPS2002-03 (2002-07)、2002 年
- 48) 宇宙太陽発電時限研究専門委員会

https://www.ieice.org/cs/jpn/whats/topics101101/2010WPT.pdf#search=%27 電子情報通信学会++無線電力伝送時限研究専門委員会%27

49) Proc. of The 4^{th} International Conference on Solar Power from Space-SPS04 together with The 5^{th} International Conference on Wireless Power

- 50) SOLAR POWER SATELLITE (SPS) 2018 International Symposium and Workshop PRELIMINARY PROGRAM v1-12* MAY 23rd-25th, 2018 Los Angeles, California
- 51) 地球温暖化問題の解決に向けて、立地公害局環境政策課地球環境対策室、通算ジャーナル、1990m 年 11 月、p. 22-25.
- 52) 宇宙基本計画 ~日本の英知が宇宙を動かす~、平成21年6月2日 宇宙開発戦 略本部決定

https://www8.cao.go.jp/space/pdf/keikaku/keikaku_honbun.pdf

53) 宇宙基本計画、平成25年1月25日 宇宙開発戦略本部決定

https://www8.cao.go.jp/space/plan/plan.pdf

54) 宇宙基本計画、平成28年4月1日 閣議決定

https://www8.cao.go.jp/space/plan/plan3/plan3.pdf

55) 宇宙基本計画、令和2年6月30日 閣議決定

https://www8.cao.go.jp/space/plan/kaitei_fy02/fy02.pdf

56) 宇宙基本計画工程表(令和3年度改訂)、令和3年12月28日宇宙開発戦略本部決定 https://www8.cao.go.jp/space/plan/plan2/kaitei_fy03/kaitei_fy03.pdf

57) K. Tanaka, Y. Fujino, T. Mitani, R. Ishikawa, K. Honjo, Y. Miyazaki, K. Ishimura, T. Abe, A. Kumamoto, H. Kojima, S. Kurita, T. Tomoda, K. Nakamura, K. Yamaguchi, H. Kitabatake, H. Inada, and K. Ijichi, Mission Design for On-orbit Precise Microwave Beam Control Experiments of Wireless Power Transmission Technology, IAC-23C3. 2. 2, 74th International Astronautical Congress, Baku, Oct. 2023.

58) エネルギー基本計画(2021年10月)

https://www.meti.go.jp/press/2021/10/20211022005/20211022005-1.pdf

59) 平成22年度予算(政府原案)における宇宙関係予算について(速報値)

https://www8.cao.go.jp/space/budget/h22/100112yosan_genan.pdf

60) 太陽光発電システムの技術開発、24年度予算、

https://www8.cao.go.jp/space/comittee/dai2/siryou2-19.pdf

61) 平成24年度補正予算及び平成25年度予算における宇宙開発利用関係予算について(省庁別集計)

https://www8.cao.go.jp/space/budget/h25/fy25yosan-koumoku.pdf

62) 平成26年度補正予算案及び平成27年度予算案の宇宙関係予算について(省庁別集計)平成27年2月 内閣府宇宙戦略室

https://www8.cao.go.jp/space/comittee/dai36/siryou2.pdf

63) 国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構の第3期中長期目標期間における 業務の 実績に関する評価

https://www.soumu.go.jp/main_content/000574059.pdf

64) 宇宙太陽光発電における無線送受電技術 の高効率化に向けた研究開発の概要 (中間評価)

https://www.meti.go.jp/policy/tech_evaluation/c00/C0000000H30/181015_space_1st/space_1st_6-8.pdf

65) 平成30年度補正予算および平成31年度予算における宇宙開発利用関係予算(省庁 別事業概要) その5

https://www8.cao.go.jp/space/budget/h31/fy31yosan-gaiyou5.pdf

66) 平成30年度補正予算および平成31年度予算における宇宙開発利用関係予算(省庁 別事業概要) その7

https://www8.cao.go.jp/space/budget/h31/fy31yosan-gaiyou7.pdf

67) 令和元年度補正予算および令和2年度予算における宇宙開発利用関係予算(省庁別事業概要)文部科学省(1/3)

https://www8.cao.go.jp/space/budget/r02/fy2_yosan_gaiyou5_1.pdf

68) 令和元年度補正予算および令和2年度予算における宇宙開発利用関係予算(省庁別事業概要)経済産業省

https://www8.cao.go.jp/space/budget/r02/fy2_yosan_gaiyou7.pdf

69) 文科省における令和4年度宇宙関連概算要求について

https://www.mext.go.jp/kaigisiryo/content/20210927-mxt_uchukai01-000018059_1.pdf

70) 宇宙太陽光発電における無線送受電技術の高効率化 に向けた研究開発事業委託費 令和4年度概算要求額

https://www.meti.go.jp/main/yosangaisan/fy2022/pr/en/sangi taka 21.pdf

71) 文科省における令和5年度宇宙関連概算要求について

https://www.mext.go.jp/kaigisiryo/content/221005-mxt_uchukai01-000025291_3.pdf

72) 宇宙太陽光発電における無線送受電技術の高効率化に向けた研究開発事業委託費 事業

https://www.meti.go.jp/main/vosangaisan/fy2023/pr/en/sangi taka 15.pdf

- 73) 令和5年度当初予算案および令和4年度補正予算における宇宙関係予算について https://www8.cao.go.jp/space/budget/r05/fy05yosan fy4hosei.pdf
- 74) 令和6年度予算概算要求における宇宙関係予算

https://www8.cao.go.jp/space/comittee/dai107/siryou1_1.pdf

- 75) 吉田裕之、JAXA におけるSSPS の社会的受容に関する2012 年度調査 大震災のよる成人の意識変化を中心に -、第16回 宇宙太陽発電システム (SPS) シンポジウム講演要旨集、No. 13、平成25年10月3日-4日、静岡大学
- 76) 科学技術の中長期発展に係る俯瞰的予測調査、第8回デルファイ調査、2005年 https://nistep.repo.nii.ac.jp/?action=pages_view_main&active_action=repository
 y_view_main_item_detail&item_id=4414&item_no=1&page_id=13&block_id=21
- 77) 将来社会を支える科学技術の予測調査、第9回デルファイ調査、2010年

https://nistep.repo.nii.ac.jp/?action=pages_view_main&active_action=repositor y_view_main_item_detail&item_id=4463&item_no=1&page_id=13&block_id=21

78) 科学技術・学術政策研究所、デルファイ調査検索

https://www.nistep.go.jp/research/scisip/delphisearch/start/index.html 79) 武田秀太郎、長島瑠子、「核融合」の国内認知度・イメージ分析、プラズマ・核融合学会誌、Vol.96, No.4, pp.191-198, 2020年

編集用予備ページ

3. 太陽発電衛星システムと軌道

3.1 太陽発電衛星システム

SPS の無線送電の方法として、これまでマイクロ波とレーザーが送電媒体の候補として検討されてきた。両者の特性の比較を表 3.1-1 に示した。

X o. I I I I V I I I I I I I I I I I I I I		ロン・ローロハースロース
無線送電方法	マイクロ波	レーザー
周波数/波長	~数 GHz (周波数)	~1 μm (波長)
		太陽光-DC-レーザー(間接励
電力変換	太陽光-DC-マイクロ波…DC	起)···DC
电刀发换	(…は空中回線)	又は太陽光 -レーザー(直接
		励起)…DC
電力変換効率	高	低
送受電システムの大きさ	大	小
ビームのエネルギー密度 (同一径	小(装置の大きさからは不	大(装置の大きさからは有利、
のアンテナ/光学系での比較)	利、安全面からは有利)	安全面からは不利)
既存インフラとの電磁適合性	低	高
送電の天候依存性	小	大
技術の成熟性	大	小

ふさわしい適用形態 主(従) 宇宙-地上間(宇宙-宇宙間)宇宙-宇宙間(宇宙-地上間)

表 3.1-1 マイクロ波送電とレーザー送電の特性の比較(色セルは相対的に優位な点)

マイクロ波方式の電力システムとしては、図 3.1-1 左パネルに示すように発電部での電力を集電し送電部に配電する方式のバス電力型(従来の衛星が採用している方式)と発電した電力をモジュール単位で RF に変換する発送電一体型の二種類に区分される。バス電力型はシステム全体での統合的な電力管理(集配電、昇降圧、出力制御、望ましいビーム形成(マイクロ波電力密度を Gauss 分布とすることなど))が容易であるが、集電・配電のケーブル重量が非常に重い、昇圧・降圧装置が必要、大型構造は通常多数のパネルで構成されるがその場合パネル間の電力接続インターフェースが必要、という課題がある。集電・配電のケーブル重量の問題を回避するため高電圧(10 kV 以上)を使用することや超伝導技術の適用が考えられている。一方発送電一体型は大がかりな集

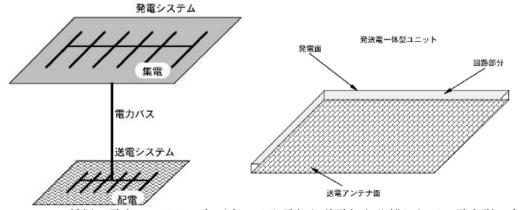


図3.1-1 2種類の電力システム。左パネルは発電部と送電部を分離したバス電力型、右パネルは発電部と送電部をモジュール単位で結合した発送電一体型(サンドイッチパネル)。

配電系や昇降圧装置が不要という利点があるが、サイドローブレベルを下げるために有効とされるマイクロ波電力ビームの Gauss 分布を実現することは困難である (モジュール (パネル) 間に電気的インターフェースを持たせれば、Gauss 分布も可能であるが、その場合は同一モジュールで全体を構成するというモジュール性とパネル間電力インターフェースを持たなくて良いという構造的特長を失うことになり、発送電一体型方式のメリットが失われる)。

発電方式としては、光学反射ミラーによる太陽追尾型、太陽電池パネルの太陽追尾あ

るいは太陽指向型、太陽非追尾型の3種類がある。いずれの場合でも通常は送電アンテ ナ面を常時地上側を指向(地球指向)させる必要がある(2.2 で紹介した Abacus Reflector SPS のようなマイクロ波の反射板を利用して送電アンテナ面を地球指向させ なくても良い方式もあるが特殊な例である)。光学反射ミラーによる太陽追尾型ではミ ラーに集光性を持たせることにより発電部の小型化をはかることができるという利点 があるが、集光率を高くすると太陽電池面での熱的な制約が厳しい(これまでの検討で は数倍までと言われている)。また反射ミラーで太陽を追尾するためには、GW 級の実 用システムの場合、直径数 km 級 (総面積 10~20 km²) の巨大な反射ミラーを回転させ る必要があるが、巨大な薄膜構造ミラーを軌道上で建築すること、大型柔軟構造を回転 させること、回転時及び軌道維持制御時に反射鏡としての形状を維持すること、等の困 難さの克服と可動部の信頼性の確保(回転駆動部の一故障により全機能を失うリスク (one-point-failure と呼ばれる) への対策) が課題である。ミラーを介した場合の太 陽電池面への太陽光の指向制御と太陽電池面の光強度の一様性の確保も課題である。太 陽電池パネルの太陽追尾型の場合は、太陽電池パネル全体を太陽指向させるため送電部 へのロータリジョイント(回転しつつ電力を伝達することのできる可動機構)が必要で、 その技術的な可能性と信頼性の確保(one-point-failure 問題)が課題である。ロータ リジョイントそのものは、現在の衛星でよく利用されている機構であるが、SPS の場合 100万KW級の大電力を伝達する点に難しさがある。信頼性の確保のため太陽同期を前 提としないサンタワーモデル(NASA)やMulti-Rotary joints SPS(中国)のように多数 のロータリジョイントで構成する方式も考案されている。太陽同期軌道を用いれば回転 制御を行うこと無く太陽電池あるいは集光ミラーを太陽指向させ、送電アンテナを地球 指向させることが可能となり可動部の問題を回避できる。ただし太陽同期軌道は地上か ら見て周回する軌道となるため地上の同一点に定常的に電力を送ることができない。太 陽非追尾型の場合は上記のような課題がなくシステムが最も簡単であるが、電力取得効 率は太陽追尾型の64%(アンテナ面に太陽電池をとりつけない場合は32%)となる上、 太陽発電衛星側または受電側で蓄電機能を具備しない限り受電所の出力はローカルタ イムに依存する(静止衛星軌道では12時間(アンテナ面に太陽電池をとりつけない場 合は 24 時間単位で変動)。 SPS のシステム方式についてのまとめを表 3.1-2 に示す。

以上のことより、マイクロ波方式については、実証実験段階と初期の実用段階では技術的な壁が比較的低い太陽非追尾型を採用し、技術の進歩に伴いより電力取得効率の良い太陽追尾型を目指していくのが合理的な考え方と思われる。これはちょうど核融合開発研究が、まずは定常運転に難がある(プラズマ中に電流を流す必要が有る)が技術的な壁の低いトカマクから初めて、将来的には技術的な壁が高いが定常運転が容易な(プラズマ中に電流を流す必要が無い)へリカル型を目指すという考え方と類似している。またレーザー方式SPSについては実現へのアプローチがマイクロ波方式SPSとはかなり異なり、ダークホース的な位置づけであることも、核融合のレーザー方式の位置づけと類似している。

表 3.1-2 SPS システムの方式と特徴

事項	方式	特長・課題
1.7	77.7	大気圏透過率が高い。システム効率が高い。天候の影響
		を受けづらい。送受電システムの大きさ大。サイドバン
	マイクロ波送電	ド、グレーティングローブの許容値内への抑圧が必要。
		電波インフラとの干渉の回避・対策が必要。
送電媒体		大気圏透過率が低い。システム効率は低い。天候の影響
心电殊件		を受ける。送受電システムの大きさ小。ただし安全性の
	レーザー送電	観点からビームはある程度以上は絞ることができない
		可能性がある。散乱光(ビーム中への予知不能な異物侵
		入など) に対するアイセフティへの対策が課題。
		システム全体の統合的な電力管理が容易。集配電系・昇
	バス電力型(発電部・送電	レスノム主体の就合的な电力管理が各あ。果配电ボ・升 降圧装置の重量大。巨大構造物での電力配線(電力接続)
	部分離)	
電力システム		方法に課題。マイクロ波ビームの Gauss 分布が可能。
	発送電一体型(サンドイッ	大電力の集電系・昇降圧装置が不要。高度なモジュール
	チパネル)	化が可能。マイクロ波ビームの Gauss 分布は困難。集光
		方式だと熱的問題が発生する可能性がある。
		発電部の小型化が可能。システムが複雑。回転機構の実現力は、反対性が限める。
	集光・太陽追尾型(ミラー	現方法と信頼性確保が課題。姿勢制御・軌道維持時のミ
	による太陽指向)	ラーの変形対策が課題。集光する場合は発電部での排熱
		が課題。集光部への指向制御と光の一様性に課題。可動
		部の信頼性確保に課題。
7% 7 1b	太陽指向型(同期軌道)	姿勢制御なしで常時発電が可能。周回軌道のため地上の
発電方式	. ,,,,,,,,,,,,,,,,,,,,,,,,,,,,,,,,,,,,,	1点に常時電力を送ることはできない。
	非集光(セルでの集光は含	必然的にバス電力型となり、バス電力型特有の特長、問
	む)・太陽追尾型(太陽電池	題点がある。可動部、ロータリジョイント(回転機構+
	パネルの太陽指向)	大電力通過)の実現方法と信頼性確保が課題。
	非集光・太陽非追尾型(地	システムが簡素、太陽指向型に比べ電力収集効率が低
	球指向)	く、蓄電機能を持たない限りローカルタイムにより送電
		電力が変化する。
		メインローブに電力を集中でき、サイドローブのレベル
	Gaussian 型電力密度	を下げることが可能。電力密度の高い送電系中心部の排
W = 1b		熱が課題。送電電力に分布を持たせるために同一モジュ
送電方式		ールによるユニット化が困難。
		同一モジュールによるユニット化が容易。メインローブ
	一様電力密度分布	の電力が減少し、サイドローブのレベルが高いことへの
	LEBY TO (March 1997)	対策が課題。
	太陽追尾(能動制御)	制御のための燃料が必要。能動的制御方法が課題。
姿勢維持	太陽指向(同期軌道)	能動的制御が不要あるいは太陽追尾に比べて小。
	重力安定(テザー、トラス	能動的制御が不要。
	による地球指向)	120
	能動的熱輸送(ヒートパイ	 複雑な構成。長距離熱輸送が課題(km に及ぶ場合あり)。
111-4-1	プ等)	
排熱方式		単純な構成。発熱量に応じ表面の熱光学的特性を適切に
	発熱部で放熱	(電気・電子素子の動作温度範囲内になるよう)選ぶ必
		要がある。

リファレンスシステム以降、これまで検討された主要な SPS システムを表 3.1-3 に示す。また表 3.1-4 に SPS の各タイプについての構造及び熱の課題についてまとめた。

表 3.1-3(1/2) これまでに検討された主な SPS システム

	NASA リフ ァレンスシ ステム ¹⁾	NEDO グラ ンドデザイ ン ²⁾	NEDO グラン ドデザイン オプション ³⁾	SPS2000 ⁴⁾	サンタワー5)	セイルタワー 6)
国	米国	日本	日本	日本	米国	欧州
機関	NASA/DOE	NEDO	NEDO	ISAS	NASA	ESA
年	1979	1992	1992	1993	1995	1999
出力	5 GW	1 GW	1 GW	10 MW	250 MW	450 MW
方式	マイクロ波 2.45 GHz	マイクロ波 2.45 GHz	マイクロ波 2.45 GHz	マイクロ波 2.45 GHz	マイクロ波 5.8 GHz	マイクロ波 2.45 GHz
軌道	GEO	GEO	GEO	LEO	LEO (太陽同期)	GEO
基本構成	長方形太陽 電池パネル (5x10 km) と円形送電 アンテナ(1 km 径)	2 枚の太陽 電池パネル (3x2 km)と 1 ヶの円形 送電アンテ ナ(1 km 径)	2 枚の集光ミ ラーと 1 枚の 発送電一体型 パネル	三角柱(各 辺 300 m)、 上 2 面に太 陽電池、下 部に正方形 送電パネル (130x130 m)	円形発電部を樹 木状に結んだ塔 形状、下部に円 盤状送電パネル (150~250 m 径) 15 km 長	長方形発電部 を帆のように 結んだ塔形 状、下部に円 盤状送電アン テナ(1 km 径) 15 km 長
重量(t)	50,000	20,000	報告無し	200	数千 (推定)	2,000
電力収集	バス	バス	分散	バス	バス	バス
ロータ リジョ イント	有り	有り	無し	無し	無し*(太陽同 期)	有り
回転・集 光ミラ ー	無し	無し	有り	無し	固定集光ミラー *(太陽同期)	無し

^{*:}太陽同期でない場合は、ロータリージョイント及び回転機構が必要。

表 3.1-3(2/2) これまでに検討された主な SPS システム

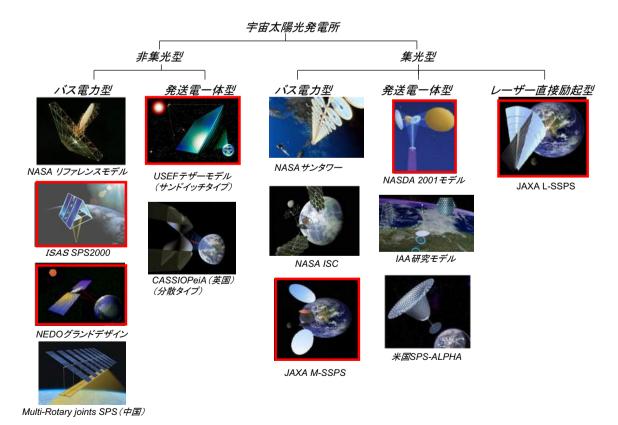
	Integrated	1 3 (2/2) JAXA	JAXA	テザー型	SPS-ALPHA ¹²⁾	Multi-Rotary
	Symmetrical Concentrator ⁷⁾	L-SSPS ⁸⁾ (レーザ ー方式)	M-SSPS (2004~ 2007 モデル ⁹⁾)	SPS ^{10, 11)}	(DRM-4)**	Joints SPS (MR-SPS) ¹³⁾
国	米国	日本	日本	日本	米国	中国
機関	NASA	JAXA	JAXA	USEF/ISAS	NASA/NIAC Report	CAST
年	2001	2004	2004~2007	2005	2012	2014
出力	1.2 GW	1 GW	1 GW	1 GW	500 MW	1GW
方式	マイクロ波 2.45 or 5.8 GHz	レーザー 1.06 μm	マイクロ波 5.8 GHz	マイクロ波 5.8 GHz	マイクロ波 2.45 GHz***	マイクロ波 5.8 GHz
軌道	GEO	GEO	GEO	GEO	GEO	GEO
基本構成	2 枚の貝殻状 集光ミラー (5x10 km)、 発電部と送電 部(1 km径) を分離して熱 問題を回避	100x100 m のテと発エと、100 第一レ新ニと、直組 1 トてをにわせる 1 トてをにわせる	2 枚のフリーフライング主鏡 (2.5 km x3.5 km)、2 枚の太陽 電池パネル(径 1.25 km)と送電 パネル(径 1.8 km)の組み合わ せ。レクテナは 径 2.74 km。集 光 4 倍	発送電一体型パイレヤで保持(約2.5x2.5km)、高さ10km。レクテナ径は3.5km.	多数メ がでラ 動ラこと がいされらが がいされらが がでラース ができる。 ができる。 ができる。 ができる。 ができる。 ができる。 ができる。 ができる。 ができる。 ができる。 ができる。 ができる。 ができる。 がいに、 がいに、 がいに、 がいに、 がいに、 がいに、 がいに、 がいに、 がいに、 がいに、 がいに、 がいに、 がいに、 がいに、 がいに、 がいた。 がし。 がいた。 がし。 がした。 がした。 がいた。 がした。 がした。 がした。 がした。	送電アンテナ (径1 km)の両端 に 50 枚のロー タリジョイン ト付き太陽電 池パネルを取 り付け。
重量(t)	30,000	5, 000	10,000	20, 000–26, 000	11, 795	10, 000
電力収集	バス	分散	バス	分散	分散	バス
ロータリ ジョイン ト	無し	無し	無し	無し	無し	有り
回転・集 光ミラー	有り	有り	有り	無し	有り	無し

:SPS-ALPHAには、DRM(Design Reference Mission がフェーズにより5種類あるが、DRM-4がGEOの1号機ミッションである)。*:2022年の国際宇宙会議の論文では周波数は2~10GHzと幅を持たせている。

表 3.1-4 マイクロ波型 SPS の主なタイプと熱構造の課題

	* * * * * * * * * * * * * * * * * * * *	2000年3010年8月	
SPS のタイプ	採用例	構造・ダイナミックスの課題	熱の課題
非集光・太陽追	NASA リファレンスシステム ¹⁾	姿勢制御方法	送電部の排熱
尾・バス電力方式	NEDO グランドデザイン ²⁾	ケーブル重量(10 kV 級高電圧の実現)・配線方	
	セイルタワー ⁶⁾	法・昇降圧装置	
	Multi-Rotary Joints SPS ¹³⁾	大電力ロータリジョイントの実現	
非集光·太陽非追	SPS2000 ⁴⁾	ケーブル重量(10 kV 級高電圧の実現)	送電部の排熱
尾・バス電力方式	NASDA/C60 発電モジュール型 ¹⁴⁾	配線方法	
非集光・太陽非追	USEF テザー型 SPS ^{10, 11)}	テザーシステムの構築とダイナミクス	送電部の保温
尾・発送電一体方			(低温側に課
式			題)
集光・太陽追尾・	NEDO グランドデザインオプション	大型の集光ミラー(数 km)の構築	発送電部の排
発送電一体方式	案 ³⁾	大型ミラーあるいはセグメントミラーの追尾方法	熱
	NASDA2001 年モデル ¹⁵⁾		
	SPS-ALPHA ¹²⁾		
集光・太陽追尾	サンタワー ⁵⁾	中型の集光ミラーの実現	発送電部の排
(モジュール単		ケーブル重量(10 kV 級高電圧の実現)・配線方	熱
位)・バス電力方		法・昇降圧装置	
式		ロータリジョイントの実現(太陽同期でない場合)	
集光・太陽追尾	NASA ISC (Integrated Symmetrical	大型の集光ミラー(数 km)の構築	発電部の排熱
(全体システ	Concept) ⁷⁾	大型ミラーあるいはセグメントミラーの追尾方法	送電部の排熱
ム)・発送電分離	JAXA M-SSPS ⁹⁾	ケーブル重量(10 kV 級高電圧の実現)・配線方	
型		法・昇降圧装置	
		フリーフライングミラー (JAXA M-SSPS) の場合は	
		その技術的実現性(面密度上限 100~200 g/m²)	

また図 3.1-2 に各タイプの SPS の代表的な設計例を示した。12 モデル中、赤の太枠で示したモデル (6 モデル) は我が国で設計されたものである。SPS の本格的な設計には、発電、無線送電、宇宙熱構造、軌道上姿勢制御、宇宙輸送に関する系統的な検討が



必要であり、これら各分野の専門家のインタラクティブな協働作業がある程度の期間 (年単位で)必要である。このような本格的な設計作業を経て設計された例は比較的少なく、NASA リファレンスモデル、ISAS SPS2000、JAXA M-SPSS、USEF テザーモデルがその例である。

SPS システムとしては、輸送の観点からできるだけ軽量であることが必要である。表 3.1-5 に代表的な SPS のモデルの総重量と出力 (W) 当たりの重量 (g) の比較を示した。

表 3.1-5 代表的な SPS のモデルの総重量と出力比重量の比較

		· ·		
フェーズ	モデル	軌道上出力	重量	比重量
実用	NASA リファレンスシステム ¹⁾	6.5 GW	50,000 トン	7.7 g/W
実用	NEDO グランドデザイン	1.3 GW	20,000 トン	15.3 g/W
実用	JAXA M-SSPS モデル ⁹⁾	1.34 GW	9,907 トン	7.4 g/W
実用	USEF テザー型 SPS ¹¹⁾	1.32 GW	26,500 トン	20 g/W
実用	SPS-ALPHA ¹²⁾	500 MW	11,800 トン	23.6 g/W
		(地上出力)		(対地上出力)
実用	Sun Tower(GEO) ⁷⁾	1.2 GW	22,300 トン	19 g/W
実用	Integrated Symmetrical	1.2 GW	18,000~	15∼26 g/W
	Concentrator ⁷⁾		31,500 トン	
実用	European Sail Tower ⁶⁾	275 MW	2,140 トン	7.8 g/W
実用	Multi-Rotary Joints SPS ¹³⁾	1.6 GW	10,000 トン	6.25 g/W
実証	SPS2000 ⁴⁾	10 MW	240 トン	24 g/W
実験	テザー型 SPS 軌道上実証実験	420 kW	18.1トン	43 g/W
	モデル ¹⁶⁾			
実験	小型衛星マイクロ波送電実験	3.8 kW	500 kg	132 g/W
	モデル ¹⁷⁾			

発送電一体型のパネルはサンドイッチパネルとも呼ばれ、NASA のリファレンスモデルの頃から発案され、半導体の使用を前提としている。NASA のリファレンスモデル設計当時は電子管が主流であったためオプションの扱いであったが、その後半導体技術が目覚ましく進んだため現実的な方式となった。この方式では集電系が不要であり高度なモジュール化が可能である点から、最近では多くのモデルがこの方式を採用している。発送電一体型の SPS の例を表 3.1-6 に示す。

表 3.1-6 発送電一体型 SPS の例

		表3.10 光足			
	電力レベル	パネル大きさ	システム姿勢制御	反射鏡	備考
NASA Reference System/Sandwich SPS (multi-band gap) ¹⁸⁾	1.5 GW	1.6 km 径	スラスタによる能動 制御	有り	テーパ無し
PSS	100 kW	40 m 径	スピン安定	無し	他衛星への電力供給衛 星、1991年、テーパ無し
Bicycle Wheel SPS	_	数 km 四方 (1 GW クラス)	スピン安定	無し	コンセプトのみ、1991 年
NEDO Option ³⁾	1 GW	1 km 径程度	重力安定	有り	1993 年
NASDA 2001 年モデル ¹⁵⁾	1 GW	2.6 km 径	重力安定(2001 年モ デル)	有り	2000年~2002年、テーパ 有り
USEF テザー型 SPS ^{10, 11)}	1 GW	2.5 km 四方	重力安定	無し(反射鏡 付もあるがオ プション)	2002 年、テーパ無し
Slab SPS ¹⁹⁾	-	数 km 四方(1GW クラス)	重力安定	無し	コンセプトのみ、2002年
SPS-ALPHA ¹²⁾	500 MW (DRM-4)	1.0~1.2 km 径	重力安定	有り	2011~2012 NASA Institute for Advanced Concepts (NIAC) Phase 1 Project、テーパ有り

現段階での SPS の建設コストについては、多くの仮定を含んだ解析とならざるを得な い。これまでの代表的なモデルについての建設コストは1章の表1-4に示している。こ こでは、一例として、USEF テザー型 SPS(発送電一体型 SPS)のコストを基準とし、各 要素に共通の単価を設定して、地上太陽光発電所(太陽電池出力の時間変化を蓄電池に より平準化して一定にする方式)、軌道上太陽指向型 SPS(太陽指向により送電出力を 一定にする方式)、軌道上太陽非指向型 SPS(太陽電池出力は1日の中で変動するが軌 道上の蓄電池により送電電力を一定にする方式)、軌道上太陽非指向型 SPS(送電電力 が1日サイクルで変動する方式)、軌道上太陽非指向型 SPS (レクテナ出力の時間変化 を地上の蓄電池により平準化して一定にする方式)、についてその建設コストを比較し た例を表 3.1-7 に示す。軌道上太陽指向型 SPS については、太陽指向装置の技術がその 重量とコストを想定できるまでの検討レベルに至っていないため不確定要素が大きい が、どの方式の SPS の場合でも地上の太陽光発電所とほぼ同レベル(一兆数千億円)の 建設コストになりうると評価されている。表 3.1-8~表 3.1-10 にこれらの計算のもと となった各タイプの SPS の検討例を示す。なお、表の中の打ち上げ輸送費については、 軌道間輸送の貨物 50 トンに対し 37.5 トンの燃料が必要であることを考慮して、静止衛 星軌道までの輸送コストは 22,520 円/kg の数値を使用している。レクテナからの出力 を一定にする場合、軌道上施設で平準化用のバッテリを持つ場合と地上の受電設備で平 準化用のバッテリを持つ場合でコストに大きな差が無い結果となっている。これは、前 者はバッテリーの宇宙輸送のコストが余分にかかるのに対し、後者は送電システムの稼 働率が下がる(太陽電池からの入力電力の変動に起因)ため送電装置のコストがより多 くかかるためである。

表 3.1-7 地上太陽光発電所と各種 SPS の建設コストの比較

公司 地名美国西西西西西西西西西西西西西西西西西西西西西西西西西西西西西西西西西西西西						
コスト区分	想定単価	地上太陽光 発電所	軌道上太陽指向 平板型SPS	軌道上非太 陽指向平板 型SPS(軌道 上で平滑)	軌道上非太陽 指向平板型 SPS(非平滑)	軌道上非太陽 指向平板型 SPS(地上で 平滑)
太陽電池	50 円/W	3,400 億円	850 億円	2,670 億円	2,670 億円	2,670 億円
マイクロ波回路	100 円/W	_	1,350 億円	1,360 億円	2,270 億円	2,270 億円
バス部(含むテザー部)	_		500 億円	500 億円	500 億円	500 億円
太陽指向装置	技術未定のため重量、 コストともに仮おき	-	3,000トン 3,000 億円	-	-	-
蓄電	10 円/Wh*	6,000 億円**	-	980 億円	-	590億円
輸送コスト	17,520円/kg(打上げ、 OTV燃料分を含む)	_	3,810 億円	5.980 億円	4,080 億円	4,080 億円
	5,000 円/kg(軌道間)					
レクテナ	50 円/W	_	500 億円	500 億円	840 億円	840 億円
土地経費	5,000 円/m²	1,000 億円	690 億円	480 億円	480 億円	480 億円
インストレーション経費 (含む構造)	部品費の20%	1,900 億円	1,240 億円	1,210 億円	1,260 億円	1,370 億円
合計	_	12,300 億円	11,940 億円	13,680 億円	12,100 億円	12,800億円

表 3.1-8 太陽指向型 SPS の検討例

モジュール: 0.5m x 0.5m x 0.02 m

モンユール:0.3m x 0.3m x 0.02 m 重量:759g(パネル重量12544トン、パス部他1387.5トン、太陽指向装置(仮置き)3000トン、総重量16932トン) マイクロ波回路(制御、電源、アンテナ、配線部含む、81.55 W): 408 g(5 g/W) 太陽電池、電源部への計装を含む、101 W): 110 g(電池0.1g/W+計装96.38g)

電力制御部: 構造部材(ハニカム又は発泡金属)(50cmx50cmx2cm): 101 g(1g/W) 100g (0.02 g/cc)

展開機構(形状配憶合金、0.1mmx10mmx60mmx3ヶ): ラッチ機構(鉄板、磁石、0.2mmx10mmx50mmx4ヶ): 15g(計装、接着材込み)(SMA4.5g/cc) 15g(接着剤込み)(磁石7.8g/cc)

その他:

その他: 10g (参考)銅フラットケーブル計装(抵抗率1.72x10⁻⁸Ωm (20°)、比重8.5)は、50ミクロン厚x1cm幅x100cm長さで、0.0344Ω、4.25g

モジュール (0.251mx0.25m)	モジュール電力	総電力	備考(総面積2.14kmx1.93km、総重量12544トン)
ミラーが受ける太陽光強度			
実効的な太陽光強度	288.56W	4.768 GW	1350W/m²x0.9x0.95x0.25
発電	101.00	1.669 GW	太陽電池効率35 %
送電系への電力	95.95 W	1.5854 GW	電力変換器95%
送電電力	81.55W	1.3476 GW	マイクロ波への変換効率85%
レクテナ入力	ı	1.1765 GW	伝播効率97%、収集効率90%
レクテナ出力	-	1000 GW	DC電力への変換効率85 %

表 3.1-9 太陽非指向型 SPS (軌道上で平準化する場合) の検討例

モジュール: 0.5m x 0.5m x 0.02 m

286 g(5 g/出力W)

重量:1060g(パネル25175トン、バス部他1387.5トン、総重量26562.5トン) マイクロ波回路(制御、電源、アンテナ、配線部含む、57.1 W): 太陽電池(太陽電池、電源部への計装を含む、118.1 W): 120 g(電池0.1gx2/出力W+計装96.38g)

514 g(800Wh/kg) 蓄電部(411.2Wh. DOD60%): 100g (0.02 g/cc) 構造部材(ハニカム又は発泡金属)(50cmx50cmx2cm):

15g(計装、接着材込み)(SMA4.5g/cc) 15g(接着剤込み)(磁石7.8g/cc) 展開機構(形状記憶合金、0.1mmx10mmx60mmx3ケ): ラッチ機構(鉄板、磁石、0.2mmx10mmx50mmx4ヶ):

10g その他:

(参考)銅フラットケーブル計装(抵抗率1.72x10⁻⁸Ωm (20°)、比重8.5)は、50ミクロン厚x1cm幅x100cm長さで、0.0344Ω、4.25g

モジュール(0.25mx0.25m)	モジュール電力	総電力	備考(総面積2500mx2375m、総重量25234トン)
太陽光強度	337.5 W(max)	8.016 GW	1350W/m ²
発電ピーク	118.1 W(表) 106.3 W(裏)	2,805 GW(表) 2,525 GW(裏)	裏側太陽電池面積は表側の90%、太陽電池効率35%
バッテリーへの蓄積	246.7 Wh (411.2Wh)	5.859 GWh (9.765GWh)	平滑57 %、充放電効率90 %、ピーク電力の25%以下は充電せず。DOD60%とすれば、411.2Wh(9.765GWh)の容量が
送電系への電力	67.2 W	1,596 GW	】必要)、800Wh/kgとすれば514g(12208トン)の重さ。
送電電力	57.1 W	1.357 GW	マイクロ波への変換効率85%
レクテナ入力	-	1,184 GW	伝播効率97 %、収集効率90 %
レクテナ出力	=	1.007 GW	DC電力への変換効率85 %

表 3.1-10 太陽非指向型 SPS (軌道上で平準化しない場合) の検討例

モジュール: 0.5m x 0.5m x 0.02 m

重量:707g(パネル重量16791トン、バス部他1387.5トン、総重量18178.5トン)

マイクロ波回路(制御、電源、アンテナ、配線部含む、57.2 W): 327 g(5 g/W)

太陽電池(太陽電池、電源部への計装を含む、118.1 W): 120 g(電池0.1gx2/W+計裝96.38g)

120 g(1g/W) 電力制御部: 構造部材(ハニカム又は発泡金属)(50cmx50cmx2cm): 100g (0.02 g/cc)

展開機構(形状記憶合金、0.1mmx10mmx60mmx3ケ): 15g(計装、接着材込み)(SMA4.5g/cc) ラッチ機構(鉄板、磁石、0.2mmx10mmx50mmx4ヶ): 15g(接着剤込み)(磁石7.8g/cc)

10g

(参考)銅フラットケーブル計装(抵抗率1.72×10-8Ωm (20°)、比重8.5)は、50ミクロン厚×1cm幅×100cm長さで、0.0344Ω、4.25g

モジュール (0.251mx0.25m)	モジュール電力	総電力	備考(総面積2500mx2350m、総重量25234トン)
太陽光強度	337.5 W(max)	8.016 GW	1350W/m²
発電ビーク	118.1 W(表) 106.3 W(裏)	2,805 GW(表) 2,525 GW(裏)	裏側太陽電池面積は表側の90%、太陽電池効率35%
送電系への電力	112.22-25.25 W	2.665-0.600GW	電力変換器95%、裏側発生電力の最大値の1/4まで送電
送電電力	95.39-21.46 W	2.265-0.510GW	マイクロ波への変換効率85%
レクテナ入力		1.978-0.445 GW	伝播効率97%、収集効率90%
レクテナ出力	12	1681-0.378GW	DC電カへの変換効率85%(平滑して0.957GW)、必要な パッテリは11.7GWh (DOD80%、充放電損失10%として、 5.85GWh (10円/Whとして585億円)

実用宇宙発電所の前段階のプラント段階のモデルについて、コスト評価した例はほとんどないが、SPS2000 については、SPS2000 概念検討書の中で表 3.1-11 のように建設コストの目標が設定されている $^{20)}$ 。

ただし前提として、1) 電力売価を 10 円/kWh、2) 軌道部分の製作・建造資金は公的金融機関からの借入金 (30 年) でまかなう、3) 借入金は電力売価で毎月返済する、4) 打ち上げ費用および地上受電設備については別途資金計画(政府調達、国際協力、受益国負担などを考慮)をたてる、を置いている。

表 3.1-11 SPS2000 のコスト基準(目標)

項目	コスト	備考
発電部 (太陽電池、配線)	30 億円	300 円/W x 10MW
送電用アンテナ (半導体回路)	30 億円	300 円/W x 10MW
構造組み立てと運用支援(ロボットとバス部)	30 億円	
総計	90 億円	

我が国で設計された USEF (現 JSS) のテザー型 SPS (実現性の高い単純なモデルという意味でここでは Basic Model と呼ぶ) と JAXA の M-SSPS (2004 年モデル、高度な技術を前提とした先進的なモデルという意味でここでは Advanced Model と呼ぶ) は比較されることが多いが、以下に重量(表 3.1-12) とエネルギーフロー(表 3.1-13) の両者の比較表を示す。

表 3.1-12 Basic Model と Advanced Model の比較

	Basic Model(テザー型 SPS) ²¹⁾	A 1 . 1 M 1 1 (TAVA M CCDC) 22)
	Dasic Model(/) 至 St3)	Advanced Model (JAXA M-SSPS) 22)
ミラー部	なし	ρ _{mirr} =211.76 ton/km² (約 200 g/m²) S _{mirr} (ミラー面積) =9.44 km² 12.78 GW(1 GW 出力)²⁴¹ マイクロ波/DC:0.76 大気透過:0.98 DC/マイクロ波:0.75 集電効率:0.93 発電効率:0.173 蝕の影響:0.968 集光効率:0.9
バスおよびテ	1,400トン(2.24トン/1ユニッ	重量= ρ _{mirr} x S _{mirr} =2,000 トン なし
ザー部	ト x 625 ユニット)	<u> </u>
太陽電池+構造	12,875 トン(1.4 GW マイクロ	1,275 トン (1.92 GW 出力) (波長選択膜 637.5 トンを含む)。構造 20%として 255 トン計 1530 トン
送電器+構造	波出力)	3,448.7トン(1.34 GW 出力)(アンテナ 763.4 トンを含む)。構造 20 %として 689.7トン。 計 4,138トン
バッテリー	12,300 トン	なし
配送電ケーブ ル (5kV)	なし	送電ケーブル 1,340 トン
高電圧 DC/DC	なし	あり(集計には入っていない)
総重量	26,575 トン	9,909 トン(マージン 10 %を含む)

適用技術の重量面からの評価の前提が大きく異なるので必ずしも正確な比較はできないが、Advanced Model に比べ Basic Model は相当重い。エネルギー効率の比較(表3.1-13)では、Basic Model の方が Advanced Model よりも高い効率のように見えるが、各部分の電力効率の前提を同じにした検討では、Advanced Model の方が効率が良くなる(約10 %高い)。電力取得効率(電力コスト)の観点からは Advanced Model が優れているが、前提としている Free Flying Mirror は(あるいは類似の可動型の大型反射集光ミラーについても)、現段階では技術的な困難さが相当大きく、その成立性が見通せない状況である。一方表 1-4 に示したように Basic Model の場合でもその電力コストは地上の電力コスト並みとすることができる可能性がある。太陽指向のための機構の技術的な目処を立てるまで SPS の開発に入ることができないという状況を避けて、できるだけ早く SPS 時代を迎えるためには、現状技術の延長上で実現可能な技術的に壁の低いBasic Model の実現をまず目指し、より高度な未来技術を必要とする Advanced Model はその次のステップで実現を図るのが良いと思われる。Basic Model を実現した上で、技術の進展に応じて可動ミラーや Free Flying Mirror を追加して高性能化(電力取得効率の向上、電力コストの低減)を図っていくようなアプローチが現実的である。この

基本的考え方は、核融合の研究開発の考え方²⁴(技術的な実現可能性の高い実験炉 ITER(International Thermonuclear Experimental Reactor;国際熱核融合実験炉)をまず実現した上で、より高度な技術を必要とする原型炉、発電プラント開発に移行する)と同じ考え方である。

表 3.1-13 Basic Model と Advanced Model とのエネルギーフローの比較

事項	Basic Model(テザー型 SPS (蓄	Advanced Model
	電タイプ)) ²³⁾	(JAXA M-SSPS) ²²⁾
集光効率	_	90 %
太陽電池アレイの光電効率	35 %	17.3 %
太陽電池での集電・マイク	57 %	93 %
ロ波回路への配電効率	裏パネルの太陽電池充填率 0.9、	
	ピークの1/4までの発電は保温に	
	使用し送電に寄与しない、充放電	
	効率は 0.9 を仮定。	
蓄電効率		-
DC-マイクロ波変換効率	QE 0/	75 0/
アンテナ系効率	85 %	75 %
大気透過率	97 %	98 %
レクテナのエネルギー収集	90 %	76 W
マイクロ波-DC 変換効率	OF W	76 %
商用電源網への接続効率	85 %	95 %
総合効率	12.6 %	7.7 %

3.1章の参考文献

- 1) DOE/NASA, "Program Assessment Report Statement of Findings", Satellite Power Systems Concept Development and Evaluation Program, DOE/ER-0085, 1980.
- 2) 新エネルギー・産業技術総合開発機構 委託業務成果報告書、平成6年3月 (株) 三菱総合研究所
- 3) N. Kaya, A new concept of SPS with a power generator/transmitter of a sandwich structure and a large solar collector, Space Energy and Transportation, Vol. 1, No. 3, pp. 205-213, 1996.
- 4) M. Nagatomo and K. Itoh, "An Evolutionary Satellite Power System for International Demonstration in Developing Nations", Space Power, vol. 12, pp. 23-36, 1993.
- 5) J. C. Mankins, A TECHNICAL OVERVIEW OF THE "SUNTOWER" SOLAR POWER SATELLITE CONCEPT, Acta Astronautica Vol. 50, No. 6, pp. 369-377, 2002.
- 6) W. Seboldt, M. Klimke, M. Leipold, and N. Hanowski, European Sail Tower SPS Concept, $51^{\rm st}$ IAC, Oct. 2000.
- 7) Connie Carrington and Harvey Feingold, Space Solar Power Concepts: Demonstrations to Pilot Plants, IAC-02-R.P.12, 2002.
- 8) 鈴木拓明, レーザー方式宇宙太陽光発電の開発現状と展望, レーザー研究, 第 39 巻, 第 1 号, (2011), p24-29.
- 9) 2007 年度宇宙航空研究開発機構委託業務成果報告書、宇宙エネルギー利用システム総合研究、pp. 8-10、2008 年 3 月
- 10) 小林、経済産業省-USEF の委員会活動について-宇宙太陽発電システムの実用化に向けて-、信学技報、SPS2002-01(2002-07)、2002 年
- 11) S. Sasaki, K. Tanaka, K. Higuchi, N. Okuizumi, S. Kawasaki, M. Shinohara, and K. Ishimura, Engineering Research for New Tethered Solar Power Satellite, ISTS 2006-f-11, 2006.
- 12) J. C. Mankins, SPS-ALPHA: The First Practical Solar Power Satellite via Arbitrarily Large Phased Array (A 2011-2012 NASA NIAC Phase 1 Project) FINAL REPORT to NIAC, 15 September 2012
- 13) Li Meng, Niu Lili, Zhou Lu, Chen Ying, Cheng Zhengai, Jia Haipeng, Multi-Rotary Joints SPS, China Academy of Space Technology,
- Online Journal of Space Communication, Issue No. 18:SunSat Design Competitions: Fall 2013-Summer 2016
- 14) 宇宙エネルギー利用の研究 その1、平成11年度宇宙開発事業団委託業務成果報告書、宇宙太陽発電システムの研究、pp. 16-19、平成12年2月、三菱総研
- 15) 平成 16 年度宇宙航空研究開発機構委託業務成果報告書、宇宙エネルギー利用システム総合研究、平成 17 年 3 月、pp. 367
- 16) 宇宙太陽発電システム実用化技術調査研究、宇宙太陽発電システム (SSPS) 実用化技術検討委員会 専門委員会、SSPS 実証実験システム概念検討書(案)、平成 15 年 3 月、USEF
- 17) S. Sasaki, K. Tanaka, and Advanced Mission Research Group, SSPS Technologies Demonstration in Space, IAC-10-C3.41, 61st IAC, Prague, 2010.
- 18) NASA Contract Report 3392, Satellite Power Systems (SPS) Concept Definition Study (Exhibit D) Vol.1-Executive Summary, pp. 13, G. M. Hanly, Rockwell International, 1981.

- 19) G. A. Landis, Reinventing the Solar Power Satellite, IAC-02-R. 1. 07, $53^{\rm rd}$ IAC, Houston, 2002.
- 20) SPS2000 概念計画書 pp. 1-4、1992 年 7 月 30 日 SPS2000 タスクチーム
- 21) 平成 19 年度 太陽光発電利用促進技術調査 成果報告書 別冊 システム専門委員会 報告書 pp. 2、平成 20 年 3 月 USEF
- 22) 平成 17 年度宇宙航空研究開発機構委託業務 宇宙エネルギー利用システム総合研究、pp. 180-183、三菱総研、平成 18 年 3 月
- 23) 平成 18 年度 太陽光発電利用促進技術調査 成果報告書 別冊、pp. 38, 39 平成 19 年 3 月、無人宇宙実験システム研究開発機構 (USEF)
- 24) 稲田剛毅(文部科学省研究開発戦略官)、核融合エネルギー実現に向けた日本の研究開発戦略、第14回核融合エネルギー連合講演会、令和4年7月7日

編集用予備ページ

3.2 軌道の選択

太陽発電衛星の軌道は、地上の特定の受電施設に常時電力を伝送できるという点に注目する限り、多くの SPS モデルが採用している高度 36,000 km の静止衛星軌道が最も望ましい。特に実用段階では静止衛星軌道が最も有力であると考えられている。しかしながら、静止衛星軌道は、通信、放送、地球観測など"電力"よりもはるかに付加価値の高い"情報"を扱う衛星にとっても理想的な軌道である。2015 年の段階で 400 機以上の衛星が静止衛星軌道に投入されていると言われている。静止衛星軌道に配置できる衛星の数には上限があることを考えれば(静止衛星の間隔は原則として 0.1 度(74 km)(電磁干渉がある場合は 2°~4°)とされている)、その軌道は占有空間あたりの経済的価値のより大きい衛星が優先して使用すべきであるという考え方もある。宇宙科学研究所で SPS の研究を主導した長友はかって、「静止衛星軌道は銀座のような一等地であり、このような場所に長大とならざるを得ない発電所を作るべきではない」と主張していた。また、大きなスケールのシステムとならざるを得ない太陽発電衛星は、資材輸送費の点からも、より低い軌道の方が現実的である可能性もある。

既に混雑している静止衛星軌道を採用する場合には、通信など他の目的の衛星との複合システムを考えるか、上下方向にテザーで通信、観測衛星などの他目的衛星を連結¹⁾して、静止衛星軌道を立体的に利用する(系の重心を静止衛星軌道に位置させる)必要がある。ただしテザーを使用する場合は、デブリやメテオロイドによる切断への対処(冗長構成など)が必要である。

静止衛星軌道に太陽発電衛星を配備する場合は、打ち上げロケットで静止衛星軌道ま で資材を直接運搬する方式では、輸送コストが過大になると考えられる。低高度軌道で 電気エネルギーを利用する電気推進の輸送機に積み替えた後静止衛星軌道へ時間をか けて上昇させるか、低高度軌道で部分的に建設した後、電気推進方式で静止衛星軌道に 上昇させる方式が従来から考えられている。但しこの場合は放射線強度の強い放射線帯 の中をゆっくり通過することになるので、太陽電池や他の半導体素子の放射線劣化につ いて考慮する必要がある。一方太陽発電衛星を低高度軌道に配備する場合は、送電距離 が短いため送受電のアンテナの径は小さくて良いというメリットがある。しかし、この 場合は地上の受電所から見て軌道上の発電衛星は時間とともに移動することになり、一 つの受電所が電力を連続的に得るためには軌道上に多数の発電衛星を配備し連携した 送電ビームの切替を行う必要がある。実証段階では、低コストで輸送でき送電アンテナ のサイズも小さくてすむ低高度軌道が有力である。特に低高度赤道軌道は数時間間隔で 特定のレクテナに送電できるため、実証データの取得、送電電力の有効利用の点から望 ましいと考えられる。SPS の軌道に関するレビュー的な議論は長友によって行われてい る²⁾が、最適軌道は、宇宙実験、実証、実用の各フェーズで異なるものと考えられる。 軌道の選定は、最終的には、輸送シナリオと輸送コスト、建設シナリオと建設コスト、 運用シナリオと運用コスト、半導体素子の劣化を支配する宇宙放射線環境、太陽電池パ ネルや機構部の破損をもたらす宇宙デブリ環境、等を総合的に考慮して決める必要があ る。特に宇宙デブリ環境(図3.2-1)については、突発的な発電所機能の全停止をもた らす可能性があるため、デブリへの対策設計だけでなく、軌道の選択においてもそのリ スクを十分考慮する必要がある。表 3.2-1 にこれまで検討された太陽発電衛星の軌道の 例とその特性を示した。一般には、太陽発電衛星の実用段階では、常時同一レクテナへ の伝送が可能な静止衛星軌道あるいは太陽電池パネルへの常時日照が容易な太陽同期 軌道が実用的と考えられている。一方実証・実験段階では、規模の小さな送受電アンテ ナで送電実証が可能な低高度準回帰軌道あるいは低高度赤道軌道が有力な候補と考え られている。表 3.2-1 の軌道以外にも、極地に近い領域で利用されるモルニア型軌道(例

えばロシアで長時間の可視が得られる軌道、近点 500 km、遠点 40,000 km、軌道周期 12 時間) も提案されることがある。ただし、モルニア型軌道は高緯度で長時間可視が得られる利点があるが、地上局との距離が大きく時間変化するため電力伝送には不利と考えられ、この軌道の太陽発電衛星への適用について詳細に検討された例はない。

表 3.2-1 太陽発電衛星の軌道の候補

軌道	これまで検討 された軌道例	軌道の特性	受電頻度	送電アンテ ナのサイズ	輸送コ スト	例
静止衛星軌道	36,000 km	常時可視	常時	大(低軌道 の数十倍)	大	NASA リファレンスシステム ³⁾ NEDO グランドデザイン ⁴⁾ NASDA2001 年モデル ⁵⁾ NASA ISC ⁶⁾ JAXA M-SSPS ⁷⁾ USEF テザー型 SPS ⁸⁾
太陽同期回帰軌道	軌道傾斜角 100 度程度 LEO (例えば高 度 888 km では 軌道傾斜角は 99°9))	太陽同期、 常時日照軌 道が可能	1回/1日 (軌跡が 交差する 位置では 2回/日)	中	中	サンタワー(太陽同期タ イプ) ¹⁰⁾
低高度準 回帰軌道	軌道傾斜角 90 度以下 例えば、高度 370 km	日陰あり (45 %程 度)、 数日おきに 天頂回帰が 可能	1回/数日	小	低	USEF テザー型 SPS 実証実 験モデル ¹¹⁾ ISAS 小型衛星実験モデル ¹²⁾
低高度赤 道軌道	1,100 km	最大日陰率 1/3	赤道上で 約2時間 の間隔	小	低	SPS 2000 ¹³⁾

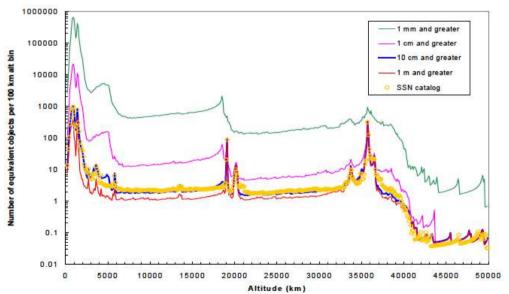


図 3.2-1 高度 200 km~50,000 km のデブリ環境 (サイズごとの 1 次元分布) 14)

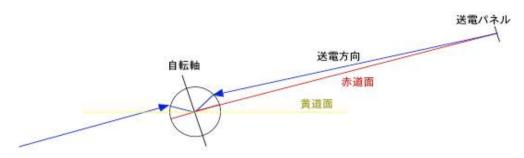


図 3.2-2 静止衛星軌道(赤道面と黄道面)の SPS

静止衛星軌道としては、図 3.2-2 に示すように赤道面上と黄道面上の 2 種類が考えられる。赤道上の静止衛星軌道の場合、日本(北緯 36°; 東京)へ送電するためには地心から 5.8°北側の方向に送電する必要がある。太陽光は軌道面垂直に対し±23.5°の範囲で年変動する。また日本のレクテナへのマイクロ波の入射角(水平面からの角度)は 48.2°である。一方黄道面上静止衛星軌道の場合は、日本(北緯 36°)への送電するためには地心から 2.2°~8.0°の方向に変化させて送電する必要がある。また日本のレクテナへの入射角は 22.5°~75.3°の範囲で変化する。蝕は毎日発生するが太陽角は変動しない。太陽発電衛星の性能は太陽角よりも送電方向にセンシティブなので、一般には黄道面上よりも赤道面上の静止衛星軌道が望ましいと考えられている。なお、図 3.2-3 に示すように赤道面上での静止衛星軌道では、春と秋に各々42 日間最大 70 分の蝕期間が存在する。蝕の為に電力が発生しない年間の時間率は約 1%である。

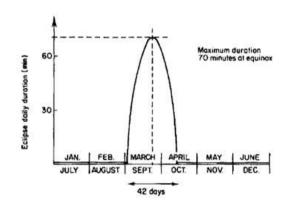


図 3.2-3 赤道面上の静止衛星軌道の蝕の時間

3.2 章の参考文献

1) 初田健、静止テザー衛星と通信への応用、宇宙テザーシステムの理工学的研究に関する調査報告、pp. 113-131、テザーワーキンググループ、宇宙科学研究所、平成 4 年 9 月

- 2) 長友、実現性から見た太陽発電衛星 (SPS) の軌道の選択に関するクリティカル・レビュー、第 2 回 宇宙太陽発電システム (SPS) シンポジウム講演要旨集、pp. 99-104、平成 11 年 11 月 4 日-5 日、京都大学
- 3) DOE/NASA, "Program Assessment Report Statement of Findings", Satellite Power Systems Concept Development and Evaluation Program, DOE/ER-0085, 1980
- 4) 新エネルギー・産業技術総合開発機構 委託業務成果報告書、平成4年~平成6年、 (株) 三菱総合研究所
- 5)森、斉藤、長山、松本、NASDA における宇宙エネルギー利用に関する研究状況、第 5回 宇宙太陽発電システム(SPS)シンポジウム講演要旨集、pp. 119-124、平成 14 年 11月7日-8日、神戸大学
- 6) W. Keith Belvin, John T. Dorsey and Judith J. Watson, Solar Power Satellite Development: Advances in Modularity and Mechanical Systems

https://ntrs.nasa.gov/api/citations/20110005492/downloads/20110005492.pdf

- 7) M. Mori, H. Kagawa, and Y. Saito, "Summary of studies on space solar power systems of Japan Aerospace Exploration Agency (JAXA)," Acta Astronautica, vol. 61, pp. 132-138, 2006.
- 8) S. Sasaki, K. Tanaka, K. Higuchi, N. Okuizumi, S. Kawasaki, M. Shinohara, and K. Ishimura, Engineering Research for New Tethered Solar Power Satellite, ISTS 2006-f-11, 2006.
- 9) 高橋耕三、人工衛星の軌道とそれに適したミッション、電波研究所季報、Vol. 18 No. 97、pp. 345-353、July 1972.
- 10) J. C. Mankins, A TECHNICAL OVERVIEW OF THE "SUNTOWER" SOLAR POWER SATELLITE CONCEPT, Acta Astronautica Vol. 50, No. 6, pp. 369-377, 2002.
- 11) 宇宙太陽発電システム実用化技術調査研究、宇宙太陽発電システム (SSPS) 実用化技術検討委員会 専門委員会、SSPS 実証実験システム概念検討書(案)、平成 15 年 3 月、USEF
- 12) S. Sasaki, K. Tanaka, and Advanced Mission Research Group, SSPS Technologies Demonstration in Space, IAC-10-C3.41, 61st IAC, Prague, 2010.
- 13) M. Nagatomo and K. Itoh, "An Evolutionary Satellite Power System for International Demonstration in Developing Nations", Space Power, vol. 12, pp. 23-36, 1993.
- 14) The Orbital Debris Quarterly News, NASA, Vol. 7, Issue 1, January, 2002.

編集用予備ページ

4. 太陽発電衛星に必要な技術

太陽発電衛星の構築には、宇宙での太陽発電技術、電力管理技術、無線送電技術、大型構造物建造・制御技術、宇宙への大量輸送技術が必要である。これらの個々の技術は小規模なレベルであれば既に実用化されており、原理的に新たに検証の必要な技術はない。しかし現在の高価な宇宙技術で太陽発電衛星を構築する場合は、40年程度の運用寿命の場合で電力コストは現在の地上発電所の電力コストと比べ数十倍も高いものになる。実際、現在の大型衛星の製造コスト**は概ねkg当たり1000万円、打ち上げコストは概ねkg当たり50万円、なので、この数値をそのまま当てはめれば、1万トンの発電所であれば105兆円のコストとなり、社会の現実の発電システムとはなり得ない。今後各技術の大規模システムへの応用と低コスト化が、太陽発電衛星実現のための大きな課題である。表4に太陽発電衛星の主要技術(規模、コスト)の現状の到達レベルと実用レベルの太陽発電衛星を実現するための目標を示す。

表 4 太陽発電衛星実現のために必要な技術(規模とコスト)の現状と目標

			*
主要な技術項目	現状の到達レベル	目標レベル	オーダー
宇宙での太陽光発電 マイクロ波送電 レーザー送電 宇宙での排熱 宇宙大型構造物(長さ) 宇宙機製造(コスト)	120kW (国際宇宙ステーション) (地上では1GWを越えるクラスが稼働) 数+kW (地上) (数 kW (宇宙)) 数 kW (地上) (1W 以下 (宇宙)) 100 kW 程度 (国際宇宙ステーション) 100 mクラス (国際宇宙ステーション) 1000 万円/kg (実用衛星、科学衛星)	1 GW 1 GW 1 GW 数百 MW 数 km 10 万円/kg *	10,000 1(対地上実績) 100,000(対地上実績) 1,000,000(対地上実績) 1,000 10 1/100
宇宙輸送(コスト)	50 万円/kg (大型ロケット)	10 万月7kg ** 1~2万円/kg *	1/50~1/25

^{*10,000} トンの宇宙発電所で1.1 兆円の計算となる。

.

^{**} 必ずしも正確ではないが、セレーネ(かぐや)1,170万円/kg(350億円/3トン)、ETS-8(きく)690万円/kg(400億円/5.8トン)、きづな(WINDS)1,360万円/kg(367億円/2.7トン)、OICETS 2,370万円/kg(135億円/570kg)、MDS 1,290万円/kg(62億円/480kg)、れいめい 570万円/kg(4億円/70kg)。

4.1 発電技術と電力管理技術

4.1.1 発電技術

宇宙での太陽発電方式としては、太陽光発電と太陽熱発電の二方式がある。前者は太陽電池を用いる方式であり、後者は太陽光を集光してその熱で発電機を動作させる方式である。太陽発電衛星の初期の段階では、宇宙での使用実績が豊富で、精密な太陽指向精度の不要な太陽光発電が採用されると考えられる。一時期太陽発電衛星を目指した熱発電が検討されたこともあった¹⁾が、現在では殆ど研究されていない。

表 4.1.1-1 に太陽発電衛星に関わる発電技術の課題の一覧を示す。産業技術としてニーズのある課題は太陽発電衛星としての技術開発を行わなくても市場原理により技術展開が期待できるが、太陽発電衛星特有の技術は太陽発電衛星として技術開発を行わなければ必要な技術は得られない。太陽電池の面積当たりの高効率化と低コスト化については、地上民生用太陽電池の活発な開発競争の下で大きな技術革新が今後とも期待できる。宇宙輸送コストの観点から要求される重量当たりの高効率化と軌道上での長期運用の観点から要求される耐宇宙環境性は、宇宙用太陽電池特有の技術開発であり、市場原理による開発の後押しに多くは期待できない。

太陽発電衛星用の太陽電池としては、1) 宇宙環境での劣化が少ないこと、2) ロケットでの輸送と宇宙空間での展開に便利なこと、3) 単位重量あたりの出力が大きいこと、4) 単位面積あたりの出力が大きいこと、5) 資源が充分あり大量生産が可能で低コストであること、が条件である。この内、1) ~3) は地上の太陽光発電にはない太陽発電衛星特有の条件である。比較的新しいタイプの薄膜太陽電池は、面積あたりの出力(変換効率)が他のバルクの高効率タイプの太陽電池と比べてまだ低いが、薄膜のため大量生産が可能で重量当たりの出力が大きく、折り畳んでの輸送と宇宙での展開のしやすさから、太陽発電衛星用の太陽電池として大きな可能性を持っている。また薄膜太陽電池はバルクのものに比べ資源量からくる制約も相対的に小さい。表 4.1.1-2 に各種太陽電池の太陽発電衛星用としての評価、表 4.1.1-3 に 2009 年に NEDO が示した太陽光発電ロードマップ (PV2030+) ③での各種民生用太陽電池の効率 (現状および将来の目標)を示す。現段階では、効率(35 %以上程度目標)、比重量(1 W/g 以上目標)、資源量(1,000 GW程度以上目標)、放射線耐性(静止衛星軌道環境で 40 年間の劣化 5%以下程度目標)の全てで太陽発電衛星の要求を満たす太陽電池は存在しないが、個々の要求については要求を満たすものが現れており、今後の技術発展に期待が持てる。

表 4.1.1-2 には含まれていないが、次世代太陽電池として最近注目を浴びているペロ

表 4.1.1-1 発電技術の課題と関連する産業技術・宇宙技術及び太陽発電衛星技術としての位置づけ

		太	陽発電衛星	星技術としての技術開発	
技術課題	1/rT • — H 1-7-1/rT	要素技術開発・評価・ 実験室実験	地上実証 実験	軌道上実証実験 (kW-100kW)	パイロットプ ラント(MW 以 上クラス)
高効率(比重量、比面積)、 低コスト太陽電池	太陽電池の高効率、 低コスト化	1	-	_	大型太陽電池 パネル
	求はないが、宇宙技 術としては要求が	耐放射線性セル 対デブリ設計 高電圧を使用する場 合は、耐放電設計	-	耐放射線性実証 対デブリ耐性実証 高電圧を使用する場合 は、耐放電設計実証	-
集光技術(集光方式の SPS の場合)		集光ミラー技術 波長選択ミラー	-	ミラー性能評価 耐環境性評価	大型集光ミラー
熱発電(現在は発電技術 方式としては非主流)	地上用熱発電技術 の発展	効率、寿命評価	-	耐宇宙環境性(マイクロ G、高真空、排熱)実証	大型熱発電

ブスカイト太陽電池 (考案者は宮坂力) は、まだ最高効率が 20%程度だが、薄膜、低コストで高い耐放射線性を持つ 4)と期待されており、SPS 用の太陽電池として大きな可能性を持っており、今後の研究の進展が期待される。

表 4.1.1-2 現存する太陽電池の SPS 用としての評価

型	種類	特徴	技術的課題	SSPS 用としての評価
	Si(単結晶、	現在の生産の主流	技術的に成熟に近い	重量あたりの出力が低い
	多結晶)			
バルク型	Ⅲ-V 族結晶化	高効率	更なる高効率化(40 %目標)	資源的制約(Ge, In)あり、ただ
/ // L	合物	宇宙用、高コスト	集光系との組み合わせで低コ	
			スト化。但し、集光システムの	服の可能性有り。集光の場合正
			1	確な太陽指向(姿勢制御)が必
			必要有り。	要
	アモルファス	量産性、低コスト、製品	高効率化	効率、耐放射線性が上がれば可
	シリコン	としての先行	大面積化、安定化、高速製膜、	能性あり。資源的には切り札。
			高い歩留まり、ロール化	
	CdTe	構造が簡単で安定性が	常圧下での CdTe 膜の形成技	資源的制約(Cd,Te)。Te は最大
薄膜型		高い	術、高品質化、大面積化	埋蔵量でも 600 GWp 分しかない
(10μm以		低コストの可能性		2)
下)	CIS(銅、イン	高効率、長寿命、耐放射	バンドギャッププロファイル	資源的制約(In)。Te より埋蔵量
	ジウム、セレ	線性に優れる	の最適化、均一性	は多いが他産業も使用 2)。
	ン)			将来有望となる可能性
	多結晶シリコ	ハイブリット型での組	歩留まりの良い多結晶膜	効率、耐放射線性が上がれば可
	ン	み合わせ		能性あり。資源的には切り札。
	化合物	高効率(25 %以上)	コスト、放射線性の検証	資源的制約 (In)

表 4.1.1-3 各種太陽電池の効率の現状と目標(民生用)³⁾。表中の添字 1) ~5) については、引用文献参照。

		2010)年	2017	7年			2025年		
個別	太陽 電池 ¹⁾	モジュ ー ル (%)	セル (%)	モジュ - ル (%)	セル (%)	モジュ - ル (%)	セル (%)	製造 コスト ³⁾ (円/W)	寿命 ⁵⁾ (年)	モジュール(%)
支	結晶Si ²⁾	16	20	20	25	25 (30) 50 30(40)				
桁 D	薄膜Si	12	15	14	18	18	20	40	30 (40)	40 % O
	CIS系	15	20	18	25	25	30	50	30 (40)	超高効
	化合物系	28	40	35	45	40	50	50	30 (40)	率太陽電池
	色素 増感	8	12	10	15	15	18	<40		一(追加開 発)
	有機系4)		7	10	12	15	15	<40		

太陽電池の年間総導入量は図 4.1.1-15 に示すように全世界で約 100 GW (2018 年) に達しており、生産能力という観点からは、現在すでに実用レベルの 1 GW クラスの太陽発電衛星を建設する為に十分な製造キャパシティを持っている。2000 年には世界の太陽電池生産量はわずか 300 MW だったことを考えれば、この 20 年間の生産量の増加は300 倍以上という爆発的な増加であると言える。NEDO の 2009 年の報告書 3 によれば、地上太陽光発電コストの目標(技術開発完了)は、2017 年で 14 円/kWh、2025 年で 7 円/kWh、2050 年で 7 円/kWh 以下となっている(2020 年の NEDO の太陽光発電開発戦略 2020 (NEDO PV Challenges 2020) 6 においても 2025 年で 7 円/kWh となっている)。上記の目標を達するためには、太陽電池のコストとして、2017 年で 75 円/W、2025 年で 50 円/W、2050 年で 50 円/W 以下を目標(技術開発の完了)とする必要があるとされている。2014 年時点での太陽電池モジュールのコスト (原価)は 100 円前後/W である。なお、宇宙用太陽電池(化合物系三接合)の値段は 30,000 円/W (豊田裕之パワーポイントで)、2013 年 2 月))で民生用のものと比べて桁違い (100 倍以上)に高く、SPS 用の太陽電池は民生用の太陽電池の技術の延長上のものを前提とする必要がある。

シリコンは地球上に資源として大量に存在しているため、高効率ではあるが稀少元素を用いる化合物半導体の太陽電池よりもシリコン太陽電池の方が優れている $^{\circ}$ 。化合物半導体に用いられる Ge, Ga, In の資源量は地球上で最大でも数千 GW 分しか存在しないと言われている。表 $4.1.1-4^{\circ}$ に 5 GW/年の太陽電池の生産に必要な主要元素の資源量(埋蔵量に対する消費量の比)を他産業が使用する資源量と合わせて示す。これによると、電極ペースト材として使用される Ag 及び CIS に用いられる In は、他産業での使用だけで、30 年程度で枯渇することになる。また米 DOE の 2004 年の報告 $^{\circ}$ 1によると、20GW の太陽電池を生産すると仮定した場合、CIGS は In、Se、Ga の年間生産量の 160%、36%、47%を使用することになる、CdTe は、Te、Cd の年間生産量の 38%、3%を使用することになる、薄膜シリコン(Ge を含むタイプ)は Ge の年間生産量の 0.7%を使用することになると報告している。同報告では、2050 年まではこれらの太陽電池について資源的な問題は無いとしているが、2050 年以降の 100 GW/年が必要となる時代には CIGS とCdTe には資源的な問題が出てくるとしている。なお、2010 年の報告では、In の埋蔵量は約 30,000トンで年間使用量は 1,000トン前後、Ga の埋蔵量は 100 万トン以上、経済

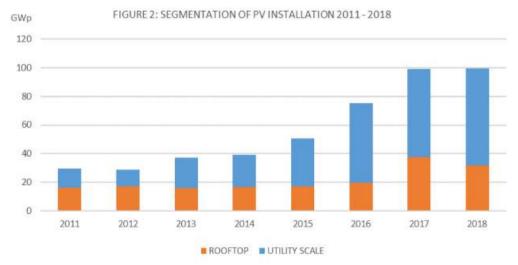


図 4.1.1-1 太陽光発電システム市場分野別年間導入量の推移(2011~2018 年)(単位:GW(DC)) 出典: IEA PVPS ⁵⁾

的に生産可能な量は数万トン程度で年間使用量は 200 トン前後、という記載 ¹⁰⁾ もある。 集光ミラーと組み合わせた方式の太陽光発電の場合は、発電部のサイズを小さくする ことが可能で必要な太陽電池量も少なくて済むという利点を持っている。ただし、集光 倍率を数十倍以上にしないと資源量制約に対する実効的な解とはならないが、発電部の 高温対策と太陽への高い指向精度が必要であるという課題がある。

表 4.1.1-	4 太陽電池3	E産に必要なま	- 異元素の資源重当
	主要元素	他産業/年	5 GW/年 (使用
			量の最大予測)
バルク Si	Si	_	_
	Ag	3.6%	~0.3%
a-Si	Ge	2.1%	~2.9%
CIS	In	3.5%	0.5~3.3%
	Se	1.5%	~0.2%
	Ga	0.7%	~0.4%
CdTe	Cd	1.95%	~0.05%
	Te	0.8%	0.1~0.8%

表 4.1.1-4 太陽電池生産に必要な主要元素の資源量 8)

宇宙環境については太陽電池の劣化をもたらす宇宙放射線と超高速(細かいものだと 10 km/s 以上の速度) で空間を飛び交う宇宙塵や宇宙ゴミ (宇宙デブリと呼ばれる) による破壊の影響を考慮する必要がある。

静止衛星軌道での放射線強度の目安は、シリコン太陽電池の場合 $1 \, \text{MeV}$ 電子等価フルエンスで $1 \, \mathbf{x} \, 10^{15} \, / \text{cm}^2$ ($10 \, \text{年あるいは衛星寿命}$) という数値が一般に使用される。太陽電池の放射線劣化の予測は、通常以下のような手順 11 で行う。

衛星など飛翔体が投入される軌道の放射線環境(プロトンと電子のフラックスのエネルギー分布(主に劣化にかかわる 0.01-10 MeV のエネルギー領域))に対し、電子については 1 MeV 電子で規格化した相対損傷係数(対象とする太陽電池について実験的に求める)を乗じて 1MeV 電子等価フルエンスを求め、プロトンについては 10 MeV プロトンで規格化した相対損傷係数を乗じて 10 MeV プロトン等価フルエンスを求める。10 MeV プロトンによる損傷を 1 MeV 電子による損傷に換算(換算値は実験的に求める)して、考えている軌道に対しトータルの 1MeV 電子等価フルエンスを求める。この値を用いて実験的に求められた太陽電池の 1MeV 電子の照射量に対する劣化曲線から、運用期間中の劣化量を見積もる。

各種軌道でのトータルフルエンス(5 年間)の計算例 12 を図 4.1.1-2 に示す。この例では静止軌道でのフルエンスは 3×10^{14} /cm²(5 年)となる。太陽電池の放射線劣化は太陽電池の保護カバーによって大きな影響を受ける。NASA リファレンスシステム検討時の Boeing の報告書 13)(表 4.1.1-5、(GaAl) As-GaAs 太陽電池の場合)によれば、例えば、6 mil (1 mil=25 μ m) の厚さのカバーガラスの場合、静止衛星軌道での 1MeV 電子に規格化した電子の年間フルエンスは 3.7×10^{13} /cm²、10 MeV プロトンに規格化したプロトンのフルエンス (1MeV 電子に換算した数値) は 8×10^{11} /cm² と計算されている。10 MeV プロトンによる損傷は 1MeV 電子の $2\sim3$ 桁程度大きいとされている (1GaAs の場合 1.000^{14})、1GaAs/Ge の場合 1.000^{14})、10のな場合で、カバープラス付きの太陽電池では電子の寄与が大きくなる場合がある。

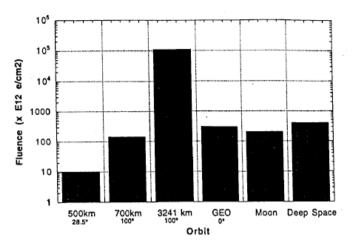


図 4.1.1-2 各軌道でのトータルフルエンス (5 年間) の計算例 12)

表 4.1.1-5 太陽電池のシールド厚に対する静止衛星軌道における電子とプロトンのフルエンス((GaA1) As-GaAs 太陽電池) $^{13)}$

Coverglass Thickness		Electron Fluence (Normalized to I-MeV electron)	Proton Fluence (Normalized to 10 MeV proton protons/cm ²	
g/cm²				
0	0	6.7 x 10 ¹³	2.18 x 10 ¹⁴	
0.168 x 10 ⁻¹	3	4.64 x 10 ¹³	1.67 x 10 ¹²	
0.335 x 10 ⁻¹	:6	3.72 x 10 ¹³	8.02 x 10 ¹¹	
0.671 x 10 ⁻¹	12	2.65 x 10 ¹³	3.71 × 10 ¹¹	
0.112	20	1.83 x 10 ¹³	2.08 x 10 ¹¹	
0.168	30	1.21 x 10 ¹³	1.33 x 10 ¹¹	
0.335	60	4.04 x 10 ¹²	6.16 x 10 ¹⁰	

Table 1. Calculation of Yearly Equivalent Fluence in Synchronous Orbit

太陽電池の放射線劣化を調べるための放射線照射実験では、薄膜の太陽電池は結晶シリコンの太陽電池よりも放射線に対する耐性が高いことが確かめられている。特に CIGS については極めて高い放射線耐性が確認されている。

SPS の太陽電池としては 40 年の運用と静止衛星への輸送を考慮した上で、5 %以内の 劣化であることが目標である。各種の太陽電池の放射線劣化については、以下のような 報告例がある。

- 1) アモルファス Si : 1×10^{15} /cm² で効率の保持率 90 %以上、 5×10^{15} /cm² で効率保持率 $5 \% \sim 88$ %の間をばらつく(4×10^{15} /cm² 以上で保持率は急速に劣化)(図 $4.1.1 3)^{15}$
- 2) CIGS (Cu (In, Ga) Se₂): 1×10^{16} /cm²で効率の低下 5 %以下、 1×10^{17} /cm²で効率の低下 10 %以下 $^{16)}$
 - 3) CIS: 10 MeV プロトンの照射 10¹³/cm²で、効率の保持率 90 %以上 ¹⁴⁾
 - 4) 3接合結晶 ¹⁷⁾: 1 MeV 電子照射 1 x 10¹⁵/cm²で効率 87 %、1 x 10¹⁶/cm²で効率 65 %
- 5) GaAs:静止衛星上での各シールド厚に対する劣化の計算例 ¹³⁾ (33 年間、10 MeV プロトンで規格化) を表 4.1.1-6 に示す。3 mil 以下では劣化が急速に大きくなる。

6) JAXA の耐放射線設計基準 ¹⁸⁾によれば、1 MeV 電子線 10¹⁵ /cm²で、JAXA 認定品のシリコン太陽電池セル(109 型 (NRS/BSF 型、100 μm) の最大電力保存率は 67 %、三接合太陽電池セル(502 型、エピウエハ A)の最大電力保存率は 87 %とされている。

また 1 MeV 電子フルエンスに対する GaAs 太陽電池の効率低下を他のタイプの太陽電池と比較した例を図 $4.1.1-4^{12}$ に示す。この図での GaAS 太陽電池の劣化は上記 6)の数値よりもかなり大きい(15%程度)が、これは GaAs 太陽電池の耐放射線性が近年改善されてきたためと思われる。

低高度軌道から太陽電池を静止衛星軌道に電気推進方式で時間をかけて輸送する場合は、途中の放射線帯での劣化が無視できず、歌島の試算 19 によれば、LEO (軌道傾斜角 28.5 度、高度 550 km) から静止衛星軌道への移行 (300 日) の場合、1MeV 電子等価フルエンス (シリコン太陽電池) は 150 日程度で 7.2×10^{16} /cm² に飽和し、保存率は 0.6 になるとされている。なお、遷移軌道 (GTO) からの出発であれば、移行期間は 107 日でフルエンスは 3.8×10^{15} /cm² となりセルの保存率は 0.83 とされている。Si 系、GaAs

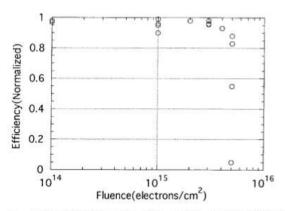


図3 電子照射(1.0 MeV)によるアモルファスシリコン太陽電池の劣化の様子

図 4.1.1-3 電子照射によるアモルファスシリコン太陽電池の劣化 14)

表 4.1.1-6 静止衛星軌道での GaAs 太陽電池の劣化 ¹²⁾

Table 3. (GaAl)As-GaAs Solar Cell Radiation Characteristics in Synchronous Orbit Normalized to 10 MeV Proton $K \approx 7 \times 10^{-7}$

Coverglass Thickness (mil)	Total Equivalent Fluence/cm ² -33 yr.	Short Circuit Current Density I _{SC} mA/cm ² 5% Shadowing	Maximum Power Output (mW) P	Power Conversion Efficiency
0	7.2 x 10 ¹⁵	6	6. 79	5
1.5	2 x 10 ¹⁴	25.19	22.7	16.76
3	5.5 x 10 ¹³	28.06	25. 35	18.73
6	2.64 x 10 ¹³	28.86	26. 1	19.27
12	1.22 x 10 ¹³	29.36	26. 56	19.62
20	6.86 x 10 ¹²	29.58	26. 76	19.77
30	4.39 x 10 ¹²	29.69	26. 86	19.8
60	2.0 x 10 ¹²	29. 80	26- 97	19.92

系の太陽電池の劣化について、低高度から静止衛星までの輸送時間をパラメーターとした計算例(1980年の NASA Contractor Report) 20 を図 4.1.1-5 に示す。シリコン太陽電池で 180 日輸送の場合は、75 日程度で保存率は $50\sim55$ %で飽和する。歌島の計算とNASA Contractor Report の計算は前提が異なるが、半年以上の時間をかけて輸送する場合は太陽電池の深刻な劣化が発生することを示している。低軌道から静止衛星までの輸送時の放射線の影響を少なくするためには、太陽電池を短期間(2 ヶ月以内程度)で輸送するか、シールドコンテナで輸送することが対策として考えられる。例えば厚さ 2 cm の発送電一体型パネル 100 m x 9 m は、5 m x 3.8 m x 10 m に畳むことができ、1 mm 厚のアルミシールド(宇宙放射線の影響を 1/10 以下に落とすことができる)を用いても重量 580 kg である。

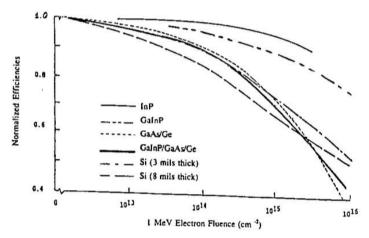


図 4.1.1-4 各タイプの太陽電池の放射線 (1 MeV 電子) 劣化 12)

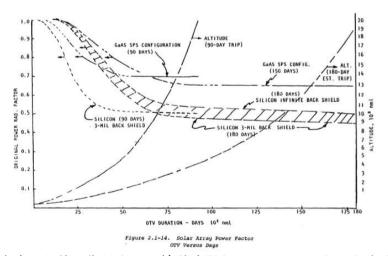


図 4.1.1-5 低高度から静止衛星までの輸送時間をパラメーターとした太陽電池劣化の計算例 $^{20)}$

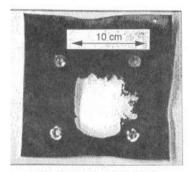
静止衛星軌道の宇宙塵や宇宙ゴミの密度は、平成 18 年度電子情報通信学会技術研究報告(長山等)²¹⁾ によれば、

10 cm サイズ $3 \text{ x } 10^{-10} \text{ /km}^3$ 1 cm サイズ $1 \text{ x } 10^{-9} \text{ /km}^3$ 1 mm サイズ $5 \text{ x } 10^{-6} \text{ /km}^3$

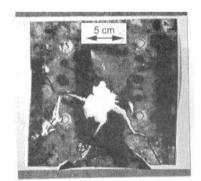
とされている。これらの宇宙塵や宇宙ゴミの平均衝突速度を仮定すれば、太陽電池パネルkm²あたりの衝突頻度は以下のように計算される。

10 cm サイズ70 年に1回 (衝突速度 1.5 km/s 片側衝突を仮定して)1 cm サイズ3 年に1回 (衝突速度 10 km/s 片側衝突を仮定して)1 mm サイズ2,400 回/年 (衝突速度 15 km/s 片側衝突を仮定して)

これらの値は、地球指向のパネルに対する宇宙塵や宇宙ゴミの速度分布を考慮した 歌島の解析結果²²⁾(地球指向面で反地球側の衝突頻度は、10 cm サイズは 1670 年に 1 回、1 cm サイズは 5 年に 1 回、1 mm サイズは 1,550 回/年) と比較すると、10 cm サイ ズ以外はほぼ一致する。10 cm サイズについては歌島の解析より衝突頻度が24倍程度 大きいが、これは上記の計算で 10 cm サイズのデブリの速度を 1.5 km/s 一定にしてい るためと思われ、歌島の数値が妥当と思われる。宇宙塵や宇宙ゴミの衝突による太陽電 池の破壊は、薄膜太陽電池の場合でも衝撃体のサイズよりもかなり大きな規模(最大サ イズで十倍程度)となりうることが超高速衝突実験で示されている(図 4.1.1-6)²³⁾。 上記で述べたサイズの宇宙塵や宇宙ゴミの衝突を太陽発電衛星側で回避することは現 実的でないので、その破壊の影響が広く伝搬しないよう太陽電池パネル (発送電一体型 の場合は、発送電パネル)のモジュール化を設計におりこむ(破壊の影響は各モジュー ル内で収まるような設計を行う) ことによって影響を実用上問題ないレベルまでに抑え る必要がある。例えば、マルチバス型のテザーSPS の場合、1 cm 以下のサイズの宇宙塵 や宇宙ゴミによる衝突破壊サイズを実験結果から 10 cm 程度と想定し、発送電一体型パ ネルのモジュールサイズは 0.5 m x 0.5 m で設計 ²⁴⁾している。この場合、1 mm 以上の サイズの宇宙塵や宇宙ゴミの衝突により1モジュールの機能が損失するとし、機能損失 は他のモジュールに伝搬しないとすれば、40年間の宇宙塵や宇宙ゴミの衝突による電 カロスは4.7%程度(両面衝突を考慮)に抑えられると計算される。



The front polyester sheet



The rear polyester sheet

図 4.1.1-6 板状ターゲットへの超高速衝突で発生する貫通破壊の例 23 。この実験では超高速 弾として $14 \, \text{mm}$ 径、 $5.5 \, \text{mm}$ 長のサイズのポリエステル弾 $(0.87 \, \text{g})$ が使用されている。 $5.3 \, \text{km/s}$ の超高速衝突により、弾のサイズの約 $10 \, \text{倍の大きさの破壊がターゲットに生じている}$ 。

4.1.1 章の参考文献

- 1) 棚次亘弘、宇宙における太陽熱機関発電の実験計画、昭和 62 年度宇宙エネルギーシンポジウム、Abstracts of the seventh ISAS Space Energy Symposium、pp. 29, 30、 宇宙科学研究所、Jan. 26, 27, 1988.
- 2) 小松雄爾、太陽電池パネルの世界的な需要動向と将来展望、プラズマ・核融合学会誌 Vol. 85, No. 12, Dec. 2009, pp. 811-819.
- 3) 太陽光発電ロードマップ (PV2030+) 概要版、2009 年 6 月、独立行政法人 新エネルギー・産業技術総合開発機構 新エネルギー技術開発部

https://www.nedo.go.jp/content/100080327.pdf

- 4) 次世代太陽電池:ペロブスカイト太陽電池、宮澤優、宇宙科学最前線、ISAS News, No. 494、2022 年 5 月
- 5) 国際エネルギー機関・太陽光発電システム研究協力プログラム(IEA PVPS)報告書 世界の太陽光発電市場の導入量速報値に関する報告書(第7版、2019年4月発行)(翻訳版)

https://www.nedo.go.jp/content/100785821.pdf#search=%27世界+太陽電池導入量%27

6) 太陽光発電開発戦略 2020 (NEDO PV Challenges 2020), pp. 90.

https://www.nedo.go.jp/content/100926249.pdf

- 7) 人工衛星・探査機の元気の源 -宇宙の電源技術-豊田裕之(JAXA 宇宙科学研究所)、2013.2.2、人類はなぜ宇宙へ行くのか4
- 8) PV Modules and Components of PV Systems, 2nd World Conference and Exhibition on Photovoltaic Solar Energy Conversion, pp. 2280, 6-10 July 1998, Vienna Austria
- 9) U.S. Department of Energy, Energy Efficiency and Renewable Energy

https://www.nrel.gov/docs/fy04osti/35098.pdf#search=%27Will+we+have+enough+materials+for+energysignificant+PV+production%3F%27

- 10) 南博志、インジウム及びガリウムの需要・供給・価格動向等、レアメタルシリーズ 2010、金属資源レポート、pp. 81-93、2010.5
- 11) 今泉充、展望 宇宙開発に貢献する放射線利用 —宇宙用太陽電池の放射線劣化と その予測—、Isotope News 2013 年 12 月号、No. 716, p. 12-17.
- 12) S. Bailey, G. Landis, and D. Flood, Photovoltaic Space Power, AIAA 98-1053, 36th Aerospace Sciences meeting & Exhibit, Jan. 12-15, 1988, Reno, NV
- 13) Boeing, NAS-15196 DRL T-1346 DRD MA -664T LINE ITEM3 CR-151555 D180-20689-2 Part 1 Vol. II System Requirements and Energy Conversion Options, pp. 72-77, July 29, 1977.
- 14) J. Tringe, J. Merrill, and K. Reinhardt, Developments in thin-film photovoltaics for space, Photovoltaic Specialists Conference, 2000. Conference Record of the Twenty-Eighth IEEE, 2000. (Radiation Resistanceの項で、GaAsセルの最大出力は、10¹⁶ 1 MeV electrons/cm²、10¹³ 10 MeV protons/cm²で、半分以下程度に減少するとされている)
- 15) 佐々木進、後川昭雄、森田洋右、a-Si 太陽電池の耐放射線性の評価、宇宙科学研究所報告 特集、第43号、2001年3月
- 16) 平成 12 年 11 月 21 日、宇宙用太陽電池の強化技術委員会#2 資料(NASDA) (図 6 からの読み取り)
- 17) Navid S. Fatemi, Paul R. Sharps, Mark A. Stan, Daniel J. Aiken, Brad Clevenger, and Hong Q. Hou, Radiation-Hard High-Efficiency Multi-Junction Solar Cells for Commercial Space Applications

http://www.emcore.com/wp-content/themes/emcore/pdf/Navid_PVSEC_10-23-01.pdf(

- 2021年現在アクセスができなくなっている。)
- 18) JERG-2-143、耐放射線設計標準、平成20年 9月 3日 制定、宇宙航空研究開発機構 sma. jaxa. jp/JMR_JERG/data/JAXA-JERG-2-143_N1. pdf
- 19) 宇宙開発事業団技術報告、電気推進系による静止軌道への軌道変換の最適化、歌島 昌由、p. 34, 36、2003 年 1 月
- 20) NASA Contractor Report 3318, Satellite Powe Systems (SPS) Concept Definition Study Vol. II, Part 1- System Engineering, G. M. Hanley, CONTRACT NAS8-32475, pp. 2-20, September 1980.
- 21) 長山、吉田、斉藤、森、SSPS の環境・安全性評価、信学技報、TECHNICAL REPORT OF IEICE, SPS2006-08 (2006-06)、PP. 43-54, 2006 年
- 22) 歌島昌由、静止衛星における SSPS のデブリ解析、NASDA 技術資料番号 GLA-A03028、 2003 年 9 月
- 23) 田中真、佐々木進、矢守章、河島信樹、横田俊昭、太田正廣、遠山文雄、太陽電池 アレイへのデブリ衝突を模擬したレールガン実験、スペース・プラズマ研究会 平成4 年度、pp. 70-74、1993 年 3 月 23 日
- 24) 平成 18 年度 太陽光発電利用促進技術調査 成果報告書別冊、システム専門委員会報告書 発送電技術専門委員会報告書、pp. 12, 13、平成 19 年 3 月、USEF

編集用予備ページ

4.1.2 電力管理技術

表 4.1.2-1 に太陽発電衛星に関わる電力管理技術の課題の一覧を示す。SPS のタイプ (バス電源方式か分散電力方式か、太陽追尾方式か太陽非追尾方式か、ミラー方式かロータリジョイント方式か)により必要な電力管理技術は大きく異なる。これらに利用される技術の一部は、パソコン、携帯電話、電気自動車技術に用いられる電圧制御器、蓄電、排熱の民生技術と共通であり、活発な開発競争の下で大きな技術革新が期待できる。ただし、これらを宇宙環境に適用する場合は追加の技術革新が必要である。また、排熱は、軌道上では最終的には熱放射で宇宙空間への排熱を行わなければならないという、地上と異なる制約を考慮する必要がある。小電力 (100 V程度、数十 kW クラスまで)のロータリジョイントは従来から衛星や宇宙ステーションの太陽電池パドルで使用されているが、GW クラス(かつ KV 以上の高電圧)のロータリジョイント電力技術は太陽発電衛星特有の技術であり、ロータリジョイントを持つようなシステムを前提とする場合は、太陽発電衛星用技術として新たな研究開発を行う必要がある。ロータリジョイント技術については、4.3 構築技術と機構の項で詳しく述べる。

表 4.1.2-1 電力管理技術の課題と関連する産業技術・宇宙技術及び太陽発電衛星技術としての位置づけ

		T			1
		太陽発電衛星技術としての技術開発			
技術課題	関連する産業技	要素技術開発・評	地上実証実	軌道上実証実	パイロットプラ
1X III III A	術・宇宙技術	価・実験室実験	験	験(10 MW クラ	ント (100 MW ク
				ス)	ラス)
	大規模地上太陽光	システムとしての	宇宙環境を	宇宙環境下で	
低損失集配	発電所技術の発展	低損失集配電技術	模擬した環	の成立性の実	
電	(高電圧集配電)	の開発	境での高電	証	
	超電導技術		圧実験		
	追尾型地上太陽光	可動部での大電力	字宙環暗を	宇宙環境下で	
	発電			の成立性・耐	
力技術	回転式太陽電池パ		境での実証		
	ドル		70 C 17 JCHIL) (L 1)) (LL 1	
	電力産業がリード	システムとしての			ata da amata a
	する高効率電圧制	高効率電力制御技	_		宇宙環境下での
圧、安定化)	, , ,	術の開発			成立性・耐久
	パソコン・携帯電	システムとしての			性・寿命の実証
	話・電気自動車など			宇宙環境下で	
高効率蓄電		の開発	_	の成立性・耐	
		蓄電については軽		久性の実証	
	ト・軽量・長寿命の				
	バッテリーの開発			-	
		システムとしての			
大容量排熱		熱輸送、排熱技術	_		
	る高効率・低コスト				
	熱輸送技術	デブリ対策			

(1) 集配電ケーブル

発電システムと送電システムの距離が分離している場合(バス電源方式の太陽発電 衛星、3.1 章、図 3.1-1)は、発電システムと送電システムの間に GW クラスの大規模な 集配電ケーブルが必要である。電気抵抗による電力損失を許容範囲(5%以内程度)に 止めるためには、集配電ケーブルの重量は相当大きいものとなる。ケーブル重量は、例 えば NASA リファレンスシステム (20 kV~40 kV¹⁾) では総重量の約 15 % (ロータリジ ョイントを含む)、SPS2000(1.000 V²⁾)では総重量の約8%を占めている。ケーブル 損失は(抵抗)・(電流)2で表されるので、集配電ケーブルでの抵抗損失とそれに伴 う熱の発生を極力抑えるためには、できるだけ高い電圧を使用し電流を小さくする必要 がある。現在の数 kW クラスの宇宙機では通常 50 V 程度、100 kW クラスの宇宙ステー ションで100~150 V 程度のバス電圧が使用されるが、100万 kW クラスのバスタイプの 太陽発電衛星では1kV程度のバス電圧でも非現実的なケーブル重量となる。たとえば、 発電部送電部間距離 1 km (ケーブル長往復 2 km)、1.5 GW の電力を Cu ケーブル(ρ = $2 \text{x} 10^{-8}$ Ωm、約66°C)で送る場合、14,000トンの銅線(直径1 m)を用いても損失は7.6 %と なる。従って km 級の送電距離では、数 kV 以上の高電圧の使用を想定しなければ現実 的なケーブル重量とならない(図 4.1.2-13)、損失 2 %の計算)。宇宙空間では電子と イオンから構成される電離気体や宇宙機本体からのアウトガスに起因する中性ガスが 希薄ではあるが存在するため、高電圧の使用にあたってはアーク放電事故の防止対策を とる必要がある⁴⁾。宇宙機器開発の現場では、一般に 5 kV 以上の高電圧機器について は、難度の高い特有の放電防止対策(設計及び運用)が必要とされている。集配電ケー ブルでの熱損失を低減するため超伝導ケーブルの使用も提案 5 されているが、これまで 十分な検討は行われておらずその宇宙空間での成立性は明らかでない。

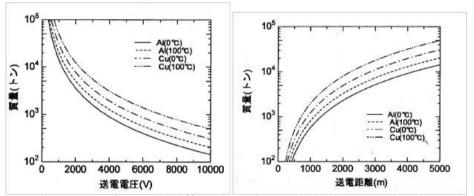


図 4.1.2-1 集配電ケーブルの重量計算例(左パネルは送電距離 1 km、右パネルは送電電 圧 5,000 V の計算) $^{3)}$ 。

(2) 熱管理

地上と異なり、排熱は最終的には深宇宙への熱放射のみで行われる。従って発熱量と排熱面の放射率と温度がきまれば、システム内の熱輸送の方法や経路にかかわらず、必要な排熱面積が決まる。このことは電力システムをいかに小さく設計できても、システムの大きさそのものは放熱に必要な表面積で決まる場合があることを意味している。例えば、放射率 ϵ 、絶対温度 T、表面積 S の面の放熱量は、 ϵ σ T 4 S (W) (シュテファン・ボルツマン定数 σ =5.667x10 $^{-8}$ J/m 2 ·s·deg 4) なので、一例として 200 MW (1GW システムで 20%が熱に変換されるとした場合)を深宇宙へ放射するためには、 ϵ =0.8 の場合、常温 (27° C) で 738 m 四方 (0.545 km 2)、60° C で 599 m 四方 (0.359 km 2) の放熱面積が必要である。

発送電パネルの場合、両面の放射率が同じとした場合の排熱(2面排熱、静止衛星軌道のような高高度軌道の場合)は単位面積あたり 2 ϵ σ T⁴/m² である。太陽光入熱は面への直角入射で最大 1400 α (W/m²) (α : 吸収率)、太陽電池の効率を η 、内部回路の電力効率を γ とすれば、釣り合いの式(太陽電池面が常時太陽指向する場合の定常状態)は、

2 ε
$$\sigma$$
 T⁴=1400 • ($\alpha - \eta \gamma$) (4.1.2-1)

で表される。表 4.1.2-2 に太陽電池素子及び代表的な宇宙材料、及び太陽発電衛星送電アンテナ面の太陽光吸収率と全半球放射率の例を示した。

公 1.1.2.2						
材料	太陽光吸収率	全半球放射率	備考			
Si 太陽電池 ⁶⁾	0.76	0.81	ガラス板厚 100μm			
GaAs 太陽電池 ⁶⁾	0.82	0.74	ガラス板厚 50μm			
InP 太陽電池 ⁶⁾	0.86	0. 56	ガラス板厚 50μm			
白色塗料 (ケミグレイズ) 6)	0. 25	0.83	白色 Z202			
A1 パブ研磨 ⁶⁾	0. 16	0.04				
送電アンテナ面 ⁷⁾	0. 19	0. 94	Paint, TiO ₂ , white			
送電アンテナ面 ⁷⁾	0. 387	0.027	(Al, polished & degrease)			

表419-9 大陽電池素子及び代表的か字宙材料の大陽光吸収率と全半球放射率

発送電パネルの場合の一例(式 4.1.2-1 の場合)として、太陽電池セルの効率(η)が 20%、内部回路の電力効率(γ)が 80%の場合のパネルの定常温度の計算結果を、図 4.1.2-2 に示す。回路の許容温度範囲を決めれば、表面の吸収率と放射率の選択しうる範囲が決まることになる。この例の場合、パネルの温度範囲を 50%以下とするためには、吸収率が 0.7 の場合、放射率を 0.6 以上にする必要がある。

システムの熱解析例は少ないが、USEF テザー型SPSの場合とJAXA M-SSPS (2004年)の

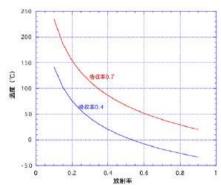


図 4.1.2-2 太陽電池の効率 $(\eta)=20$ %、回路効率 $(\gamma)=80$ %の場合の発送電一体パネルの温度の計算例。

場合の解析例を図4.1.2-3⁸及び図4.1.2-4⁹に示す。USEF テザー型SPSの場合は、発送電一体型で集光しないため発送電の面積(すなわち放熱面積)が大きい。このため、太陽が側面から照射する時間帯 (1日2回、各1時間程度)では、設定した動作温度 (-40°C)を割り込むため、ヒーターを動作させる必要があるという結果となっている。一方集光タイプで放熱面積が限られるJAXA M-SSPSの場合 9 は、太陽電池セルの許容温度上限を100°Cとすると波長選択膜を採用しない場合で集光倍率2倍(波長選択膜を採用した場合で集光倍率3倍程度)が限界となること、また送電部は日陰時の最低温度が-50°C以下となり、中心部と端部での温度差が40°C以上となるため、場合によっては能動的熱制御が必要となる、という結果となっている。

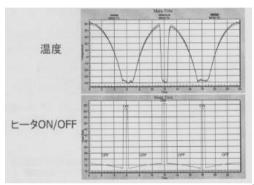


図 4.1.2-3 USEF テザー型 SPS の熱解析例 8)

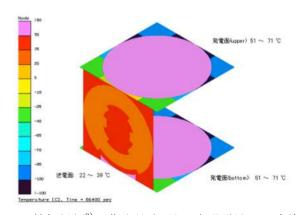


図4.1.2-4 JAXA M-SSPSの熱解析例 9 。集光倍率2倍、太陽電池セル変換効率27.5 %、波長選択膜あり、日照中心、の場合の解析結果。

(3) 電圧変換器

高電圧バスを使用する場合、あるいは、マグネトロンのような電子管を使用する場合は、電圧変換器 (DC/DC コンバーター、昇圧あるいは降圧) が必要になると考えられる。現在の地上用 1kW のコンバーターは、通常 $3\sim4$ kg/kW、90 %効率と言われている。例えばスペルマンの電子ビーム蒸発用高圧電源 (EVA シリーズ) は、最大 10 kV、12 kW 出力(効率 90 %)で 41 kg (3.4 kg/kW) 10 である。最近の無損失スイッチング技術により、電圧が低い場合には 1 kg/kW に近い商品も現れている。例えば kV 級であれば 1.1 kW/kg (0.9 kg/kW) の宇宙用(イオンスラスター用)が報告されている 11 。バス方式の太陽発電衛星では(1) で示したようにもっと高い作動電圧が必要となると考えられるが、高い電圧に対して 1 kg/kW が実現すれば、1 GW 当たり電圧変換器の重量は 1,000 トンとなる。

(4) 蓄電技術

太陽指向型の太陽発電衛星では、年間84日の蝕期間を除き、発電量が時間的に一定のため蓄電は不要である。しかしテザー太陽発電衛星のような太陽非指向型の平板型太陽発電衛星では、発電電力は12時間単位12 (図4.1.2-5、平板の両面に太陽電池を持つ場合)で変化する。地上受電所からの出力を時間的に一定に保つためには、太陽発電衛星側または受電側で平滑用の蓄電機能が必要である。ただし地上太陽光発電のような気象変動に基づく不確定な変動に対応するための蓄電容量(不確定な変動に信頼性を持って対応するためには平均値に対応する以上の大きな蓄電容量を持つ必要がある)を持つ必要はなく、12時間単位で規則的に変動する電力の平滑用なので、概ね平均出力の22%程度を平滑化すればよい(充放電損失を10%とした場合)。

地上の受電側で蓄電機能を持つ場合は、衛星側のマイクロ波回路の稼働率が昼夜発電の場合(平板の上下に太陽電池を設置する場合)平均 64 %になるので、太陽発電側に蓄電機能を持つ場合に比べてデメリットとなる。一方衛星側で蓄電機能(バッテリー)を持つ場合は、マイクロ波回路の稼働率は 100 %となるが、40 年寿命のメンテフリーのバッテリが必要であり、かつバッテリの輸送費が付加されるという問題点がある。ただしバッテリは電圧レギュレータの役割を果たすことができ、マイクロ波回路と直接インターフェイスすることができるメリットもある(定電圧回路が不要となる可能性がある)。表 4.1.2-3 に示すように、現在の電池の重量エネルギー密度は最高で 200 Wh/kg 程度であり、これでは太陽発電衛星の重量の 50 %以上の重量(19,000 トン)を占めることになり現実的ではない。蓄電機能を衛星側で持つためには少なくても 500 Wh/kg 以

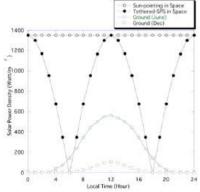


図4.1.2-5地球指向発送電一体型太陽発電衛星(太陽電池は両面に搭載)の場合の受光エネルギーの時間変化(\bullet)。この場合の平均受光エネルギーは860 \mathbb{W}/\mathbb{m}^2 (ピーク電力の63.7%)。

上の重量エネルギー密度を実現することが必要と考えられる。

タイプ	重量エネル	容積エネル	寿命、DOD、効率、	備考
	ギー密度	ギー密度	特長	
リチウムイオン(民	150 Wh/kg	300 Wh/1	1000 サイクル以	150 Wh/kg、95 %の数値は NEDO
生用)			上、効率 95 %、エ	報告(2002年) ¹³⁾
			ネルギー密度が高	NEDO ロードマップ 2010 の目標
			い、大電流放電が	は 2030 年頃で 500 Wh/kg ¹⁴⁾
			可能、コスト低減	理論エネルギー密度は 583
			及びサイクル寿命	$ m Wh/kg^{15)}$
			向上が課題	
宇宙用リチウムイ	107 Wh/kg	265 Wh/1	85 %PSOC サイクル	平成21年度宇宙エネルギーシン
オン電池 (Planet-C			試験、550 サイクル	ポジウム ¹⁶⁾
用)角型			で、放電終止電圧	(古河電池)
23. 5Ah			の変化極めて小。	
高性能宇宙用リチ	168 Wh/kg	354 Wh/l	周回軌道 25 %DOD	JAXA 研究開発本部ホームページ
ウムイオン電池			で7年、静止軌道	17)
			80 %DOD で 20 年の	
			要求に対し	
			て、十分なマージ	
			ンを確保。	

表 4.1.2-3 リチウムイオン蓄電技術の現状

種々の電池のエネルギー密度の理論値を図 4.1.2-6¹⁸⁾ に示す。太陽発電衛星用バッテリでは重量あたりの高いエネルギー密度以外に、深い DOD での長寿命(例えば DOD60 %で充放電 30,000 回程度、充放電効率 90 %以上)、及び広い動作温度範囲(特に低温側、-数十度 C 程度まで)が要求される。図 4.1.2-7 に、2018 年に NEDO で検討された「革新型蓄電池実用化促進基盤技術開発」RISING2(中間評価)分科会資料に記載された車載用蓄電池の技術シフトの想定 ¹⁹⁾を示す。それによれば、2035 年頃までの目標として、500 Wh/kg が設定されている。最近の次世代の蓄電池の技術動向は、みずほ情報総研レ

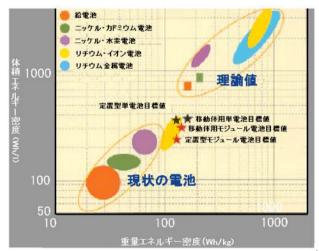


図4.1.2-6 種々の電池のエネルギー密度と性能目標¹⁸⁾

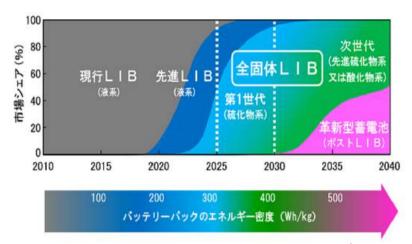


図4.1.2-7 種々の電池のエネルギー密度と性能目標¹⁹⁾

ポート「蓄電池技術はどこに向かうのか?一次世代・革新型蓄電池技術の現状と課題一」 $^{20)}$ に報告されている。一方 JAXA 研究開発部門では、次世代の宇宙用リチウムイオン電池 $^{21)}$ として、図 4 1. 2-8 に示すように 270 Wh/kg の目標が掲げられている。最近の報道 $^{22)}$ では、自動車用の次世代電池として、産総研で正極に鉄のフッ化物を負極に金属のリチウムを使った「コンバージョン電池」で 319 Wh/kg、京大で「亜鉛空気電池」により 313 Wh/kg を達し、目標の 500 Wh/kg に向けて研究開発が進展していると報告されている。



図4.1.2-8 JAXA研究開発部門による次世代(第5世代) 宇宙用バッテリの性能目標²⁰⁾

4.1.2章の参考文献

- 1) Satellite Power Systems, Concept Definition Study, FINAL REPORT (EXHIBIT D), VOLUME II, Systems/Subsystems Analysis, Rockwell International, pp. $3-17-\sim3-19$, NAS8-32475, August 1980.
- 2) SPS2000 概念計画書、pp. 5. 1-2、宇宙科学研究所 太陽発電衛星ワーキンググループ 暫定版 1993 年 7 月 30 日
- 3) 平成 16 年度 宇宙航空研究開発機構委託業務成果報告書宇宙エネルギー利用システム総合研究、pp. 76、平成 17 年 3 月
- 4) 趙孟佑、SSPSのための高電圧バス技術の課題、第8回 宇宙太陽発電システム (SPS) シンポジウム講演要旨集、pp. 98-103、平成17年9月16日-17日、帝京大学
- 5) J. Powell, J. Paniagua, and G. Maise, Superconducting Power Transmission and Distribution System For Space Solar Power Satellite, IAF-00-R. 2.01, 51st International Astronautical Congress, 2-6 Oct. 2000, Rio de Janeiro, Brazil
- 6) 大西晃、宇宙用熱制御材料の太陽光吸収率の入射角依存性と全半球放射率の温度依存性に関する測定データ、宇宙科学研究所報告、第113号、2000年12月
- 7) 藤原暉雄、篠原真毅、宇宙太陽発電システムの熱構造面からの一考察、信学技報、 SPS2002-11(2003-03)、2003 年
- 8) 平成 18 年度 太陽光発電利用促進技術調査 成果報告書 別冊 システム専門委員会報告書 発送電技術専門委員会報告書 pp. 46 平成 19 年度 3 月 USEF
- 9) 2005 年度 宇宙航空研究開発機構委託業務成果報告書 宇宙エネルギー利用システム総合研究 pp. 134 2006 年 3 月 三菱総研
- 10) スペルマン高圧電源カタログ、EVA シリーズ、

https://www.spellmanhv.com/ja/high-voltage-power-supplies/EVA

- 11) Geoffrey N. Drummond and J. Williams, Ion and Plasma Thruster Test Console Based on Three-Phase Resonant Conversion Power Modules, 42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit 9 12 July 2006, Sacramento, California 12) Susumu Sasaki, Koji Tanaka, Ken Higuchi, Nobukatsu Okuizumi, Shigeo Kawasaki, Naoki Shinohara, Kei Senda, and Kousei Ishimura, A new concept of solar power satellite: Tethered-SPS, Acta Astronaurica 60, pp. 153-165, 2006.
- 13) 世界最高レベルのリチウム二次電池の研究開発《新型電池電力貯蔵システム開発の研究開発成果》 Focus NEDO、創刊第4号(7月号)、pp. 11-12、2002年
- 14) NEDO二次電池技術開発ロードマップ (Battery RM2010) 平成22年5月 燃料電池・水素技術開発部 蓄電技術開発室 https://www.nedo.go.jp/content/100153876.pdf
- 15) 電力貯蔵装置(二次電池)の技術動向、新システム基盤技術分科会資料、日本電池(株)山口
- 16)大登裕樹、大平賢治、山本真裕、江黒高志、豊田裕之、鵜野将年、廣瀬和之、田島道夫、科学衛星PLANET-Cリチウムイオン電池の開発(その3)、第29回宇宙エネルギーシンポ、2010年3月
- 17) JAXA研究開発本部ホームページ 高性能宇宙用リチウムイオン電池 (JMG150) (150Ah) http://www.kenkai.jaxa.jp/database/db-gja011.html

18) 原子力百科事典、一般財団法人 高度情報科学技術研究機構、

http://www.rist.or.jp/atomica/data/fig_pict.php?Pict_No=01-05-02-08-08

19) NED0ニュース、全固体リチウムイオン電池の研究開発プロジェクトの第2期が始動、 2018年6月15日

https://www.nedo.go.jp/news/press/AA5_100968.html

- 20) 茂木春樹、佐藤貴文、吉田郁哉、蓄電池技術はどこに向かうのか? 一次世代・革新型蓄電池技術の現状と課題一、みずほ情報総研レポート、vol. 18 2019
- 21) JAXA研究開発部門 軽量・低コストバッテリの研究

http://www.kenkai.jaxa.jp/research/society5/battery.html

22) "日の丸次世代電池、EV普及を後押し 容量が数倍に"、2020/8/3 日本経済新聞電子版

編集用予備ページ

4.2 無線送受電技術

SPS の送電はマイクロ波帯の電磁波を使うことが一般に考えられている。レーザーを使用する案もあるが、宇宙から地上へのレーザー伝搬は気象の影響を受けるため、"地上太陽光利用と異なり気象の影響をうけない電源"という SPS の基本的な特長からは逸脱する。ただし、電磁波(光も含む)利用の無線送受電装置の大きさ(口径)は使用する電磁波の波長に比例するため、レーザー(ミクロン程度の波長)の場合マイクロ波(cm程度の波長)よりも原理的には送受電装置をはるかに小さくすることができ(送受電アンテナ(光学系)の径の積に対し比率として $1/(10^5 \sim 5 \times 10^4)$)、場合によっては電力コストがマイクロ波の場合と同程度かまさる場合もありうると想定されることから、現段階では太陽発電衛星の送電媒体として、レーザーも候補とされている。

表 4.2-1(1/2) に無線送電技術の課題、表 4.2-1 (2/2)に無線受電技術の課題の一覧を示す。携帯電話や無線 LAN と関連するマイクロ波通信技術は民生技術としてこれまでめざましい進展があったが、最近商用化の始まったワイヤレス給電技術の急進展に伴い、今後も高効率化、低コスト化に大きな期待がもてる。ただし精密なマイクロ波ビーム方向制御の技術は軍事など一部の分野で主に利用されているのみで、商用技術としての革新のモチベーションは必ずしも高くない。レーザーについても光通信など民生応用から技術革新が活発であるが、電力伝送への応用という観点からは研究例は少ない。

表 4.2-2 に R. Dickinson が 2002 年のヒューストン World Space Congress で発表した 無線送電での SOA(State of Art、2002 年までの到達記録) の数値 ¹⁾を示す。数値はやや 古いが、基本的な事項が横並びで比較されており、現在でも参考になる。

表 4.2-1(1/2) 無線送受電技術の送電部の課題と関連する産業技術・宇宙技術及び太陽発電衛星システム技術としての位置づけ

	10000000000000000000000000000000000000				
	太陽発電衛星システム技術としての技術開発				
技術課題	関連する産業技術・宇	要素技術開発・評	地上実証実	軌道上実証実験(kW	パイロットプラント
12/11 床庭	宙技術	価・実験室実験	験(kWクラ	級~100 kW級)	(MW 級~100 MW 級)
			ス)		
マイクロ波ビーム	レーダー技術の発展	高精度ビーム制御	数十m~kmで	数百 km 伝送、軌道条	数千 km~数万 km 伝
制御(マイクロ波		技術の開発	の送電実証	件でのビーム制御実	送、軌道条件でのビー
方式の場合)				証、電離層通過実証	ム制御実証
マイクロ波増幅・ 制御(マイクロ波	がリードする高効率・ 低コスト・低損失マイ		kW 級システ ム実証(大気	kW 級~100 kW 級シス テム実証(宇宙環境)	**
方式の場合)	クロ波素子の開発	排熱、耐宇宙環境 性	中)) 1.7cm (1 m3k3n)) 1.70mm (1 məxən)
レーザービーム制 御(レーザー方式 の場合)	展	高精度ビーム制御 技術の開発(大気 擾乱対応を含む)			数千 km〜数万 km 伝 送、軌道条件でのビー ム制御実証
レーザー発生・制 御(レーザー方式	する高効率・低コスト・低損失レーザー発	システムとしての 高効率・低損失回 路技術の開発 排熱、耐宇宙環境 性	kW 級システ ム実証(大気	kW 級~100 kW 級シス テム実証(宇宙環境)	

表 4.2-1(2/2) 無線送受電技術の受電部の課題と関連する産業技術・宇宙技術及び太陽発電衛星システム技術としての位置づけ

	1000000000000000000000000000000000000	太陽発電衛星システム技術としての技術開発			
技術課題	前提となる産業技術・ 宇宙技術	要素技術開発・評価・		軌道上実証実験 (kW級~100 kW 級)	パイロットプラン ト (MW 級〜100 MW 級)
マイクロ波エネル ギー収集・整流回 路(マイクロ波方			わせシステム実証	わせ実証実験(kW	
高効率・低コスト レーザー受電・電 力変換回路(レー ザー方式の場合)	受光素子、レーザー産業技術の発展		わせシステム実証	わせ実証実験(kW	送電部との組み合わせ実証実験(MW級〜100 MW級)
2 - 17	電力産業がリードする 低コスト大容量電力接 続技術	-	-	実証(100 kW級)	実証 (MW 級~100 MW 級)
	電力産業がリードする 低コスト大容量蓄電技 術	-	-	実証 (100 kW 級)	実証 (MW 級〜100 MW 級)

表 4.2-2 マイクロ波、レーザー送受電系の最高性能 1) (2002 年 R. Dickinson による)

事項	マイクロ波	レーザー
DC-EMF 変換効率	83 %(2.45 GHz, 電子レンジ用マグネトロン、800 W CW、	56 % (Semiconductor Laser
	CPII and Russians)	International;SLI), 808 nm
DC-EMF 変換電力	500 kW	1080 W CW, 27.5 %, Yb:YAG, M ² =13.5
EMF-DC 変換効率	91.4 %(2.45 GHz, single diode, B.Brown, GaAs	59 %(AlGaAs, 1.7 W, 826 nm)
	diode rectenna array では 82.5 %)	
	82 %(5.8 GHz, 50 mW 入力、James McSpadden, Lu Fan,	
	and Kai Chang(Texas A&M)	
EMF-DC 変換最大電力	10 kW	1.7 W
システム全系効率	54 %(Raytheon-JPL 実験、1975 年、500 W, 2.45 GHz,	Unknown, <1 %?
	1.7 m),マグネトロンの効率は72 %だったので、上	
	記83 %のものを使用すれば全系効率は64 %	
最大 DC 出力	34 kW(1.55 km, 2.4 GHz, 1975, B. Brown and	Unknown, <1 W?
	R. Dickinson) ただしこの場合の全系の効率は 4 % (レ	
	クテナ面積の制約、クライストロン、カセグレンア	
	ンテナの効率の低さによる)	
	450 W(5.8 GHz), Moonstruck Rover(Sargit Bharj at	
	Sarnoff Labs for Rockwell)	
最大伝送距離	1.55 km	Unknown
DC-EMF 変換コスト	\$0.02/W(マグネトロンのコスト)	\$20/W(CO ₂ Laser, 12 kW)
	他の電子管のコスト\$1/W	
	半導体\$17/W(60 WCW, GaAsFET, C-band, 1999)	
EMF-DC 変換コスト	\$25/W (1970 年代)	\$10/W
システム設置コスト	\$10M/MW-km(Goldstone system)	Unknown

注:EMF Electromagnetic Field

マイクロ波による最初の本格的な電力伝送のデモンストレーション実験は、1975年に Raytheon-JPL により行われた、送電距離 $1.7\,\mathrm{m}$ 、送電電力 $500\,\mathrm{W}$ ($667\,\mathrm{W}\,\mathrm{v}$ グネトロン)、直径 $60\,\mathrm{cm}$ の送電ホーンアンテナ、直径約 $1\,\mathrm{m}$ の受電アンテナの実験である。その時のシステム全系の効率は $54\,\mathrm{We}$ とされ、この数値は現在でも最高水準の値である。これまでの最大距離、最大電力の実験は $1975\,\mathrm{F}$ に NASA JPL Goldstone $26\,\mathrm{m}\,\mathrm{E}$ のパラ

ボラアンテナで行われた1マイル距離の 450 kW, 2.388 GHz のマイクロ波出力、34 kW DC 出力の電力伝送実験である 2 (図 4.2-1)。その時の全系の送受電効率は4%と報告 1 されている。ただしこの実験では大型パラボラアンテナによる送電のためマイクロ波ビームの指向方向制御はアンテナの機械的な駆動装置であるジンバルによる制御で行われ、太陽発電衛星で必要とされる電気的な指向方向制御(位相制御による方向制御)ではない。

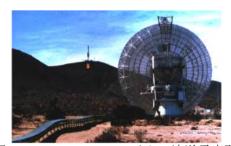


図 4.2-1 NASA JPL のマイクロ波送電実験 (1975 年)²⁾。1 マイル離れた丘の上にある受電点のランプを点灯させた。

マイクロ波無線送電の総合効率は研究者によってかなり評価が異なるが、2002 年当時の技術で McSpadden and Mankins が $5.8~\mathrm{GHz}$ のシステムを評価した例 3 を表 4.2- $3~\mathrm{C}$ に示す。これによれば、DC-RF-DC で $45~\mathrm{MO}$ %の総合効率となっている。なお、 1 章の表 1-1 で示した NASA リファレンスシステム、USEF テザー型 SPS、JAXA M-SSPS の場合の DC-RF-DC の効率は、それぞれ、 $63~\mathrm{MC}$ 、 $63~\mathrm{MC}$ でデー型 SPS の場合は商用電力への変換効率も含んだ数値)、 $56~\mathrm{MC}$ である。

レーザーによる電力伝送のデモンストレーションで電力効率 (DC-Laser-DC) に関する数値が公表されている例は少ない。ローバーや宇宙エレベーターのクライマーのデモンストレーション (7.2.1.1 章(2)) では、レーザー出力と受電出力の値 (Laser-DC) が報告されており、それによれば $10\sim20$ %である。当時のファイバレーザーの効率は 25 % 程度なので、これまでのレーザーのデモの効率 (DC-Laser-DC) は $2.5\sim5$ %と考えられる。

レーザーSPS の総合効率についての検討例を表 4.2-4 に示す。但し表中左コラムの想定例は太陽光直接励起 4)の場合 (総合効率は太陽光エネルギーからの変換効率)であり、間接励起の場合については右コラムに示している。なお、オプトサイエンス社のホームページ 5)によれば、ファイバレーザーの壁コンセント効率は30~40%と表示されている。

表 4.2-3 マイクロ波電力伝送の総合効率評価例 ³⁾ (500 m 径送電アンテナ、10 dB Gaussian, 7.5 km 径受電アンテナ、NASA SSP Exploratory Research and Technology (SERT) program in 1999-2000)

セグメント	想定効 率(%)	損失要因	想定効率(%)
		DC-RF 変換	86
		RF フィルター挿入損(0.5 dB)	89. 1
		サブアレイの故障(2 %)	98
		メテオロイドの衝突によるアンテナ破損(100回/年)	100
		振幅誤差(±1 dB 誤差)	99. 6
軌道上RF	70. 7	位相誤差(±15° 誤差)	97.8
		量子化誤差(5 ビット)	99. 7
		テーパー誤差(10 ステップ)	98. 9
		アンテナ開口効率(開口部での導電損失)	98
		送信機スキャン損失(broadside radiation 仮定)	100
		ミスマッチ損失 (VSWR=1.0)	100
	00.0	伝搬損失 (降雨量 4 m, 5.8 GHz)	97. 9
ビーム伝搬	90. 2	ビーム収集効率 (ガウス分布、テーパー10.14 dB)	92. 1
		Polarization 損失(ほぼ完全なアライメントを仮定)	100
		素子の故障(1 %の故障率)	99
		RF フィルター挿入損(0.5 dB)	89. 1
しカラナ	79 1	レクテナスキャン損失〔損失が無いようレクテナを傾ける)	100
レクテナ	72. 1	ミスマッチ損失 (VSWR=1.0)	100
		レクテナ効率	86
		DC-グリッド効率	95
総合	45		
(dc-dc)			

表 4.2-4 レーザー電力伝送の総合効率評価例

セグメント	直接励起の場合(期待値)4)	間接励起の場合(4.2.2項参照)		
レーザー発信器	19%(太陽光直接励起、太陽	DC 電力からレーザーへの変換効		
	光からの効率、ただし期待	率:40~50 %		
	値)			
空間伝搬	30~60 % (天候を考慮した平均値、晴天時は90 %程度)			
受電効率	65 %			
総合効率	4~8%(太陽光からの変換効	8~20 % (太陽電池効率を 30 %程		
	率)	度とすれば、太陽光からの変換効		
		率は2~6%)		

4.2 章の参考文献

- 1) Richard M. Dickinson, Wireless Power Transmission Technology State of Art, 53rd IAC, The World Space Congress-2002, Houston, Texas, 2002.
- 2) R.M. Dickinson, "Performance of a High-Power, 2.388-GHz Receiving Array in Wireless Power Transmission over 1.54 km," 1976 IEEE MTT-S International Microwave Symposium Digest of Technical Papers, pp.139-141, 1976.
- 3) James O. McSpadden and John C. Mankins, Space Solar Power Programs and Microwave Wireless Power Transmission Technology, IEEE microwave magazine, pp. 46-57, December 2002.
- 4) 2007 年度 宇宙航空研究開発機構委託業務成果報告書 宇宙エネルギー利用システム総合研究、pp. 240-243、2008 年 3 月 三菱総研
- 5) Opt Science. Inc.のホームページ、ファイバレーザーのご紹介 https://www.optoscience.com/maker/nufern/tech/fiberlaser.html

編集用予備ページ

4.2.1 マイクロ波送電技術

4.2.1.1 マイクロ波送電の使用周波数

使用する電磁波の波長を λ 、送電と受電のアンテナの直径をそれぞれ D_t 、 D_r 、伝搬距離を Lとすれば、送受電を成立させるためには、 D_t D_r λ L は一定の値以上とする必要がある。従って周波数の高い(波長の短い)電磁波を使う程、送受電のアンテナは小さくてすむが、10 GHz 以上の周波数になると図 4.2.1.1-1 の(b) に示すように大気中での降雨減衰が大きくなる。図 4.2.1.1-2 に各周波数での降雨減衰特性を示す 2 。宇宙からの無線送電には、数 GHz 付近の周波数のマイクロ波が、大気による減衰が少なく回路技術の成熟度からも適している。この帯域で通信以外の高周波利用設備に優先的に割り当てられている周波数(工業用、科学用、医療用 (ISM) バンドと呼ばれる)は 2.45 GHz 2.5.8 GHz であ

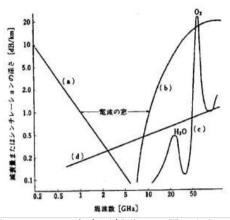


図 4.2.1.1-1 宇宙通信分野で用いられる 電波の窓の概念 ¹⁾ (a) 電離層シンチレー ション、(b) 降雨減衰、(c) 大気吸収、(d) 対流圏シンチレーション

り、従来から SPS の送電周波数として有力な候補とされている。初期の太陽発電衛星の検討では主に $2.45~\mathrm{GHz}$ 帯が検討の対象であったが、 $1990~\mathrm{年代}$ の半ば以降は、降雨減衰は相対的に大きいが送受電アンテナがより小さくてすむ $5.8~\mathrm{GHz}$ 帯が主に検討されるようになっている。NASA リファレンスシステムの検討 $^{3)}$ では、表 4.2.1.1-1に示すように、これらの周波数帯であれば軌道上から地上への伝搬損失は降雨の無いとき数パーセント程度と想定されている。大気減衰についての我が国の研究者の検討例 $^{4)}$ を表 4.2.1.1-2に示す。 $2.45~\mathrm{GHz}$ では激しい雨(時間あたり $50~\mathrm{mm}$ の場合)でも $1.6~\mathrm{%}$ 程度

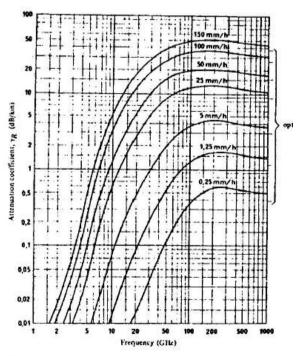


図 4.2.1.1-2 各周波数での降雨減衰特性 2)

の減衰に止まるが、 $5.8~\mathrm{GHz}$ では $26~\mathrm{\%}$ の減衰となる。USEF の報告書 5 では、 $50~\mathrm{mm}$ /時の降雨減衰は $2.45~\mathrm{GHz}$ で $0.13~\mathrm{dB}$ ($2.9~\mathrm{\%}$) の減衰、 $5.8~\mathrm{GHz}$ の場合は、 $50~\mathrm{mm}$ /時で $1.3~\mathrm{dB}$ ($26~\mathrm{\%}$ 、降雨領域 $5~\mathrm{km}$ 、仰角 $47~\mathrm{g}$) の減衰、 $150~\mathrm{mm}$ /時で $4.9~\mathrm{dB}$ ($68~\mathrm{\%}$ 、降雨領域 $3~\mathrm{km}$ 、仰角 $47~\mathrm{g}$) の減衰と報告されている。

表 4.2.1.1-1 マイクロ波の伝搬減衰の計算例 3 (原典では 5GW に対する損失量が示されているが、以下の表では%に換算。電離層については 5.8GHz の損失の方が 2.45GHz の損失よりも 4 倍大きいが、4.2.1.7章に示した線形理論を適用すると、5.8GHz の損失は 2.45GHz の損失の 1/5.6 となる。)

媒質	2.45 GHz	5.8 GHz	
電離層	0.000005 %	0.00002 %	
大気 (米国の中緯度)	1 0 0/	2 0/	
水蒸気及び酸素による吸収	1.8 %	2 %	
激しい雨 (15 mm/時間、15 km に渡る)	(米国 3 %	36 %	
東部、中部で年に9時間程度の頻度で発	発生) 3 /8	30 /0	
通常の雨 (5 mm/時間、10 km に渡る)	(米国 0.7 %	8 %	
東部、中部で年に 45 時間程度の頻度で	発生)	O /0	
雹(ひょう)(wet hail)	52 %	99.8 %	

表 4.2.1.1-2 マイクロ波の大気中伝搬減衰の検討例 $^{4)}$ (NASA リファレンスモデルのパラメーターでの検討は、古濱洋治等の検討 $^{2)}$ による)

送電マイクロ波周波数	2.45 GHz	5.8 GHz
検討対象モデル(仰角 47°)	NASA リファレンスモデル	JAXA M-SSPS(2004)
大気吸収 (主に酸素による吸収)	0.05 dB(1.1 %)	0.07 dB (1.6 %)
降雨減衰(大雨、50 mm/時間及び 150 mm/時間)(前方散乱)	0.07 dB(1.6 %)(50 mm/時間) 0.13 dB(2.9 %)(150 mm/時間)	1.3 dB (26 %) (50 mm/時間)
屈折率揺らぎによる散乱	0.0013 dB(0.03%)	0.0073 dB (0.17%)
降雨(50-150mm/h)による後方散乱	0.1~1 mW	1.9~5.2 mW

1時間 20 mm (土砂降り) 以上の降水は、平均的には年間 3 回程度 (1~5 回、東京) で発生し、その継続時間は平均して数時間程度と考えられる 6 。即ち 5.8 GHz を用いた場合は、年間合計 15 時間程度は降雨のため送電電力が数十%低下することが予想される。この場合の電力低下が発生する割合は年間では 0.2 %以下である。この割合は静止衛星の触による電力断 (約 1 %) の 1/5 以下程度である (3.2 章)。

SPS の周波数の選定は、伝搬減衰だけでなく、システムサイズ、他の電波利用との干渉などを総合的に評価した上で行う必要がある。

4.2.1.1 章の参考文献

- 1) 橋本弘蔵、松本紘、篠原真毅、SPS と通信技術、第1回京都大学宇宙太陽発電所(SPS) シンポジウム、講演要旨集、pp. 25、平成13年10月25日、京大会館、京都大学宙空電 波科学研究センター・経済研究所
- 2) 古濱洋治、伊藤繁夫、大電力マイクロ波伝送における非電離大気環境評価、電波研究 季報、Vol. 28, No. 148, pp. 715-721, 1982.

- 3) NASA Reference Publication 1076 SPS:CDEP Vol.III-Power Transmission and Reception Technical Summary and Assessment, pp. 32, R. H. Dietz, et al., 1981. (上記文書の表の数値は以下からの引用)
- Gordon, William E.; and Duncan, Lewis M.: Ionosphere/Microwave Beam Interaction Study, Final Report. Rice University (Contract NAS 9-15212)., pp. 4-7, NASA CR-151821, 1978.
- 4) 電子情報通信学会「知識の森」, S4 群-5 編-3章 (執筆者 篠原真毅)、pp. 20(34)、2011.
- 5) 平成 17 年度 太陽光発電利用促進技術調査 成果報告書 pp. 210、平成 18 年 3 月 USEF
- 6) 里井亮太、草刈智一、寒川典昭、山崎 基弘、降水の量に着目した一雨の降り方の経 年変化、土木学会中部支部研究発表会 (2008.3), II-006、pp. 129-130

編集用予備ページ

4.2.1.2 マイクロ波送電の素子

マイクロ波の回路素子としては、マグネトロンやクライストロン等の電子管や半導体 増幅器が候補である。現状では半導体よりも電子管を用いる方が安価(単位電力あたり のコスト)であるが、携帯電話や無線 LAN などの民生ニーズで急速に性能が改善されつ つある半導体も有力な候補となり、最近の SPS の検討では半導体ベースのものが多い。 出力の大きい電子管の場合は、アンテナをフェーズドアレイ化する場合の電子管同士の 位相同期手法及び電子管出力を小電力に分配する時の分配器とその後段の位相制御器 による損失が課題である。実際、36,000 km離れた数 km径の受電アンテナに収束した 電力を送るためには1~数kmの送電アンテナが必要であり、また一方地上へのグレー ティングローブの影響を避ける為にはサブアレイ間隔を10~数十 cm 程度とする必要が あることから、位相制御の単位であるサブアレイ出力は GW 級の SPS の場合は数 W 程度 となる。数 W 毎に位相制御を行う為には電子管出力を多数分配した後に位相制御を行う 必要があるが、この電力レベルの分配器と位相器は損失が大きいため電子管の出力を位 相制御する方式は電力の損失が大きくなる。一方数 ₩級の半導体増幅器を用いる場合に は増幅前に分配と位相制御をすれば良いことから、位相制御に伴う損失は小さくできる。 半導体構成の場合は、半導体増幅器そのものの高効率化とW当たりの低コスト化が課題 である。表 4.2.1.2-1 に各種マイクロ波送電素子の単位電力あたりの重量の比較を示す。

表 4.2.1.2-1 各種マイクロ波送電素子の W 当たりの重量比較

素子・システム	効率、単体出力	重量(g/W)	備考、参考文献
	60 %程度、数百~数 kW		電源等周辺機器込み、2001年2月 NASDA
トロン		GHz)	成果報告書 1)、4000 円/W 程度(2001 年
1 - 0		5112) 20数g/W (5.8	3月、NASDA 宇宙太陽発電システム検討
		20 ∰ g / w (3.0 GHz)	委員会 マイクロ波送電 WG 報告)
		20 g/W 程度	電源込み
	·	20 g/W 住及	1
-	67 %。数百 W 程度	10 /27 100 /27	2001年2月 NASDA 成果報告書 ¹⁾
	76 %程度、数百W~数		
птшн	+ MW		2001年2月 NASDA 成果報告書 ¹⁾
半導体マイクロ	効率 40 %程度	60 g/W 程度	MMIC 化により軽量化可能
波素子			2001年2月 NASDA 成果報告書 ¹⁾
			10 万円/W 程度(宇宙太陽発電システム
			検討委員会 マイクロ波送電 WG 報告)
SPORTS2. 45 シ	2 kW、位相制御マグネ	≥100 g/W	第 5 回 SPS シンポジウム(平成 14 年)
	トロン効率 57%、総合		²⁾ 、重量比は平成 15 年第 6 回 SPS シンポ
	効率 35 % (同軸込み)		ジウム ³⁾
SPORTS5.8シス	1 kW、位相制御マグネ	≥250 g/W	第 5 回 SPS シンポジウム(平成 14 年)
テム	トロン効率 63%、総合		²⁾ 、重量比は平成 15 年第 6 回 SPS シンポ
	効率 50 % (option2)		ジウム ³⁾
-	280 W出力、総合効率	25.2 g/W	第 6 回 SPS シンポジウム(平成 15 年)
	37.5 %		3)
USEF 作業用口	120 W 出力(3.8 Wx32	33 g/W	32 素子アンテナ、ケーブル、ケース (4kg)
	ヶ)、効率 35 %(20		平成 19 年度 USEF 報告書 4)
	dB, 36 dBm, AIA)		
JSS/JAXA マイ	1.8 kW 出力、増幅器効	36 g/W(ビーム方	76 素子/モジュール、角度精度 0.5 度
クロ波無線送電	率 60 %以上、0.6x0.6	向制御機能込み)	RMS ⁵⁾
実験(2015)			

(2001年~2015年ころの我が国の調査研究及び試作結果の引用)

最近の論文 (2013 年) では、GaN SSPA (Solid StatePower Amplifier) の効率は 43-70%、マグネトロンの効率は 44~73 %、TWT の効率は 66~70 %と報告 6 されている。半導体アンプの出力は 1 素子あたり高々数十 W 程度なので、膨大な量の素子が必要である。GW級の場合 10 W 素子としても 1 億個の素子が必要である。このため半導体アンプの材料はその電気的な性能だけでなく、太陽電池と同様資源量も考慮して選定する必要がある。例えば次世代パワー半導体として期待を集めている GaN (窒化ガリウム) の場合では、Ga がレアメタルであり、現在の使用量から予測すると 2050 年までには現有埋蔵量の倍以上が必要とされるという状況である(物質・材料研究機構の特集による) 7 。ただしGa については 4.1.1 に示したようにもう少し楽観的な見方もある。

表 4. 2. 1. 2-2 に米国の研究者が 2002 年にまとめた、クライストロン、マグネトロン、 半導体を用いた場合の、2 GW 出力、直径 500 m のアンテナに関するケーススタディの 結果 8 を示した。

表 4.2.1.2-2 2 GW、アンテナ直径 500 m の場合のケーススタディ (J. 0. McSpadden and J. C. Mankins, 20028)

, ,			
パラメーター	クライストロン	マグネトロン	半導体
	(Dietz et al., 1981)	(Brown, 1980)	(J.O. McSpadden and
			D.E. Riemer, 2002)
最大出力	26,000 W(CW)	5,000 W(CW)	59 W(CW)
作動電圧	28, 000 V	6,000 V	80 V
効率(DC-RF)	83 %	85.5 %	90 %
素子重量	14.15 kg	1 kg	0.001 kg
運用温度	300 ℃ (電子管本体温度)	350 ℃ (ラジエータ温	300 ℃ (ジャンクション
	500℃(コレクター温度)	度)	温度)
500mアンテナでの個数	209, 853	400, 000	84, 001, 536
面積当たりの重量	40.4 kg/m^2	32 kg/m^2	33.9 kg/m^2

2.45 GHz マグネトロンは電子レンジ用として大量生産され半導体に比べ W 当たりのコストが非常に小さい。マイクロ波送電用に用いるためには位相制御を行う必要があるが、位相制御マグネトロンの研究開発は我が国ではこれまで京都大学で行われてきた。電子レンジ用と位相制御マグネトロンの主な特性を表 4.2.1.2-3 (2005 年の報告)に示す。

表 4.2.1.2-3 マグネトロン技術の現状 9)

	マグネトロン(電子レンジ用)	位相制御マグネトロン(京大)
周波数	2.45 GHz	2.45 GHz/5.8 GHz
出力	500 W	300 W、800 W
効率	72~74 %	80 %以上目標(5.8 GHz は 2.45 GHz より 10 % 程度効率が低い)
寿命	1 万時間(1 年)	エネルギー伝送用特殊用途で10万時間(10年)
		30 万時間(30 年)以上目標
コスト	500円以下(500 W)	低コスト化が課題
安定性		位相安定度 1°以下、周波数安定度 10-6以下,
		振幅安定度 1 %以内(2.45 GHz の実績)
重量比出力		25 g/W (5.8 GHz、電源、放熱系を含めて実現
		済み)、数 g/W 目標

一方、半導マイクロ波デバイス(アンプ)は、携帯電話の普及により急速に進化している。表 4.2.1.2-4 に半導体マイクロ波デバイスの技術の現状 10 を示す。図 4.2.1.2-1 に 2012 年に報告された高効率 5 GHz 帯 GaN HEMT の例を示す 11 。この例では最大 PAE 効率は 79 %に達している。高性能を目指した研究試作品の場合のマイクロ波アンプのコストは評価が難しいが、コマーシャル品のコストは、例えば ANALOG DEVICES のカタログ $^{12)}$ では、HMC1121(4 W,GaAs,pHEM,MMIC,Power Amplifier,5.5-8.5 GHz,36.5dB@PAE30%)は単価約 100 ドル、HMC7149(10 W,GaN MMIC Power Amplifier,6-18 GHz,40dB@PAE22%@6GHz)は約 460 ドル (1Ku List Price)である。

表 4.2.1.2-4 半導体マイクロ波デバイスの技術の現状 (USEF 成果報告書) 10)

(COLI / A/K H T T T T T T T T T T T T T T T T T T			
デバイス	技術現状	代表的な性能	
SiパワーMOSEFT	90 年代後半 LSI 技術を導入して性能	電力付加効率	
デバイス	が飛躍的に向上。2 GHz 帯では化合物	Power-added	
	半導体と同等の性能を示すようにな	efficiency(PAE)54%(5.8	
	った。21世紀に入り 5 GHz でも技術	GHz、電源電圧3 V)	
	見通しが得られている。		
GaAs パワーデバ	携帯電話で使用。高出力デバイスとし		
イス	てはダブルヘテロ構造が主力		
ワイドバンドギ	InGaP, GaN, SiC, ダイアモンド等のワ	GaN,6 GHz,PAE80 %以上	
ャップ半導体で	イドバンドギャップを持つ FET, HBT	が期待されている	
バイス	熱対策にも有効		
MMIC(集積回路)	不要波の低減、受動素子の超低損失	5 GHz, 0.61 W, PAE72 %	
技術	化、高速応答のレトロディレクティブ	(E 級アンプ)達成	
	回路の実現。	PA 部 1 W で 0.8 mm 四方 (2	
	デバイスとしては Si (5.8 GHz のパワ	GHz、携帯用)	
	ー用は将来技術)	ドライバー段 (0.8 mm x	
		1.1 mm)	

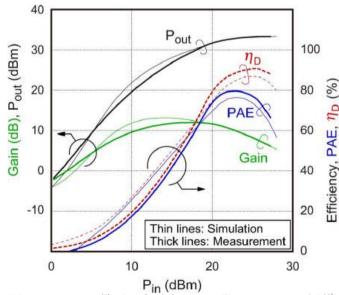


図 4.2.1.2-1 最近の高効率 5 GHz 帯 GaN HEMT の例 11)

4.2.1.2 章の参考文献

- 1) 平成 12 年度 宇宙開発事業団委託業務成果報告書 宇宙太陽発電システムの研究、pp. 31-36、平成 13 年 2 月 三菱総研
- 2) 篠原、松本、橋本、マイクロ波送電の実現可能 II 京大の取り組みとロードマップ、第 5 回宇宙太陽発電システム (SPS) シンポジウム講演要旨集、pp. 113-118、神戸大学 平成 14 年 11 月
- 3) 篠原、松本、藤原、高橋、田中、佐賀、計量小型マグネトロンマイクロ波送電器 COMET、第6回宇宙太陽発電システム (SPS) シンポジウム講演要旨集、pp. 75-80、静岡大学、 平成15年10月
- 4) 作業用ロボットへのマイクロ波送電及び通信技術の開発に関するフィージビリティスタディ報告書、(財)機械システム振興協会、委託先(財)無人宇宙実験システム研究開発機構、pp. 185、平成19年3月
- 5) 地上無線送電実験 ~位置づけと今後の展望~、中村修治、前川和彦、佐藤正雄、佐々 木謙治、三原荘一郎、宇宙太陽発電 Vol.1 (2016), pp.16-19.
- 6) Paul Jaffe and James McSpadden, Energy Conversion and Transmission Modules for Space Solar Power, pp. 1424-1437, Proceedings of the IEEE, Vol. 101, No. 6, June 2013.
- 7) http://www.nims.go.jp/research/elements/rare-metal/index.html
- 8) James O. McSpadden and John C. Mankins, Space Solar Power Programs and Microwave Wireless Power Transmission Technology, IEEE microwave magazine, pp. 46-57, December 2002.
- 9) 平成16年度 宇宙航空研究開発機構委託業務成果報告書 宇宙エネルギー利用システム総合研究、pp. 55、平成17年3月、三菱総研
- 10) 平成 17 年度 太陽光発電利用促進技術調査 成果報告書、、USEF、 pp. 21-28、平成 18 年 3 月
- 11) M. Kamiyama, R. Ishikawa, K. Honjo, "5.65-GHz High-Efficiency, GaN HEMT Power Amplifier with Harmonics Treatment up to Fourth Order," IEEE Microwave and Wireless Components Letters, vol. 22, No. 6, pp. 315-317, June 2012.
- 12) https://www.analog.com/jp/parametricsearch/10682#/

編集用予備ページ

4.2.1.3 マイクロ波ビームの拡がりと電力収集効率

マイクロ波は、光と同様、図 4.2.1.3-1 のように回折現象により拡がる。ビームの形状(強度分布)は、図 4.2.1.3-2 のようにフラウンホーファ領域(遠方界)とフレネル領域(近傍界)で異なる。両領域の境界は、

 $2D_t^2/\lambda$ (4. 2. 1. 3–1)

D₊: アンテナの開口面の実効的な最大寸法

λ:波長

で与えられる¹⁾。ただし近傍界と遠方界は明確な境界があるわけではなく、連続的に移行する。主要な SPS モデルの場合の、送受電アンテナの関係(遠方界、近傍界)を表4.2.1.3-1 に示す。近傍界では波面は球面であるが、遠方界では波面は平面と近似できる。近傍界では位相を調整すればマイクロ波を絞ることができるが、遠方界ではビームの拡がりは回折現象に支配さるため、位相を調整しても同一位相でのビーム拡がりより小さく絞ることはできない。一般の電力伝送では近傍界での送受電が多い。



図 4.2.1.3-1 マイクロ波ビームの拡がり

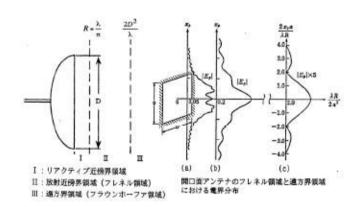


図 4. 2. 1. 3-2 近傍界と遠方界のマイクロ波ビーム形状(矩形の場合の (c) は、距離 λ R/2 a^2 =2 即ち R=4 a^2 / λ =(最大開口 $2^{0.5}a$ (対角線)の二乗) $x2/\lambda$ (遠方界)で、ヌル間隔は $2x_pa/\lambda$ R=2 x^2 より x_p =2 λ R/a であることを示している。正方形なのでヌル点間の距離は 2λ R/a であるが、直径 a の円形アンテナの場合は、ヌル点間の距離は 2. 44 λ R/a である)。

円形開口と矩形開口を比較すると、光の回り込み (回折) は、直線スリットの開口 (長さ L) の場合 $\theta \sim \lambda/L$ で表されるが、円形開口 (直径 D) では $\theta \sim 1.22 \lambda/D_t$ となる。遠方界でヌル間は、直線スリットでは $2\lambda/L$ 、円形では $2.44 \lambda/D_t$ である。矩形と円形の場合、アンテナ面積を同じとした場合は $L^2 = \pi D_t^2/4$ ($D_t = 2L/\pi^{0.5}$) なので、円形の場合のヌル間は $2.16 \lambda/L$ であり、円形の方が矩形の場合のヌル間 ($2\lambda/L$) よりも広い。

モデル アンテナ径、周波数、送電距離 近傍界/遠方界 近傍界/遠方界 境界 1,000 m, 2.45 GHz, 36.000 km NASA リファレンスシステム²⁾ 遠方界 16.300 km USEF マルチテザー型 SPS3) 2,500 m x 2,375 m (最大長 3,448 m), 近傍界 460,000 km 5.8 GHz, 36,000 km JAXA M-SSPS (2005) 4) 1,800 m, 5,8 GHz, 36,000 km 近傍界 125,000 km 1.6 m (最大長 2.3 m), 5.8 GHz, 小型衛星軌道上実証 5) 遠方界 205 m 地上実証 6) 1.2 m (最大長 1.7 m), 5.8 GHz, 50 m 近倖界 112 m

表 4.2.1.3-1 各 SPS モデルの送受電アンテナの近傍界/遠方界区分

ただし、距離 R においてヌルで囲む面積 (ヌルまでを敷き詰めるレクテナの場合はレクテナ面積) は、矩形の場合が $4(\lambda/L)^2R^2$ であり、円形の場合が $3.67(\lambda/L)^2R^2$ なので、矩形の方が 9 %程度大きくなる。

フラウンホーファー領域(遠方界)のビームの強度分布は、光学分野ではエアリー回 折像と呼ばれ、

 $I(\theta_{b}) = I_{0}(2J_{1}(x)/x)^{2}$

(4. 2. 1. 3-2)

 θ_h : ビーム中心からなす角 $I(\theta_h)$: θ_h でのビーム強度

Io: ビーム中心の強度

 J_1 : 第一ベッセル関数、 $x=ka \cdot \sin \theta_k$ (k:波数、a:アンテナ半径)

で与えられる。図4.2.1.3-3に振幅分布と強度分布の計算例 7 、また図4.2.1.3-4に高次までの強度分布の計算例を示す。中央の円形部分はエアリーディスクと呼ばれる。第一ベッセル関数は、x=0、3.8317で0になるため、ヌル点は $ka \theta_h=3$.8317($\theta_h\sim0$)より、

 $\theta_h = 1.22 \left(\lambda / D_t \right)$

(4. 2. 1. 3-3)

あるいは、 θ = 2.44 (λ/D_t)

 θ : 全角 $(2\theta_h)$

λ:マイクロ波の波長

D_t: 送電アンテナ直径 (2a)

で与えられる。またビームの 3 dB ダウン点(全角 2 θ_h)は、x=1.616 より、 θ_h ~0 の時、2 θ_h =1.029・(λ/D_t)(radian)=59°・(λ/D_t)で与えられる。谷口慶治著 8 のアンテナと電波伝幡では 2 θ_h =58.4°・(λ/D_t)で与えられている。 θ_h ~0 でない一般のの 3dB ダウン点は、 $\sin\theta_h$ =0.515・(λ/D_t)となる。また図 4.2.1.3-4 に示すように、第一サイドローブの強度はメインビームに対し 0.0175(約-18 dB)である。

なお、エアリーディスク内に含まれるエネルギー (第1暗点までのエネルギー)は、83.8 %、第2暗点までが91 %、第3暗点までが93.8 %、第4暗点までが95.3 %、第5暗点までが96.3 %である 9 。

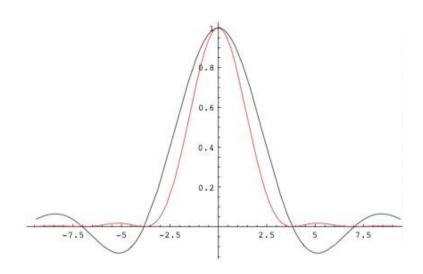


図 4.2.1.3 -3 関数 $2J_1(x)/x$ とその 2 乗。円形開口のフラウンホーファー回折の振幅分布と強度分布 7 に対応する。強度分布は軌道上から円形アンテナで放射されるマイクロ波の地上でのマイクロ波電力の密度分布に相当する。

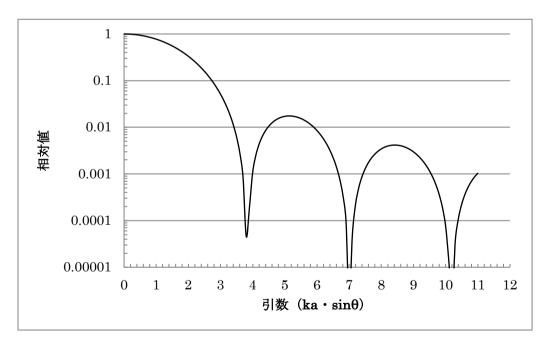


図 4.2.1.3 -4 高次までの強度分布の計算例

従って、メインローブのヌル点までをカバーする受電アンテナの大きさは以下で与えられる。なお受電アンテナが赤道上にない場合は一般に送電・受電アンテナは正確には正対しないが、以下の議論では簡単のために送受電アンテナが正対する場合を述べる。実際には緯度 θ の場所のレクテナでは、 $1/\cos(\theta + \alpha)$ (α は送電アンテナの法線(地軸方向)から受電アンテナの方向への角度)だけ緯度方向に大きくする(楕円形とする)必要がある。

 $D_t \cdot D_r = 2.44 \cdot H \lambda$

(4. 2. 1. 3-4)

(光学レンズの分解能の式 (1.22 · λ/Dt) と同じ)

D_t: 送電アンテナ直径

D_r: 受電アンテナ

H: 送電距離

またメインローブの中心強度は、

 $p(H) = G_a \cdot p_0$

(4. 2. 1. 3-5)

Ga:ゲイン

p₀: 一様放射の場合の放射電力密度

 $G_a=4 \pi A \eta / \lambda^2$

 $p_0 = P_0 / 4 \pi H^2$

Po: 放射電力

 η :開口効率(パラボラでは 0.5-0.7、アレイでは 1 をとることが多い)

なので、

p (H) = $A \eta P_0 / \lambda^2 H^2 = \pi D_t^2 \eta P_0 / 4 \lambda^2 H^2$

(4. 2. 1. 3-6)

となる。

なお、矩形アンテナの場合は、強度分布は以下のような sinc 関数 (sinz/z) で与えられる。

 $I(x,y) \sim I_0F(x)F(y)$ (x:x 方向距離、y:y 方向距離) (4.2.1.3-7) $F(x) = \sin(kLx/2d)/(kLx/2d)$, $F(y) = \sin(kMy/2d)/(kLy/2d)$ (d:アンテナからの距離)

正方形 (LxL) の場合は、 $kLx/2d=\pi$ から、ヌル点間の角度は、 $2\cdot\lambda/L$ (rad) = $115\lambda/L$ ° ⁷⁾で与えられる(回り込み角が λ/L であることと同じ)。正方形の場合の第一サイドローブは $(\sin z/z)^2$ 、 $z\sim 4.5$ 7 (正確には 4.49) から、メインビームに対し 0.0472 (約-13 dB) 、両サイドローブ間の角度は $2.86\lambda/L$ (rad) = $164\lambda/L$ ° となる。またこの場合の電力半値幅は $z\sim 1.391$ より $0.886\cdot\lambda/L$ (rad) = $50.8\lambda/L$ ° である。

例えば、NASA のリファレンスシステムの場合、 $D_t=1$ km, 2.45 GHz, H=37,100 km、 $P_0=6.72$ GW であり、フレネル領域の境界は 16,300 km なので、受電アンテナの位置は遠方界となり、ヌル点までの径は約 11.1 km(受電点のビーム断面)と計算される。また中心の電力密度は伝搬減衰を無視すれば、256 W/m² と計算される。我が国の USEF テザー型 SPS の場合、2.5 km x 2.375 km アンテナ,5.8 GHz,H=37,100 km(北緯 34° の場合)、 $P_0=1.4$ GW であり、フレネル領域の境界は 46 万 km (最大開口長 3,450 m)なので近傍界である。このほぼ正方形の送電アンテナを円で近似(直径 2.75 km の円と同じ面積)すれば以下のように計算される。定義上は近傍界ではあるがビーム形状は遠方界に近いとすれば、ヌルまでの受電アンテナの大きさは約 1.70 km と計算される。また中心の電力密度は伝搬減衰を無視すれば、2,260 W/m² となる。この場合第一サイドローブのピークは、径 2.28 km の位置で 39.5 W/m² となる。10 W/m² の位置は主ローブで径 1.58 km、第一サイドローブで径 2.80 km の位置である。ただし、これまでの USEF テザー型 SPSの設計では電力密度を 1,000 W/m² と抑えるようビームの拡散制御が考えられてきた。

ビーム形状を近似的に中心の電力密度の低下分の平方根倍に拡散した場合は、主ローブ サイズは 2.56 km、第一サイドローブの位置は径 3.43 km で強度は 17.5 W/m^2 となる。 人体への許容規格 10 W/m² を考慮すれば、径 3.94 km までを立ち入り禁止区域とする必 要がある。USEF テザー型 SPS では、ピーク強度 2,260 W/m²を許容する場合(主ビーム の平均電力密度 616 W/m²) は、主ローブ 10 W/m²までの電力取得の場合(主ローブ全体 の取得率は83.8 %) のレクテナの大きさは1.58 kmとなり、第一サイドローブ10 W/m² までの電力取得の場合(キローブと第一サイドローブ全体の取得率は91%)はレクテナ の大きさは 2.80 km となる。ピーク強度 1,000 W/m²の場合(主ビームの平均電力密度 273 W/m²) は主ローブ 10 W/m²までの電力取得の場合のレクテナの大きさは 2.28 km、 第一サイドローブ 10 W/m²までの電力取得の場合はレクテナの大きさは 3.94 km となる。 第一サイドローブ 10 W/m² までの電力取得の場合は、第一暗環付近にはレクテナ素子を 設備しないことも考えられる。図 4.2.1.3-5 にテザー型 SPS の場合のピーク強度 2.260 W/m² と 1,000 W/m²について地上での電力密度分を示す。ピーク強度 2,260 W/m²が許容 できれば、同図上パネルのように直径 2.80 km をレクテナ領域 (平均電力密度 228 W/m²) とすることが、土地利用効率の点から望ましいと思われる。また、ピークを 1,500 W/m² とすれば、 10 W/m^2 までのレクテナサイズは 3.34 km (平均電力密度 160 W/m^2) となり、 最近の検討ではこの値も使用されている。また、2.5 km x 2.375 km アンテナを円近似 せず矩形で扱った場合は、ヌル間の距離(2.375 km 方向)は 1.62 km (円近似では直径 1.70 km) となり、第一サイドローブのピーク間隔は 2.32 km (円近似では直径 2.28 km)、 第一サイドローブのヌル間隔は 3.23 km (円近似では直径 3.12 km) となり、円近似し

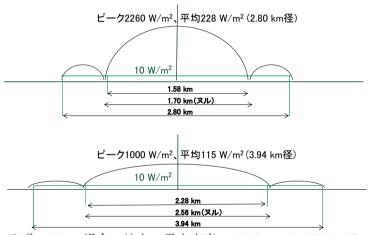


図 4.2.1.3 -5 テザーSPS の場合の地上の電力密度。2.5 km x 2.375 km アンテナを円近似、 1.4 GW 送電、距離 37,100 km(北緯 34°)。上パネル:ピーク強度を 2,260 W/m²(全アンテナ素子が同一位相)の場合、下パネル:ピーク強度を 1,000 W/m²(ビームを拡散させピーク強度が 1,000 W/m²になるようアンテナ素子の位相を制御)の場合。

た場合と若干異なる。

送受電の伝送効率については、通常の電力伝送の場合受電部は近傍界にあるので、この場合は W. C. Brown (1973) が示した下記の表現式が使用される(同一位相励振、最適開口分布)。

 $\tau = (A_{+}A_{-})^{1/2}/\lambda D \tag{4.2.1.3-8}$

 $\eta = (受電電力)/(送電電力) = 1 - \exp(-\tau^2)$

τ: 伝送効率を規定するパラメーター

At: 送電アンテナの開口面積

A_r: 受電アンテナの開口面積

D: 送電距離

λ:マイクロ波の波長

n:送電効率

なお平面波近似が可能な遠方界の場合は、Friis(フリス)の伝送の式から、

η=(受電電力)/(送電電力)= τ²

(4. 2. 1. 3-9)

となる。 τ と伝送効率の関係を図 4. 2. 1. 3-6 に示す。例えば、NASA リファレンスシステムでは、At = 0.8 km² (直径 1km)、Ar = 80 km² (直径 10km)、D=37, 100 km で τ

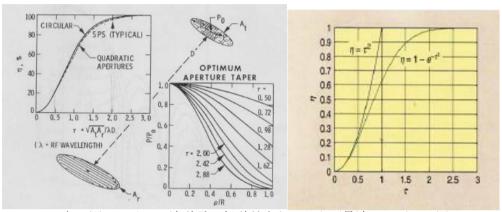


図 4.2.1.3-6 左の図はマイクロ波送電の伝送効率と τ および最適テーパーの図 (Dickinson) 11)。右の図は Power Without Wires, N. Shinohara 12) から引用。

=1.76(2.45 GHz)となり、4.2.1.3-8 の式で約90 %の効率と計算される。 実際には指向性の高いマイクロ波電波の分布はサイドローブを持ったものとなり、 NASA リファレンスシステムの場合(2.45 GHz、ガウス分布の場合)は、地上での電力

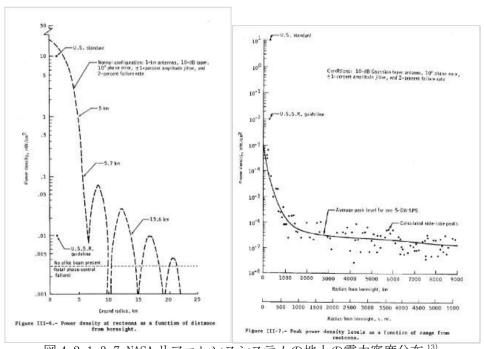


図 4.2.1.3-7 NASA リファレンスシステムの地上の電力密度分布 13)

密度は図4.2.1.3-7に示すような分布13)となる。サイドローブのレベルは主ビームの 0.3 %程度、即ち 0.1 mW/cm²(一般公衆の曝露規格上限は 1 mW/cm²)以下であり、人体 への影響について問題ないレベルである。送電アンテナにおける電力密度分布について は、NASA リファレンスシステムの検討以来、ビーム収集効率の確保とサイドローブの 抑圧の観点から、10 dB ガウス分布が主に考えられてきた。図 4.2.1.3-8 に放射ビーム のエネルギー密度が一様な場合と 10 dB ガウス分布の場合のビームパターンについて、 1.31 GW 出力で、地上のピーク電力密度を 1 kW/m² とする条件(自動的に送信アンテナ の大きさが決まる)で計算した結果を示す140。ビーム収集効率を90%にするためには、 放射ビームのエネルギー密度が一様な場合は第一サイドバンドまでの大きさのレクテ ナ(直径 3.87 km)が必要である(主ビームとサイドバンドのエネルギーの合計は91.0%)。 この場合レクテナ端の電力密度は人体に対する強度規格上限の1 mW/cm²と一致する。 主ビームに入るエネルギーのみ(83.8%)を収集する場合は直径2.48 km のレクテナと なる。放射ビームのエネルギー密度が 10 dB ガウス分布の場合はビーム収集効率を 90% にするには主ビームのみの範囲のレクテナ(直径1.896 km)で良い。この場合レクテ ナ端は 10 mW/cm²程度となるが、1 mW/cm²(直径 2.45 km) までレクテナをおけば、96.2% の電力を捕集できる。なお、JAXAの2007年型モデルでは、10 dB ガウス分布が採用さ れており、送電アンテナ径は 1.8 km、受電アンテナ径は 2.74 km (5.89 km²) とされて いる。エネルギー収集効率の観点からは、10 dB ガウス分布が優れているが、中央部の 電力密度を周辺部の10倍程度にするためには、電力システムが複雑になる、中心部の 排熱が困難、同一ユニットの集積でシステムを構築することができない (コスト及びメ ンテナンスの観点からは規格化が望ましい)、という問題点もあり、今後システム的な トレードオフが必要である。特に発送電一体型(サンドイッチ型)の SPS では、ケーブ ル配線の無いモジュール化という特長を生かすため、一様分布の方が望ましいと考えら れる。

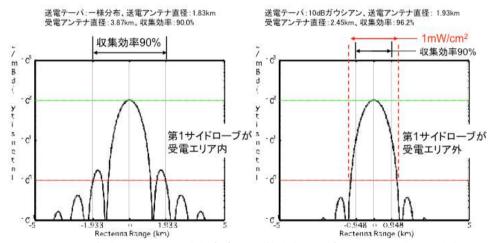


図 4.2.1.3-8 送電アンテナの電力密度が一様分布の場合と10 dB ガウス分布の場合の地上のマイクロ波強度分布¹⁴⁾。周波数:5.8 GHz 、送電アンテナの放射電力:1.31 GW (商用電力接続端の電力:1 GW) 、伝送距離:36,000 km (静止衛星軌道上) の条件で計算。収集効率90 %以上となるレクテナサイズ (3.87 km、1.90 km) と最大電力密度1 mW/cm²以下 (電波防護指針より) となる管理区域の大きさ (3.87 km、2.45 km) を示す。

表 4.2.1.3-1 に 5.8 GHz, 10 dB ガウス分布の場合の、送電アンテナ直径 (1.0~2.6 km) とレクテナ直径に対する、1 GW 出力のために必要なレクテナ効率及び地上でのエネル

ギー密度の計算例を示す。ビーム収集効率は 96.51 %としている(MRI 報告書) 15 。例えば、送電アンテナ径 1.8 km の場合、収集効率 96.51 %を実現するためには、レクテナ径を 3.29 km とする必要があり、その場合、中心電力密度は 777 mW/m²、レクテナ端電力密度は 1.07 W/m²(<1 mW/cm² (規格))となる。

アンテナ	レクテナ	レクテナ	送電電力	ビーム中心強度	レクテナ端強度
直径 (km)	直径 (km)	効率 (%)	(GW)	(W/m^2)	(W/m^2)
1.0	5. 922	86. 29	1. 201	245. 51	0.34
1.2	4. 934	86. 95	1. 192	350.87	0.48
1.4	4. 230	87. 43	1.119	474. 95	0.66
1.6	3. 700	87. 90	1. 179	617. 01	0.85
1.8	3. 290	88.38	1. 172	776.65	1.07
2.0	2.960	88. 79	1. 167	954. 44	1.32
2. 2	2. 692	89. 19	1. 162	1150.00	1. 59
2. 4	2. 468	89. 56	1. 157	1363.00	1.88
2.6	2. 278	89.87	1. 163	1594.00	2. 20

表 4.2.1.3-1 5.8 GHz、ガウス分布の場合のマイクロ波送受電の計算例 15)

4.2.1.3 章の参考文献

- 1) 電子情報通信学会『知識の森』 4 群 (通信工学) -2 編 (アンテナ・伝搬)、pp. 28/(52) http://www.ieice-hbkb.org/files/04/04gun_02hen_02.pdf#search=%27 空中線と電磁波概説+%283%29%27
- 2) NASA Reference Publication 1076, Satellite Power System: Concept Development and Evaluation Program, Vol. 3-Power Transmission and Reception Technical Summary and Assessment, NASA 1981.
- 3) 平成 19 年度 太陽光発電利用促進技術調査成果報告書、平成 20 年 3 月、無人宇宙 実験システム研究開発機構 (USEF)
- 4) 2007 年度 宇宙航空研究開発機構委託業務 宇宙エネルギー利用システム総合研究、pp. 10、三菱総研、2008 年 3 月
- 5) S. Sasaki, K. Tanaka, and JAXA Advanced Mission Research Group, On-orbit Demonstration for SSPS Wireless Power Transmission, Proc. of the IAA 50th Anniversary Celebration Symposium on Climate Change/Green, Systems, pp. 103-107 (2010)
- 6) S, Mihara, . Mihara, T. Saito, Y. Fuse, K. Ijichi, K. Namura, Y. Honma, T. Sasaki, Y. Ozawa, E. Fujiwara, and T. Fujiwara, 'Microwave wireless power transmission demonstration on ground for SSPS,' presented at the 62nd Int. Astronaut. Congr., Cape Town, South Africa, Oct. 2011, IAC-11-C3.2.4.
- 7) 光学 講義ノート、黒田和男、第6章 回折と分解能、p3 http://gopt.iis.u-tokyo.ac.jp/optics/6diffractionU A4.pdf
- 8) アンテナと電波伝幡、谷口慶治著、共立出版、2006年
- 9) 基礎光学 PDF 版-メレスグリオ

https://expydoc.com/doc/7095639/基礎光学-pdf 版---メレスグリオ

- 10) W. C. Brown, Adapting Microwave Techniques to Help Solve Future Energy Problems, IEEE Transactions on Microwave Theory and Techniques, Vol. MTT-21, No. 12, pp. 753-763, December 1973.
- 11) JPL Publication 78-28, Microwave Power Transmitting Phased Array Antenna Research Project Summary Report, pp. A-15, Richard Dickinson, Dec. 15, 1978, NASA JPL
- 12) N. Shinohara, Power Without Wires, IEEE Microwave, Magazine, Dec. 2011, pp. 564-575.
- 13) R.H. Dietz, et al., Satellite Power System: Concept Development and Evaluation Program, Vol. III-Power Transmission and Reception Technical Summary and Assessment, NASA Reference Publication 1076, pp. 34, 35, 1981.
- 14) 平成 16 年度 宇宙航空研究開発機構委託成果報告書、宇宙エネルギー利用システム総合研究、pp. 42, 43、平成 17 年 3 月、三菱総研
- 15) 平成 11 年度 宇宙開発事業団委託業務成果報告書、宇宙太陽発電システムの研究、pp. 34、平成 12 年 2 月、三菱総研

編集用予備ページ

4.2.1.4 マイクロ波送電用アレイアンテナ

衛星軌道上から地上の受電所にマイクロ波電力を送電するためには、極めて集束したビームを形成し、受電所に正確に指向させる必要がある。これは太陽発電衛星技術の中で最もチャレンジングな技術の一つである。例えば高度 36,000 km の静止衛星軌道から地上の 3.5 km 級のアンテナ(日本、東京の緯度)に送電する場合は、伝送距離は 37,300 km なので、0.0054° (約 100μ ラジアン)という細いビームを 0.00054° (約 10μ ラジアン、ビーム幅の 10 %)の高精度で所定の点(地上受電アンテナの中央)に指向させる必要がある。これは 1 km 離れて 10 cm の的の中央に 1 cm の精度でマイクロ波ビームを指向する精度に相当する(東京・大阪間(400 km)で例えれば、40 m の的の中心に 4 m の精度で指向)。このような細いビームを形成するには、5.8 GHz のマイクロ波を使用する場合、軌道上に直径 1.34 km のアンテナが必要である。通常の大型衛星の機械的な指向制御精度は 0.1° 程度(例えば我が国の月探査機 "かぐや"」の場合の指向精度は 1.34 km のアンテナが必要である。通常の大型衛星の機械的な指向制御精度は 1.34 km のアンテナが必要である。近常の大型衛星の機械的な指向制御精度は 1.34 km のアンテナが必要である。近常は 1.34 km のアンテナが必要である。近常などの大型衛星の機械的な指向制御精度は 1.34 km のアンテナが必要である。近常などので、1.34 km のアンテナが必要である。近常などのでは、1.34 km のアンテナが必要である。

不可能である。このような高精度指向制御を実現するためには、地上の送電目標からの誘導電波(パイロット信号)を参照しながら、多数のアンテナ素子(アレイアンテナ)に給電するマイクロ波の位相を統合的に制御することが必要である。

(1) 主ビームとグレーティングローブ の形成

アレイアンテナによるビームの形成 とその方向制御は各構成アンテナ(また はサブアレイ)の位相を統合的に制御す

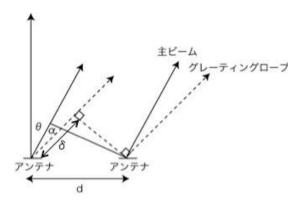


図 4.2.1.4-1 グレーティングローブの方向

ることにより行われる。図 4.2.1.4-1 に示すようにアレイアンテナ面の法線に対し θ 方向にビームを形成する場合は、隣接するアンテナに以下の位相差を与える。

 $\phi = \mathbf{d} \cdot \sin \theta / \lambda \tag{4.2.1.4-1}$

φ:隣接するアンテナの位相差

d:アンテナ間距離

この場合、 θ 方向の主ビーム以外にグレーティングローブが発生する。1 次元アレイでは、グレーティングローブは下記式で示す方向(α)に形成される。

 $\delta = d \cdot \sin \theta + k \lambda \quad (k = \pm 1, 2, \cdots)$

 $\sin \alpha = \delta / d = (d \cdot \sin \theta + k \lambda) / d = (n \lambda \cdot \sin \theta + k \lambda) / n \lambda$

 $= (n \cdot \sin \theta + k)/n) = \sin \theta + k/n$ (4. 2. 1. 4-2)

λ:波長

d:アンテナ間距離 (=n λ)

θ:方向制御角(主ビームの方向)

 α : グレーティングローブの方向 (k=±1, 2, …)

1次元アレイの場合、グレーティングローブが発生しない条件は、k=-1(θ に対してマイナス側の最初のグレーティングローブが±90 度に入らなければ他のグレーティングローブは発生しない、即ちグレーティングローブが最も発生しやすい条件)でかつ $\sin \alpha < -1$ ($\sin \alpha > 1$ の方は $\sin \theta > (\lambda / d) + 1$ となるため θ に解がない)が、グレーティ

ングローブが発生しない条件となり、 $d<\lambda/(1+\sin\theta)$ となる。 θ がほぼ0(アンテナ面 法線方向)の場合は、 $d<\lambda$ であれば、グレーティングローブは発生しない。例えば静止 衛星から日本方向ヘビームを振る場合(θ =5.6°) の場合は、d=0.9 λ とすればグレーティングローブは発生しない。二次元でビームを振る場合は二次元座標でグレーティングローブの発生方向を計算する必要がある。例えば、太陽発電衛星モデル SPS2000²の検討では、東西に最大±30°、南北に最大±3°ビームを振る場合、グレーティングローブを発生させないためには、n はそれぞれ 0.67、0.78 以下である必要があると計算されている 3 (伊藤等、1993) (リニアの場合はそれぞれ 0.67、0.95))。

nが大きくなれば(アンテナ間隔が大きくなれば)k/nの刻みが小さくなるので、グレーティングローブの間隔が小さくなる。グレーティングローブは以下の特性を持つ。

- 1) サブアレイ方式では、サブアレイの個数を m とすれば、サブアレイサイズ (md=mn λ) がサブアレイ間隔と同じとなる。 θ =0 の場合、第一グレーティングローブ方向は、サブアレイサイズが波長より十分大きい場合、 α (rad)= $\pm 1/m$ n である。矩形アンテナではサブアレイのグレーティングローブ方向はサブアレイの放射パターンヌルの方向に一致する。 θ ≠0 の場合には、 $\sin\alpha = \sin\theta \pm 1/m$ n である。例えば USEF テザー型 SPS の場合 (mn=2. 4) で θ =+5° の場合、第一グレーティングローブ(アンテナ法線に近い側のグレーティングローブ)の方向は-19. 1° でその強度は主ビームに対し-12. 6dB と計算される。
- 2) $\theta \sim 0$ 、n=5(アンテナ間隔が 5λ)であれば、静止衛星軌道からの地球の見込み角は ± 8.6 °なので、nが5以下であればグレーティングローブ(± 11.5 °)は地球に到達しない。
- 3) ビームを大きく振った場合、メインローブよりも法線に近いグレーティングローブが発生する時は、メインローブより強度が大きい。

n=5 の場合及び nm=2.4 (USEF テザー型 SPS^4)、サブアレイサイズ 12.5cm) の場合の第一グレーティングローブの方向の計算例を以下に示す。

- i) n=5 (アンテナ間隔が波長の 5 倍)
 - θ =1° α=12.6° 、-10.5 度
 - θ =5° α =16.7° 、-6.5 度
 - $\theta = 10^{\circ} \quad \alpha = 21, 9^{\circ} \quad -1.5 \text{ g}$
- ii) nm=2.4 (USEF テザー型 SPS の場合。サブアレイ間隔が波長の 2.4 倍、アンテナサイズも波長の 2.4 倍)

円開口と近似した場合の電波強度の半値角は 10.8° (半角)

- $\theta = 1^{\circ} \quad \alpha = 25.7^{\circ} \quad -23.5^{\circ}$
- $\theta = 5^{\circ} \quad \alpha = 30.3^{\circ} \quad -19.2^{\circ}$
- θ =5.6° α =30.9°、-18.6°(静止衛星から明石の緯度方向)
- θ =7° α =32.6° , -17.1°
- $\theta = 10^{\circ} \quad \alpha = 36.2^{\circ} \quad -14.1^{\circ}$

USEF テザー型 SPS では、静止衛星軌道から日本へ送電する場合(地心方向を向くアンテナ法線からの離角は 5.6°程度)、全てのグレーティングローブは地球を外れた方向へ放射される。

表 4.2.1.4-1 に NASA リファレンスモデルと NASDA の M-SSPS (5.8 GHz) の場合のサイドローブとグレーティングローブの発生状況 $^{5,6)}$ を示す。また図 4.2.1.4-2 に NASA リファレンスシステムのグレーティングローブの発生状況 $^{5,6)}$ を示す。

表 4. 2. 1. 4–1 JAXA SSPS 検討委員会で検討された NASA リファレンスモデルと NASDA M-SSPS(5. 8 GHz) の場合のサイドローブとグレーティングローブ $^{5,6)}$

0110/ - ///		. / - / - -	<i>,</i> , ,	
モデル	送電アンテナ	ビーム中心強度	サイドローブ	グレーティングローブ(0.016°ビームを振った場合)
1	周波数 2.45 GHz アンテナ径 1 km 振幅分布 10 dB ガ ウシアン サブアレイ間隔 10.4 m (85λ) 送電距離 36000 km	mW/cm ² 第 2 高調波 -50. 1 (dBW/m ² /4kHz) レクテナ直径 8. 48 km (ビー	ーブ-22.9 dBc (中心から 7.2 km の位 置)	グレーティングローブは 424 km おき、強度は -32.4 dBc 第 2 高調波第 1 グレーティングローブは 212 km おき、強度は-78.0 (dBW/m²/4 kHz)。ただし第 2 高調波の位相は制御されないと考えられるのでその場合は-157(dBW/m²/4 kHz)他の高調波はダイポールアンテナのパターンの場合主ビーム方向が地球の外に向く
NASDA 5.8GHz モ デル	周波数 5.8 GHz	189.2 mW/cm ² 第2高調波 -42.2 (dBW/m ² /4kHz) 1.5 km (ビー ム収集効率	ーブ-22.9 dBc (中心から 1.18 kmの位 置)	グレーティングローブは 1,240 km おき、強度は-42 dBc 第 2 高調波第 1 グレーティングローブ 620 km おき、-59.2(dBW/m²/4kHz)ただ し第 2 高調波の位相が制御されない場合は-155(dBW/m²/4kHz)

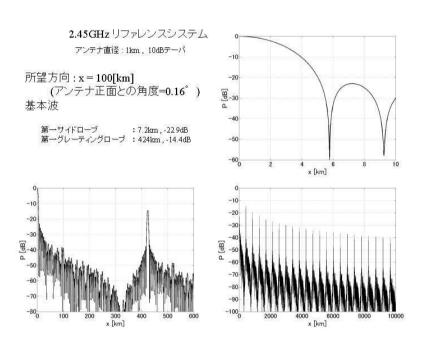


図 4. 2. 1. 4-2 JAXA SSPS 検討委員会で計算された NASA リファレンスモデルのグレーティングローブ $^{5,6)}$

(2) アレイアンテナの指向精度

高度 36,000 km の静止衛星軌道から地上のレクテナに正確にマイクロ波ビームを向けるには、前述したように、10⁻⁵ラジアンという極めて高い指向精度が必要である。アレイアンテナの各アンテナ(サブアレイ)の位相は様々な要因で誤差を持つが、誤差がランダムの場合は、1次元アンテナの集合の誤差は、各アンテナの位相誤差に対し、以下の式で表される。

 $\Delta \theta = 2 \lambda \left(\Delta \xi\right) / \left(\pi \operatorname{dcos} \theta \circ N^{1.5}\right) \left(大塚等^{7}\right)$

(4. 2. 1. 4-3)

 $\Delta \theta$: アンテナ全体としての誤差(実角、度)

λ:波長 (m)

 $\Delta \xi$: 各アンテナの誤差(位相角[°])

d:アンテナ間の距離 (m)

θ₀: 指向角(法線方向が角度0度)

N:アンテナの総数

なお、USEF 報告書(平成 17 年度太陽光発電利用促進技術調査成果報告書 8)、原典は大塚等 7)(1999))では、この誤差の式は、

 $\Delta \theta^2 = (2 \lambda \Delta \xi)^2 / \text{N} \cdot (\pi \text{D} \cos \theta_0)^2$

(4. 2. 1. 4-4)

D:アンテナロ径 (m)

となっているが、D=Nd なので、上記の両式は全く同じとなる。また同書では、

 $\Delta \theta^2 = 12 (\Delta \xi)^2 / N^3$

(4.2.1.4-5)

の式も提示されているが、これは、 $d=0.184\lambda$ 、 $\theta_0=0$ の場合に相当すると思われる。 ただし、K. R. Carver et al. (1973) $^{9)}$ によれば、

 Δ θ rms=3 $^{0.5}$ λ (Δ ξ)/(π dcos θ $_0$ N $^{1.5}$) (論文では波数 k で表示されている)

(4, 2, 1, 4-6)

となっており、係数がわずかに小さくなっている(大塚等の場合が 2 に対し、K. R. Carver et al. では $3^{1/2}$)。

上の式は 1 次元の式であるが、NxN アレイの二次元では、大塚等 $^{7)}$ (1999) の論文では、以下で与えられている。

 $\Delta \theta = 2 \lambda \left(\Delta \xi \right) / \left(\pi \operatorname{dcos} \theta_{0} N^{2} \right)$

(4. 2. 1. 4-7)

なお、K. R. Carver et al. (1973) 9 によれば、2次元の場合は、

 $\Delta \theta = 3^{0.5} \lambda \left(\Delta \xi\right) / (\pi \operatorname{dcos} \theta \,_{0} N^{2})$

(4.2.1.4-8)

であり、線形の場合と同じように大塚等の式よりわずかに係数が小さくなっている。 JAXA の検討では当初 Carver 等の一次元の式(4.2.4-6)を用いていたが、後に大塚等の1 次元の式(4.2.1.4-3)を使用するようになった。USEF や MELCO の資料では2次元の場合 も(4.2.1.4-3)((4.2.1.4-4)と同じ)の1次元の式を用いている。

これらの式は、アンテナ素子数 N が多ければビームの方向誤差 (分布の中央値からのずれ) は非常に小さくなることを示している。例えば、5.8 GHz、波長 5.17 cm、アンテナは波長間隔で配置した場合、

N=10,000 (一次元方向、500 m アンテナ)、 $\Delta \xi = 5^{\circ}$ の場合

 $\Delta \theta = 3.19 \times 10^{-6}$ ° (2.0 m@36,000 km)

N=40,000 (一次元方向、2,000 m アンテナ) 、 $\Delta \xi = 5^{\circ}$ の場合

 $\Delta \theta = 3.98 \times 10^{-7}$ ° (0.25 m@36,000 km)

N=40,000 (一次元方向、2,000 m アンテナ) 、 $\Delta \xi = 10^{\circ}$ の場合

 $\Delta \theta = 7.96 \times 10^{-7}$ ° (0.5 m@36,000 km)

となる。二次元の場合は、これらの値は更に小さくなる。例えば、USEF テザー型 SPS 4 の場合は、2次元の式(4.2.1.4-8)を用いるとサブアレイ単位 (4x4 アンテナ、12.5 cm x 12.5 cm、19,000 サブアレイ x20,000 サブアレイ) なので、サブアレイ毎のランダム

な位相誤差が 20° の場合でも、ビーム全体としての方向誤差は Δ θ = 1.5x 10^{-8} \circ (1 cm@36,000 km) と計算される。従って、アンテナからのマイクロ波に位相誤差があっても、ランダムな位相誤差であれば、アンテナ素子数が多い場合、十分に高い方向精度が得られる。このような素子数の大きなアンテナでは、アンテナ毎(あるいはサブアレイ毎)のランダムな位相のばらつきはビーム方向の誤差には殆ど効かないことになる。ただし、ランダムな位相誤差でも、サイドローブの上昇とそれに伴うレクテナでのビームの電力収集効率の低下をもたらすので、位相誤差はできるだけ小さくすることが必要である。4.2.1.5 マイクロ波ビーム方向制御技術 (5) 項パネルのビーム方向誤差制御精度 の項で位相誤差を含むビームの方向誤差と電力収集効率の低下の関係について述べる。

4.2.1.4 章の参考文献

- 1) 月周回衛星(SELENE)ハンドブック、宇宙航空研究開発機構 宇宙科学研究本部、平成19年6月
- 2) M. Nagatomo and K. Itoh, An evolutionary satellite power system for international demonstration in developing nations, Space Power, vol. 12, pp. 23-36, 1993.
- 3) 伊藤、大宮、神保、堀口、SPS2000 用スペーステナ及び素子、第 12 回宇宙エネルギーシンポジウム、pp. 129-134、宇宙科学研究所、1993 年 3 月
- 4) 平成 19 年度 太陽光発電利用促進技術調査成果報告書、平成 20 年 3 月、無人宇宙 実験システム研究開発機構 (USEF)
- 5) マイクロ波送電の周波数の共用検討について、SSPS 検討委員会、周波数干渉問題検 討委員会報告、平成 16 年 11 月 19 日
- 6) 松本、マイクロ波送電の周波数問題について、第3回宇宙太陽発電システム (SPS) シンポジウム講演要旨集、pp. 21-31、平成12年10月
- 7) 大塚、千葉、片木、鈴木、フェーズドア例アンテナにおけるモノパルス差パターンのビーム方向に関する検討、電子情報通信学会論文誌 B、Vol. J82-B、No. 3、pp. 427-434、1999 年 3 月
- 8) 平成 17 年度太陽光発電利用促進技術調査成果報告書、pp. 41、平成 18 年 3 月、無人 宇宙実験システム研究開発機構 (USEF)
- 9) K. R. Carver, W. K. Cooper, and W. L. Stutzman, Beam-Pointing Errors of Planar-Phased Arrays, pp. 199-202, IEEE Transactions of Antennas and Propagation, March 1973.

編集用予備ページ

4.2.1.5 マイクロ波ビーム方向制御技術

(1) ビーム方向走査角の制約

マイクロ波ビームの方向制御を行う場合、アンテナ法線からの角度(走査角)が大きくまるほど減衰が生じる。即ち、走査角が大きくなるとアレイアンテナの相互結合が大きくなるとアレイななるによる反射損失が生じる。さらにアンテナ開口が実質的に小さくなるため、ビームが

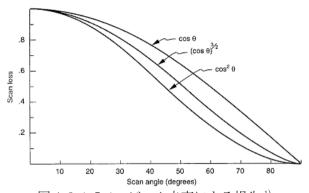


図 4.2.1.5-1 ビーム走査による損失 1)

 $(1/\cos\theta)$ に依存して拡がる。ビーム拡がりについては全放射エネルギーそのものの損失にはならないが、結果的に図 4.2.1.5-1 に示すように、 $\cos^{1.5}\theta \sim \cos^2\theta$ の走査損失が生じることが示されている。このため走査角は 10 以内程度が望ましいとされる($\cos^2\theta$ 依存性の場合、10 で 3 %の損失、 $\cos^{1.5}\theta$ 依存性の場合、10 で 2 %の損失)。

(2) レトロディレクティブ制御

地上の受電アンテナへマイクロ波ビームを指向させる方法として、受電局からのパイロット信号(誘導電波)の方向を検知し、その方向に送電波が放射されるようにアレイアンテナの位相制御を行う方式(レトロディレクティブ制御、図 4.2.1.5-2)が考えられている。この場合パイロット信号がオフとなると、ビームの送電条件が成立しなくなりビームが発散するため保安上も望ましいフェールセイフ(トラブルが発生しても自動的に安全側に移行すること)の制御形態となる。例えば、静止衛星軌道から放射される1 GW が完全に半球方向に拡散した場合の地上での電力強度は $0.12~\mu\text{W/m}^2$ (6.7~mV/m)で極めて小さくなる。位相制御技術は通信の分野では既に実際に使用されているが、高い指向精度を持つ大電力送電への応用には最適の位相制御の方式選定を含め重要な研究課題が残っている。

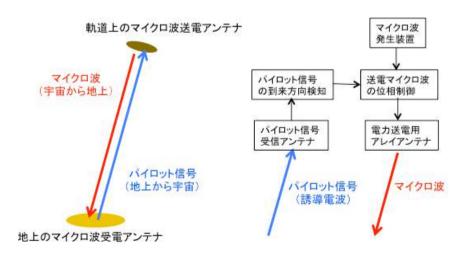


図 4.2.1.5-2 レトロディレクティブ方式によるマイクロ波ビームの制御の考え方

レトロディレクティブ制御の方式としては、表 4.2.1.5-1 に示すようにこれまで様々な方法が提案、あるいは試作試験されている。以下に代表的な方式について述べる。

表 4.2.1.5-1 各種のレトロディレクティブ方式

			アイレグアイノ万式
モデル	レトロ方式	パイロット 信号	備考
	位相共役回路(ハードウエアレトロ) 対称2周波パイロット信号、送電側に 発信器あり。 ヘテロダイン方式	$\omega_0 \pm \Delta \omega$	送電周波数(ω₀)2.45 GHz
SFU METS ³⁾ NEDO グランド デザイン	位相共役回路(ハードウエアレトロ) 非対称 2 周波パイロット信号、送電側 に発信器 $(2\omega_0)$ あり。 ヘテロダイン方式		送電周波数(ω ₀) 2.45 GHz
SPS 2000 ⁴⁾	方向検知して送電ビーム制御、送電側 に発信器あり(2.45 GHz,245 MHz)		送電周波数(ω₀) 2.45 GHz 1 サブアレイ(1316 送電アンテナ)に4受信アンテナ+1 方向検知器。
周波数利用レ	位相共役回路(ハードウエアレトロ) 1周波パイロット信号 送電側に発信器なし。	816 MHz	送電周波数(ω ₀) 2.45 GHz 基準信号受信部で2逓倍し、各アンテナからのパイロット信号と位相共役をとりフィルターで位相共役信号のみ取り出し、3逓倍して送電アンテナから放射。
デル ⁷⁾	位相共役回路(ハードウエアレトロ) 1 周波パイロット信号 送電側に発信器あり(2.4 GHz, 4.8 GHz)。 ヘテロダイン方式	2.4 GHz	送電周波数(ω₀) 4.8 GHz リファレンスの 2.4 GHz を内部で生成し、パイロット 信号と比較して位相を検知し、4.8 GHz の送電波の位 相を制御する。
	位相共役回路(ハードウエアレトロ)	波数と同	パイロット信号と送電信号は同一周波数(ω_0)。 $2\omega_0$ を発振させるかパイロット信号から生成。 $2\omega_0$ と各アンテナからのパイロット信号をミキシングして低周波分(ω_0)を送信。 $2\omega_0$ をパイロット信号から生成する場合は、送信波とパイロット信号とのアイソレーションはサーキュレーターでとる。
相共役モデル ^{9,10)}	位相共役回路(ハードウエアレトロ) 1 周波パイロット信号 送電側に発信器あり(2.9 GHz, 5.8 GHz)。 ヘテロダイン方式	2.9 GHz	送電周波数 (ω_0) 5.8 GHz リファレンスの 2.89 GHz を内部で生成し $^{10)}$ 、パイロット信号と比較して位相を検知し、5.8 GHz の送電波の位相を制御する。
役モデル ^{11, 12)}	位相共役回路(ハードウエアレトロ) 1周波パイロット信号 送受共用アンテナ 送電側に発信器あり(3.8613 GHz, 5.744 GHz)。 ヘテロダイン方式	3.8466 GHz	送電周波数(ω₀) 5.766 GHz リファレンスの 3.8613 GHz を内部で生成し、パイロット信号と比較して位相を検知し、5.766 GHz の送電波の位相を制御する。
MHI の PAC 法 ^{13. 14)}		2.9 GHz	送電周波数(ω ₀) 5.8 GHz
J-Space Systems/JAXA 地上実証 ¹⁵⁾	ソフトウェアレトロ パイロット信号の方向を検知して送 電ビーム制御、送電側に発信器あり。		送電周波数(ω₀) 5.8 GHz パイロット信号の方向検知は振幅モノパルス方式 パネル間の位相同期方式は REV 方式。

レトロディレクティブの方式としては、パイロット信号から位相共役回路 (ハードウェア) を用いて位相折り返しの送電波を発生させる方式 (ハードウェアレトロ方式) と、パイロット信号の方向検知を行い、その方向に送電波を放射するようアレイアンテナの各移相器の位相を計算処理して指令する方式 (ソフトウェアレトロ方式) がある。ソフトウェアレトロ方式の場合は衛星側で送電波の源振を持つが、ハードウェアレトロ方式では、送電波の周波数をパイロット信号から発生させる方式と衛星側で送電波の源

振を持つ方式の2種類がある。衛星側に源振を持たずパイロット信号から位相折り返し の送電波を発生させる場合は、システムが簡単で応答性も高いが、送受信マイクロ波電 力比は 100 dB 程度であるため、微弱な受信マイクロ波が強力な送電マイクロ波の影響 を直接受けるため同一周波数は使用できず、また位相情報を保ったまま 100 dB もの増 幅を行うことが現状技術では非常に困難と考えられている。局部発信器とミキサーの組 み合わせのヘテロダイン方式のレトロディレクティブ方式については、松本等の報告書 に詳しい説明がある³⁾。ただしヘテロダイン方式の場合、SPS のような km 級の巨大アン テナでは広い領域に分散するミキサーへの局部発信器の位相をどのように統一するか の問題があり、NASA リファレンスシステムの検討時に提案された centrally phased reference source¹⁶⁾のようなシステムとの併用を考える必要がある。一方ソフトウェア レトロでは、パイロット信号の周波数を送電周波数と無関係に自由に選択できるが、パ イロット信号の方向検知精度と送信波の位相制御の方法と精度が問題となる。我が国で 進められてきた最近の地上実証実験プロジェクト(7.2.1.2章(1),(3))や近未来の軌 道上実証実験の提案(7.2.2.4章)、USEF テザー型 SPS では、ビーム形成と制御に自 由度がある(ソフトで設定が自由にできる)こと、及び、技術的な実現性の高さからソ フトウェアレトロ方式を採用している。この場合のパイロット信号の方向検知の方法と 精度については(3)で述べる。ソフトウェアレトロの場合、衛星側で送信波の源振を持 つ必要があるが、システム全体で1ヶの源振を持ち各マイクロ波サブアレイ回路に分配 する方式、サブアレイあるいはサブアレイの集合体毎に源振を持ちそれらの周波数・位 相同期をとる方式、の2方式が考えられる。実用SPSで1ヶの源振を分配する方式はア ンテナサイズが km 級であるため、ケーブル (光ケーブルが候補) 遅延、熱伸縮の影響 の補正が非常に困難と考えられる。サブアレイあるいはサブアレイの集合体毎(パネル 毎)に源振を持つことが現実的である。この場合でもパネル毎にマイクロ波の放射方向 だけでなく、パネルからのマイクロ波の位相も揃える必要がある(4.2.1.5項の図 4.2.1.5-18 参照) ので、それぞれの源振の周波数と位相の同期をとる必要がある。そ れらの同期をとる方式については、(4)で述べる。以下にこれまで検討された主なレト ロ (ハードおよびソフト) の方式を示す。

1) 対称 2 周波パイロット信号方式²⁾ (NASA リファレンスシステム)

パイロット信号 $(\omega_t \pm \Delta \omega_t)$

$$\Omega_{1} = \omega_{t} t - \phi_{t} + (\Delta \omega_{t} t - \Delta \phi)$$

$$\Omega_{2} = \omega_{t} t - \phi_{t} - (\Delta \omega_{t} t - \Delta \phi)$$
(4. 2. 1. 5-1)
(4. 2. 1. 5-2)

太陽発電衛星側で、 $\Omega_1+\Omega_2: 2(\omega_t t-\phi_t)$ を合成し、1/2 をとれば、 $(\omega_t t-\phi_t)$ が得られる。ただし、この割り算で π の不確定さが生じる。リファレンスの $2\omega_t t$ から引き算をすることにより、位相反転信号 $\omega_t t+\phi_t$ を作る。

2) 非対称 2 周波レトロディ レクティブ ³⁾方式 (京大、神 戸大、三菱電機)

NASA リファレンスシステムでは周波数を 1/2 にするときに π の不確定さが残るため、非対称の 2 周波レトロディレクティブが考案された。図 4.2.1.5-3 に示すようにパイロット信号として非

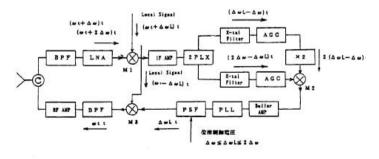


図 4.2.1.5-3 非対称 2 周波レトロディレクティブ 3)

対称の 2 周波、 ω_t + $\Delta \omega_t$ 、 ω_t + $2 \Delta \omega_t$)を用い最終的に位相反転した送信波を作る方式である。図の回路例では局部発信器(ω_t + $\Delta \omega_L$)を用いて低い周波数($\Delta \omega_L$)で位相の反転を行っている。

3) SPS 2000 のレトロディレクティブ方式 4) (宇宙研)

サブアレイ (40 x 32 素子) 毎に、4 $_{F}$ のパイロット受信アンテナ (245 MHz, 75 cm 間隔) で方向検知を行い、サブアレイからパイロット信号の方向に 2.45 GHz の電波が放射されるように各送電素子の位相を制御するソフトウェアレトロの方式が採用された(図 4.2.1.5-4)。

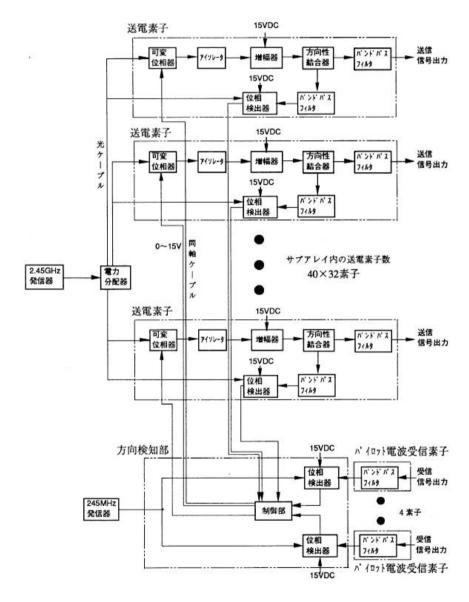


図 4.2.1.5-4 SPS2000 で採用されたビーム制御方式 4)

3) 1/3 周波数利用レトロディレクティブ方式

パイロット信号及び基準信号として送電周波数の1/3倍を用い、送電電波の局部発 信器を持たない方式が京都大学の METLAB (Microwave Energy Transmission LABoratory)で開発試験された(図 4.2.1.5-5)。

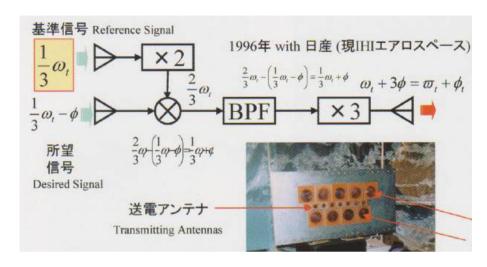


図 4.2.1.5-5 METLAB で開発されたビーム制御方式 5,6)

5) 位相共役レトロ方式 (UCLA) ⁸⁾

図 4.2.1.5-6 に示すように、パイロット信号の周波数をωκ衛星上の発信器の周波数 をωιωとしてミキシングすれば、

 $V_{\text{IF}} = V_{\text{RF}} \cos \left(\omega_{\text{RF}} t + \theta_{\text{n}} \right) \cdot V_{\text{LO}} \cos \left(\omega_{\text{LO}} t \right)$

=1/2
$$V_{RF}V_{L0}$$
 [cos((ω_{L0} - ω_{RF})t- θ_{n})+cos((ω_{L0} + ω_{RF})t+ θ_{n})] (4. 2. 1. 5-3)
 $\geq t_{A} \leq \omega_{L0} = 2 \omega_{RF} \geq t_{A} t_{A} t_{A}$

 $V_{IF}=1/2V_{RF}V_{LO} \left[\cos\left(\omega_{RF}t-\theta_{n}\right)+\cos\left(3\omega_{RF}t+\theta_{n}\right)\right]$ (4.2.1.5-4)

となり、Low pass filter を通過させれば、

 $V_{IF}=1/2V_{RF}V_{LO}\cos(\omega_{RF}t-\theta_n)$ (4.2.1.5-5)

の共役信号が得られる。Circulator でパイロット信号と送電信号の分離を図る。

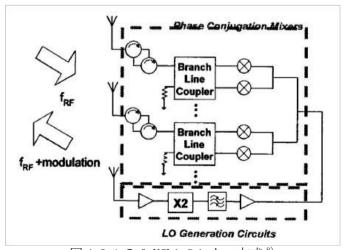


図 4.2.1.5-6 UCLA のレトロ方式 8)

6) 位相共役レトロ方式(Texas A&M 大学)

Texas A&M 大学の Kai Chang のグループは、 $2.9~\mathrm{GHz}$ のパイロット信号を用いその倍波の $5.8~\mathrm{GHz}$ のマイクロ波を送信するレトロを提案している $^{9,10)}$ 。図 4.2.1.5-7 は試作された例で、パイロット信号と $2.89~\mathrm{GHz}$ の局部発信器からの信号をミキシングして位相を検出し、 $2~\mathrm{tyr}$ レイ($1~\mathrm{tyr}$ レイは $63~\mathrm{tyr}$ $5.8~\mathrm{GHz}$ 、アレイアンテナから構成)から $40~\mathrm{W}$ の放射を行ったと報告 $^{10)}$ されている。ビームは $1~\mathrm{tyr}$ 次元方向のみの制御である。

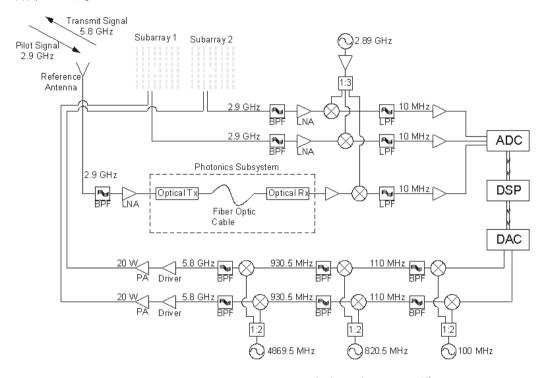


図 4.2.1.5-7 TEXAS A&M のレトロ方式のブロック図 10)

7) 位相共役レトロ方式 (USEF) 11)

平成 15 年度に USEF で試作されたハードウェアレトロ装置 (製作は三菱電機) を図 4.2.1.5-8 に示す。パイロット信号は、 $3.847~\mathrm{GHz}$,送信周波数は $5.766~\mathrm{GHz}$ (約 $8~\mathrm{W}$) であった。L01 は $5744~\mathrm{MHz}$ 、L02 は $3861.3~\mathrm{MHz}$ である (図中 $46~\mathrm{MHz}$ はこの場合 $22~\mathrm{MHz}$)。アンテナは送受共用アンテナ (送受アイソレーションは $60~\mathrm{dB}$) である。送信波はパイロット信号の周波数の $1.5~\mathrm{G}$ であるため、パイロット信号と同一方向に送り返す為には、送信波の位相差(隣り合うアンテナ素子間)もパイロット信号の位相差(隣り合うアンテナ素子間)の $1.5~\mathrm{G}$ とする必要があり、図中の $1.5~\mathrm{G}$ が使用されている。ビーム走査による利得低下は走査角 $1.5~\mathrm{C}$ で $1.5~\mathrm{C}$ の $1.5~\mathrm{$

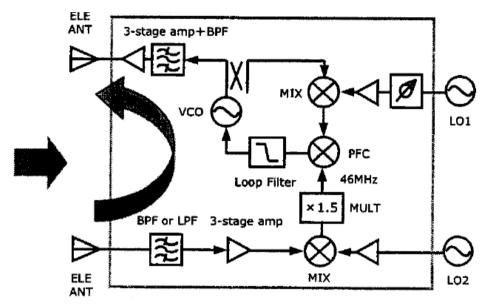


図 4.2.1.5-8 USEF のレトロ方式 11)

8) 位置·角度補正法(PAC 法、Position and Angle Collection Method)¹³⁾(三菱 重工)

パイロット信号の位相を基準パネルとその他の各パネル間で検出し、各パネルの位置と角度を導出して各パネルからの送信電波の位相を設定する。共通源振とパイロットの差分でパイロット信号をダウンコンバートし、各パネルに供給される時刻同期パルスによりダウンコンバートした信号からパイロット信号の位相を検知する。その原理及びブロック図を図 4.2.1.5-9、10 に示す。ビームの方向制御とパネル間の位相同期を同時に実現する。

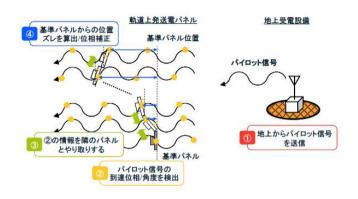


図 4.2.1.5-9 三菱重工の PAC 法の原理 13)

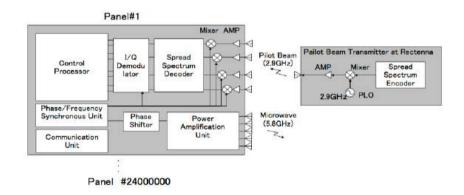


図 4.2.1.5-10 三菱重工の PAC 法の構成 14)

9) ソフトウェアレトロ方式 (J-Space Systems/JAXA 地上実証)

2009 年から、J-Space Systems と JAXA の共同プロジェクトとして開発が行われた高精度 kW 級マイクロ波送電実証実験システムでは、ソフトウェアレトロの方式が採用されている 15 。このシステムのブロック図を図 4. 2. 1. 5-11 に示す。

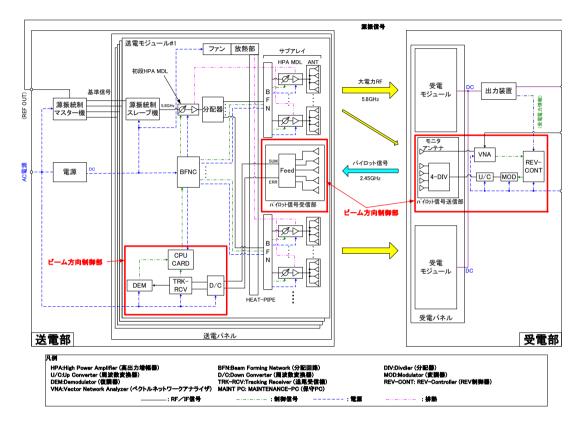


図 4.2.1.5-11 J-Space Systems/JAXA 地上実証システムのレトロ方式 15)

(3) パイロット信号の到来方向検知

ソフトウェアレトロでは、パイロット信号の到来方向を検知する必要がある。パイロット信号からの方向検知方法としては、1 対のアンテナの受信信号の和と差から方向を検知する方法(モノパルス法)が一般に採用されている。この場合の推定精度は、パイロットアンテナからの信号からの推定誤差とパイロットアンテナの機械的な取付誤差で与えられる。パイロットアンテナからの信号からの到来方向推定誤差は、以下で表される(電子情報学会「知識ベース、2011」¹⁷⁾)。

 $\Delta \phi = \theta_a / (1.61 \text{ x} (2 \text{ xSN})^{1/2})$

(4. 2. 1. 5-6)

Δ φ:角度計測誤差(最小値) (rad または度)

 θ_a : アンテナビーム幅 (ビーム角) (rad または度)

D:パイロットアンテナ間距離

SN:パイロット信号の SN

同式は USEF 報告書 (平成 17 年度太陽光発電利用促進技術調査成果報告書 ¹⁸⁾) では、 以下となっている。

 $\Delta \phi = \lambda / (\pi D \cdot \cos \phi \times (SN)^{1/2})$

(4. 2. 1. 5-7)

Δφ:検出角度誤差 (rad)

前者の式で、アンテナビーム幅 θ a として 0.725 λ /D とすれば、両式は同じとなる。 例えば、式(4.2.1.5-7)を用いれば、以下のように計算される。

S/N=40 dB, $\phi=0$, D=0.5 λ の時、 $\Delta \phi=0.37$ ° (検知誤差角)

S/N=40 dB, $\phi=0$, $D=20\lambda$ の時、 $\Delta \phi=0.009$ ° (検知誤差角)

S/Nが 1/10になると誤差は 3.16 倍になる。

ただし、S/N が悪い場合でも、等価的に S/N を改善するアルゴリズム (例えば MUSIC: Multiple Signal Classification など) があると言われている。

USEF テザー型 SPS の場合は、構造ユニット(パネル)が図 4.2.1.5-12 の構成になっている。パイロットアンテナの間隔を 12.5 cm とし、パイロット信号周波数として 2.45 GHz を用いるとすれば、S/N が 1000 の時、誤差は式(4.2.1.5-7) を用いた場合 Δ ϕ =0.0099(rad)=0.57° (ϕ =0 の時) となる。

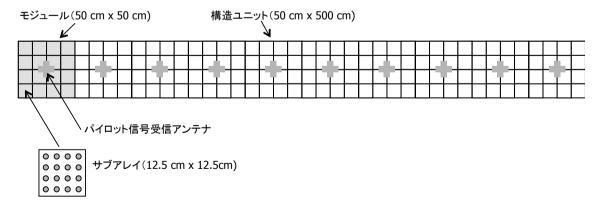


図 4.2.1.5-12 USEF テザー型 SPS の場合のパネル構成

モノパルス法には、振幅モノパルス法と位相モノパルス法の 2 種類がある。位相モノパルスの場合は、2 アンテナの受信機の位相差から、

 $\sin \delta \theta = (\phi 1 - \phi 2) / (2\pi) \cdot \lambda / d (d:2 アンテナの距離)$ (4.2.1.5-8)

により、角度誤差を算出する。一方振幅モノパルスは 2 つのビームの主軸を正面方向から対象にずらしたアンテナ(図 4.2.1.5–13) 19 を用いる。それぞれの ビームで受信した信号をハイブリッド回路に入力して和信号 Σ と差信号 Δ を出力する。受信信号の受信方向とアンテナ正面方向との角度差が図 4.2.1.5– 14^{19} に示すように和信号レベルと差信号レベルの比 $E=\Delta$ Σ に比例することを利用して、受信角度を測定する。

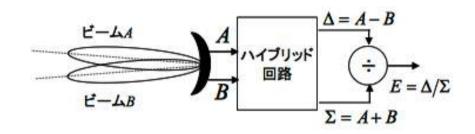


図 4.2.1.5-13 振幅モノパルスの方式 19)

一様な振幅分布のアンテナによる測角の場合(開口分割)、和差信号の振幅を比較することにより角度誤差曲線が得られる(図 4.2.1.5-15) 20,21 。2009年から開発が進められた JAXA と JSS のマイクロ波電力伝送地上実証システムの方式はこの方式で、図 $4.2.1.5-16^{22}$ に示すように十字の 5 ヶのアンテナを使用し、中央のアンテナを和信号(Σ)とし、上下、左右のアンテナからの信号から差信号(Δ)をとり、

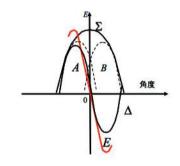


図 4.2.1.5-14 角度誤差曲線 19)

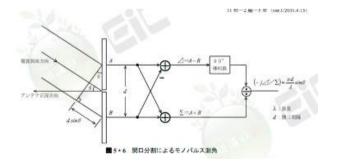


図 4.2.1.5-15 開口分割振幅モノパルの方式

 Δ/Σ =2dsin θ/λ として到来角を求める方式である。試験アンテナによる放射パターンの測定結果を図 4.2.1.5-17 に示す。宮川らの計算結果によれば、差パターンのピークは±24°で、±24°の引き込みが可能なことを示している。

実際の到来方向推定は、構造の非対称性、グランドパネルへの漏洩電流(地板端部の 磁流による回折現象)による放射パターンリップル及びナル点シフトのため十分な精 度が得られず、パイロット受信アンテナ系の特性計測に基づく二次元の補正関数を用い た補正が対策として採用された。

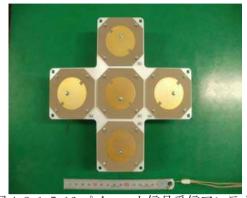


図 4.2.1.5-16 パイロット信号受信アンテナ 221。2.45 GHz。アンテナサイズ 42.5 mm 径、アンテナ間距離は 67.2 mm。

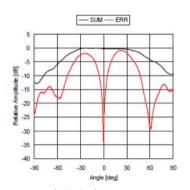


図 4.2.1.5-17 方位角方向のパイロット信号 受信アンテナの放射パターンの結果²²⁾

パイロット信号の強度はパイロット信号の到来方向検知精度に直結するため、SPS 側で十分な S/N(C/N) で受信できる強度で地上局から送信する必要がある。受信機での S/N(C/N) は、以下の式で計算される。

S/N(C/N)(dB) = S(dBm) - N(dBm)

(4.2.1.5-9)

S(dBm) = Po(dBm) + Gt(dB) - LP(dB) + Gr(dB) - LR(dB)

N(dBm) = -198.6 (dBm) + Ts(dBK) + BS(dB)

Gt=10 · log($(\pi D/\lambda)^2 \cdot \eta$)

LS=10 • log ($(4 \pi L/\lambda)^2$)

Ts=10 • log((NF-1) • $T_{0})$, NF=10 $^{NF\,(dB)\,/10}$

 $BS(dB) = 10 \cdot log(BS)$

S(C):信号(キャリア)強度、N:ノイズ強度、Po:送信出力、Gt:送信アンテナ利得、LP:伝搬損失、Gr:受信アンテナ利得、LR:給電損失、-198.6:ボルツマン定数、Ts:システム雑音温度、BS:受信機帯域、D:送信アンテナ直径、 λ :送信波の波長、n:開口効率、L:送信距離、NF(dB):受信機雑音指数、To:周囲温度

NASA リファレンスシステムの検討では、 $2.45~\mathrm{GHz}$ 帯、 $80~\mathrm{KW}$ (79 dBm)、 $40~\mathrm{dB}$ 利得のパイロット信号送信系が想定された $^{23)}$ 。空間減衰を $-191~\mathrm{dB}$ (約 36,000km)、受信アンテナ利得 20 dB、クライストロンからの受信機への干渉 $-83~\mathrm{dBm}$ (クライストロンの出力 77 dBm に対し減衰 160 dB を想定)とすれば、 $\mathrm{S/N}$ は 31 dB($\mathrm{S:}$ $-52~\mathrm{dBm}$, $\mathrm{N:}$ $-83~\mathrm{dBm}$)となる。リファレンスシステムのように大出力クライストロン($50~\mathrm{KW}$)を使用するシステムではその干渉は大きいが、このような強い干渉がない場合は、受信機の雑音指数 (NF)を 10 dB、周囲温度を $20^{\circ}\mathrm{C}$ とすればシステム雑音温度は 34.2 dBK となり、帯域 $1~\mathrm{kHz}$ 、給電損失 $0~\mathrm{dB}$ とすれば、 $1~\mathrm{dE}$ $1~\mathrm{$

(4) パネル間位相同期技術

ソフトウェアレトロでは、衛星側で送電波の源振を持つ必要がある。マイクロ波送電パネルが完全に剛で各アレイアンテナに位置誤差がなく各サブアレイへの位相指令の誤差がなければ、パネル全体(衛星全体で)で一ヶの源振と、一対のパイロット受信アンテナ、及び各サブアレイへのレトロ用位相指令計算プロセッサがあれば良い。アンテナの規模が比較的小さい場合はこのような構成が可能であるが、km級の大きさのアンテナを持つ実用 SPS のような場合には、このような構成は現実的ではない。全体パネルを構成する各パネルが剛(変形しない)としても、km級の巨大アンテナのような多数のパネルから構成されるパネル全体は柔構造(パネル間に一定レベルの回転・接続がたの自由度をもつ)である。従って剛性の保証される各構成パネルごとに源振、パイロット受信アンテナ、レトロ用位相指令計算プロセッサが必要であり、各パネルの源振間は位相と周波数の同期を図る必要がある。このような位相同期が行われないと、図4.2.1.5-18に示すように各パネルからのマイクロ波の波面の伝搬方向は正しくても波面の位相がずれるためレクテナに集中した電力を送ることができない。

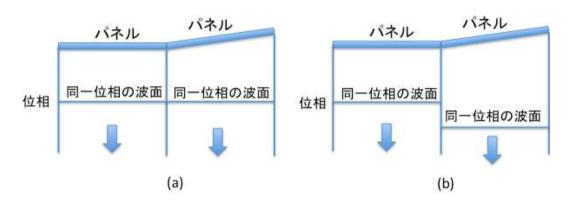


図 4.2.1.5-18 パネル間位相同期 (a)位相同期がとれている場合、(b)位相同期がとれていない場合

これまで提案されているパネル間の位相同期を実現する方法を表 4.2.1.5-2 に示す。大きく分けて、基本的な処理を宇宙機側で行う方法と地上側で行う方法がある。一般に基本的な処理を行う側(宇宙機側または地上側)が複雑なシステムを持つ必要がある。基本的な処理を宇宙機側で行う方法では、有線による基準信号分配、無線による基準信号分配、パネル間でパイロット信号の位相を共有することによりパネル間の位相同期を実現、する方法がある。レクテナサイトでビームをモニターして搭載側の各パネルの位相をフィードバック制御する方法では、REV 法、ビームタギング法、並列化法が提案されている。

並列化法については三菱重工により試作試験が行われた。それによると、2.8度の制御誤差、処理時間70秒(2400万パネルを前提、但しUSEF テザー型SPSでは237万5千枚)、立ち入り規制区域(理想状態で0.3 W/m²以下となる直径40 kmの区域)外での不要波レベル0.3 W/m²以下、無線電力伝送効率の低下量は1%以下と報告¹³⁾されている。計算では構造振動(振幅80 m、周期14時間)である決まった処理開始位相を使用しているが、構造振動と処理開始位相が最悪となるケースでは、最大不要波レベル、無線電力伝送効率ともに劣化するため、その対策として、構造振動を補正する方式についても検討が行われた。その後の原理モデルを使用した実験結果に基づく報告(2014年6

月)では、2.7 度の制御誤差、処理時間 459 秒、最大不要波レベル 0.3 W/m²、無線電力 伝送効率の低下量は 1.1 %と報告されており、当初設定した最大不要波レベル 0.3 W/m² 以下、無線電力伝送効率の低下量 1 %をほぼ満足している。パイロット信号の S/N、受信アンテナのビーム幅、位相器の量子化ノイズ(5 ビットで 3.2°)、電離層プラズマの位相に対する影響の評価(処理時間の間に位相が変化、中程度の擾乱であると 1 分間に 10 度程度の位相変化 4.2.1.7(2),4)項)、構造振動の補正に係わる誤差の評価等が課題として残っている。

表 4.2.1.5-2 源振の位相同期の方式

区分	タイプ	適用例	同期方式	備考
宇宙	有線による基準	SPS2000 設計	1つの源振を分岐して光ケーブルで配信。	SPS2000 概念
機側	信号分配		アレイモジュール(88 枚)ごとに配信した	
			後、アレイモジュールからサブアレイモジ	(1993) ⁴⁾
			ュール(22枚)に配信	
	無線による基準		1つのバス部の源振を無線で各モジュール	
	信号同期		に配信し同期させる。主局からの源振に従	
			局で位相変調を加え主局に送り返して主局	
			で両局の位相差(距離)を検出し、ブルー	
			ツースで従局に位相補正情報を伝える。2	
			モジュールの試作により、周波数で 0.6	
			ppm、位相で 3.5 度までの同期を確認	
	無線による基準	UCEE ⇒4//c	(USEF, MHI) 1つのバス部の源振を無線で各モジュール	UCER HIO 左座
	無縁による差距 信号同期	OSEL PAIF	11907/ヘ部の源振を無縁く谷モンュール に配信し同期させる。主局からの源振を従	
			局はそのまま主局に送り返して主局で両局	
			の位相差(距離)を検出し、従局に位相補	
			正情報を含んだ源振を送信する。主局と従	·
			局との間で、最大2.2度のずれに収まるこ	
			とを確認 (USEF, MELCO)	
	隣接パネル間で	MHI 検討、試作	4.2.5 (2) 8)で記述。各パネルの源振の位	Narita et
	の情報共有		相同期とレトロを同時に実現。	$a1., 2010^{14}$
	(PAC 法)			•
		•	各アレイの位相を回転してレクテナ側で強	田中正人等
側			度で監視し各アレイの位相の修正信号を一	1997年27)
			括でアップリンク。三菱電機で良く使用さ	高橋徹等
		•	れている。処理時間、電力変動の計測精度 が課題。4.2.5 (2) 9)で記述。	2005年28)
	ビームタギング		が課題。4.2.5(2)9)で記述。 アレイの位相を回転してレクテナ側で強度	
			で監視し各アレイの位相の修正信号を順次	
	14	b.7. 15./ 15.	アップリンク。ビームを REV より早く受電	大畑艮仃等
			点に向けることが可能。REVと同様、処理	2006年 ²⁹⁾
			時間、電力変動の計測精度が課題	
	並列化法	 MHI 検討	各パネルで位相変調をかける。地上でFFT	
	-		た行るも亦細国連粉の据嗣が欠パラルのは	Nicolita
			を11 りと変調局仮数の振幅が各ハイルの位相の情報 (sin, cos) を示すので、その情報	Narita et al.,2010 ¹⁴⁾
			を基に各ハネルに位相の修止個を达る。処	aı., 2010 [/]
			理時間、電力変動の計測精度が課題。(MHI)	

(5) パネルのビーム方向制御精度

アレイアンテナの1つのアンテナから放射されるマイクロ波の位相誤差(アレイアンテナ全体からのマイクロ波ビームが所望の方向に正確に指向しかつレクテナへの電力が最大となるような理想的な位相からのずれ)は、レトロディレクティブ制御におけるパイロット波の方向検知誤差、アンテナ構造誤差、マイクロ波発信器位相誤差(パネル間での位相同期誤差)、経路誤差(ケーブル長誤差)、増幅器誤差、移相器誤差(量子誤差を含む)、が要因である。アレイアンテナ全体の指向誤差については、2.4.1.2(2)に示したように、位相誤差がランダムな場合、アンテナ数が多くなれば指向誤差は急速に小さくなる。しかし指向誤差はアンテナの数で小さくなっても、位相誤差が大きくなるとレクテナで収集できる電力が減少すると同時にメインローブ外に漏れる電力が増加することになる。

フェーズドアレイの理論では、素子故障及びランダムな振幅及び位相誤差は、以下のような mean square sidelobe level (MSSL) とメインローブの利得への影響 ³⁰⁾を与える。 MSSL は素子の故障や振幅・位相誤差により発生する誤差サイドローブの平均値(残留サイドローブレベル)であり、確率的に表現される。例えば MSSL が-50 dB であれば、-44 dB を越えない確率は 99 %、-41.5 dB を越えない確率は 99.9 %、-40 dB を越えない確率は 99.99 %である。即ち誤差サイドローブは 99.99 %の確率で MSSL+10 dB 以下であると言える。実際のサイドローブは誤差がない時のサイドローブに誤差サイドローブを重ねたものとなる。

 $MSSL = ((1-P) + \sigma_a^2 + P \sigma_b^2) / \eta PN$

(4. 2. 1. 5-10)

P:素子の存在確率 (P=1 の時、全素子故障無し)

σ_a:振幅誤差 (rms) (v/v)

σ a:位相誤差 (rms) (rad)

 η : 開口効率 (アレーアンテナ全体)

N:素子数

 $D/D_0=P/(1+\sigma_a^2+\sigma_b^2)$

(4, 2, 1, 5-11)

D: 素子故障及び励振誤差(位相誤差、振幅誤差)がある時の利得 D₀: 素子故障及び励振誤差(位相誤差、振幅誤差)がない時の利得 同様の式は参考文献³¹⁾でも以下のように与えられている。

 $MSSL== \sigma^2/(n N(1-\sigma^2))$

(4.2.1.5-12)

 $\sigma^2 = \sigma_a^2 + \sigma_\phi^2$

 $D/D_0=1-\sigma_{\phi}^2+0.25\sigma_{\phi}^4$ 、 $E/E_0=1-0.5\sigma_{\phi}^2$ (ただし $\sigma_{a}^2=0$ の場合)

(4. 2. 1. 5-13)

E: 素子故障及び励振誤差(位相誤差、振幅誤差)がある時の電界 E₀: 素子故障及び励振誤差(位相誤差、振幅誤差)がない時の電界

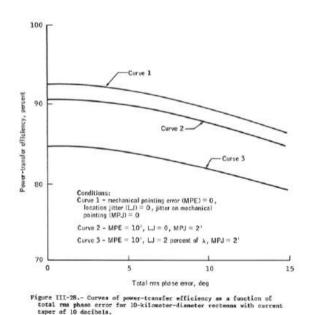
式(4.2.1.5-10)は、P=1(故障無し)とすれば MSSL= $(\sigma_a^2 + \sigma_b^2)/\eta$ N となり、式(4.2.1.5-12)で $\sigma^2 \sim 0$ と近似した式と全く同じとなるので、 σ^2 が小さいとき両式は同じと扱える。また式(4.2.1.5-11)も P=1 の時、D/D₀=1/ $(1+\sigma_a^2+\sigma_b^2)$ となり、 σ^2 が小さいとき式(4.2.1.5-13)と同じ式となる (ただし式(4.2.1.5-13)は $\sigma_a^2=0$ を扱っている)。

デジタル位相器を用いると必ずフェーズエラーが発生する。n ビットの位相器の量子化によるフェーズエラーは、 $\pi/2^n$ (ピークフェーズエラー)及び $\pi/(3^{0.5} \cdot 2^n)$ (rms フェーズエラー) で与えられている 31 。即ち、5 ビットの位相器の量子化によるフェーズエラーは、ピークフェーズエラーで±5.6°、rms フェーズエラーは 3.2° となる。

MSSL の計算例として、例えば、振幅エラーが 1%、フェーズエラーが 20° rms (0. 349 rad rms)、開口能率 θ (開口能率 θ は参考論文 30) では 0. 66、参考文献 31) では 0. 7、MHI の技術報告書 32) では 0. 5 が使用されている)、モジュール数を 2, 375, 000 (USEF テザー型 SPS、実際のモジュール数はこの数より 10 倍多いが、10 モジュールで構成される構造ユニットごとに REV 制御することを考慮)とすれば、 θ 2=0. 1218 なので、MSSL は-72. 3 dB (4. 2. 5-12 式での計算)となる。従って誤差サイドローブは 99. 99 %の確率で-62 dB 以下となり、実用上問題とならないレベルである。なおエラーの無い理想的な場合の第一サイドローブレベルは、4. 2. 1. 3 章で示したように円形アンテナの場合主ビームの-18 dB、正方形アンテナの場合主ビームの-13 dB である。

主ビームの Gain の計算例として、例えば σ_{ϕ} が 20° rms (0.349 rad rms) であれば、D/D₀=0.882 (4.2.1.5-13 式の場合の計算) となりピーク電力は 0.55 dB の低下となる。 ゲインの低下はサイドローブのエネルギーの増加をもたらす。ピーク電力の低下を 3 % 以内にするためには rms 位相誤差を 10° 以内にする必要がある (4.2.1.5-13 式の場合、振幅誤差が 0、位相誤差が 10° (0.174 rad) の時ピーク電力の減少は 3.0%、振幅誤差が 0、位相誤差が 15° (0.262 rad) の時ピーク電力の減少は 6.7 %)。

図 4.2.1.5-19 に NASA Reference System で検討された位相誤差と電力収集効率の計算例 $^{33)}$ を示す。 15° の位相誤差 (rms) に対し、誤差がない場合に比べ概ね 6.2% (0.28 dB) の収集電力の減少となることが示されており、上記のピークの減少計算 (6.7%) とほぼ同程度の減少となっている。



taper of 10 decibels.

図 4.2.1.5-19 NASA Reference System で検討された位相誤差と電力収集効率の計算例 33

同様な計算が京都大学でもなされている。これは小型試験衛星を想定して計算されたもので、位相誤差と振幅誤差がビームパターンに与える影響の計算例 ³⁴⁾を図 4.2.1.5-20 に示す。この報告書によると、小型電力試験衛星の場合の位相誤差、振幅誤差、故障率(走査角 10°、5 ビットディジタル移相器)とビーム収集効率の関係は以下のようにまとめられている。

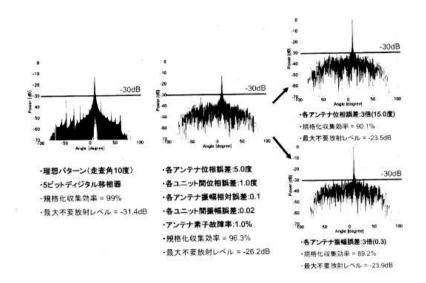


図 4.2.1.5-20 小型試験衛星を想定して計算された位相誤差と振幅誤差がビームパターンに与える影響の計算例 ³⁴。京都大学での計算。

理想状態 (位相誤差 0、振幅相対誤差 0、アンテナ素子故障率 0) が、走査角 10 度で、 規格化収集効率=99 %、最大不要放射レベル=-31.4 dB の場合に対し、

- 1)各アンテナ間位相誤差 5° 、各ユニット間位相誤差 1° 、各アンテナ振幅相対誤差 0.1、各ユニット間振幅誤差 0.02、アンテナ素子故障率 1%の場合、規格化収集効率=96.3%、最大不要放射レベル=-26.2 dB
- 2)各アンテナ間位相誤差 15° 、各ユニット間位相誤差 1° 、各アンテナ振幅相対誤差 0.1、各ユニット間振幅誤差 0.02、アンテナ素子故障率 1%の場合規格化収集効率=90.1%、最大不要放射レベル=-23.5 dB
- 3)各アンテナ間位相誤差 5° 、各ユニット間位相誤差 1° 、各アンテナ振幅相対誤差 0.3、各ユニット間振幅誤差 0.02、アンテナ素子故障率 1%の場合、規格化収集効率=89.2%、最大不要放射レベル=-23.9 dB

この解析では、走査角を 10° とし、アンテナ間位相誤差 15 度で、各ユニット間位相誤差 1° 、各アンテナ振幅相対誤差 0.1、各ユニット間振幅誤差 0.02、アンテナ素子故障率 1 %を加味した場合(上記ケース 2))の電力減少は 9 %となる。位相誤差 15 度のみの減少率の NASA の解析例の 6.2 %より大きいのは、振幅誤差、故障率、走査角の影響によるためと考えられる。京都大学の報告では、5 %程度の電力収集効率減にとどめるためにはアンテナ間位相誤差として 5° 以内が目標値であることが述べられている。

平成 18 年度 USEF 報告別冊 ³⁵⁾に示された誤差要因の現状分析と、位相誤差 5° rms を目標とした場合の、目標値達成のための各要因の誤差目標値の例を表 4.2.1.5-3 に示す。

位相制御の誤差要因と技術の現状及び目標精度(USEF報告書(平成19年3月)) 表 4.2.1.5-3

			1
事項	誤差要因	位相誤差の理論値、現状(試作結果等)	目標
位置推定	ソフトレトロ	0.1°(受信アンテナ間隔 20 λ、S/N=-40 dB、目標	0.5°
		位置0度の場合の理論式、送信アンテナ間隔2.4	
		λのケース)	
位置推定	ハードレトロ	(0.37°) (試作実績、8素子ビーム走査角±25度)	(0.5°)
構造	構造誤差	$\lambda/30=12^{\circ}$ (5.8 GHz \circlearrowleft 1.7 mm, 2.45 GHz \circlearrowleft 4 mm)	$3^{\circ} (1/120 \lambda)$
モジュール		±3.5° (無線2モジュール、MHI 実績)	2°
間位相同期			
ビーム形成	発生	1° (2.45 GHz マグネトロン実績)	0.5°
ビーム形成	制御	量子化 (5bit) 、±5.6° ピーク	2.8° (6 bit)
ビーム形成	電気	3° (MMIC 移相器, 19 GHz 実績)	2°
合計		約 25° (ピーク単純和)、約 14° (rms)	約5.0° (rms)

なお、上記で構造誤差の目標 3° (1/120 λ、5.8 GHz で 0.43 mm 相当) は数 m の構造 単位では厳しい値であるが、数十cmの構造単位であれば実現可能な数値である。例え ば ERS1 (地球資源衛星 1 号) 合成開口レーダ(SAR)のパネルの平面度は、1.39 m x 2.2 mのパネルに対し平均平面を基準に測った変化の二乗平均値)で 3 mm (1.275 GHz に 対しては 1/80 λ に相当) rms 以下である。例えばテザー型 SPS のモジュール (0.5 m x 0.5 m) 単位の場合は、1/120 λの精度は達成可能と考えられる。ちなみに平面度要求を λ /60=6° (5.8 GHz で 0.86 mm の精度)とすれば、他の目標を達したとして、位相誤差 の rms 値は 6.9° となる。

同様な検討が米国のリファレンスシステムでもなされており(表 4.2.1.5-4)³³⁾、マ イクロ波送電部(2.45 GHz)の効率を 0.963 とするための条件として、各送電モジュール 毎の位相誤差10°、振幅誤差1%、発振部の故障率として2%、アライメント誤差とし てアンテナとして 1 分角($1/60^{\circ}$)、サブアレイとして 3 分角($1/20^{\circ}$) の数値が使用 されている(参考文献33)のp.21)。

表 4.2.1.5-4 NASA リファレンスシステムの場合の精度要求と故障率の想定 33)

Characteristic					
Transmit frequency, GHz					2.45
Output power to power grid, a Gw	١.				5
Transmit array diameter, km					1
Power radiated from transmit					
array, GW	*		٠	96	6.72
Microwave system efficiency, b					
percent					63
Array aperture illumination					10-step, truncated Gaussian
					amplitude distribution with
					10-dB edge taper
Peak microwave density in					
ionosphere, mW/cm2					23
Phase control					To power module level
Waveguide material					Metal-matrix composite
Error budget					
Total rms phase error per power					**
module, deg		•	٠		10
Amplitude tolerance per power					4.0
module, percent			٠		±1
Failure rate of dc-rf power con					20
tubes, percent					c ₂
Mechanical alinement, arc-min					
Antenna	٠				1
Subarray					2

^aDirect current. ^bdc/rf input to rf/dc output. ^cMaximum failures at any one time.

これらの結果から、各アンテナの位相の誤差は $5\sim10$ 度 rms 程度に抑えることが目標となる。(位相誤差だけであれば、ピーク電力の減少は、式(4.2.1.5-13) によれば誤差 10° で 3%、NASA リファレンスシステム(図 4.2.1.5-19)の場合も 3%である)。

アレイアンテナ(1 次元)が多数のパネルで構成されるとし、パネルの相互間のずれ(方向、パネル間の隙間)がレクテナでの電力収集にどのような影響を与えるかが京都大学のグループにより解析された(篠原、七日市、松本、宇宙エネルギーシンポジウム、2003 年 $^{36)}$ 、宇宙太陽発電システム実用化技術調査研究 SSPS 実証実験システム概念検討書(案)平成 15 年 3 月 $^{37)$)。その結果は以下のようにまとめられる。

前提: $5.8~\mathrm{GHz}$, 1 ユニット $80~\mathrm{cm}$, アンテナ数 $25/\mathrm{ユニット}$ (一次元)、アンテナ素子間隔 $0.62\,\lambda$, 総ユニット数 20, 移相器 $5~\mathrm{bit}$, ビーム走査角範囲 $\pm 10^\circ$, 遠方解、ユニット間の傾きは一定角で懸垂状に変形する場合、一定角でギザギザの場合、角度がランダムの場合の $3~\mathrm{fmax}$ ケースについて計算が行われた。ユニット間の距離誤差については水平方向、垂直方向について、一定及びランダムの場合の $4~\mathrm{fmax}$ ケースについて計算が行われた。

評価基準(目標基準):理想状態(パネルが誤差無く整列し正面放射時で全電力の85%が収集できるレクテナ)の収集電力で規格化した規格化収集効率が走査角5度で97%以上。不要放射レベルは走査角10度でメインローブに対し概ね-30dB以下(5ビット移相器による誤差は-30dB以下程度)。

結果の概要:

- 1) ユニットが接続されている場合の傾きは、パネル間角度 5° までは上記の評価基準内(懸垂型の場合はアンテナ全体で 10 度(± 5 度))。
- 2) ユニットが接続されていない場合は、水平に離れる場合は 0.2 λ 以下程度、垂直に離れる場合は 0.8 λ 以下程度までであれば上記の評価基準内。

その後平成 18 年度、19 年度の USEF の発送電技術専門委員会 38,39)でもより多くのユニットでの同様の検討が行われたが、上記とほぼ同じ結果が得られている。なお、19 年度では最大 5,120 ユニット(長さで 4,096 m)までの計算が行われている。

以上をもとにマイクロ波送電の立場から、パネル様式のアンテナの構造に対する要求 が以下のようにまとめられている³⁴。

- 1)アンテナを構成する各パネル面の法線のばらつきは±5度以内である必要がある。パネルが複数モジュールで構成される場合はモジュール面の法線のばらつきが±5度以内の必要がある。
- 2)アンテナを構成する各パネル面の変形は $1/30 \lambda$ (5.8 GHz の場合は $1.7 \, \text{mm}$) 以内である必要がある(目標は更に 1/4)。パネルが複数モジュールで構成される場合はモジュール面の変形が $1/30 \lambda$ 以内(目標は更に 1/4)である必要がある。
- 3) アンテナを構成する各パネル面の分離は水平方向には 0.2λ (5.8 GHz の場合は 1 cm) 以内 、垂直方向には 0.8λ (5.8 GHz の場合は 4 cm) 以内である必要がある 。

以上を図にまとめると、図 4.2.1.5-21 のようにまとめることができる。

4点支持のテザー型 SPS の場合、端部にのみテザーからの重力傾斜力が加わるのでアンテナの変形は上述の懸垂型に近い形態となる可能性がある。この場合は各パネル間のなす角度(パネル間にランダムな角度差がなく、理想的には0であるべき角度が実際にはある一定の角度となる場合)は中心のユニットから外側のユニットにいくほど変形の

角度は積算されてアンテナ全体では大きな角度の変形となる。懸垂型の場合で両端のユニットのなす角度が 2α の角度の場合で、ユニット数が 2N または 2N+1 の場合は、各パネル間の角度は α/N となる。例えば 100 m x 95 m のアンテナのユニット数が 20 x 190 (1 ユニットが 5 m x 0.5 m) の場合で、両端のユニットのなす角度が 10 度の場合は、各ユニットの角度のずれは 0.5 度 (ユニットの 5 m 方向)、0.05 度 (ユニットの 0.5 m 方向)である。この場合は 5 m のユニットサイズで計算すればユニット中心とユニット端部で 2.4 m の垂直方向の変形があることになる (0.5 m のユニットサイズの場合は 2.4 m より小さくなる)。この時の規格化収集効率は、上記平成 19 年度の報告書 390 (20 ユニット~5, 120 ユニット、ビームの走査角 0~10 度の計算例)によれば、99 %以上であり、不要放射は 33 dB 以下である。従って 100 m アンテナの場合で懸垂型の変形の場合はアンテナ全体で 10 度程度の変形があっても、電力送電上は大きな影響は無いと言える。

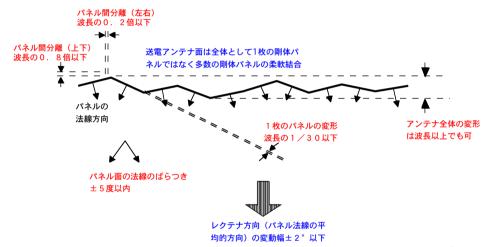
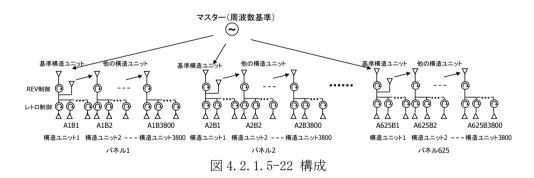


図 4.2.1.5-21 マイクロ波送電からのアンテナ面精度要求 35)

精度についての具体的な検討例として、テザー型 SPS の場合の精度の検討を以下に示す。パネル構成は図 4.2.1.5-12 であり、全体の電気的構成は図 4.2.1.5-22 とする。この場合の制御誤差要因を図 4.2.1.5-23 に示す。ここではパイロット信号の方向検知の方法としてモノパルス法、構造ユニット間位相同期とパネル間位相同期の方法としてREV を用いるものとし、以下を検討の前提とする。

- 1)源振は周波数基準信号として宇宙機の一ヶ所(バス部の一つ、代表バス部)から、無線で各パネルのバス部を経由し 625 枚の 100 m x 95 m パネルに分配される。
- 3)各モジュールは $4 \times 4(16)$ サブアレイで構成され、各サブアレイは $4 \times 4(16)$ アンテナで構成される。モジュールの中央にアンテナ間 12.5 cm のクロスのパイロット信号受信アンテナを配置する。構造ユニット間の位相同期位相器及び構造ユニットのレトロ計算用の CPU を持つモジュールを基準モジュールとする。基準構造ユニット内の基準モジュールはパネル間位相の同期用の移相器も具備することになる。基準モジュール内のCPU で構造ユニット全体のレトロ制御を行う(制御の単位はモジュール毎)。各モジュールはパイロット信号の受信アンテナー式(受信アンテナは各モジュールに 16×16 大構造ユニット全体で 160×16 大存在する(モジュール内での最大間隔は 37.5×16 cm)。CPU は各



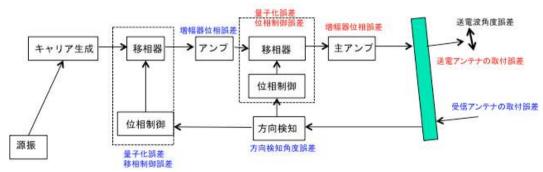


図 4.2.1.5-23 ビーム制御システムの構成と制御誤差の要因

モジュールからのパイロット信号到来方向の情報を用いて各モジュールのサブアレイ のレトロ制御用位相設定量を計算し全部で160ヶの位相器の位相を設定する。これによ り構造ユニットからの送電波の位相が揃い正確にレクテナを指向できる。地上へは全て の位相器(パネル間位相同期用 625 ヶ、構造ユニット間位相同期用 625 x 3800 ヶ、サ ブアレイ制御用 625 x 3800 x 160 ヶ) の情報をダウンリンクする。位相器の ID と位相 設定情報を合わせると 11 Gbit 程度となるので、100 秒でダウンリンクするとすれば、 11 OMbps のデータ量となる。この情報には全サブアレイの姿勢情報(すなわち全構告 ユニットの姿勢)が含まれるので、構造ユニット3,800枚で構成されるパネル全体の形 状推定(構造変動予測モデル)ができる。この構造推定に基づきダウンリンクされた構 造ユニット間位相同期用位相器 (625 x 3800 ヶ) の位相を評価し、必要な修正を加え てアップリンクし、構造ユニット間位相同期用位相器の位相を設定する。これによりパ ネルからのマイクロ波の位相が揃いパネル単位では正確にマイクロ波をレクテナに指 向することができる。アップリンクするデータ量は約64 Mbit なので、100 Mbps の回 線であれば、1 秒以下でアップリンクが完了する。なお、初期のパネル展開完了後には 各パネル毎にその初期形状を決定するため、構造ユニット間の位相同期位相器(3,800 位相器/パネル)を用いてREVを行うが、その後の各パネル形状の変動に対しては上記 の方法 (パネルを構成する全構造ユニットの姿勢情報からパネル形状を決定する方法) でパネル形状を確定し構造ユニット間の位相を揃えるものとする。各構造ユニットの姿 勢情報からパネル形状を決定できないような変動が生じた場合は初期運用と同様、構造 ユニット間の位相同期位相器を用いて REV を行うことによりパネルの形状を決定する。 4) パネル間の位相同期は定期的に行う各パネルの基準構造ユニット(全 625 枚)の REV 運用(パネル間位相の同期用の移相器 625 ヶの REV)により、全パネルの形状の解析を 行い、各パネルの基準構造ユニット間の位相を同期させるための設定値を計算する。こ の運用は、各々のパネルについて上記③によりマイクロ波の位相が揃い正確にレクテナ を指向することができた段階で行うことができる。REV 運用の頻度は地上で行われる全 パネルの形状変動の予測計算が必要な精度を割り込まないような頻度で実行する(予測 計算精度に依存する)。

- i) サブアレイレベル (12.5 cm x 12.5 cm) の誤差
- ①移相器(サブアレイ毎の位相器)のビット誤差

5 ビットの場合は、1 ステップは 11.25° (360° /12)(位相角)に相当する位相の不確定さがある。5 ビット位相器のピークフェーズエラーは $\pm 5.6^\circ$ (振幅は 11.25)なので誤差最大値 5.6° で評価する。

②電気系および取り付け誤差

移相器の設定誤差及び増幅器の通過誤差の電気的誤差は位相角で 10° と仮定する。サブアレイ分岐点からアンテナまでのケーブルの誤差及びアンテナの取り付け誤差は、サブアレイサイズ($12.5~\mathrm{cm}$)の $1~\mathrm{%}$ 程度に精度を追い込むと仮定する。電気的誤差が位相角で 10° と機械的誤差が位相角で 8.7° なので、これらの RSS(二乗和平方根)で表される位相誤差は、 13.3° となる。

③サブアレイの位相誤差

各サブアレイの位相誤差は①と②の二乗和平方根(RSS)となるので14.4°である。

- ii) モジュールレベルの誤差 (50 cm x 50 cm、4 x 4 サブアレイ)
- ① 送電系の誤差

多数の 1 次元アンテナの集合の誤差は、(4.2.1.4-3)の式を用いれば、実角誤差は、サブアレイ間隔を 12.5 cm、送電方向を法線から 5 度とすれば、 Δ θ =0.48 度 (4 サブア

レイ)と計算される。ただし、4 サブアレイは多数のアンテナとまでは言えないので、 この段階では近似的な扱いであるが、構造ユニットの段階、パネルの段階で多数の近似 は成立する。

② レトロ誤差

レトロはモジュール単位で行うが、その誤差は、(4.2.1.5-6)の式から方向検知アンテナを構成するアンテナの間隔と S/N で決まる。パイロットアンテナの間隔を 12.5 cm、 S/N を 30 dB とすれば、レトロの誤差は 4.2.1.5 の(3)で試算したように実角で 0.565 度となる。アンテナの取付誤差による影響を実角で 0.1 度とすれば、レトロ系の誤差は 0.565 度と 0.1 度の RSS となり、実角で 0.57 度となる。

- ③モジュールの方向誤差
 - および②のRSSをとれば実角で0.75度となる。
- iii) 構造ユニットレベルの誤差 (10x1 のモジュール)

構造モジュールは、 $5 \,\mathrm{m}$ 側に $10 \,\mathrm{f}$ のモジュール、 $0.5 \,\mathrm{m}$ 側に $1 \,\mathrm{f}$ のモジュールで構成される。一定の方向誤差($\Delta \,\eta$)を持つ $M \,\mathrm{f}$ のアンテナ列の全体の方向誤差($\Delta \,\eta$ は、以下で表される。

 $\Delta \eta_{\rm t} = \Delta \eta / M^{1.5}$

(4. 2. 1. 5-14)

 $\Delta_{n_{+}}$: アンテナ列の方向誤差 (度)

 $\Delta \eta$: 各アンテナの方向誤差 (度)

M:アンテナ列を構成するアンテナの数

この式を用いれば、5m方向の角度誤差(10 サブアレイ)は 0.024 度、0.5m方向(1 サブアレイ)は 0.75 度となる。

- iv) パネルレベルの誤差 (100 m x 95 m パネル、20 x 190 枚の構造ユニットで構成)
- ① 構造ユニットの集合体としての誤差

パネルは 100 m 方向には 5 m 幅の 20 枚の構造ユニットで構成されるため、式 (4.2.1.5-14) を用いれば、この方向の角度誤差は 2.6×10^{-4} 度となる。またパネルの $95 \, \mathrm{m}$ 方向には $0.5 \, \mathrm{m}$ 幅の構想ユニットが $190 \, \mathrm{t}$ 枚の構造ユニットで構成されるので、この方向の角度誤差は 2.9×10^{-4} 度となる。

REV の誤差

パネル内の位相同期は組み立て完了段階では構造ユニット間の位相同期位相器のREV運用により行われる。REV運用での誤差はREV用移相器の単位(構造ユニットの単位で)で生じ、地上系による推定誤差(電力検出誤差や処理誤差)、搭載側のREV移相器の量子化誤差、素子通過誤差(移相器設定誤差、ケーブル誤差、アンテナ取付位置誤差など)がその誤差要素である。地上系による推定誤差(電力検出誤差や処理誤差)は位相角で 10° 、量子化誤差は5ビットで位相角誤差 $\pm 5.625^\circ$ 、素子通過位相角誤差はサブアレイレベルと同様 13.3° とすれば、REV系全体としては、これらの数値のRSSにより位相角で 17.6° となる。(4.2.1.4-3)の式を用いれば、REVの位相誤差に起因する $100\,\mathrm{m}$ 方向の角度誤差は $1.3\,\mathrm{x}10^{-3}$ 度、パネルの $95\,\mathrm{m}$ 方向の角度誤差は $4.4\,\mathrm{x}10^{-4}$ 度となる。

③ パネルの位相誤差

各パネルの位相誤差は①と②の二乗和平方根 (RSS) となるので、100 m 方向の角度 誤差は 1.3x10⁻³ 度、95 m 方向の角度誤差は 5.3x10⁻⁴ 度となる。

- v) 全パネル (2.5 km x 2.375 km) レベルの誤差
- ①パネルの集合体としての誤差

全パネルは 2.5 km 方向には 100 m 幅の 25 枚のパネルで構成されるため、式

(4.2.1.5-14) を用いれば、この方向の角度誤差は $1.1x10^{-5}$ 度となる。また全パネルの 2.375 km 方向には 95 m 幅の構想ユニットが 25 枚のパネルで構成されるので、この方向の角度誤差は $4.2x10^{-6}$ 度となる。

② パネル間 REV の誤差

パネル間の位相同期はパネルの基準位相同期位相器の REV 運用により行われる。REV 運用での誤差は前述のように位相角で 17.6° となる。従って (4.2.1.4-3)の式を用いれば、REV の位相誤差に起因する 2.5 km 方向の角度誤差は 4.7x 10^{-5} 度、2.375 km 方向の角度誤差は 4.9x 10^{-5} 度となる。

③ 全パネルの位相誤差

以上により、全パネルによる総合誤差は、2.5 km 方向では実角で 4.8×10^{-5} 度、2.375 km 方向では実角で 4.9×10^{-5} 度となる。両者の二乗和平方根(RSS)は、 6.9×10^{-5} 度であり、これは静止衛星軌道からの距離で約 43 m になり、レクテナの大きさに対し十分小さい。以上の結果を表 4.2.1.5-5 に示した。

						<u> </u>		
2.5km x 2.375kmパネル		100m x 95mパネル		構造ユニット	モジュール		サブアレイ	
4.8x10 ⁻⁵ (2.5km側) 4.9x10 ⁻⁵	1.1x10 ⁻⁵ (2.5km側) 4.2x10 ⁻⁶ (2.375km側)	1.3×10 ⁻³	2.6x10 ⁻⁴ (100m側) 2.9x10 ⁻⁴ (95m側)	0.024 (5m側) 0.75 (0.5m側)		0.48 (送電)	(1.45.6	5.6° (量子化の位 相角誤差)
(2.375km側) RSS値 6.9x10 ⁻⁵ 43m@36000km	(REV位相誤差 17.6°) 4.7x10 ⁻⁵ (2.5km側) 4.9x10 ⁻⁵ (2.375km側)	(100m側) 5.3x10 ⁻⁴ (95m側)	(REV位相 誤差17.6°) 1.3x10 ⁻³ (100m側) 4.4x10 ⁻⁴ (95m側)		(5m側) 0.75	0.75	0.57 (レトロ)	· 位相角 誤差計 14.4°

表 4.2.1.5-5 ビーム制御システムの制御誤差の評価例

単位無しは実角(度)、。は位相角

全パネルを単純に 14.4 度の位相誤差を持つサブアレイ(12.5 cm x 12.5 cm)の集合体とみなした場合は、2.5 km 方向には 20,000 サブアレイ、2.375 km 方向には 19,000 サブアレイが並ぶことになるので、式(4.2.1.4-3)を用いれば、2.5 km 方向の誤差は 1.3x10⁻⁶ 度、2.375 km 方向の誤差は 1.5x10⁻⁶ 度となり、表 4.2.1.5-5 の値より誤差が 1/35 程度小さい。サブアレイの単純和の場合は、レトロおよび REV の誤差を考慮していないためと考えられる。

一方、位相誤差による電力損失は、図 4.2.1.5-19 の NASA Reference System での計算例をそのまま適用した(延長した)場合は、サブアレイの位相誤差の 14.4 度でピーク電力は 6 %程度の損失となる(NASA リファレンスシステムの場合で 10 dB テーパ送電の例、機械的な取り付け誤差が 0 のケース)。またマイクロ波ビームの中心の強度は、式 4.2.1.5-11 あるいは 4.2.1.5-13 を用いて計算すると、サブアレイレの位相誤差の 14.4° で 5.9 %の減少となる。大まかには 6 %程度の電力がサイドローブに出て行くと考えられる。これらの電力損失は各誤差要因を小さくすることができれば改善される。例えば、位相制御、増幅器、ケーブル取り付け誤差の精度 13.3° を倍の精度、量子化を 6 ビットとすれば、サブアレイ誤差も 1/2 程度(7.2°)となり、マイクロ波ビームの中心の強度の減少は概ね 1.6 %程度と見積もられ、大まかにはサイドローブに出て行く電力は 2 %以下程度に抑えることができると考えられる。

(6) ビームの制御運用手順

ここではテザー型 SPS を参照モデルとして、パネル全体の電気的構成は図 4.2.1.5-22、構造ユニットの電気的構成は図 4.2.1.5-24 の場合を検討する。全体パネル (2.5 km x 2.375 km) 及び 100 m x 95 m パネル、構造ユニットパネル (5 m x 0.5 m) の想定される位置変化及び姿勢変化を表 4.2.1.5-6 に示す。本表で使用した数値の根拠は以下の通りである。

基準線に沿った軌道運動については WINDS の実績による 40 。 軌道運動に対しては、アンテナ間隔 12.5 cm のレトロの更新は 38,000 秒程度で良い。ただし参考文献 40)の検討では、構造ユニット単位の $(5\,m\, f$ 向の) レトロで $1\,U$ どットの 1/2 の位相 (5.625°) に相当する光路変動でレトロ更新を行う前提となっているので、更新は約 1,000 秒とされている。いずれにしても、軌道運動に対するレトロの更新は十分ゆっくりでよい。

全体パネルの形状変化は、テザー型 SPS の計算結果(平成 19 年度 USEF 報告書) 41 による。このモデルでは、100 m x 95 m パネルを 5 x 5 結合して全体パネルを構成している。1 次モードの最大振幅 0.7 m (06USEF 実用 SSPS モデル、静的釣り合いシステム 2 の場合は 0.5 m)、固有角振動数は軌道運動程度 (軌道角速度の 1.3 倍、周期 66,500 秒)とすれば、基準モジュールの変位速度は慣性空間で最大(両端)で $3.3 \text{x} 10^{-5} \text{ m/s}$ となる。

全体パネルの姿勢変化は、単一バステザーSSPS で検討された数値 $^{42)}$ を用いる。角軸の姿勢変動の最大はピッチ周りの外乱トルクに対するピッチ角変動でその振幅は 2.8×10^{-3} rad である。軌道周期で変動するので、基準モジュールの変動速度の最大値は、両端で 1.27×10^{-4} m/s となる。

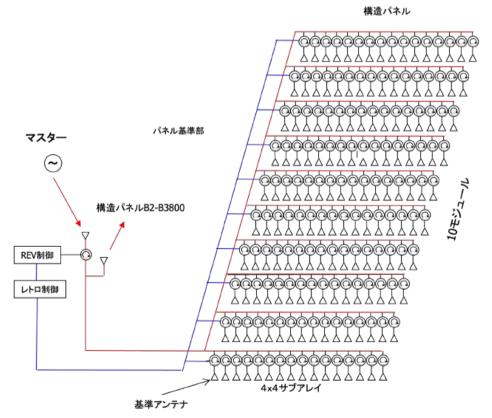


図 4.2.1.5-24 構造ユニットパネルの電気的構成

対応するビ パネル、構造ユニットの運 ーム制御 更新周期 変化量 法 モジュール両端の受信ア 基準線に ンテナの位相差が λ/32 沿った方 軌道運動 9.8x10⁻⁶(°/s)(WINDS 実績) レトロ (5 ビット位相器の 1 ステッ 構造ユニットの 向 プ)になる時間:約 25000 基準モジュー ルの移動によ 基準線からのずれがλ る光路長の変 /32 となる時間は、単純和 a)全体パネルの形状変化 3.3x10⁻⁵m/s(最大) 基準線に RFV 最大の場合 10 秒。各基準 b)全体パネルの姿勢変化 1.27x10⁻⁴m/s(最大) 垂直な方 姿勢予測 点の姿勢予測が精度が 向 a), b)単純和 1.6x10⁻⁴m/s(最大) (地上) 1.6mm/日であれば RFV の実施は1日1回 a)全体パネルの形状変動 1.89x10⁻⁸(rad/s)(最大) 全体パネルの形状変動お b)全体パネルの姿勢変化(全体パネル中央を軸と 基準線からのずれがλ よび姿勢変動によるモジュ レトロ /32 となる時間は、単純和 した回転)1.02x x10⁻⁷(rad/s)(最大) 最大の場合 36,000 秒。 ールの送電方向の変動 a), b)単純和 1.2x x10⁻⁷(rad/s)(最大) 振動振幅が 1 モジュール 構造ユニットの振動による 固有周波数 10Hz 以下程度 レトロ あたり2.1mmより大きい場 送電方向の変動 合は 10Hz

表 4.2.1.5-6 パネル、構造ユニットの位置及び姿勢の時間的変化

慣性空間に対する変動速度の最大値として、形状変化と姿勢変化による両端の変動速度の単純和をとれば、 $1.6x10^{-4}$ m/s となる。位相器として 5 ビットを使用する場合は、両端では 1 ステップ(1.62 mm)に相当する変動は最短で 10 秒で発生する。位相器の位相設定の更新周期は最も短い場合で 10 秒となるが、地上の構造変動予測モデルで基準点の基準線からのずれを、1.62 mm(1 ステップ相当)/day で予測できれば、モデルの更新(REV の実行)そのものは 1 日に 1 回で良い。

中央のサブパネルの姿勢変化は、テザー型 SPS の計算結果(平成 19 年度 USEF 報告書) $^{41)}$ によると、1 次モードの最大振幅 $0.2\,\mathrm{m}$ (06USEF 実用 SSPS モデル図 $65.1\,\mathrm{m}$ らの読み取り、 $66,500\,\mathrm{pm}$ 、 $500\,\mathrm{m}$ スパン、静的釣り合いシステム $2\,\mathrm{m}$ の場合も $0.2\,\mathrm{m}$)から、最大角度 $0.0004\,\mathrm{rad}$ 、最大角速度は $1.89\mathrm{x}10^{-8}\,\mathrm{rad/s}$ となる。また全体パネルの最大姿勢変化(単一バステザーSSPS の計算例)は $1.02\mathrm{x}10^{-7}\,\mathrm{rad/s}$ であり、単純和では $1.2\mathrm{x}10^{-7}\,\mathrm{rad/s}$ となる。これによる変位は、 $1\,\mathrm{t}$ モジュールの両端受電アンテナ間 $0.375\,\mathrm{m}$ 距離で $4.5\mathrm{x}10^{-6}\,\mathrm{m/s}$ であり、 $1\,\mathrm{x}$ 2 のの 秒以内でレトロの更新をすれば良い)。

パネルの構造振動は、パネル厚 20 mm、パネル厚 1 mm、0.5 m x 5 m とした時、10 Hz 以下である。パネルの構造振動に伴うモジュールの振動振幅がモジュール両端の位相器の1ステップ相当の長さ1.62 mm よりも大きい場合はレトロの更新は10 Hz 程度必要であるが、一般にはモジュールの構造振動の振幅はモジュール両端で2.13 mm よりも十分小さいと考えられるので、レトロの更新周期はパネルの構造振動を考慮する必要は無い。

ビームの制御運用の手順として以下を検討の前提とする。

- 1)各構造パネルのレトロ制御はオンボードのレトロ制御システムにより常時一定の精度で行われているものとする(即ちマイクロ波は全モジュールからは常時レクテナ方向に一定の精度で放射されているとする)。
- 2) 展開後の 100 m x 95 m パネル形状及び本体へのインテグレーション時の 100 m x 95 m パネル形状は REV によって決定される。REV によるパネル形状決定後は、定期的 (100 秒間隔) にダウンリンクされる全位相器のデータによりパネル形状モデル (構造変動予測モデル) が更新される。インテグレーション後の 2.5 km x 2.375 km の全体パネル形



図 4.2.1.5-25 100 mパネルの基準点(基準モジュールの基準サブアレイ)と基準線

状のモデルは、定期的に行われるパネルの基準構造ユニットの間の REV (625 点) 及び全位相器のデータにより更新され、全ての構造パネルの基準モジュールからのマイクロ波の位相が基準線で揃うように各構造ユニット(全部で2,375,000 ユニット) の位相器 (構造ユニット間位相同期用の位相器) にセットすべき位相情報が定期的にアップリンクされる。ここで述べる100 m x 95 m パネルの基準点、基準線は図4.2.1.5-25 に示す通りである。

運用手順

1) 各 100 m x 95 m パネルの展開後較正

各 100 m x 95 m パネル (A1~A625) については、それぞれの展開が完了した時点で地上局に正対させた後、構造ユニット B1~B3800 の REV 制御移相器について REV を実施。基準構造ユニット(B1)アンテナと他の構造ユニットのアンテナ間の光路を較正。この作業は地上での工場出荷時の較正に相当。

必要時間: 3800 移相器 x 32 step x 10 回 x 1 ms=1200 秒。

2) 全パネル (あるいは部分パネル) の構築後初期較正

625 枚の全 100 m x 95 m パネルがインテグレーションされた後(あるいは構築途中のシステム試験段階で)、各 100 m パネルの基準構造ユニット (B1) の REV を 1 日 (全体パネルの運動及び姿勢変動周期、温度変動周期に相当する時間) かけて順次実施し、基準構造ユニットの相対運動(基準線からのずれ)を取得し、各構造ユニットの姿勢変動特性(各構造ユニットに含まれるモジュールの位相器情報の変動特性)と合わせて、2.5 km x 2.375 km パネル全体の形状変動、姿勢変動を推定できる動的構造モデル(構造変動予測モデル)を構築する。

REV 必要時間: 1 移相器 x 625 枚パネル x 32 step x 10 回 x 1 ms=200 秒、1 日で 432 データセットを取得。

3) 定常運用

2)の動的構造モデル及び 100 秒毎にダウンリンクされる全位相器 (データレイトは 110 Mbps 程度)をもとに、動的構造モデル (構造変動予測モデル)により各構造ユニットの REV 用移相器にセットすべき位相を地上で計算し、10 秒ごとにアップリンク (変動の少ない部分についてはもっと少なくて良い)して全ての構造ユニットの移相器の値を設定する (データレイトは 100 Mbps 程度)。レトロの更新周期は数百秒に1回で良い。

初期には基準線に対し構造ユニットの基準モジュールの位置に対し 1.62 mm/day 程度の予測精度を目標とする。この場合は、1 日に 1 回程度の 200 秒の REV 運用を行う必要がある。動的構造モデル(構造変動予測モデル)は運用時間経過とともに改善されて予測精度は向上する。1 ヶ月後の定常状態では 0.162 mm/day の予測精度(10 日に 1 回程度の 200 秒の REV 運用)を目標とする。

定常運用中に、地上局での取得電力の低下が予測以上に大きくなった場合には、上記 1), 2)を必要に応じ実施する。

4.2.1.5 章の参考文献

- 1) 平成 15 年度宇宙航空研究開発機構委託業務成果報告書 宇宙エネルギー利用システム総合研究 pp. 45-46 2004 年 3 月 三菱総研(引用: R. J. Mailloux, Phased Array Handbook, Fig. 1. 11(a), Artech House Inc., 1994)
- 2) サンシャイン計画 平成3年度新エネルギー・産業技術総合開発機構 委託業務成果報告書、「太陽光発電システム実用化技術開発 光熱ハイブリッド型太陽光発電システムの研究開発 宇宙発電システムに関する調査研究」、pp. 250、平成4年3月、三菱総研
- 3) 松本、賀谷、長友、藤田、中司、伊地智、永島、山口、橋爪、完全追尾型レトロディレクティブシステムの開発、第6回宇宙利用シンポジウム、1989年7月、東京、pp. 230-234
- 4) SPS2000 概念計画書、S2-T1-X 宇宙科学研究所、太陽発電衛星ワーキンググループ SPS2000 タスクチーム、暫定版 1993 年 7 月 30 日、pp. 6. 2-13
- 5) 宇宙太陽発電所 SPS Solar Power Station/Satellite、京都大学生存圏研究所、パンフレット、pp. 14、2004 年 4 月
- 6) 電子情報通信学会 、知識の森、S4 群-5 編-3 章(ver. 1/2011. 10. 26)、執筆者:篠原真毅、pp. 16(34)、2011
- 7) N. Kaya, Proc. of ISAP 2000, POS2-2, Fukuoka, Japan, 2000.
- 8) K. M. K. H. Leong, Y. Chung, W. Yao, Y. Wang, T. Itoh, Active Antenna Approach for Power Transmission, Radio Science Bulletin No. 311, pp. 21-30, 2004.
- 9) Christopher T. Rodenbeck, Ming-yi Li, and Kai Chang, A Phased-Array Architecture for Retrodirective Microwave Power Transmission from the Space Solar Power Satellite, IEEE MTT-S Digest, pp. 1679–1682, 2004.
- 10) F.E.Little, S.J.Kokel, C.T.Rodenbeck, K.Chang, G.D.Arndt, P.H.Ngo, Development of a Retrodirective Control Transmitter for Wireless Power Transmission, Radio Science Bulletin No. 311, pp. 38-46, 2004.
- 11) マイクロ波による情報通信・電力伝送用電源・アンテナー体型パネルの開発に関するフィージビリティスタディ報告書、要旨、pp. 34, 35、平成16年3月、USEF
- 12) 水野、西田、桶川、高田、池松、佐藤、USEF-SSPS検討チーム、ヘテロダイン方式 ハードウェアレトロディレクティブアンテナの開発、第48回宇宙科学技術連合講演会講演集、pp. 98-102、2004. (本論文は参考文献として入手されておらず、平成16年宇宙航空研究開発機構委託業務成果報告書 宇宙エネルギー利用システム総合研究 pp. 60, 61、平成17年3月 三菱総合研究所 からの引用)
- 13) 矢野克之、成田貴則、安間健一、宇宙太陽発電システムにおける送電制御技術 (PAC 法、並列化法) の実現性実証、信学技報、IEICE Technical Report WPT2012-12(2012-07), pp. 15-19
- 14) T. Narita, T. Kimura, N. Fukuda, K. Nimura, METI SSPS Study Team, STUDY ON HIGH ACCURACY PHASE CONTROL METHOD FOR SPACE SOLAR POWER SYSTEM, 61st International Astoronautical Congress, Prague, IAC-10-C. 3. 2. 2, 2010.
- 15) 本間幸洋、佐々木拓郎、マイクロ波電力伝送地上実証システムの開発、信学技報、vol. 111、no. 436、SANE2011-168、pp. 47-52、2012年2月
- 16) R. C. Chernoff, Large Active Retrodirective Arrays for Space Applications, pp. 6, JPL Publication 78-20, January 1978.
- 17) 電子情報通信学会、「知識ベース」、11 群-2 編-5 章 〈ver. 1/2011. 4. 15〉、5-2 レーダーの原理、執筆者: 桐本哲郎、pp. 12(35)-13(35)、電子情報通信学会、2011 年

- 18) 平成 17 年度太陽光発電利用促進技術調査 成果報告書、pp. 45、平成 18 年 3 月、USEF
- 19) 桐本哲郎。自動車レーダの基礎 https://apmc-mwe.org/mwe2008/pdf/src/TL08-01.pdf
- 20) 電子情報通信学会「知識ベース」11 群(社会情報システム)-2 編(電子航法・ナビゲーションシステム)5 章基礎・共通技術 pp. 13(35) 電子情報通信学会 2011
- 21) 大塚、千葉、片木、鈴木、フェーズドア例におけるモノパルス差パターンのビーム 方向に関する検討 電子情報学会誌 B Vol. J82-B No. 3 pp. 427-434 1999年3月
- 22) 宮川雄大 谷島正信 佐々木進 佐々木拓郎 本間幸洋 苗村康次,マイクロ波電力伝送地上実験に向けたビーム方向制御装置の研究信学技報 TECHNICAL REPORT OF IEICE WPT2011-03 (2011-07)
- 23) Solar Power Satellite, System Definition Study Part II, Vol. 4, Microwave Power Transmission Systems, D180-22876-4, December 1977, Boeing, p. 53
- 24)宇宙太陽発電システム実用化技術調査研究、宇宙太陽発電システム (SSPS) 実用化技術検討委員会 報告書、pp. 276-283、平成 15 年 3 月、USEF
- 25) 平成19年度 太陽光発電利用促進技術調査 成果報告書、pp. 58-62、平成20年3月、USEF
- 26) 山本敦士、佐藤裕之、池松寛、苗村康次、三原荘一郎、複数アンテナ間における源 振統制システム、信学技報、SPS2008-07、2008年
- 27) 田中正人、松本泰、小園晋一、鈴木賢治、山本伸一、吉村直子、素子電界ベクトル 回転法による衛星軌道上のフェーズドアレーの測定、電子情報通信学会論文誌、B-II、 Vol. J-80-B-II、pp. 63-72、1997年1月
- 28) 高橋徹、宮下裕章、小西善彦、牧野滋、素子電界ベクトル回転法の測定精度に関する理論検討、電子情報通信学会論文誌、B、Vol. J88-B No. 1、pp. 280-290、2005 年
- 29) 大畑良行、橋本弘蔵、松本紘、マイクロ波電力伝送におけるユニット間位相同期に関する 実験、第9回宇宙太陽発電システム(SPS)シンポジウム、講演要旨集、pp. 14-19、太陽発電衛 星研究会、平成18年10月
- 30) 平成 18 年度 太陽光発電利用促進技術調査 成果報告書、別冊、pp. A-15-17、平成 19 年 3 月、USEF
- 31) The Ohio University, 25. Electronic Scanning-3, 2014.
- 32) 技術報告 YET12075 経済産業省 委託業務 平成23年度 太陽光発電無線送受電技術研究開発(マイクロ波による精密ビーム制御技術n研究開発(位置・角度補正法及び並列化法による送電制御技術に関する有効性検討) 成果報告書 p.3.6.2-6 三菱重工業株式会社 名古屋航空宇宙システム製作所
- 33) NASA Reference Publication 1076, Satellite Power System: Concept Development and Evaluation Program, Vol. III Power Transmission and Reception Technical Summary and Assessment, R. H. Dietz, G. D. Arndt, J. W. Seyl, L. Leopold, and J. S. Kelley, pp. 21, 84, July 1981.
- 34) 平成 16 年度 太陽光発電利用促進技術調査 成果報告書、pp. 31、平成 17 年 3 月、 無人宇宙実験システム研究開発機構(USEF)
- 35) 平成 18 年度 太陽光発電利用促進技術調査 成果報告書、別冊、pp. 22、平成 19 年 3 月、USEF
- 36) 篠原、七日市、松本、巨大フェードアレイ構造を考慮した SPS マイクロ波送電ビームの解析、第22回宇宙エネルギーシンポジウム、平成14年度、宇宙科学研究所、pp. 41-45、2003 年
- 37) 宇宙太陽発電システム実用化技術調査研究、宇宙太陽発電システム (SSPS) 実証実験システム概念検討書 (案)、pp. C-1~C-32、平成15年3月、USEF

- 38) 平成 18 年度太陽光発電利用促進技術調査 成果報告書 別冊、発送電技術専門委員会、pp. 17-27、平成 19 年 3 月、USEF
- 39) 平成 19 年度太陽光発電利用促進技術調査 成果報告書 別冊、発送電技術専門委員会 pp. 3-25、平成 20 年 3 月、USEF
- 40) 谷島、private communication(レトロディレクティブ方向制御更新周期, REV 法による位相制御更新周期,パイロット信号ビットレートの考え方(案)、平成23年1月7日)
- 41) 平成 19 年度太陽光発電利用促進技術調査 成果報告書 別冊、pp. $G-17\sim G-18$ 、平成 20 年 3 月、USEF
- 42) 石村、宇宙太陽発電システム (SSPS) 実証型及び実用型モデルのシステムダイナミックス検討報告書、pp. 6-8、2005年2月

編集用予備ページ

4.2.1.6 マイクロ波受電技術

マイクロ波による送電では、軌道上の送電アンテナ、地上の受電アンテナともに相当大きなアンテナが必要である。例えば 36,000 km 離れた静止衛星軌道の太陽発電衛星から $5.8~\mathrm{GHz}$ のマイクロ波電力を送電する場合は、送電アンテナの直径を $1~\mathrm{km}$ としても、地上では直径約 $4.5~\mathrm{km}$ 規模の受電アンテナが必要である(メインローブのヌル幅までをカバーする場合)。受電アンテナの設置場所としては、これまで、砂漠、海洋沿岸 11 、ダム湖などの既存電力設備、が提案されており、アンテナ直下の環境へのインパクトを最小限に抑えるために太陽光透過型のアンテナ 21 も考案されている。

太陽発電衛星から送電されるマイクロ波は図 4.2.1.6-1 で示すようなレクテナで DC 電力に変換する。レクテナという名称は、rectifier と antenna を結びつけたもので、高効率の素子を開発することに成功したBill Brown によって名付けられた。Bill Brown らが実験をした1970 年代半ばころでは、レクテナはマイクロ波の吸収と放射が等しいはず(黒体輻射のアナロジー)とい

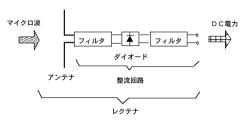


図 4.2.1.6-1 レクテナの回路構成

う理由で吸収効率は50%を越えることはないと信ずる技術者もいた。レクテナは、自己バイアス方式の整流回路(スタブ等でダイオードへの印加電圧を入力波電圧よりも高くして倍電圧整流回路として動作させる)である。整流ダイオードとしては、ショットキーバリアダイオード(金属と半導体接合、SBD)がPN接合ダイオード(n型半導体とp型半導体の接合)より、順方向の電圧降下が低く、スイッチング速度が早いことから有利であるが、逆方向漏れ電流が大きく逆方向耐電圧は低い。

整流電力が、微小電力の場合は低い立ち上がり電圧 (V_f) 、低いシリーズ抵抗 (R_s) が要求される。一方大電力の場合は、高い逆電圧 V_{br} (5 W級では 100 V以上、0.5 W級 32 V以上、50 mW級 10 V以上)が要求される。

電力効率は、以下の式で表される。

$$\eta = \frac{P_{\text{out}}}{P_{\text{fd}} \times A_{\text{RP}}} \times 100 \text{ [\%]}$$

P out: レクテナアレーからの直流出力電力 ARP: レクテナアレーの面積(物理開口面積)

Pfd:マイクロ波の入射電力密度

以前良く使用されてきたレクテナ用ダイオードとしては、例えば Agi1ent 5062-2835 (V_{bi} =0.34 V, R_s =5 Ω 、 C_{jo} =0.70 pF、 V_{br} =14 V)がある。このショットキーダイオードは 1 $_{7}$ 2 ドル程度で市販されていたが、現在は同じものは市販されていない。史上最高の送受電効率(54.18 %)を達成した Bill Brown の実験では GaAs のダイオード (彼らの実験のため製造された)が使用された。最近では材料として GaN のショットキーダイオードが有望と言われている。

レクテナのシステムを設計する場合は、立ち上がり時及びたち下がり時の-LdI/dt のトランジェントなスパイク電圧がダイオードにかからないような安全回路が必要とされている。

電波の反射板で電力密度を高くして整流する方式のレクテナも考えられるが、送電マイクロ波をそのまま整流する場合には、レクテナ素子を波長程度の間隔で配置する必要があり、膨大な数の素子が必要である。例えば最近の地上実証で開発されたレクテナア

レイ(J-Spacesystems)の場合、 0.9λ 間隔で配置されており、1 モジュール($370\,\mathrm{mm}\,\mathrm{x}$ 320 mm)に 64 素子が配置されている。この場合、直径 $3.5\,\mathrm{km}$ のレクテナでは $5\mathrm{x}10^9$ の素子を敷き詰めることになる。これまで試作されたレクテナの例を表 4.2.1.6-1a(我が国での報告)及び 4.2.1.6-1b(国際会議等での報告)に示す。

表 4.2.1.6-1a これまで報告されたレクテナ (平成 13 年度 USEF 報告書 ³))

								/
考案者	年		RF-DC 変 換効率(%)		アンテナ	整流回路	ダイオード	備考
Brown W.C.	'75	_		2. 45		1 素子全波		Goldstone 実 30kW
伊藤精彦(北 大)	'84	0. 744	64. 3	2. 45	スリット入円形マ イクロストリップ		NEC1SS11	
	60.4	0 1	co	0.45	反射板付ダイポー	1 本 フ 人 油	IIDEAGA AGA	
島貫靖士(東北 大)		0. 1		2. 45	ル		4	
Sclesak J.J.	'88	< 1	70	2. 45	反射板付ダイポー ル	1 素子全波	HP2835	
時澤勝	'90	0. 1-0. 2	67	2. 45	円形スロット	1 素子全波	HP5082-282	
大塚昌孝(早 大)	'90	0. 25	78. 5	2. 45	円形マイクロスト リップ	1 素子全波	NEC1SS1995	
Yoo T.	' 92	0. 1	60	10	プリントダイポール	1 素子全波	Alpha, DMK6 606	
Yoo T.	' 92	0.06	39	35	プリントダイポー ル 1 素子全波	1 素子全波		
Mc. Spadden	' 92	0. 12	29	35	方形マイクロスト	1 素子全波	_	
J. 0.					リップ			
小林祐司(長岡 技術大)	' 93	0. 7	70	2. 45	_	全波	NEC1SS97	
Ito T.	' 93	1. 2	71	2. 45	円形マイクロスト リップ	1 素子全波	HP5082-235	
藤野義之 (CRL)	' 93	1. 64	61	2. 45	円形マイクロスト リップ	1 素子全波	HP5082-235	
Tran T.	' 93	0. 14	79	2. 45		1 素子全波	HP2835	
篠原真毅(京 大)	' 94	2-4	64	2. 45	円形マイクロスト リップ	ブリッジ全 波	NC1SS281(!	
藤野義之(CRL)	' 96	6. 2	81	2. 45	円形マイクロスト リップ	1 素子全波	M/A-COM, MA 46135-32	ETHER, 5kW
篠原真毅(京 大)	' 96	3. 4	73	2. 45	プリント八木宇田			
Mc. Spadden	' 97	0.05	82	5. 8	プリントダイポー			
J. 0.					ル		40150-119	
Saka T.	' 97	3	76	5.8	円形マイクロスト リップ		M/A-COM, MA 46135-32	
柴田貴行(デン ソー)	'97	0. 1	39	14. 25	モノポール	1 素子全波	_	
三浦健史(京大)	'00	16	65	2. 45		1 素子全波	ISS281(1)	
Bharj S.S.	' 92		80	5. 8				
A. Alden (CRC)	' 92			5.8				
Mc. Spadden J. 0.	'98		82	5. 8				

<u></u>	き4.2.1.6-1b これに	まで約7	音されたレ	グプリ(国	院云硪寺	での報告	ī)	
Rectenna type	Paper	Freque	Peak	Peak output	Polariza-	Mass to	Specific	Note
		ncy	Conversion	power/	tion	DC	Mass	
		(GHz)	Efficiency	Element		Output	(kg/m^2)	
			(%)	(Wdc)		Power		
						Ratio(W		
						/kg)		
Printed dipole	W. C. Brown, 1984	2. 45	85	5	Linear	4,000	0. 25	A
Circular patch	M.Onda et al., 1999	2.45	81	5	Dual	263	2. 5	A
Printed dipole	J. J. Schlesaket al.,	2.45	70	1	Dual	_	_	A
	1988							
Printed dual	B. Strassner and	5. 61	78	0.084	Circular	_	_	A
rhombic	K. Chang,2002							
Circular patch	Y.Fujino et al.,	5.8	76	3	Linear	_	_	A
	2002							
Printed dipoles	YH.Suh and	2.45/5	84. 4/82. 7	0.094/0.05	Linear	_	_	A
	K. Chang, , 2002	. 8		2				
Square patch	P. Koertand J. T. Cha,	8. 51	66	0. 065	Dual	_	_	A
	1993							
Circular patch	T.Fujiwara et al,,	5.8	74. 3	0. 2	Linear	10(20W/	10	В
(CMSA)	2007					2kg)	(60x34cm)	

素 4.9.1 6-1b これまで起生されたレカテナ (国際全議等での起生)

A: J. O. McSpadden and J. C. Mankins, 2002⁴, B:T. Fujiwara, 2007⁵)

2013 年までに測定された高効率レクテナの効率(2.45, 5.8, 35 GHz)を図 4.2.1.6-2⁶⁾ に示す。藤原等⁷⁾によると、過去、2.45 GHz では 91.3 %の効率 (ダイオード型番 RXCV、 10 W 入力) が得られているが、5.8 GHz では80 %程度の効率 (ダイオード型番 MA4E1317 で130 mW 入力の場合、ダイオード型番 MA40150-119 で50 mW 入力の場合) までしか得 られていない。ただしこれらの型番のダイオードは現在は販売されていない。

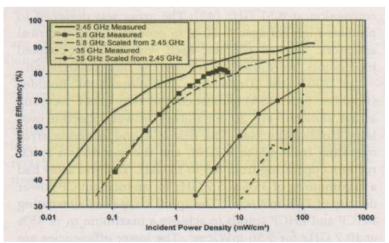


図 4.2.1.6-2 これまで (2013 年まで) に測定されたレクテナの最高効率 ⁶⁾

2018年の IEEE SSP Workshop で、Raytheon の James McSpadden⁸⁾が示したその時点で のレクテナの最新技術の性能を図 4.2.1.6-3 に示す。この時点でも 37 年前の Bill Brown の記録91.4%は破られていないと述べられている。



State-of-the-Art Rectenna Efficiencies

 Bill Brown's record of 91.4% still stands after 37 years as the highest efficiency of all microwave rectennas

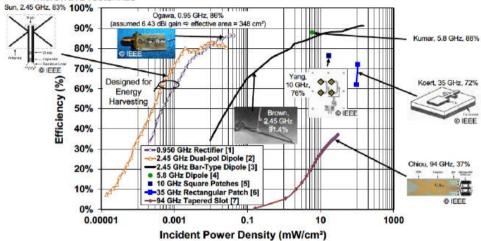


図 4.2.1.6-3 2018 年時点での最先端レクテナ性能 (James McSpadden⁸⁾)

なお、最近メタマテリアル(人工物質)を用いた高効率の電磁波エネルギーハーベスターが報告されるようになった。Almoneef and Ramahi の論文⁹によれば、3 GHz のマイクロ波で効率 93 %を達成した(シミュレーションでは 97 %)と報告されている。

NASA リファレンスシステムの地上電力密度分布を図 4.2.1.6-3 に示す。この電力密度分布に対するレクテナとしては、以下のものが考えられた。その構成を図 $4.2.1.6-5^{10}$ に示す。

光の透過率:80%、透過波(リーク):1%、反射波:2%(再放射:基本波に対し-25dB(2次高調波),-40dB(3次高調波),-70dB(4次高調波))、散乱波:0.2-0.02%熱損失:7%、全効率:89%

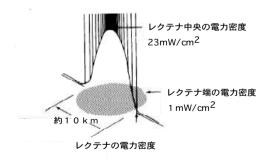


図 4. 2. 1. 6-4 NASA リファレンスシステムの場合の地上のマイクロ波強度分布

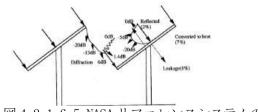


図 4.2.1.6-5 NASA リファレンスシステムのレクテナ ¹⁰⁾

JSS のプロジェクトで 2009 年度から 2014 年度までで開発された"マイクロ波による精密ビーム制御技術の研究開発"¹¹⁾では、以下のようなレクテナが開発された。

周波数 5.8 GHz

受電パネルサイズ 約2.6 m x 2.3 m

受電モジュール数 36

受電モジュールサイズ 37 cm x 32 cm

受電アンテナ数(1 モジュール) 64 空間電力収集効率 58.5 % 変換効率 約 60 %

高調波抑制 2~4 次高調波 (-40 dB~45 dB)

重量 68 kg (受電部)

出力 約340 W (2015 年 3 月の距離 54 mの

送電実験での出力)

これまでのレクテナの研究は高効率受電を目指したものが殆どであるが、高効率よりも低コストを目指したユニークなレクテナとして、SPS2000 (2.3章) の設計研究の中でフレキシブルなシート状のレクテナが考案され、"魔法の絨毯" 12,13 と名付けられた (図 4.2.1.6-6)。これは W. C. Brown の "thin-film, etched circuit rectenna" 14 に近い概念であるが、SPS2000 が送電を想定した赤道付近の受電候補地域に容易に輸送・展開できるレクテナとして検討が行われた。

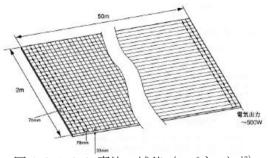


図 4.2.1.6-6 魔法の絨毯 (1パネル) 13)

4.2.1.6 章の参考文献

- 1) ニューサンシャイン計画 平成5年度新エネルギー・産業技術総合開発機構 委託業務成果報告書、「太陽光発電システム実用化技術開発 太陽光発電利用システム・周辺技術の研究開発 宇宙発電システムに関する調査研究」、pp. 274、平成6年3月、三菱総研
- 2) 伊藤、小川、酒井、リフレクタアンテナを用いたレクテナ、第 10 回宇宙エネルギーシンポジウム(平成 2 年度)、pp. 110-114、宇宙科学研究所、1991 年 2 月
- 3) 宇宙太陽発電システム実用化技術調査研究、宇宙太陽発電システム (SSPS) 実用化技術検討委員会、平成13年度、中間報告書、pp. 7.4-1、平成14年3月、USEF
- 4) James O. McSpadden and John C. Mankins, Space Solar Power Programs and Microwave Wireless Power Transmission Technology, IEEE microwave magazine, pp. 46-57, December 2002.
- 5) 藤原等、作業ロボット用マイクロ波受電システムの試作、pp. 45-50、第10回SPSシンポジウム講演要旨集、平成19年8月2,3日、東京大学
- 6) B. Strassner II and K. Chang, Microwave Power Transmission: Historical Milestones and System Components, Proceedings of the IEEE, Vol. 101, No. 6, Special Issue, Wireless Power Transmission, Technology & Applications pp. 1379-1396, 2013.

- 7)藤原暉雄、長谷川和男、古川実、小林裕太郎、三原荘一郎、斉藤孝、レクテナ高効率化に関する一考察、第11回宇宙太陽発電衛星システム(SPS)シンポジウム、講演予要旨集、pp. 67-72、慶應義塾大学三田キャンパス、2008年9月17,18日
- 8) James McSpadden, Rectenna Technologies for SSP Applications, Space Solar Power Workshop, 6th Annual IEEE International Conference on Wireless for Space and Extreme Environments (WISEE 2018), Huntsville, AL., Dec. 11th, 2018.
- 9) Thamer S. Almoneef and Omar M. Ramahi, Metamaterial electromagnetic energy harvester with near unity efficiency, APPLIED PHYSICS LETTERS 106, 153902, 2015.
- 10) Satellite Power System CDEP DOE/ER-0023 US DOE and NASA Reference System Report pp. 42, Oct. 1978.
- 11) 中村修治、斉藤孝、佐藤正雄、三原荘一郎、伊地智幸一、無線送電実験-位置づけ と今後の展望、第16回宇宙太陽発電衛星システム(SPS)シンポジウム、特別セッショ ン1、静岡大学工学部、2013年10月3,4日
- 12) P. Collins, Design Considerations for the "SPS 2000" Ground Segment, SPS91, 27-30 Aug. 1991.
- 13) SPS2000 概念計画書、SPS 2000タスクチーム、pp. 7. 1-1~7. 1-7、1993年7月30日
- 14) William C. Brown, A Transportronics Solution to the Problem of Interorbital Transportation, NASA contractor report, NASA CR-191152, 1992.

編集用予備ページ

4.2.1.7 マイクロ波と電離層プラズマの相互作用

(1) 電離層がマイクロ波に与える影響

電離層中のプラズマ及び磁場は電離層を伝搬するマイクロ波に影響を及ぼす。電離層のプラズマ密度のプロファイルの例を図 4.2.1.7-1 に示す。電離層中を伝搬するマイクロ波が電離層から受ける影響としては、屈折、ファラデー回転、シンチレーション、吸収(減衰)である。これらの影響の程度を表 4.2.1.7-1 にまとめる。この内シンチレーションと非線形相互作用による送電マイクロ波の電離層プラズマによる吸収が実用上重要である。

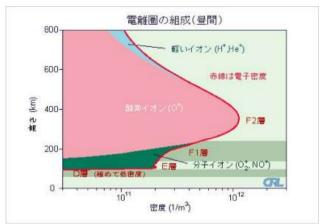


図 4.2.1.7-1 典型的な電離層プラズマ密度プロファイル

表 4.2.1.7-1 電離層プラズマがマイクロ波に与える影響

影響	メカニズム	評価
屈折効果	プラズマ(全電子数)によ	地上での屈折変位はレクテナの径に比べて小さい。近
出り効木	る屈折	接した周波数のパイロット信号による誘導(レトロ制
		御)を行えば屈折の影響はキャンセルされる。
ファラデー回	磁場による偏光面の回転	回転量は小さく直線偏波の場合でも伝送効率への影
転		響はほとんど無い。
	プラズマ密度不規則構造	比較的激しいシンチレーションの場合は、送電ビーム
シンチレーシ	による位相経路長の変動	への影響を無視できない可能性がある。パイロットビ
ョン		ームに対する影響は接近した光路の信号位相を比較
3 /		するレトロ方式では無視できる(近似的に同一光路と
		見なせる)。
	線形作用による電力吸収	極めて小さく無視できる量である。
	非線形相互作用	1) 熱的自己収縮現象の発生閾値については数百 W/m²-
	1) 熱的自己収縮現象	数十 kW/m ² まで議論あり。
吸収	2)マイクロ波密度勾配自	2),3)京大グループの解析によれば、マイクロ波密度
	己収縮現象	勾配自己収縮現象、3波共鳴現象ともに、その発生閾
	3) 3 波共鳴現象	値は現在想定されている kW/m² レベルのマイクロ波エ
		ネルギー密度よりもはるかに高く、実用上影響はない
		と考えられている。

上記の内、影響がそれほど大きくないと考えられる屈折効果、ファラデー回転、線形作用による電力吸収については、その具体的な評価例(影響評価の式及び 2.45 GHz の計算結果については松浦(1982)¹⁾による)を表 4.2.1.7-2 に示す。リファレンスシステム

の電離層による電力損失の検討では、表 4.2.1.1-1に示したように、2.45~GHz では $5x10^{-8}$ 、5.8~GHz では $2x10^{-7}$ と報告 $^{2)}$ されており、松浦の計算よりかなり小さい。松浦の式は Walker $(1979)^{3)}$ と同じ式であり、以下のとおりである(ただし松浦の式では係数の 1/2 が抜けている)。

 $Q=1/2 \cdot p_0/c \cdot \nu_e(f_p/f)^2$

(4.2.1.7-1)

Q:単位体積当たりの電力損失量 (W/m³)

p₀:マイクロ波の電力密度 (W/ m²)

c: 光速(3.00x108m/s)

ν。: 電子の衝突周波数(Hz)

f_p: プラズマ周波数 (=9000・(N(/cm³))^{0.5}Hz)

f:マイクロ波周波数 (Hz)

たとえば、リファレンスシステムの 5 GW, 2.45 GHz、 p_o =230 W/m²で、プラズマのパラメーター ν_o =10 kHz、 f_p =2.85 MHz (10^5 /cm³) の場合で、ビーム径 10 km、作用長 100 km として計算すれば、損失は 41 kW と計算される(損失比 $8x10^{-6}$)。松浦の式は係数の 1/2 が抜けていることを考慮すれば、松浦の計算結果(100 kW 損失)とほぼ同じ結果となる。ただしこの計算は中央の最大ピークでの損失をビーム全体での損失としているのでオーバーエスティメートとなる。実際には損失比(η)は電子衝突周波数、プラズマ周波数、相互作用長さのみの関数となり、ビームの分布には依存しないので、以下の式となる。

$$\eta$$
 =L/2c ・ $\nu_e(f_p/f)^2$
L:作用長

(4. 2. 1. 7-2)

この式を用いれば、リファレンスシステムの場合プラズマの特性を ν_e =10kHz、 f_p =2.85 MHz (10^5 /cc) とし、L=100 km とすれば、2.45 GHz の場合は、2.3x 10^{-6} (NASA の報告 20 の 45 倍)、5.8 GHz の場合は 4.0x 10^{-7} (NASA の報告 20 の 2 倍) となる。作用領域(数 10 km ~数 100 km)、衝突周波数(1 kHz~10 kHz)、プラズマ密度(10^5 cm³~ 10^6 cm³)の取り方で上記の損失量は変化する(数 100 倍~1/100)が、いずれにしても電力損失の観点からは無視できる損失(最大で 0.1 %以下)である。

表 4. 2. 1. 7–2 電離層プラズマがマイクロ波に与える屈折、ファラデー回転、線型作用による吸収の影響の評価

影響	評価の式	計算例
屈折効果	D=40.3x(cos ε /sin³ ε) • N _T /f²(一般的な公式)	$N_T = 5x10^{17} \text{ electrons/m}^2$, f=2.45 GHz
	D:地上での変位距離(m)、ε:仰角(°、日本	で D≦630 m(松浦) 、f=5.8 GHz で D
	からの静止衛星の仰角は49°)、 N _T :全電子	≦110 m (ε≥10°)。受電アンテナ径
	数(electrons/m²)	に比べかなり小さい。
ファラデ	Ω=2.37x10 ⁴ ・MN _T /f ² (一般的な公式)	$N_T = 5x10^{17} \text{ electrons/m}^2$, f=2.45 GHz
一回転	Ω:回転角、M:磁場係数 (〈Bo・cos θ sin χ〉	でΩ=7° (松浦)、f=5.8 GHz でΩ=1°
	の伝搬路に沿っての電子密度加重平均、 θ:	であり、伝送効率への影響は殆どない。
	伝搬方向と磁場のなす角、χ:入射天頂角、M	
	は 6x10-5 tesla 程度となる)	
線型作用	電波の電場成分により運動する電子がイオン	5 GW(2.45 GHz)の場合の吸収率 2x10-5、
による吸	または中性ガスと衝突して熱エネルギーに変	電力損失 100 kW(松浦)。
収	換される。	吸収の量は極めて小さく、マイクロ波
	$Q=p_0/c \cdot \nu_e(f_p/f)^2$ (正しくは係数に 1/2 が付	
		い。電離層への影響も 5.8 GHz,1 GW
	$Q:$ 加熱源(W/m^3)、 p_0 :電力密度(W/m^2)、 ν_e : 電	
	子とイオンまたは中性ガスの衝突周波数	ば小さいと想定される。

線形の範囲での電離層への影響については、Perkins and Roble $(1978)^4$)で、10 GW、3 GHz の場合について検討が行われている。この場合、加熱率と冷却に寄与する熱伝導率の比は 5,000 程度となり、D,E 層で電子温度については 950 度の上昇、電子密度については 10 %程度の増加、F 層では電子温度については 2,000°程度の上昇、電子密度については 10 %程度の減少と計算されている。一方、現在標準モデルで考えられている、5.8 GHz,1 GW の場合は加熱率と熱伝導率がほぼ等しくなり(比は 3.7)、電子温度、密度とも殆ど変化しないと考えられる。

(2) 電離層シンチレーションの影響

1) シンチレーションの強度と位相変動 シンチレーションの強度は、通常、信 号強度の標準偏差であるシンチレーションインデックス S₄ (S₄=1 は 100 %の振幅変動 (実効値)を意味する)

> S₄= ((<SI²>-<SI>²)/<SI>²)^{1/2} (4.2.1.7-3) SI は信号強度

で表現される。図 4.2.1.7-2 に GPS 電波 (L1, 1.575 GHz) の場合のシンチレーションの例 5 を示す。また図

4. 2. 1. 7-3 にシンチレーションインデックスの仰角依存性の例 (沖縄) を示す (松永等、平成 13 年 6)。静止衛星は日本から仰角 49° なので、 S_4 の平均値は 0.05

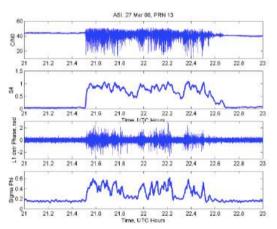


図 4.2.1.7-2 GPS 衛星の振幅と位相のシンチレーションの例(Groves, 2004⁵⁾)

程度である。また、シンチレーションの強度は周波数に対し-1.5 乗の依存性を持つ (Yeh and Liu, 1982^{7}) ので、5.8 GHz の場合は GPS の場合の 14% (-9.5 dB) 程度となり、この場合の静止衛星方向の S_4 の平均値は 0.01 以下となる。

シンチレーションによる位相の変動もマイクロ波送電で考慮しなければならない場合がある。図 4.2.1.7-2 の場合の位相分散 σ は最大 0.6 rad (34°) であり、上記松永の論文によると、GPS 衛星の場合、 σ は、シンチレーションクラスが強で 0.8 rad 以上 $(46^\circ$ 以上)、中で 0.4 rad (23°) 、弱で 0.15 rad (8.6°) 、微弱で 0.05 rad (2.9°) 以下、と区分されている。

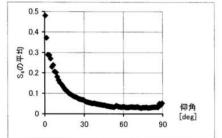


図 4.2.1.7-3 GPS シンチレーション S4 値の仰角依存性(那覇 2000 年 1 月の S4 の平均値) $^{6)}$ 。

2) 光路長の変動

プラズマの密度シンチレーションに対する伝搬マイクロ波の光路長の変動は、以下で表される。

 $\delta_{\rm p} = 40.28 \cdot \delta_{\rm N_T} / f^2$

(4. 2. 1. 7-4)

δ_n: 光路長の変動量 (m)

δN: 光路に沿った電子の総量 (/m²)

f:周波数 (Hz)

比較的激しいシンチレーション(通常 S_4 〉1)の場合は、 δ N_T =5x10 $^{16}/m^2$ なので $^{1)}$ 、5.8 GHz では、 δ $_p$ =5.99 cm(波長の 1.16 倍、位相で 417° に相当)である。電離層のコラム密度の最大は概ね $5x10^{17}$ $/m^2$ なので、この変動は最大コラム密度の約 10 %の密度変動に対応する。1 %の密度変動では 42° の変動となる。この変動は GPS の 1.575 GHz であれば 154° に相当する。一方、松永らの表に従うと、GPS 衛星でのシンチレーションクラスが強で 0.8 rad 以上(46° 以上)、中で 0.4 rad(23°)、弱で 0.15 rad(8.6°)、微弱で 0.05 rad 以下(2.9° 以下)とされているので、1 %の密度変動($5x10^{15}$ $/m^2$)はシンチレーションクラスが強(46° 以上)に相当する。GPS 衛星のクラス分けを 5.8 GHz に適用すれば、 σ $_{\phi}$ $_$

3) パイロット信号への影響

ビームの到来方向の決定では、比較的近接した複数アンテナ間(例えばテザー型 SPS の場合はアンテナ間距離は 10 cm 以下)のパイロット信号の位相を比較してビームの到来方向を推定する方式が採用されることが多い。これらアンテナの光路は通過する電離層域では cm 以下で近接することになり、両アンテナ間で電離層の擾乱による光路長差は出ないものと考えられる。ただしシンチレーションの強度変動による S/N の劣化の影響は到来方向推定誤差として現れる(角度推定誤差は $(S/N)^{-1/2}$ に依存する)ので、強度変動があっても到来角推定に必要な S/N が得られるようパイロット信号のアップリンクの電力を設定する必要がある。

4) 主ビームへの影響

シンチレーションの光路長への影響のよるマイクロ波ビームの拡がり角 θ 及び地上での拡がりサイズSは、以下で表される(松浦、 1982^{1})。

 $\theta = 2 \pi \delta_{p} / d$, $S = h \cdot \sin \theta / \sin \epsilon \cdot \sin(\epsilon - \theta)$ (4.2.1.7-5)

h: 擾乱源の高度(400 km)、 ϵ : 仰角(49°)、d: 不規則構造のスケール(500 m) これらを計算すると、5.8 GHz の場合に、 θ = 0.043° 、S=300 m となる。レクテナの直径を 3.5 km とすれば、比較的激しい擾乱の場合でも、受電電力に与える影響は小さいと想定される。ただし擾乱高度及び擾乱サイズの分布を考慮したより精密な評価が必要である。地上における振幅シンチレーションによる粗密スケールは 1 km (弱い電子密度不規則構造のスケール)~170 m (激しい擾乱の場合、5.8 GHz、距離 530 km のフレネル半径)程度であり、レクテナのサイズより小さいので受信電力全体への影響は平均化され小さくなる。ただし電力密度の粗密の影響は電力合成を行うレクテナアレイの設計には考慮する必要がある。

マイクロ波の位相をマイクロ波ビームの方向制御に使用する場合(4.2.1.5(4)の並列化法など)は、シンチレーションの位相への影響を考慮する必要がある。例えば各パネルのキャリアの周波数変調を行い、地上処理で各パネルの位相の情報を得て補正分をアップリンクする場合は、一連の処理の時間がかかると電離層擾乱による位相変動分が誤差となる。例えば電離層の TEC (Total Electron Contents) は、擾乱が激しい場合は 10分で $2.4x10^{16}$ eles/ m^2 程度変動するが、これは 5.8 GHz で 200 度の位相変動に相当する。処理時間が 1分でも 20 度の変動となる。

(3) 主ビームと電離層の非線形作用

マイクロ波の周波数帯(S 帯、C 帯)は電離層の電子プラズマ周波数(プラズマ密度 10^6 /cm³で 9 MHz) よりも 2 桁以上高いので、マイクロ波の電力密度が小さく相互作用が線形の範囲では、ほとんど相互作用無しに電離層を通過する。線形の範囲での電力損失は 4.2.1.7(1) 及び表 4.2.1.7-2 に示すように無視できるレベルである。実際マイクロ波帯の衛星電波の回線計算に電離層の影響を考慮することはしない。しかしながら電磁波の電力密度が高い場合には周辺プラズマとの非線形相互作用により線形の範囲で想定される電力損失よりも大きな電力損失が発生する可能性がある。ちなみに核融合プラズマなどで利用される電磁波によるプラズマ加熱はこのような非線形作用を加熱に応用したものであり、条件によっては電磁波のエネルギーが高い効率でプラズマに輸送される。このような強い相互作用が発生した場合には加熱される電離層にも穴が開いたり(数十%以上の密度減少)、強い密度擾乱を与えるなど大きな影響が発生すると同時にマイクロ波のエネルギー損失も線形過程で予測される量よりも遙かに大きくなる可能性がある。

太陽発電衛星で考えられているマイクロ波ビームの地上付近でのエネルギー密度(即 ち電離層中でのエネルギー密度)は、図 4.2.1.3-7 に示すアメリカの 2.45 GW、500 万 kW クラスのリファレンスシステムの場合、ビーム中央の最大強度部分で 230 W/m²、ビ ームの端では 10 W/m² である。ビームの最大エネルギー密度 230 W/m²は、1970 年代の NASA の検討の中で、マイクロ波が電離層で周辺プラズマとの強い非線形相互作用を引 き起こさないための条件から設定された。この値は、Holway and Melts(1973)⁸⁾の下部 電離層域の非線形での電子温度加熱の閾値が 5 MHz で 1.03 mW/m²であるとの解析値及 び閾値の周波数二乗依存性の議論をベースに、2.45 GHz で閾値が約 250 W/m²になるこ とから導き出されている。ただしその後の検討では電子の冷却の効率がもっと高いと想 定されること及びその後行われた MHz 帯での電離層加熱実験の結果から、閾値はもっと 高いと考えられるようになった。また周波数依存性も f²ではなく f³が妥当であるとさ れるようになった(Parkins and Goldman, 1981⁹⁾)。1981年のNASAの報告(NASA Reference Publication 1076)²⁾では、閾値は 550-600 W/m²が妥当ではないかとの記述があるが、 NASA ではその後の検討はなされていない。以上は 2.45 GHz の検討であるが、5.8 GHz では 230 W/m²は f²を仮定した場合 1,290 W/m²(f³則では 3,050 W/m²)に相当し、550 ~600 W/m²は3,080~3,360 W/m²(f³則では7,300~7,960 W/m²) に相当する。いずれの 場合でも 5.8 GHz の場合の閾値は 1,000 W/m²以上となる。Parkins and Goldman の論文 の式⁹⁾ を用いると 5.8 GHz、プラズマ密度 5 x10⁵ /cm³、Te=1,500° K では閾値は 3,000 W/m^2 、プラズマ密度 $10^6/cm^3$ 、Te=1,500° K、で閾値は $400~W/m^2$ となる。最近では 1,000 W/m²程度のエネルギー密度でも強い非線形相互作用は発生しないとの予想の下に、我が 国の USEF テザー型 SPS や JAXA M-SSPS モデルでは最大電力密度 1,000 W/m²の電力密度 で設計を行っている。表 4.2.1.7-4 にマイクロ波と電離層の非線形相互作用について、 これまでの研究の経緯を示す。

表 4.2.1.7-4 マイクロ波と電離層の相互作用に関する主な研究の経緯

モデル計算・実験	マイクロ波強度	参考文書
NASA リファレンスモデルで採用した	230 W/m ²	Duncan and Gordon
許容最大強度	(295 V/m)	NASA CR-151517 (1977) 10)
非線形加熱が発生しない条件を解析		
Arecibo 及び Platteville での電離	$550-600 \text{ W/m}^2$	R.H.Dietz, et al. (1981)
層への RF 放射実験 (電子温度の上昇		NASA Reference
が予想よりもかなり小さかった;オ		Publication 1076 ¹¹⁾
ーダーとの予想がファクターだっ		
た)ことを根拠に提案されている許		
容最大強度		
1983 年に行われた MINIX 実験 (観測	リファレンスシステムの約 600	松本紘(1996) ¹²⁾
ロケットによるマクロ波放射実験)	倍の電力密度	USEF 太陽光発電利用促進
では、830 Wの2台のマグネトロン	電力損失をもたらすような強い	技術調査成果報告書(平成
から 2.45 GHz のマイクロ波を放射	相互作用はなかったと結論され	17 年度) ¹³⁾
し、低周波波動の励起(非線形作用		, ,,,,,,,,,,,,,,,,,,,,,,,,,,,,,,,,,,,,,
による3波共鳴現象)を確認		
京都大学のグループによるフィラメ	フィラメンテーション不安定	篠原等(1995) ¹⁴⁾
ンテーション不安定による自己収束	は、295 V/m では全く発生せず、	
の解析計算(電力密度勾配によるポ	5,000,000 V/m ではじめて発生	
ンデルモーティブ力による自己収		
縮)		
京都大学のグループによる3波共鳴	励起される波動の強度は、飽和	松本等(1995) ¹⁵⁾
現象の計算	現象を考慮すると、ラングミュ	
	ア波 6.9 mV/m、電子サイクロト	
	ロン高調波 27 mV/m にしか成長	
	せず、実用上の問題はない。	

1) マイクロ波の電離層による熱的自己収縮現象

電子密度のゆらぎにより電波の屈折が発生する。プラズマの屈折率は $n=(1-\omega_{pe}^2/\omega^2)^{1/2}$ (位相速度は v=c/n) で表され、電波は速度の遅い方向、即ちnの大きい方向(密度の小さい方向)に曲がるため、電子密度の薄い方向に電波が収束する。電波による加熱が電子温度をさらに上昇させ、電子密度が薄くなるため加熱がますます大きくなるため、正のフィードバックがかかり非線形の不安定現象が発生する。この現象を電波の自己収縮(フィラメンテーション)と呼ぶ。

強い相互作用が発生する条件の検討例を以下に示す。モデルやパラメータによって不安定性の発生する閾値の値は数百 W/m^2 から数十 kW/m^2 までばらつくが、不安定性が発生しても温度上昇、密度減少により閾値が急速に増大するため(不安定性が抑圧されるため)、実際には強い不安定性は発生しないことが想定される。ただし実験的な確認はこれからの課題である。

i)Holway and Meltz(1973)⁸⁾の検討

電磁波加熱と冷却の釣り合いから、非線形加熱が発生する電力密度は解析上 1030 $\mu W/m^2 @ 5$ MHz であることを示した。 f^{-2} 依存を仮定すると 2.45 GHz では 250 W/m^2 となる。

ii)Perkins and Roble(JGR, 1978) 4の検討

η=(加熱率)/(熱伝導率)>>1の時、非線形加熱が発生するとして以下の式を導いた。

 $\eta = 1/3.3 \cdot (F/c) \cdot (f_{pe}/f) \cdot (\nu_{en}/T_e) \cdot (r^2m/n_e)$ (4.2.1.7-5) c:光速、F:マイクロ波フラックス、f:マイクロ波周波数、 $f_{pe}:$ プラズマ周波数、 $\nu_{en}:$ 電子衝突周波数、 $T_e:$ 電子温度、r:ビーム半径、m:電子質量、 $n_e:$ 電子密度 $F=230 \ \text{W/m}^2, \ n_e=10^5 \ / \text{cm}^3, \ \nu_{en}=10^5, Te=1 \ \text{eV}$ の条件で $\eta=10$ (>>1) となる。

iii)Walker(1979) ³⁾の検討

強い加熱作用を及ぼすのに必要な電場強度(E_p)として以下を導いた。 $E_p=3x10^{-4}f$ (D, E 層), $10^{-4}f$ (F 層) (4.2.1.7-6) この式を用いると、f=2.45 GHz で $E_p=735$ V/m (1.4 kW/ m^2) (D, E 層), 245 V/m (160 W/ m^2) (F 層)、f=5.8 GHz で 7.8 kW/ m^2 (1.4 kW/ 1.4 kW/ 1.

iv) DOE/ER/10003-T2 (1980) ¹⁶⁾の報告

オーミック加熱は加熱マイクロ波の周波数 f に対し $1/f^2$ の依存性を持つが、 self-focusing は $1/f^3$ の依存性を持つ (Perkins and Goldman, 1980)。 430 MHz 加熱 実験 $(1.5 \text{ mW/m}^2, 2.45 \text{ GHz}$ で 50 mW/cm^2 相当)で密度変動も、100 km 以下の高度での温度変化も予測と異なり極めて小さかった。

v)Dietz et.al., NASA Reference Publication 1076(1981) 11)での報告

Arecibo 及び Platteville での電離層への RF 放射実験で、電子温度の上昇が予想よりもかなり小さかった (温度上昇がオーダーレベルとの予想に対し実際にはファクターレベルだった) ことを根拠に不安定性の閾値はもっと高いと述べている。 $P=550\sim600$ W/m² の数値が提案された。

vi)National Research Council による Electric Power from Orbit:A Critique of a Satellite Power System(1981) ¹⁷⁾での報告

当時の理論及び実験結果から閾値は 400-500 W/m²の数値が提案された。

vii)Perkins and Goldman(1981) ⁹⁾の検討

熱的自己収縮の閾値として以下の式を求めた。その後もこの式が引用されることが 多い。

 $Pcr = (6 \text{ W/m}^2) \cdot (10^6 \text{ /n})^3 \cdot (T_o/1000^\circ \text{ K})^4 \cdot (f/2.4 \text{ GHz})^3 \cdot C_F (C_F \sim 1) (4.2.1.7-7)$

n:プラズマ密度、To:電子温度(°)、f:マイクロ波周波数

 $5.8 \, \text{GHz}, \, 10^5 \, \text{cm}^3, \, 1000^{\circ} \, \, \text{K} \, \text{Tit} \, 85 \, \text{kW/m}^2 \, \text{Lts} \, (2.4 \, \text{GHz}, \, 1000^{\circ} \, \, \text{K}, \, 10^5 / \text{cm}^3 \, \text{Tit} \, 6 \, \text{kW/m}^2)$

 $5.8 \text{ GHz}, 10^6 \text{ cm}^3, 1000^\circ \text{ K} \text{ Tit } 85 \text{ W/m}^2 \text{ } \text{ t} \text{ t}$

viii)Lee and Kuo(1984) ¹⁸⁾での検討

磁場の介在を考慮した場合、230 W/m²でも thermal filamentation instability により磁場擾乱、プラズマ密度擾乱が発生するという予測を示した。

2) マイクロ波ビームの強度勾配による自己収縮現象

ビームの電界強度は中心が強く周辺で弱いため、プラズマに外向きの力が働くため ビーム内のプラズマは希薄となりビームの収縮が発生する。応力は周波数の二乗に反比 例し、以下の式で表される。

 $F_{p} = -e^{2} \nabla (E^{2}) / 4m \omega^{2}$

(4. 2. 1. 7-8)

 F_p : プラズマへの外向きの応力、e: 電荷、E: マイクロ波の電場、m: 電子質量、 ω : マイクロ波角周波数

この現象については、京都大学のグループにより、以下のような検討が行われている。

i) 篠原、David R. Shklyar、松本 (1995) ¹²⁾による検討

自己収束は、 $E=295~V/m(230~W/m^2)$ では全く発生しないと考えられる。f=2.45~GHz,ビーム直径 10~km、電子熱速度 $3x10^5~m/s$ 、 $\omega_{pe}=10^5$ 、ビーム強度は二次元ガウス型分布の場合、ビーム中心の電界 $E=5x10^4~V/m$ (電力密度 $6.6~MW/m^2$)ではじめて発生するため、これまで想定されているマイクロ波強度プロファイルの SPS では発生しないと結論されている。

ii) 平成 17 年度 USEF 報告書の報告(京大、臼井)¹³⁾

プラズマ密度 $10^6/\text{cm}^3$, f=5.8 GHz, P=1 kW/m², d=2 km (レクテナ直径) の場合の計算結果では、密度変動は $3x10^{-15}$ (無視できる)。10%の密度変動のためには $3.4x10^9$ V/m ($3x10^{16}$ /m²) の電界が必要であり、SPS でこの不安定性が発生する可能性は少ないと結論されている。

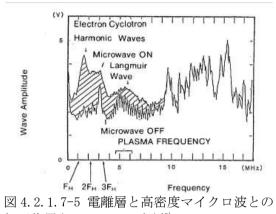
3) 3波共鳴現象

マイクロ波のビームのエネルギー密度が大きい場合は、マイクロ波のエネルギーの一部が静電プラズマのモードの波動に変換される(入射電磁波、後方散乱波、励起性電波の間では、エネルギーと運動量が保存される)。この現象は parametric decay instability とも呼ばれる。松本等(1995) 15)によると、励起される波動の強度は、飽和現象を考慮すると、ラングミュア波 $6.9\,\mathrm{mV/m}$ 、電子サイクロトロン高調波 $27\,\mathrm{mV/m}$ (SPS のマイクロ波の電界強度の $1/10000\,\mathrm{U}$ 下)という弱いレベルまでしか成長せず、実用上の問題はないとしている。

1983 年 (MINIX) 及び 1993 年 (ISY-METS) には、我が国でマイクロ波とプラズマとの相互作用を調べるためのロケット実験(図 4.2.1.7-4、1993 年 ISY-METS)が行われた。 1983 年の MINIX 実験では、図 4.2.1.7-5 に示すようなラングミュア波及び電子サイクロトロン波の広帯域の波の励起が観測され、3 波共鳴現象に関わる現象と結論されたが、これらの波動強度は流体理論式で予測される励起波より大幅に弱かったと報告されている(平成 16 年度 USEF 報告書 19)。



図 4.2.1.7-4 ロケット実験のイラスト (ISY-METS、1993 年)



相互作用 (MINIX, 1983 年) ¹⁹⁾。

4.2.1.7 章の参考文献

- 1) 松浦延夫、4. 大電力マイクロ波伝送に伴う電離大気環境効果、電波研究所季報、 Vol. 28, No. 148、723-730, 1982年
- 2) NASA Reference Publication 1076 SPS:CDEP Vol. III-Power Transmission and Reception Technical Summary and Assessment, pp. 32, R. H. Dietz, et al., 1981.
- 3) J. C. G. Walker, Active Experimentation with the Ionospheric Plasma, Reviews of Geophysics and Space Physics, pp. 534-544, June 1979.
- 4) F. W. Perkins and R. G. Roble, Ionospheric Heating by Radio Waves: Predictions for Arecibo and the Satellite Power Station, JGR, Vol. 83, No. A4, 1611-1624, 1978.
- 5) Dr. Keith Groves, Monitoring Ionospheric Scintillation with GPS, Colloquium On Atmospheric Remote Sensing Using The Global Positioning System, 20 June-2 July, 2004 Boulder, CO.
- 6) 松永圭左、星野尾一明、伊藤実、新井直樹、関司、GPSにおける電離層シンチレーションの観測、pp. 39-42、電子航法研究所研究発表会(第1回 平成13年6月)
- 7) K.C. Yeh and C. Liu, Radio Wave Scintillations in the Ionosphere, Proc. of the IEEE, Vol. 70, No. 4, Aprill 1982.
- 8) L. H. Holway and G. Meltz, Heating of the Lower Ionosphere by Powerful Radio Waves, JGR., Vol. 78, No. 34, 8402-8408, 1973.
- 9) F. W. Perkins and M. V. Goldman, Self-Focusing of Radio Waves in an Underdense Ionosphere, JGR, Vol. 86, No. A2, 600-608, 1981.
- 10) NASA Reference Publication 1076 SPS:CDEP Vol. III-Power Transmission and Reception Technical Summary and Assessment, pp. 30, R. H. Dietz, et al., 1981 ただし、上記は下記論文を引用したもの。
- L. M. Duncan and W. E. Goldon, Ionosphere/Microwave Beam Interaction Study, Final Report, Rice University (Contract NAS 9-15212), NASA CR-151517, 1977.
- 11) R. H. Dietz, G. D. Arndt, J. W. Seyl, L. Leopold, and J. S. Kelley, Satellite Power System: Concept Development and Evaluation Program, Vol. III-Power Transmission and Reception Technical Summary and Assessment, NASA Reference Publication 1076, pp. 31, 1981.
- 12)松本紘、宇宙太陽発電とマイクロ波送電、Journal of Plasma and Fusion Research、 Vol. 72、No. 1、1996
- 13) 平成17年度 太陽光発電利用促進技術調査成果報告書、pp. 124、平成18年3月、USEF
- 14) 篠原真毅、David R. Shklyar、松本紘、電離層における大振幅マイクロ波エネルギービームの自己収束作用に関する数値解析、電子情報通信学会論文誌、Vol. J78-B-II, No. 12, 756-766, 1995
- 15) 松本紘、橋野嘉孝、矢代裕之、篠原真毅、大村善治、大振幅マイクロ波と宇宙プラズマとの非線形相互作用の計算機実験、電子情報通信学会論文誌、B-II、Vol. J78-B-II、No. 3、pp. 119-129、1995
- 16) Environmental Assessment for the Satellite Power System-Concept Development and Evaluation Program-Effects of Ionospheric Heating on Telecommunications, DOE/ER/10003-T2, August 1980.
- 17) A Report Prepared by the Committee on Satellite Power Systems, Electric Power from Orbit: A Critique of a Satellite Power System, National Academy Press, Washington D. C. 1981.

- 18) M. C. Lee and S. P. Kuo, Simultaneous excitation of large-scale geomagnetic field fluctuations and plasma density irregularities by powerful radio waves, Radio Science, Vol. 20, No. 3, 539-545, 1985.
- 19) 平成16年度太陽光発電利用促進技術調査成果報告書、pp. 161、USEF、平成17年3月

編集用予備ページ

4.2.2 レーザー送電技術

レーザー送電技術の課題はマイクロ波送電技術の課題とともに、4.2 章の表 4.2-1 に示した。2002 年に Dickinson により報告されたレーザー送電技術の最先端 $^{1)}$ を表 4.2.2-1 に示す。

事項	記録	備考
		808 nm, 1.5 kW/cm² CW, water-cooled, multibeam, solid state bar-arrays(SLI)
DC/レーザー最大 効率	· ·	60 W CW, 780-820 nm, semiconductor diode 1080 W CW, Yb:YAG, M ² =13.5
		kW レベル、single coherent beam, lateral pumped semiconductor laser (独)
レーザーコスト		Resale CO ₂ レーザー, 12 kW Nd:YAG, 2 kW Arrayed semiconductors, 40 W
レーザー/DC 最 大効率	59 %	AlGaAs at 1.7 W, 826 nm

表 4.2.2-1 レーザー送電技術の最先端(State of the Art)¹⁾

(1) レーザーの発振技術

レーザーの発振には、太陽電池で発電しその電力でレーザーを発振させる方式(間接励起方式)と、太陽光で直接レーザーを発振させる方式(直接励起方式)がある。太陽電池で発電しその電力でレーザーを発振させる方式では高いシステム効率が見込めないと考えられたことから、我が国では太陽光直接励起方式が主に研究されてきた。マイクロ波の場合の DC-RF 変換効率は $75\sim85$ %程度が期待できる(表 1-1)のに対し、レーザーの場合の DC-光変換効率は $40\sim50$ %(表 4.2-4)と考えられているためである。例えば optoscience 社の資料 20 ではファイバーレーザーの Wall Plug Efficiency は $30\sim40$ %となっている。

我が国での太陽光直接励起の SPS の検討は、JAXA、レーザー総研、福井大等の共同で進められた 3 。この検討では、太陽光を数百倍に集光して 3 Cr/Nd: YAG のセラミクス (Nd: YAG に 3 Cr 3 Pを添加したセラミクス) に照射し 1,064 nm のレーザー光を発振する方式の太陽光直接励起の研究が行われた。疑似太陽光 (ランプ光) で太陽光の 70 倍の強度の 640 mW 照射で 240 mW の出力を得た (38 %の効率) という報告 4 Pや世界最高の 43 %の効率を得たという報告 5 1 もあり、実太陽光についても設計上は 21 %の効率が期待できる 6 1 とされている。ただしこれまでのところ再現性の良い高効率の発振には成功していない。 JAXA では、2011 年頃までは、レーザー発振の方式として太陽光直接励起型を前提としていたが、レーザーの DC-光変換効率が、LD 励起レーザーとファイバーレーザーの組み合わせで将来は 60 %を越える可能性(LD 80 %、入射効率 90~95 %,レーザー変換80 %とした場合)も出てきたことから、現在では間接励起方式のレーザー方式太陽発電衛星についての検討が行われており、地上のレーザー送電実験も間接励起型で行われている。

(2) レーザービームの大気減衰と制御技術

レーザー送電では、図 4.2.2-1⁷に示すように、大気吸収(主として CO_2 , H_2O)とエアロゾルによる散乱・吸収が重要である。散乱が大きくない長波長、且つ吸収の少ない 1 ミクロン付近が SPS 用として候補となる。エアロゾルによる散乱はミー散乱(波長と粒子の大きさが同程度)が支配的である。ミー散乱による散乱損失は 1.70.9 %程度と

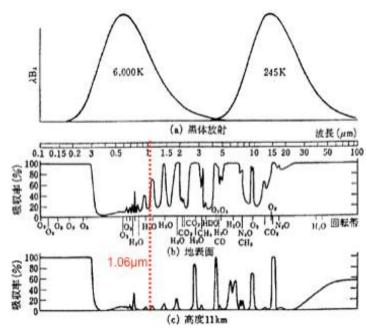


図 4. 2. 2-1 光の吸収率の波長依存性 7)

評価される。1 GW 程度の電力の場合は、レーザー径を 100 m以上(130 kW/m²以下)程度とすれば熱ブルーミング(大気加熱のレンズ効果による発散)、誘導ラマン散乱(窒素分子などによる非弾性散乱)が問題にならなくなるとされている。

大気透過率は快晴時には90%以上とされているが、雲やエアロゾルの影響を強く受ける。嶋田らの推定%によれば、日本の殆どの領域の年平均の大気透過率(1020 nm帯での推定)は30~60%と報告されている。またこの報告によれば、長野、山梨付近で最も透過率が高いとされている。レーザーを用いた送電では気象の影響を強く受けるが、受電点を複数として条件の良い地点に切り替えながら電力を下ろすことによってこの問題を回避することも検討されている。例えば光通信分野で検討された例%では、東京の年平均日照率0.4424、那覇の年平均日照率0.4083に対し(1980年のデータ)、少なくとも一方が雲を避ける確率は0.6784となり、東京の日照率の約5割増となる。

レーザー方式太陽発電衛星のレーザービーム制御について詳しく検討された例は少ないが、光通信で使用されたシステムをベースに検討が行われている。図 4.2.2-2 に衛

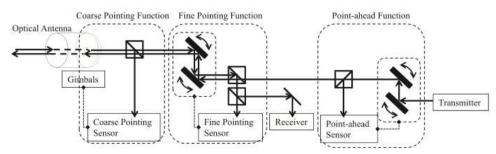


図 4.2.2-2 光通信装置の機能ブロック図 10)

星の光通信で使用されるレーザー送光装置の機能ブロックの例 10 を示す。システムは粗追尾、精追尾、光行差補正の 3 つの機能から構成される。静止衛星軌道上の太陽発電衛星の場合は、光送電部と受電部は同期して移動するので行差補正値は時間的に一定である。大電力システムである太陽発電衛星の場合は、衛星間通信の送受光系と比べ、表4.2.2-2 に示すような相当厳しい要求があることが示されている 11 。光衛星間通信実験衛星 0 ICETS 12 では高い精度で、指向精度(総合指向精度 1 2.6 1 11 3.6 11 6.64 11 1.6 11 6.92 11 1.0 11 6.92 11 1.0 11 6.92 11 1.0 11 6.94 11 1.0 11 6.95 11 1.0 11 6.95 11 6.96 11 6.97 11 6.97 11 6.99 11 6.90

表 4.2.2-2 光通信と SPS の技術要求の比較 ¹¹⁾

Table 1 Comparison of specifications between L-SSPS and inter-satellite communication system.

Element	Comp.*	Problem	L-SSPS spec.	Inter satellite system spec
Distance	0		36,000 km GEO-Ground	500~70,000 km LEO-LEO. GEO-GEO
Wavelength	0		1.06 µm	0.8∼1.6µm
Power	•	Heat Large optics	10 MW/beam	0.1~1 W
Beam diameter	•	Large optics	~1 m	0.1~0.5 m
Beam	0		1 ~ 5 µrad	3 ~ 20 µrad
Wavefront precision	•	Large optics Vibration Heat	~λ/10 (with large size)	λ/10~λ/20
Adaptive optics	•	Large optics Vibration Heat	Used	Not used
Pointing precision	•	Large optics Vibration Heat	± 1 μrad (with large size)	± 1~4 μrad
Pointing control	•	Large optics Vibration Heat	Closed loop	Open loop
Point ahead	0		17 µrad fixed	~100 µrad variable

^{*}Comparison between both specs; O similar • different

制御の一つの検討例として、静止衛星軌道(36,000km)から 12 cm 口径光アンテナを用いて $1.06~\mu m$ の 1~GW 級レーザー(正確には 1.156~GW 出力(中心強度の $1/e^2$ の範囲のエネルギーが 1~GW)、多数の光アンテナでビーム形成)を東京方向(北緯 36°)に送電し、パイロット信号は 1~E ミクロン帯の $200~\mu rad$ の拡がりを持つ 10~E は出力のレーザーを使用する場合を考察する(図 4.2.2-3)。地上の受電局と SPS の間 (37200 E km)の光の往復時間は 1.25~E 砂である。大気擾乱が無い場合(真空中伝搬の場合)、地上でのビーム径($1/e^2$)は約 1.25~E 1

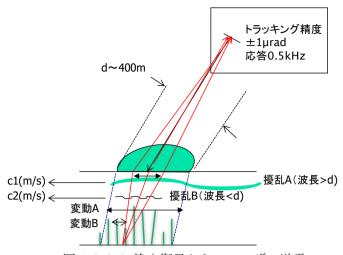


図 4.2.2-3 静止衛星からのレーザー送電

大気の擾乱のスケールは最小 10 cm から最大数百 m 程度と考えれば、ダウンリンク される電力ビームには、揺動(変動 A、ワンダリング)とスペックル(変動 B)が発生 する。密度擾乱(c1、c2)の移動速度の最大が 100 m/s 程度とすれば、ワンダリングの 周期は、(ビーム径)/c1==4 秒以上のゆっくりしたものとなる(0.25 Hz 以下の周波数)。 一方、変動 B のスペックルの振動の周期は、(擾乱の最小スケール)/c2=1 ms 以上と なる(1 kHz 以下)。以下の計算では大気擾乱の角度変動を最大 50 μ rad、大気層の厚さ を 10 km と仮定する。ダウンリンクビーム光は大気層上空に到達した時点で直径約 419 mである。このビーム光の中心は大気擾乱の影響(最大 50 urad)で、30 度入射の場合 地上でビーム垂直方向に振幅 0.67 m で長周期(4 秒以上)で振動する。ビーム径に対 し大気擾乱の変位は殆ど無視できる。搭載光学系の指向誤差を±1μradに抑えた場合 は、地上のずれは±37 mとなる。従って受光系の大きさは、指向誤差及び大気擾乱を 考慮して約494mの直径とすれば良い。ビーム中心が受電システム中心と合致するよう、 ビームの中心を受電システム側で検知し、そのずれを補正するための制御信号をアップ リンクするようなクローズループの制御が必要である。このクローズループ系の応答は 衛星側の光学系のバイアス的な絶対値の変動(熱変形や光行差誤差、姿勢予測誤差、長 周期の衛星の振動)の周波数できまり、高速の応答は不要と考えられる(早くても秒オ ーダー程度か)。なお相対値の変動(短周期の装置の振動)は高速である可能性がある がパイロット信号への追従で補正される。ダウンリンクされるレーザービームの内部は 最高 1kHz のスペックルで濃淡が生じる。ダウンリンクの大気擾乱に起因するスペック ルを平準化するためには、ダウンリンクパスの擾乱を別のアップリンク光で検知し補償 を行えば良い(補償光学の利用)が、このような大きなビームの補正を行うには大掛かり な装置が必要であり現実的でない。ビームの濃淡を平準化するためのホモジナイザーを 使用することも考えられるが、多数のマルチビームで大気擾乱変動を平準化するのが現 実的な解と考えられる。

パイロット光も大気擾乱の影響を受けるが、 $100 \mu rad$ の拡がりがあれば、最大 $50 \mu rad$ ($\pm 25 \mu rad$) の擾乱があっても、パイロット信号の指向誤差が $150 \mu rad$ ($\pm 75 \mu rad$) 以下であれば、SPS からパイロットビームがはずれることはない。地上送光系からのパイロット光は SPS からは点で観測される。しかし、スペックル現象により光の強度は高速で(最大 $1 \mu rad$ で大きく変動する(点滅する)。高速での(例えば数十 $1 \mu rad$ 以上)の指向制御が必要でない場合には、点滅しても問題はない。パイロット光の強度の

変動が問題になる場合(送光系が高速で振動するなどパイロット光に高速で追随する必要がある場合)は、アップリンクの大気擾乱補償(補償光学)が必要と考えられる。

(3) レーザーの受電技術

レーザーの拡がりは、横モード(横断面の強度分布)の基本モード(強度が中心で強く周辺で下がる、ガウス分布)TEMOOの拡がりは、強度 1/e²の幅で以下の式のように定義される。

 $\theta = 4 \lambda M^2 / (\pi D)$ (4. 2. 2–1)

λ:波長

 θ : 全角

№: エムスケア値、ビームの集光性を表す値。1 で理想的な場合。

D: 光学系 (ビームウエスト) の直径

なお、レーザービームの強度 p(d,r)及び全強度 Poは以下で与えられる。

 $p(d, r) = p_0(d) \cdot exp(-\alpha r^2)$

(4. 2. 2-2) (4. 2. 2-3)

 $P_0 = \pi p_0(d) / \alpha$

(4. 2.

ただし、 $\alpha = \pi^2 D^2/2 \lambda^2 M^4 d^2$

d: ビーム方向の距離

r:ビームの径方向の距離

p₀(d):距離 d に於けるビーム中心のビーム強度

また、ビーム中心の強度は $\alpha P_0/\pi$ 、強度が中心強度の $1/e^2$ になる半径は $(2/\alpha)^{1/2}$ であり、この範囲を通過する電力は $0.865P_0$ である。従ってこの範囲のビームの平均強度は $0.4325(\alpha P_0/\pi)$ (即ち中心強度の 0.4325倍)である。なお中心強度は、強度が中心強度の $1/e^2$ になる半径内に全ての電力が通過すると仮定した場合の平均強度の 2 倍に相当する。

地上太陽光発電と比較のため、以下にビーム径の異なるいくつかのケースを考察す る。静止衛星からのレーザービームを日本で受光する場合(距離 37,200km)、光学系 の有効口径が $0.5 \, \text{m}$ 、 M^2 値が 1 の理想的な送光光学系では、受光ビームの直径($1/\text{e}^2$ 強 度までの径)は 100.5 m となる。もう少し現実的な M^2 値が 2、指向誤差 $\pm 1 \mu$ rad の光 学系の場合は、受光ビームの直径は 201 m、誤差は±37 m となるので、受電系の大きさ は直径 275 m となる。受光ビームの直径が 201 m の場合は、100 万 kW の受電 (1/e²内 に 1 GW のエネルギーが入るための実際の宇宙機の送電出力は、大気減衰がないとして 1.16 GW) では、平均エネルギー密度が 31.6 kW/m² (太陽光の 31.7 倍) になり、ピーク 電力密度はその 2.3 倍となる (73.0 kW/m²、太陽光の 73 倍) となるため、散乱光(鳥 やごみなどの意図しない空中飛翔物などによる)を考慮すると安全上許容されないと思 われる。ピークで太陽光の 10 倍(10 kW/m²) が許容できれば、平均のエネルギー密度 は4.3 kW/m²となり、受電部の大きさは直径617 mとなる。この場合のビーム端の電力 密度は 1.35 kW/m²となる。この波長帯の Eve-safety の許容値は 12.7 W/m² であるため、 この許容値が確保される距離は、直径991m以上である。この場合の実際の地上への到 達エネルギー (1/e²強度まで) は大気透過率が 30~60 %とすれば、300~600 MW である。 一方直径 617 m の太陽光の平均エネルギー (140 W/m²) は約 42 MW なので、同一面積の 地上太陽光発電と比較して、土地利用の観点からは約10倍の電力発生量となる(太陽 電池の受電効率をレーザーと太陽光で同じとした場合)。ピークで太陽光程度の強度し か許容しないというマイクロ波と同レベルの制約を課した場合は、平均電力は 433 W/m² となり受電領域は 1.79 km 必要である。Eye-safety の許容値(12.7 W/m²) は径 2.54 km の外となる。1.79 km の受電領域の太陽光の平均到達量は352 MW であり、大気透過率 を考慮したレーザーの到達量300~600 MWとほぼ同等となり、SPSとしての優位性は失

われる。従ってレーザーの場合最大ビーム電力が太陽光の数倍以上まで許容されることが、SPS が成立するための条件と言える。なお、マイクロ波の場合は3.5 km 直径のレクテナで1.25 GW を受けるとすれば(テザー型 SPS の場合のピークは1.5 kW/m²)、平均電力密度は130 W/m²となる。太陽光の平均電力密度は140 W/m²程度なので、太陽電池効率(35%)、マイクロ波DC変換効率(85%)を考慮すれば、マイクロ波の場合(テザー型 SPS の場合)は、地上太陽光発電に比べ、エネルギー取得効率は2.3 倍となる。またレーザービームは、前述のように、大気の密度擾乱の影響を受けて図4.2.2-4¹³⁾や図4.2.2-5¹⁴⁾に示すようなビームの形状変化とスペックルが発生する。太陽電池の動作ではほぼ一様の密度分布が必要なため、伝搬後のレーザーを太陽電池で光電変換するためにはマルチビームにするか、ホモジナイザーを使用する必要がある。これらの手法についてはまだ十分な検討がなされていない。

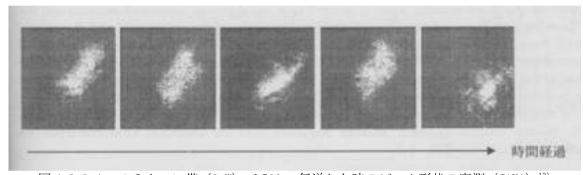


図 4.2.2-4 1 ミクロン帯 (8 W) で 500 m 伝送した時のビーム形状の実測 (TAXA) 13)

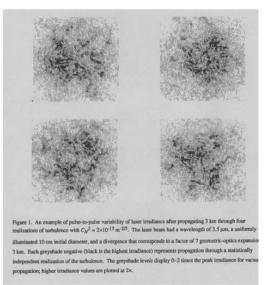


図 4. 2. 2-5 3. 5 ミクロンのレーザーを地上で 3 km 伝送した時のビーム形状の時間変化の計算例(大気構造定数 $C_n^2 = 2x10^{-13}$ m $^{-2/3}$ のケース) 14

1ミクロン帯用に特化した太陽電池は現在市販されていないが、斉藤らの報告 ¹⁵⁾によると、近赤外増感型の Si, InGaAs、CIS がその候補とされている。これらの太陽電池を1ミクロン用にチューニングした時の変換効率の試算結果によれば、概ね 40~50 %程度の変換効率と報告されている。またこの報告では、近赤外増感型の Si では量子効率の将来見込み率 0.88 が実現すれば、10 kW/m²の集光で 64 %程度になる可能性がある

ことを示している。2014 IEEE 40th PVSC では、JAXA のグループが InGaAs 太陽電池と 1070 nm レーザーの組み合わせで変換効率 42.6 %を達成したと報告している ¹⁶⁾。

4.2.2 章の参考文献

- 1) Richard M. Dickinson, Wireless Power Transmission Technology State of Art, 53rd IAC, The World Space Congress-2002, Houston, Texas
- 2) ファイバーレーザーのご紹介 (株)オプトサイエンス、

https://www.optoscience.com/maker/nufern/tech/fiberlaser.html

- 3) 鈴木拓明、レーザー方式宇宙太陽光発電の開発現状と展望、レーザー研究、第 39 巻、 第 1 号、(2011)、p24-29.
- 4) 佐伯拓、本越伸二、内田茂明、今崎一夫、中塚正大、新野雅之、森雅裕、宇宙エネルギー利用を目的とした太陽光直接励起固体レーザーの開発(2)、第24回宇宙エネルギーシンポジウム、pp. 135-139、2005 年
- 5) 佐伯拓、高効率太陽光直接励起レーザーの開発、Laser Cross No. 264、(財)レーザー技術総合研究所ニュース、March 2010
- 6) 金邉忠、浦野渡瑠、荻野純平、宇宙太陽光励起固体レーザーの概念設計、レーザー研究、Vol.38、No.3、pp.187-194、March 2010
- 7) 平成 13 年度 宇宙開発事業団委託業務成果報告書、宇宙太陽発電システムの研究 平成 14 年度 2 月、pp. 43、2002 年
- 8) 嶋田進、吉野純、小林智尚、吉田裕之、木皿且人、気象モデルを用いた LSSPS レーザー大気透過率に関する研究、第 15 回宇宙太陽発電システム (SPS) シンポジウム講演要旨集、pp. 32-37、2012 年 9 月 25, 26 日
- 9) 高山佳久、豊嶋守生、低軌道衛星と地上局間における光通信の実施頻度に関する検討、信学論文誌 B、J94-B、3、pp. 402-408、2011
- 10) 高山佳久、豊嶋守生 竹中秀樹、門脇直人、衛星光通信の現状と展望、電子情報通信学会論文誌 B、Vol. J-94-B No. 11、 pp. 1443-1451、2011年
- 11) 藤田和久、太陽光励起レーザーのエネルギー伝送技術の現状と展望、レーザー研究、 Vol. 38、No. 3、pp. 180-186、March 2010
- 12) 光衛星間通信実験衛星「きらり」(OICETS) プロジェクトに係る事後評価について、 推進 3-3-3、宇宙航空研究開発機構、平成 2 0 年 2 月 1 2 日
- 13)藤田辰人、鈴木拓明、吉田裕之、瀬在俊浩、木皿且人、久田安正、福室康行、森雅裕、JAXAにおける宇宙エネルギー利用システム(SSPS)研究の現状、第27回宇宙エネルギーシンポジウム(平成19年度)、pp. 131-135、2008年3月7日
- 14) J. R. Morris, Impact of atmospheric turbulence on Van Cittert-Zernike speckle cell area estimates (prepared for submission to the CALIOPE Second Annual Interim Technical Review Los Alamos National Laboratory, Albuquerque, NM March 28-30, 1995), March 17, 1995.
- 15) 斉藤由佳、鈴木拓明、吉田裕之、木皿且人、藤田和久、L-SSPS におけるレーザー 受光素子の動向・適用可能性、第 13 回宇宙太陽発電衛星システム(SPS)シンポジウム 講演要旨集、pp. 93-97、平成 22 年 10 月 28, 29 日
- 16) Suzuki, H., Yoshida, H., Kisara, K., Nakamura, T. and Imaizumi, M.: Structural Design of Laser-Photovoltaic Power Converter, IEEE 40th Photovoltaic Specialist Conference (PVSC), pp. 1834-1838, 2014.

編集用予備ページ

4.3 構築技術と機構

地上の電力供給に一定の役割を果たす太陽発電衛星の規模は100万kWクラスである。このクラスの太陽発電衛星のスケールは太陽電池の効率にも依存するが、少なくともkm平方規模の宇宙構造物となる。例えば100万kWの電力を効率35%の太陽電池で得るためには、約1.5 km四方の太陽電池パネルが必要である。また静止衛星からマイクロ波で電力を送る場合は、4.2.1.3章に示したように、地上の受電所のスケールを直径数km程度とするための送電アンテナのスケールはkmのスケールとなる。現在運用中の国際宇宙ステーションの本体のスケールは100 m規模(太陽電池パネルは36 m x 12 m)なので、太陽発電衛星はこの10倍以上の長さ、100倍以上の面積を持つ超大型の構造物となる。また送電アンテナは地球を指向する必要があるので、太陽電池パネルあるいは集光(反射)ミラーを太陽に指向する方式の場合は、km級の大型構造物間での相対運動機構が必要である。例えば、太陽電池パネルと送電パネル間の場合はロータリジョイント、ミラーと太陽電池間の場合は回転機構、編隊飛行ミラーの場合は太陽電池パネルに対するミラーの姿勢・位置制御機構が必要である。このような大型の構造の構築と機構についての技術課題を表4.3-1に示す。

表 4.3-1 構造技術と機構の技術課題

				術としての技術開発	
	関連する産		T		
技術課題	業技術・宇	要素技術開発・評 価・実験室実験	地上実証実験	軌道上実証実験 (10 MW 程度以下)	パイロットプラ ント(100 MW ク ラス)
物建設		自動展開方式開 発、大型構造の構 築			軌道上での 500 m 規模の構造物 の建設実証
形態維持、 姿勢制御	造物制御技	大型パネルの形態 維持技術、姿勢制 御技術開発		の構造物の形態維 持・姿勢制御能力実証 百 m 規模の構造物の 編隊飛行技術実証	
	ネルあるい	回転機構開発 寿命評価 ダイナミクス評価	-		
集光装置	遠鏡	薄膜材料開発 薄膜ミラーの展開 技術開発 寿命評価	-	軌道上での発電部へ の集光能力実証(集光 ミラー百 m 規模) 耐宇宙環境性の実証	部への集光能力 実証(集光ミラ

(1) 重力安定

衛星の周回運動による遠心力と地球重 力が釣りあう軌道上は、通常微小重量の世 界であり、実際小さなスケールの物体を移 動したり伸ばしたりする時には重力の影 響を考える必要はない。しかし、スケール の大きい構造物の場合、図 4.3-1 に示すよ うに重心から離れた場所では遠心力と地 球重力の釣り合いが崩れ、無視できない力 (重力勾配力と呼ぶ)が働くので、大型構 造物にとっては必ずしも無重量ではない。 この軌道上で発生する力は地球中心方向 又は逆地球中心方向に働くが、この力が働 いても大型構造物の姿勢が不安定になら ないような建築手法と手順を考案する必 要がある。図 4.3-2 のような座標系の宇宙 機の重力安定条件は以下の式で表される1)。

慣性モーメント

 $I_{\xi}:$ ロール軸周り $I_{\eta}:$ ピッチ軸周り $I_{\zeta}:$ ヨー軸周り

 $K_{r} = (I_{\eta} - I_{\zeta}) / I \xi$ $K_{p} = (I_{\xi} - I_{\zeta}) / I \eta$

 $K_v = (I_n - I_{\varepsilon}) / I \zeta$

重力傾斜安定条件:

 $K_p > 0$, $K_r K_y > 0$, $(1+3K_r+K_yK_r)^2 > 16K_rK_y$ (4. 3-1)

これらの式から一般に z 方向に長い構造 (I_{ξ} , I_{η})> I_{ξ}) は重力傾斜安定となりうる。重力勾配力を利用する方法として鉛直方向に長く伸ばしたトラスや紐を使う方法がある。紐を使用するシステムは宇宙テザーと呼ばれ、宇宙開発の早い時代から宇宙での実験が行われてきた。スペースシャトル TSS-1 実験 2 (図 4.3-3) での 20 km級のテザー伸展実験を含め、10 km以上のテザー伸展実験はこれまで5回行われており、宇宙技術としては一定のレベルまで達成している(図 4.3- 4^{3})。

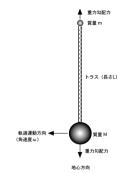


図 4.3-1 地心方向のトラス (あるいは紐) に付けられた両端のおもりに働く重力勾配力。

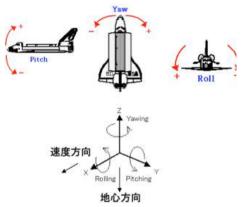


図 4.3-2 飛翔体の軸の定義



図 4.3-3 スペースシャトルで行われたテザー衛星 (TSS) 実験 $^{2)}$ 。 1 回目の実験は失敗したが、2 回目の実験 (TSS-1R) ではスペースシャトルから約 20 km のテザーワイヤーの伸展に成功した。

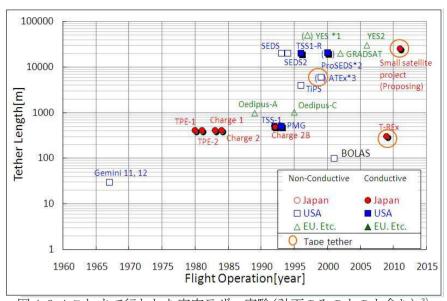


図 4.3-4 これまで行われた宇宙テザー実験(計画のみのものも含む) 3)

図 4.3-1 のような構造物に働く力(重力勾配力)は以下の式で表される。

$$T=m\omega^{2}(r_{0}+L)-\frac{Gm_{E}m}{(r_{0}+L)^{2}}$$
 (4.3-2)

L : 重心からmまでの距離 r_0 : 重心の地心からの距離 ω : 重心の軌道角度速度 m_E : 地球の質量

r₀ >>L の場合は、

 $T=3Lm\omega^2(=3mLg/r_0)$, $g=g_0(r_e/r_0)^2(g_0:地上重力加速度、<math>r_e:$ 地球半径) (4.3-3)

で表される。静止衛星軌道で $g=0.22 \text{ m/s}^2$ である。m=1 トン、L=10 km で、重力勾配力 T は低高度軌道では約 38 N、静止衛星軌道で約 0.16 N となる。この重力勾配力に抗して姿勢制御を行う場合は、その姿勢を維持するための燃料が必要となる。

(2) 構築方法

宇宙での大型構造物の構築は、SPS の初期の検討では有人作業を前提としていたが、最近の検討では安全のためのコストが大きく求められる有人の作業を前提としない方向となっている。このためには、自動組み立て装置あるいはロボットによる建設が可能なように、繰り返し単純作業による建設のシナリオが必要である。大型のトラス構造やパネルの構築は、図 4-3-5 の例 4 のように、移動可能なロボットで部材をジョイントで結合して移動しながら組み立てていく方法が考えられている。また移動しない自動組み立て装置(装置からトラス構造やパネルを組み立てながら展

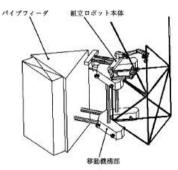


図 4.3-5 組み立てロボットによるトラス構造の自動組み立て方法の例 (SPS2000 の組み立ての例) 4)。

開する) 方法についても地上で実験が行われてい る。図 4-3-6 の例 ⁵⁾では太陽電池で駆動する自動 トラス組み立て装置を用い、重力をキャンセルす るように上下にトラスを部材から自動組み立てす るものである。図 4-3-7 の例では、トラスとパネ ルを組み立てながら展出・ラッチしていく例⁶⁾で ある。集光反射ミラーのような大型の薄膜構造の 展開については折り畳んだ薄膜を膨張硬化させる 方法も近年新しい方法として注目されており、実 際に図 4.3-8 に示すようなテニス場程度の大きさ の膨張方式のものがスペースシャトルで実験的に 展開されている⁷⁾。JAXAではインフレータブルチ ューブによる1 m級膨張型ミラー(アルミ蒸着ポ リイミド)の展開(図4.3-9)や連鎖硬化ポリマ 一の作用で硬化(局所的な紫外線照射後、全体に 硬化が広がる) するインフレータブルチューブが 地上で試作試験されている⁸⁾。また SPS の大型平 面構造の構築にも応用可能な展開型軽量平面アン テナの軌道上実証が新型宇宙ステーション補給機 HTV-X により計画されている⁹⁾。

(3) 回転機構

太陽発電衛星は送電アンテナを地上の受電所に 向けながら地球のまわりを周回するので、集光・ 太陽追尾型の SPS の場合、発電システムの発電面 あるいは集光(反射)ミラーを常時太陽方向に指向 させるためには、送電アンテナシステムに対し発電 システムあるいは集光(反射)ミラーを回転させる 必要がある(3.1章)。このため、SPS システムが太 陽電池パネルと送電パネルとで構成される場合は、 両パネル間を可動部(ロータリジョイント)で接続 する必要がある。このための姿勢制御とロータリジ ョイントについては、これまで充分な検討が行われ ているとは言い難い。ロータリジョイントでの大電 力の伝達方式としては、衛星の可動太陽電池パネル で採用されている接触型のスリップリング(図 4.3.1010) や非接触型の電磁結合方式 110 が考えら れているが、構造、強度、熱、寿命など厳しい技術 的な課題が残っている。またこのロータリジョイン ト部分が単系の場合は故障が発生するとシステム 全体が機能喪失に陥る (one-point failure) とい う深刻な問題があるため、Multi-Rotary joints SPS のように多数のロータリジョイントで構成する方 式も考案されている。太陽指向の方式として、回転 反射ミラーを用いたモデルも提案されている。この



図4.3.6自動組立装置の実験の様子⁵⁾。中央のビームビルダーは太陽電池で動力を得て上下にトラスビームを組み立て伸展している。

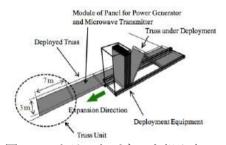


図 4.3.7 トラスとパネルを組み立てながら展出する装置 6 。



図4.3-8 スペースシャトルで行われた膨張型大型構造物の展開実験で

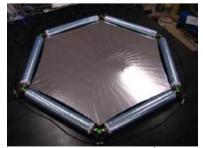


図 4.3-9 インフレータブルチューブ を用いた膨張型薄膜ミラーの展開89

場合回転機構部には電力を通過させる必要がなく、巨大ではあるが薄膜軽量のミラーを太陽光が太陽電池面に常時照射するよう回転させれば良いのでロータリジョイントより技術的な問題点は少ない。回転ミラーを実現する方法として、太陽電池パネルで支えられた支持柱上のジョイントで回転させる方法(NASA ISC、NASDA2001年モデル、IAA 研究モデル)と大型ミ

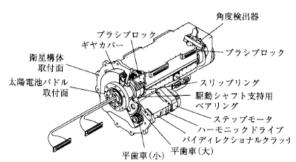


図 4.3-10 太陽電池パネルの駆動機構の例 10)

ラーを太陽電池パネルと送電システムで構成される本体と編隊飛行させる方法(JAXA M-SSPS)が提案されている。大型の回転ミラーをジョイントで回転させる方法は one-point failure の問題を避けることが困難である上、回転する巨大なミラー面の光学性能の維持制御に課題がある。ジョイントの One-point failure の問題を回避するため小型の可動ミラーと小型の太陽電池の組み合わせ分割する方法 (Sun Tower) あるいは小型の可動ミラーと大型の太陽電池パネルの組み合わせ (SPS-ALPHA) も提案されている。一方編隊飛行の方式については、光圧を利用するためミラーの軽量化 (150 g/m²以下程度) とミラー面の光学性能の維持制御という課題がある。技術的な課題の多い可動部を持つ代わりに、太陽角に対し複数の太陽電池面を持つシステム (SPS2000 など)も提案されている。この場合は一つの太陽電池面を太陽指向させるシステムと比較してより多くの太陽電池を必要とするが、単純なシステム構成をとりうるという利点を持っている。この考え方をさらに押し進めた考え方として、太陽指向せずパネル両面で発電する方式が地球指向方式の USEF テザー型 SPS である。

(4) パネル構造の姿勢安定性と強度及びダイナミクス

SPS の大型構造は、太陽電池パネルにおいてもまた送電アンテナにおいても平板(パネル)構造が基本的な要素である。複雑なシステムにおいても、平板構造要素の組み合わせで構成されるものが多い。以下に軌道上の平板構造の強度、姿勢安定性、ダイナミクスの検討例を示す。検討の参照モデルとして2章で示したUSEF テザー型SPS(シングルバスモデル及びマルチバスモデル)を用いる。

1) 剛体としての全体の姿勢安定性

シングルバスの USEF テザー型 SPS について、パネルサイズ 1.9~km~x~2.0~km、テザー長 10~km、バス部重量 1,000~hン、パネル部重量 19,000~hン、静止衛星軌道の場合の検討の一例を以下に示す。座標系は図 4.3-2~e と同じである。1~mの質量中心のずれによる太陽輻射圧 1.3-2~e に示すような値となる 1.20~e 。周期は軌道周期の変動が最大で、周期が 2~e 倍以上の変動はこれらの値よりも小さい。

表 4.3-2 姿勢変動の振幅の計算例 12)

姿勢擾乱の方向(主外乱は太陽輻射圧)	振幅[rad]
ピッチ周りの外乱トルクに対するピッチ角変動	2.8x10 ⁻³ (0.16 度)
ロール周りの外乱トルクに対するロール角変動	$1.3 \text{x} 10^{-4}$
ロール周りの外乱トルクに対するヨー角変動	1. 2x10 ⁻⁴
ヨー軸周りの外乱トルクに対するロール角変動	5. 8x10 ⁻⁵
ヨー軸周りの外乱トルクに対するヨー角変動	2.4×10^{-3}

2) パネルの強度とユニットパネル (100 m x 95 m) の変形

テザー型 SPS のうち、USEF で検討された 1G-2 モデル(シングルバスモデル、反射ミラー付きモデル、バス部 814 トン、パネル部 14, 400 トン、テザー長 6 km、テザー数 323本)の強度計算例 13 (パネルの曲げ剛性、たわみ量、座屈)を以下に示す。

パネルへの分布荷重は、重力傾斜及び太陽輻射圧の和から、

p=2.7x10⁻⁵ N/m² (重力傾斜) + 4.5x10⁻⁶ N/m² (最大太陽輻射圧) =3.2x10⁻⁵ N/m² となる。一方、パネルの曲げ剛性は

D=E $(h^3-(h-2t)^{-3})/12(1-v^2)$

(4.3-4)

E:ヤング率

h:パネル厚 (m)

t:板部材の厚み (m)

v:ポアソン比(アルミは 0.345)

で表される。 $E=70.3~GP_a$, h=0.1~m, t=0.0005~m (厚さ 0.5~mm のアルミサンドイッチパネル) の場合は、 $D=1.98x10^5~Nm$ と計算される。

パネル(2ax2b)の4辺単純支持の一様圧力(p)下での中央点でのたわみは、

 $\delta = 256 \text{pa}^4 \text{b}^4 / \pi^6 \text{D} (\text{a}^2 + \text{b}^2)^{-2}$

(4.3-5)

で表される。2a=2b=100 m, p=3.2x10⁻⁵ N/m² D=1.98x10⁵ Nm の時、

 $\delta = 6.8 \times 10^{-5} \text{ m}$ (ただし USEF 報告書では 1.1 x 10⁻³ m となっている)

であり、たわみは極めて小さい。テザー張力によるパネル圧縮の座靴の可能性は、テザー張力 0.285 N、中央モジュールへのロール軸方向への総圧縮力 F_c =0.425 N、応力は σ_c = $F_c/(200t)$ =4.25 P_a と計算される。

一方、4 辺単純支持の一辺 a, b、厚み h の座屈応力は

 $\sigma_{\rm cr} = 4 \pi^2 D / ha^2 = 7.8 \times 10^3 P_a$

(4.3-6)

であり、4.25 Paより十分大きいので座屈することはない。

同上の議論をその後のテザー型 SPS(厚み h=2 cm、アルミのパネル重量 2.7 kg)に当てはめた場合、パネルの曲げ剛性は D=7.59x10 3 Nm と計算される。ジョイント部の剛性も同じ値とすれば、パネル (axb) の 4 辺単純支持の一様圧力 (p) 下での中央点での撓みは δ =1.4 mm となり、角度は 0.002 度程度なので変形は小さい。座屈応力は

 $\sigma_{cr} = 4 \pi^2 D / ha^2 = 1496 P_a$

(4.3-7)

となるので、4.25 Pa(総圧縮力)よりも十分大きい。

3) 2.5 km x 2.375 km パネル全体の面外変形の計算例

シングルバスの場合のテザー長は 5 km 以上で重力安定が実現される。静荷重に対するパネルの面外変形の計算結果の例 $^{14)}$ を図 4.3-11 に示す。計算条件はテザー長 5km, パネルサイズ 2500 m x 2350 m、テザー間隔は 500 m、総質量は 26,400 トンであり、10 %の重量がバス部である。パネルには数メータ程度の変形が生じている。この場合の構造振動と姿勢運動の固有周波数は、以下で与えられる。

姿勢運動 ヨー 2.62x10⁻⁶ Hz(4.4日)

ピッチ 1.32x10⁻⁵ Hz(21 時間)

ロール 1.59x10⁻⁵ Hz(17 時間)

構造 1 次振動モード 1.32x10⁻⁴ Hz(2.1 時間)

2 次振動モード 1.34x10⁻⁴ Hz(2.1 時間)

構造の振動数が 10 倍程度高いが、テザーが緩むと(スラックすると)構造の振動数が 下がり姿勢運動と連成する可能性はある。

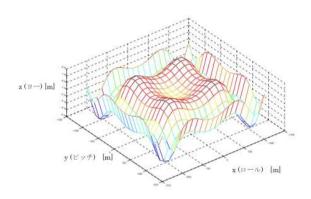


図 4.3-11 シングルバスの面外方向変形 14)

マルチバスの場合についても、シングルバスと類似のモデル(図 4.3-12)について泉田、石村等により解析が行われている ^{14,15)}。マルチバスの場合はシングルバスに対し自由度が大きく増え解析も複雑となる。全体としてはシングルバスよりも剛性が下がり柔軟である(固有周波数が下がる)。

1) 初期のバスの高さが等しい場合

鉛直方向のバス部の高さを全て 5 km としバス部の重量も同じとした場合は、初期の無歪み状態に対し、Line1 及び Line5 のバスは約 265 m 内側に移動し、Line2、Line4 のバスは約 155 m 内側に移動した点で安定する。この場合は、初期の無歪み状態に対しパネル中央部は地心方向に 13.6 m たわみ、パネル縁部は反地心方向に 13.6 m たわむので、パネル全体としては中央と周辺で約 27 m たわんだ状態で安定する。この場合の固有値解析によれば、図 4.3-13 に示すように、振動の周期は軌道運動の 1.3-2 倍程度となり、シングルバスの場合よりも軌道周期に近い値となるため軌道運動による姿勢変動と連成しやすくなる。同図の場合で 1 次モードの振幅は約 0.6 m である。

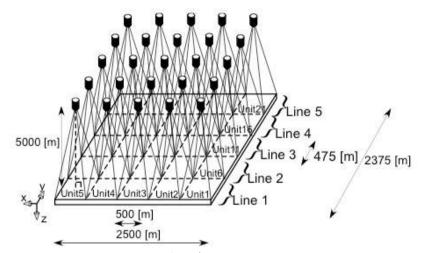


図 4.3-12 解析に用いたマルチバスモデル $^{14)}$ 。 x が進行方向、バス部は遠心力と重力の釣り合いにより \pm y 方向中央側に移動した場所で安定する。①の解析は無歪み状態でバス部が全て高さ 5~km の場合、②の解析ではバス部の高さは静的安定状態でパネル面が屈曲しないような高さ(Line 毎に異なる高さ)を選んでいる。

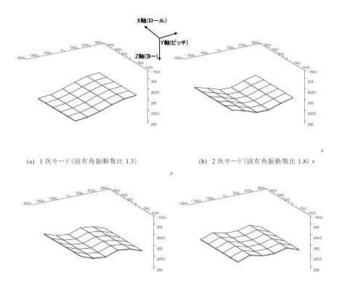


図 4.3-13 同じ長さのテザー (バス部の高さ 5 km) の場合のマルチバスシステムのモード形 状と固有角振動数 $^{14)}$

2)バスの高さを変えた場合

1)ではパネルが曲がった状態で安定するが、バスの位置を Line 毎に変化させてパネルが屈曲しない条件が泉田により見いだされている $^{14)}$ (図 4.3–14)。鉛直方向のバス部の高さを Line1、Line5 で 3,735 m (系の重心からの高さ)、Line2、Line4 で 4,735 m、Lin3 で 6,735 m とすれば、Line1、Line5 のバスは質量中心から 747 m (初期位置は 950 m)、Line2、Line5 は 426 m (初期位置は 475 m)離れた場所で安定する。この場合の固有値解析によれば、パネルの振動周期は図 4.3–15 に示すように、1)と同様軌道運動の 1.3–2 倍程度となる。同図の場合で 1 次モードの振幅は約 0.4 m である。

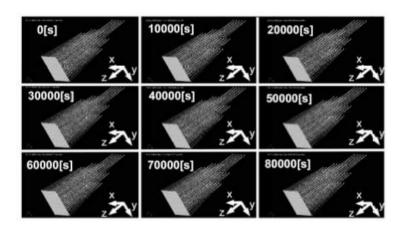


図 4.3–14 ②の条件の場合のバス部位置の時間変化。テザーに発生する張力は一定で緩まず時間が経過してもシステムは安定している。パネル間に微小変動を与えた場合も変動は成長せず安定することが示されている $^{14)}$ 。

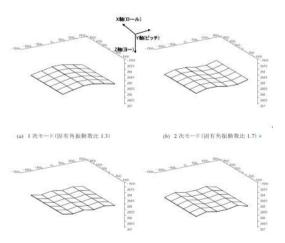


図 4.3-15 静的にパネルが屈曲しないような長さのテザーの場合のマルチバスシステムのモード形状と固有角振動数 ¹⁵⁾

(4) 軌道維持

1) 経度方向(東西方向)制御

主として地球重力場が不均一なため発生する経度方向(東西方向)のドリフトを補正する。ドリフト量は静止衛星の経度位置に依存するが、日本の経度位置では、ドリフトの加速度は 1.745×10^{-3} ° $/ \mathrm{day}^2$ (東経 130 度) $^{16)}$ である。経度 λ の上空に静止するために必要な年間制御量 ΔV は

 Δ V_{EW} (m/sec)=1037 x (ドリフト加速度) (°/day²) で表される $^{17)}$ ので、東経 130 度の場合は、1.81 m/s と計算される $^{16)}$ 。また東経 140 度付近では約 1.4 m/s と計算されている $^{17)}$ 。同様な計算は USEF でも行われており、1.8 m/s (40 年で 72 m/s) とされている $^{18)}$ 。

2) 緯度方向(南北方向)制御

主として月と太陽の引力に起因する軌道傾斜角の変化を補正する。軌道傾斜角の変化率は年によって変化 $^{17)}$ するが、18.6年周期であり許容値を 0.1 度とすれば、20 年の Δ V=924 m/s となり、年間では 46.2 m/s となる $^{16)}$ 。許容値を 3° とすれば、20 年の Δ V=769 m/s となり、年間では 38.5 m/s となる $^{16)}$ 。一般にはおよそ年間 50 m/s とされている $^{17)}$ 。 同様の計算はUSEFでも行われており、許容角度 3° の場合、42.5 m/s (40 年で 1,698 m/s) とされている $^{18)}$ 。

3) 推薬消費量

1) と 2) から、東西及び南北方向の軌道維持の ΔV は 48 m/s となり、20 %のマージンをとれば、58 m/s となる 16 。58 m/s の場合の推進剤消費量は、

 $Mp = M_0 (1-\exp(-\Delta V/C))$

 $C = g_0 I_{sp}$

なので、Mo=2,000 トン、 $I_{sp}=3,000$ sec とすれば、Mp=3,942 kg となる。なお、この場合、20,000 トンでは、39.42 トンとなる。

4) 太陽輻射圧による軌道補償と姿勢補償

太陽輻射圧による外力は、地球指向の場合 1 周期の間で平均をとるとゼロになるため軌道降下に効かない。地球指向の場合は、太陽輻射圧による姿勢補償のための燃料も一般には必要ない。但し参考のために太陽輻射圧を常時補償するようなシステムを考えた場合は、比推力 2,000 秒として、 $2.6~\rm km~x~2.4~km$ 平板システム($32,290~\rm h\nu$)で年間 $28.8~\rm h\nu$ (平均太陽輻射圧 $17.9~\rm N$)、 $2.2~\rm km~x~2.0~\rm km$ 平板システム($22,719~\rm h\nu$)で年間 $20.3~\rm h\nu$ (平均太陽輻射圧 $12.6~\rm N$)と計算されている 190。一方太陽指向面がある場合は、軌道を保持するためだけではなく、姿勢を保持するためにも太陽輻射の補償が必要である。受光面が $1.19~\rm km~x1.19~km$ の場合で圧力中心を代表長の $10~\rm ke$ 見込むと、姿勢保持のための年間推薬量は $18p=3,000~\rm ke$ $220~\rm kg$ $200~\rm ke$

4.3 章の参考文献

- 1) 五十嵐巌、SPS2000 タスクチーム基本文書 参考文献 04、低高度軌道発電衛星の姿勢安定に関する考察、pp. 22-23、1992 年
- 2) Cosmo, M. L., Lorenzini, E. C.: Tethers in Space Handbook, 3rd edn. Pp. 2-6, NASA, Washington DC (1997)
- 3) Takeo Watanabel, Hironori Fujii, Tomoya Mazawa, Masahiro Sukekawa, Hirohisa Kojima, Hironori Sahara, Experiments of Electro Dynamic Tether System Using Bare Tape Tether and Development of the Tape Tether Deployer, 2009-c-31, ISTS, 2009

- 4) SPS2000概念計画書 暫定版、宇宙科学研究所、太陽発電衛星ワーキンググループ SPS2000タスクチーム、pp. 4. 1-35, 36、1993年7月30日
- 5) 平山寛、稲垣直寛、地上重力下で機能検証が可能なとらすビーム組立機械の開発、 日本宇宙航空学会論文集、第48巻、第561号、pp. 315-321、2000年10月
- 6) D. Joudoi, T. Fujita, S. Sasaki, Overview of Studies on Large Structure for Space Solar Power Systems (SSPS), IAC-12-C3.3.6, 2012
- 7) Robert Freeland, Steven Bard, Gordon Veal, Gayle Bilyeu, Costa Cassapakis, Thomas Campbell, M.C. Bailey, INFLATABLE ANTENNA TECHNOLOGY WITH PRELIMINARY SHUTTLE EXPERIMENT RESULTS AND POTENTIAL APPLICATIONS,

trs-new.jpl.nasa.gov/dspace/bitstream/2014/.../1/96-1367.pdf

- 8) 上土井大助,藤田辰人,佐々木進、宇宙太陽光利用システム(SSPS)大型構造物の 要素技術試作試験、日本機械学会2011 年度年次大会、[2011.9.11-14, 東京]、DVD-ROM 論文集、2011年
- 9) JAXA 研究開発本部 研究紹介 SSPSの研究 大型構造物構築技術の研究 展開型 軽量平面アンテナの軌道上実証 (DELIGHT)

https://www.kenkai.jaxa.jp/research/ssps/ssps-kouzoubutsu.html

- 10) 機械工学便覧、応用システム編 y 11宇宙危機・システム、pp. y 11-111
- 11) 塩野光弘、高野忠、居村岳広、大崎博之、無線化スリップリング勉強会の活動と成果報告、宇宙太陽発電 Vol.3 (2018), pp. 24-26.
- 12) 石村、宇宙太陽発電システム (SSPS) 実証型及び実用型モデルのシステムダイナミックス検討報告書、pp. 6-8、2005年2月
- 13) 平成15年度宇宙太陽発電システム (SSPS) 構造システム検討委員会、SSPS実用システム案の検討、報告書、USEF、pp. 21-2、平成16年3月
- 14) 平成 18 年度太陽光発電利用促進技術調査 成果報告書 別冊、システム専門委員会報告書、発送電技術専門委員会報告書、Appendix D、平成 19 年 3 月
- 15) 平成 19 年度太陽光発電利用促進技術調査 成果報告書 別冊、システム専門委員会報告書、発送電技術専門委員会報告書、Appendix G、平成 20 年 3 月 (報告書は 17 頁が乱れているので会議資料を使用)
- 16) 平成 11 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、pp. 61-65、2000 年 2 月
- 18) 平成 15 年度 宇宙太陽発電システム (SSPS) 構造システム検討委員会 SSPS 実用システム案の検討 報告書 pp. 166 平成 16 年 3 月 USEF
- 19) 平成 15 年度 宇宙太陽発電システム(SSPS) 構造システム検討委員会 SSPS 実用システム案の検討 報告書 pp. 18 平成 16 年 3 月 USEF

編集用予備ページ

5 太陽発電衛星構築に必要な輸送系

太陽発電衛星の実現には低コスト・大量輸送技術の実現が前提となっており、また宇 宙観光産業と並んで将来宇宙輸送系の最大顧客となると考えられている。現段階では 10年以上先の将来輸送系についての明確なイメージは描かれておらず、具体的なロー ドマップも無い。主要な顧客となる可能性の高い太陽発電衛星のための輸送系への要求 事項を明確にし、今後固められるであろう将来宇宙輸送系の技術開発ロードマップにイ ンプットする必要がある。例として USEF テザー型 SPS の場合の建設シナリオに必要な 将来宇宙輸送系の技術課題・社会的課題を表 5-1 に示す。

	表 5 1 有术 1 田軸 2 年 5 1 年 6 年 6 年 6 年 6 年 6 年 6 年 6 年 6 年 6 年
技術課題·社会的課題	必要な宇宙技術・産業技術及びその展開
	50 トン級輸送技術(地上-低高度軌道)
大型宇宙輸送技術	低高度軌道-静止衛星軌道の間の 50 トン級軌道間輸送技術 (電気推進技
	術)
低コスト輸送技術	地上-低高度軌道間の完全再使用型の革新的低コスト宇宙輸送技術
1以コハド軸及1火州	低高度軌道-静止衛星軌道間の軌道間低コスト輸送技術
宇宙輸送物流の増大	宇宙輸送の産業としての展開(宇宙産業(SPS を含む)、宇宙観光の展
丁田鞩 医初加 07 增入	開)

表 5-1 将来宇宙輸送系の技術課題・社会的課題

上記のうち、特に低コスト輸送技術の実現は SPS 実現にとってはきわめて重要な課 題である。宇宙輸送系のコスト (GTO への打ち上げコスト) の推移¹⁾を図 5-1 に示す。 同図のコストを低高度打ち上げに計算しなおし(2.5分の1とし)LOGプロットした図 及び平成26年の宇宙輸送システム長期ビジョン素案参考資料集で記載されている宇 宙輸送コストの推移と目標を図 5-2 に示す。2000 年前までは宇宙輸送系のコストは高 止まりしていたが、2000年以降下がり始めた。しかしながら、現在のトレンドを延長 する限り、今後大幅なコスト低下は見込めない状況にある。太陽発電衛星がコスト的に 成立するためには、現在の使い捨てロケットではなく、桁違いに低コスト化が可能とな

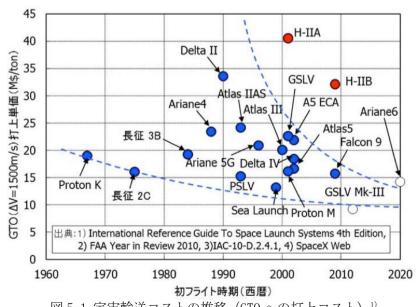


図 5-1 宇宙輸送コストの推移 (GTO への打上コスト) 1)

る再使用型ロケットへの技術革新が必須である。

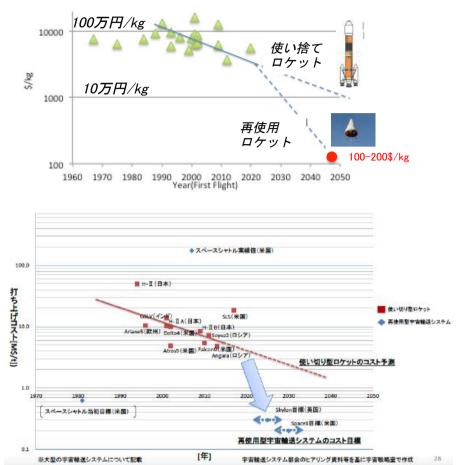


図 5-2 宇宙輸送コストの推移と目標。上パネルは 5-1 図を低高度への打上コストに換算したグラフ。下パネルは平成 26 年の宇宙輸送システム 長期ビジョン素案 参考資料集 21 からの引用。

米国では2006年頃から宇宙ステーションへの物資輸送のためのロケットは民間に委託することが考えられるようになった(商業軌道輸送サービス、COTS 計画: Commercial Orbital Transportation Services)。2011年7月のスペースシャトルの宇宙ステーションへの最終ミッション後は、宇宙ステーションへの物資輸送は、米オービタル・サイエンシズ社のアンタレス/シグナス補給船、スペース X 社のファルコン9 ロケット/ドラゴン補給船、ロシアのソユーズ・ロケット/プログレス補給船、日本の H-IIB ロケット/「こうのとり」、アリアン5 ロケット/欧州補給機(ATV)で行われている。ただし、アンタレスは2014年10月に行われた5回目の打ち上げ(シグナス補給船運用3号機(Orb-3))に失敗、2015年4月のプログレスによるM-27M補給船の打ち上げも失敗している。またファルコン9ロケットは、2015年6月の打ち上げ(ドラゴン補給船運用7号機(CRS-7))に失敗した。その後2018年2月にはファルコンヘビーの試験打ち上げに成功した。ファルコンヘビーは、全長70m、直径12.2m、重量1420トン、打ち上げコストは90 M\$であり、LE0へは63.8トン(14万円/kg)、GT0へは26.7トン(34万円/kg)、火星へは16.8トンを届けることができる。打ち上げコストはデルタ4(400 M\$)の1/4である。なおNASAが月面有人探査計画「アルテミス」を目指して開発している

Space Launch System(SLS)はファルコンヘビーよりも大きな打ち上げ能力を持っているが、kg あたりの打ち上げコストはファルコンヘビーよりも 4 倍程度大きい。

我が国では、2018年11月の宇宙航空研究開発機構の報告³⁾に示されているように、静止衛星に6-7トンの打ち上げ能力を持つH-3(H-2Aは静止衛星打ち上げ能力4.6トン、H-2Bは5.5トン)を開発してきた。2023年3月に初号機を打ち上げたが第2段エンジンが着火せず軌道への衛星投入に失敗したため、再度の打ち上げを目指して準備が進められている。コストの目標は、同期軌道(高度500km)への打上げ能力(4トン以上)に対し標準打上げ価格が約50億円(MHI算定)とされている。

1980 年以降現在までの宇宙輸送コスト (kg 当たりの低高度軌道への輸送コスト) と 今後 2100 年までのコストの予測 ⁴⁾の例を図 5-3 に示す。

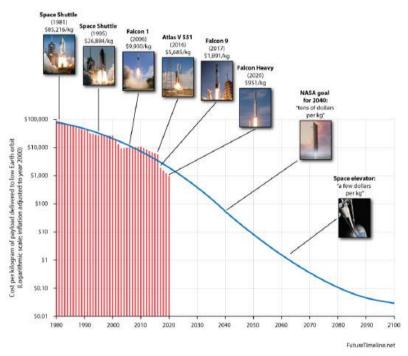


図 5-3 Future Timeline Net による宇宙輸送コストの長期予測 4)

5章の参考文献

- 1) 輸送システムの現状、課題及び今後の検討の方向(案)、平成24年9月 内閣府宇宙戦略室
- 2) 宇宙輸送システム 長期ビジョン素案 参考資料集、平成26年2月、p. 28
- 3) H3 ロケットの開発状況について,宇宙航空研究開発機構、科学技術・学術審議会研究計画・評価分科会宇宙開発利用部会(第44回)H30.11.29
- 4) Launch costs to low Earth orbit, 1980-2100、London-based writer and futurist, William James Fox による URL

https://www.futuretimeline.net/data-trends/6.htm

5.1 輸送シナリオ

太陽発電衛星を建設するための資材は、将来的には月資源の利用も考えられるが、初期の段階では、地上から輸送することが現実的である。米国 NASA リファレンスシステムの検討後は、輸送シナリオまで検討した太陽発電衛星モデルの検討例は少ないが、表5-1-1 に代表的な太陽発電衛星のモデルの輸送シナリオを示す。

モデル	LEO 輸送機	LEO ペイロード 重量	GEO 輸送機	GEO ペイロード重 量
NASA リファレンス システム ¹⁾	貨物:HLLV(有翼2段式 垂直離着型宇宙船) 人員:改良シャトル船	八貝 . 13 - 60 八	貨物:電気推進船 人員:液酸/液水エンジン利用 2 段式宇宙船	貨物:4,000 トン 人員:400 トン
NEDO グランドデザ イン ²⁾	無翼垂直離着型宇宙船 (デルタクリッパータ イプ)	50トンまたは 500トン (両案)	電気推進船 輸送期間6ヶ月(帰還4.5ヶ月)、 推進系588.5トン、推進剤488.6 トン、推力1281N(帰還320N)、 電力39.2 MW(帰還9.8 MW)	2.500 トン
USEF テザー型 SPS ⑶	再使用型 機体総重量 2,000 トン (推進薬 1,800 トン (液酸 1,550 トン、液 水 250 トン)	50トン	電気推進 推力 118.4 N 比推力 3000 秒、アルゴン ドライ総重量 75.8 トン、プロペ ラント重量 37.6 トン、往復時間 132 日(5.2(2) に計算例)	
M-XXPX LAdvancad	再使用型 機体総重量 2,500 ト ン、50 kg/m³、1000 m³ (8 m 径 x20 m 長)	50 トン	電気推進 1N級 14 台(14 N)、アルゴン 推進材とタンク 9 トン、OTV 本 体 13 トン	31 トン

表 5.1-1 輸送シナリオの例

静止衛星に配置する GW クラスの商用 SPS の場合、低高度軌道で部分的に建設した後静止衛星に輸送するシナリオと、建設は全て静止衛星軌道で行うシナリオがある。前者の典型例が NASA リファレンスシステムの建設シナリオ 5) である(図 5.1-1)。

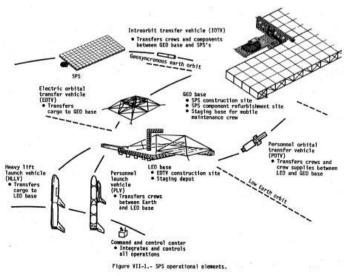


図 5.1-1 NASA リファレンスシステムの建設シナリオ⁵⁾ Heavy Vehicle Launch Vehicle のペイロードは 400 トン、EOTV (electric orbit transfer vehicle のペイロードは 4,000 トン。

後者の場合、建設資材を打ち上げロケットにより直接静止衛星軌道に運ぶケースと低高度軌道で軌道間輸送機(OTV)に積み替えて静止衛星軌道に運ぶケースが考えられる。 これらのシナリオの比較を表 5.1-2 に示す。

表 5.1-2 輸送・建設シナリオの比較

方式	利点	欠点
低高度で建設後(部分 あるいは全体)、静止 衛星軌道に電気推進機 で低速輸送	バス電力の方式では建設した SPS から電気推進用電力の利用が可能。 有人建設 (特に低高度) のシナリオが とれる (但し最近では、有人建設は高 コストのため前提としないことが望 ましいとされている)。	大型装置を多数の電気推進機の協調 運用で輸送するため軌道間輸送の方 法が複雑でロバスト性に欠ける。 周回軌道での建設なので対レクテナ 送電を検証しながらの組立が困難(発 送電モジュール構成の場合は可能)。
建設資材を直接静止衛星軌道に高速輸送	輸送中の太陽電池等の半導体の放射 線劣化が小さい。 ミッション軌道への直接投入のため 輸送の方法がシンプルでロバスト。 運用場所での建設なので対レクテナ 送電を検証しながらの組立が容易。	電気推進を使用しないため輸送コストが大きい。 有人建設のシナリオは取りづらい(静止衛星軌道の環境は有人活動を行うには過酷)。
建設資材を低高度で軌 道間輸送機に積み替え 後、静止衛星軌道に低 速輸送	分割輸送のため軌道間輸送の方法は シンプルでロバスト。 運用場所での建設なので対レクテナ 送電を検証しながらの組立が容易。	有人建設のシナリオは取りづらい(静 止衛星軌道の環境は有人活動を行う には過酷)。

高度にモジュール化されたシステム(電力分散システム)については、コスト、ロバスト性、及び検証しながらの建設の観点から、建設資材を低高度で軌道間輸送機に積み替え後、静止衛星軌道で組み立てる方法が最も有利と思われる。高度にモジュール化された USEF テザー型 SPS の場合について、その輸送・建設シナリオの例を図 5.1-1 に示す。この場合 50 トンの単位で輸送すると仮定しているが、この数値はスペースシャトルの輸送能力が低軌道で 30 トンであったこと、ファルコンヘビーの打上能力が 53 トン (LEO) であることから、将来的に完全再使用機の輸送能力も 50 トンあたりを目指す可能性が高いとして設定している。このシナリオでは、50 トンのペイロードを再使用型輸送機 (RLV:Reusable Launch Vehicle)で低高度(高度 500 km 付近)まで輸送し、その高度で軌道間輸送機(OTV:Orbit Transfer Vehicle)に積み換え、数ヶ月かけて高度 36,000 km の静止衛星軌道まで輸送する。

SPS1 基 625 ユニット構成

1 ユニット 42.5 トン (ただし輸送単位はその他の貨物 2.5 トンと合わせて 45 トンの貨物とする)。RLV の輸送量 (45 トン貨物+OTV 燃料) は 50 トンとする。 OTV625 回の往復輸送で SPS1 基を構築

実用段階では1年で1基建設を行う。従って毎日 RLV を 1.71 回打ち上げて SPS 本体部の輸送を行う (OTV の燃料には別途輸送が必要)。

OTV はドライ 75.8 トン、荷物 45 トン、往復燃料 37.6 トン、合計 158.4 トン OTV 往復時間 4.4 ケ月(132 日)(行き 2.8 ケ月、帰り 1.6 ケ月)

最初の貨物が静止衛星軌道に到着後1年でSPS1基を建設するために必要なOTVの運航機数は226機である。OTVの寿命を1,000往復とすれば、OTV226機で362基分建設できるので、1SPS当たりに(即ち1年ごとに)消耗するOTVは平均として0.63機である。

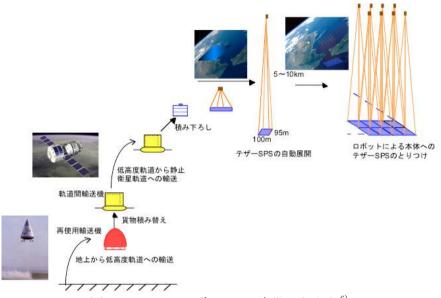


図 5.1-2 USEF テザーSPS の建設シナリオ ⁶⁾

寿命のきた OTV は地上に下ろして補修するとともに、地上から新しい OTV を補給する必要がある。これは RLV で約1回分の輸送量に相当する。

RLV は、1回のフライトが2日、整備が3日とすれば5日で1フライトが可能である。OTV の燃料は静止衛星軌道と低軌道間往復で37.6トンなので、燃料輸送に、1SPS 当たり23,500トンのRLV による燃料輸送が必要である。以上から、1SPS に必要なRLV の運航回数は、625(本体ユニット)+408(OTV 燃料)+1(OTV 本体補給)=1034回となる。従って、1年でSPS1基を構築するためには毎日平均2.83回の打ち上げが必要である。

以上から RLV の地上での打上準備(整備)期間が 5 日の場合、15 機の RLV の運航が必要である。RLV1,000 往復が寿命とすれば、この 15 機で 14 基の SPS が建設できる。すなわち 1 基の SPS ごとに(即ち 1 年毎に)平均 1.1 機の RLV の製造が必要であると計算される。

5.1 章の参考文献

- 1) (サンシャイン計画) 平成3年度新エネルギー・産業技術総合開発機構 委託業務報告書、「太陽光発電システム実用化技術開発 光熱ハイブリッド型太陽光発電システムの研究開発 宇宙発電システムに関する調査研究」、pp. 52、平成4年3月、(株)三菱総合研究所
- 2) (サンシャイン計画) 平成 4 年度新エネルギー・産業技術総合開発機構 委託業務報告書、「太陽光発電システム実用化技術開発 光熱ハイブリッド型太陽光発電システムの研究開発 宇宙発電システムに関する調査研究」、pp. 27-29、平成 5 年 3 月、 (株) 三菱総合研究所
- 3)宇宙エネルギー工学パワーポイント、5-4TSPSS (構築とまとめ)、SLIDE No. 11 輸送機 (RLV, OTV) の検討 (改 5)
- 4) 宇宙航空研究開発機構委託業務 宇宙エネルギー利用システム総合研究、
- pp. 418-422, 445-449、2004 年 3 月、(株) 三菱総合研究所
- 5) NASA TM 58233, SPS CDEP, Vol VI, Construction and Operations, April 1982.

6) S. Sasaki, K. Tanaka, K. Higuchi, N. Okuizumi, S. Kawasaki, M. Shinohara, and K. Ishimura, Construction Scenario for Tethered Solar Power Satellite, IAC-06-C. 3. 1. 06, 57th International Astronautical Congress-2006, Valencia, Spain, 2006.

編集用予備ページ

5.2 再使用型輸送機 (RLV) 及び軌道間輸送機 (OTV)

(1) RLV 及び低コスト輸送系 1,2)

再使用型輸送機そのものの構想は 1960 年代からあり、1981 年には部分再使用機である米国のスペースシャトル(オービターと固体ロケットブースターは再使用、外部燃料タンクは使い捨て)の初飛行が行われた。その後各国でスペースプレーンという完全再使用ロケットの研究が 1990 年代半ばまで行われた。米国の NASP (National Aero-Space Plane)、英国の単段式(SSTO: Single Stage To Orbit)の HOTOL (Horizontal Take-Off and Landing)、ドイツの二段式の(TSTO: Two Stage To Orbit)、日本の航空宇宙技術研究所の日本版 SSTO などがその例である。その後米国は NASP の実験機 X-30 にかわる X-33 の開発に着手したが複合材タンクの開発に成功せず 2000 年ころに計画は頓挫した。またスペースシャトルと類似のフランスの有人シャトル Hermes 計画(1990 年代半ばころまで)、や日本の HOPE-X (H-II Orbiting Plane)も 2000 年頃までで検討が打ち切られた。2011 年 7 月にはスペースシャトルが退役し、その後、完全再使用型の研究開発は世界的には下火となっている。

部分的再使用システムであったスペースシャトルの後継機としては、再使用ではなく旧来の使い捨て方式のカプセル型宇宙船 CEV (Orion) と超大型ロケット ALES I, V が考えられた (コンストレーション計画) が、開発費高騰により頓挫し、その後は SLS (Space Launch System) の開発計画に引き継がれている。

スペースシャトル後の動きとして、再使用型の方向ではなく、低コストの方向として、宇宙ステーションへの商業輸送機が開発されるようになった。米国では2006年に民間企業による輸送サービス COTS (Commercial Orbital Transportation Services)がスタートし、Orbital Sciences 社(後に買収され現在はOrbital ATK)と SpaceX(イーマン・マスクが設立した民間ベンチャー)が選ばれた。また2011年には米国では宇宙ステーションに乗員を運ぶ宇宙タクシー計画(Space Taxi)がスタートし、Boing 社と

SpaceX 社が参入した。2012 年 5 月には SpaceX 社の Falcon 9 で打ち上げられた Dragon(能力 6 トン、5,400 万ドル/回)が ISS にドッキング成功し、無事帰還している。2018 年 2 月には Falcon Heavy(LEO 投入能力 64 トン、90 M\$、2,400 \$/kg)の試験飛行に成功し低コスト化を目指したサイドブースターの回収に成功している。2020 年 5 月には 2 名の宇宙飛行士を乗せて打ち上げを行い、国際宇宙宇宙ステーションへの輸送を行なった。ブルーオリジン社(Amazon のジェフ・ベゾスが設立)もニューグレンという大型ロケット(低軌道へ 45 トン、1 段目は再利用)を開発している。SpaceX は 2021 年 9 月 15

再利用)を開発している。SpaceX は 2021 年 9 月 15 日に民間人だけが乗船する Crew Dragon を打ち上げ、3 日間地球を周回した後、18 日に無事着水させることに成功した。ヨーロッパの ESA の将来輸送系の検討(Future Launcher Preparatory Programme; FLPP)でも、使い捨て型と再使用型の両方式が比較検討されたが、最終的に 2020 年頃に予測される市場規模の観点から使い捨て型が選ばれたと報告されている 3)。

一方、周回軌道にまで至らないサブオービタル機



図 5.2-1 民間で開発されたサブオ ービタル機 SpaceShip 1

については再使用機の構想が現実化してきた。2004年にScaled Composites社の

SpaceShip 1 (図 5.2-1)が Ansari X Prize を獲得し、 その後 Virgin Galactic 社の参入により SpaceShip 2 の開発が継続しており、宇宙観光旅行を目指した純 民間の宇宙ビジネスが開始されようとしている。 2012年、米国では高度 100km の商業利用を目指すサ ブオービタル研究プログラム CRuSR (Commercial Reusable Suborbital Research) が発表され、Virgin Galactic 社、Armadillo Aerospace 社(垂直離着陸 機)、Blue Origin 社、XCOR Aerospace 社(固定翼 機)が参加している。我が国でも(株)クラブツー リズムが Virgin Galactic 社の代理店として 25 万ド ルで日本人の乗客の募集を行っており、20名近くの 人が申し込んでいると言われている(2015年2月現 在、世界では約700名が申し込み)。Virgin Galactic 社の SpaceShip 2 は 2014 年 10 月に試験飛行に失敗 したが、2018年12月に乗員2名を乗せて高度83km に達することに成功した。同社は2021年7月11 日に、6人のフルクルー搭乗による宇宙飛行実施し た。これまで3回の80kmを超える飛行に成功して

おり、今回が 4 回目の宇宙飛行となった⁴。

Blue Origin 社は、2021年7月に弾道飛行型宇宙システム「New Shepard (ニュー・シェパード)」で初の有人飛行を実施し、4人の搭乗者を高度 105キロメートルまで運び、無事に帰還した 4 。サブオービタル機から周回機に至る技術的な道のりは長く、サブオービターの最高速度は約 1 km/s

(SpaceShip2 でマッハ 3.3) で良いが 軌道周回 (例えば 300 km の周回) で は 7.7 km/s の速度が必要である。し



図 5.2-2 宇宙科学研究所で実験が 進められている完全再使用型観測 ロケット⁵⁾



5. 2-3 SABRE エンジンを使用したスカイロンの 飛翔想像図。RLE 社のホームページより ⁸⁾

かしサブオービタル機の延長上に完全再使用の宇宙往還機が実現される可能性がある。 完全再使用を目指した輸送機の構想の検討や研究開発は、現在では主に米国、日本、 ヨーロッパで進められている。我が国では、日本ロケット協会が 1990 年代の初めに観 光丸という宇宙旅行用の垂直離着陸の再使用型ロケットの検討を行った。その後 1990 年代末からは ISAS/JAXA で垂直離着陸形式の再使用ロケット(図 5.2-2)の研究開発が 続けられている。第 3 次離着陸実験(平成 15 年)では能代多目的実験場において、約 500 kg、高さ 3.5 m の機体で、42 m までの上昇と着陸に成功している ⁶⁾。現在は再使用 観測ロケットのプロジェクトとして研究が進められており、100 回再使用可能な原型エ ンジンの設計製作と実証が続けられている。今後高度 100m までの飛行試験を行った後、 国際協力(JAXA、仏 CNES、独 DLR)による一段再使用飛行実験(CALLISTO)の計画が検 討されている ⁷⁾。

英国の Reaction Engines Limited で現在も研究が進められている Skylon⁸⁾は、2000年以前にイギリスで検討された HOTOL (Horizontal Take-Off and Landing)をベースに

した宇宙航空機 (図 5.2-3) である。SABRE (Synergistic Air-Breathing Rocket Engine)

と呼ばれるエアブリージング式のエンジンで機内の水素を空気中の酸素を用いて燃焼させて高高度(25 km 付近)に達した後に、機内の水素および酸素の燃焼で更に加速して軌道に達する方式である。2015 年には、欧州委員会から新しい研究開発予算として約80 M\$が合意されたと報道⁹⁾されている。前述のSpaceX社では、低軌道に100トン以上を輸送する完全再使用の大型2段式ロケット(Starship(2段)/SuperHeavy(1段))の開発が進められており、月や火星への航行にも使用することを目指している。

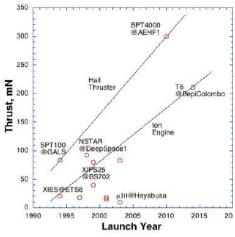


図 5.2-3 電気ロケットの発展経緯 10)

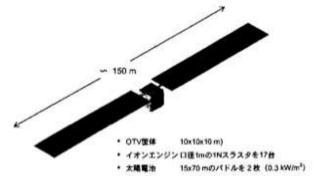
(2) 軌道間輸送機 (OTV)

低高度軌道から静止衛星軌道に、50トンの

物資を数ヶ月の基幹で運ぶために必要な軌道間輸送機は、推力が数十N~百N、総重量が100トン程度、発電電力が数MWの巨大なものとなる。はやぶさの電気推進機が10mNなので、この1,000倍以上の推力が必要である。電気ロケットの発展経緯¹⁰⁾を図5.2-3に示す。電気推進機の開発レベルは1基の推進力が数百mNの段階である。電気推進機1基で数十N以上の大推力を実現するのではなく、1Nクラスの推進機を数十以上クラスタクラスター化して実現するのが現実的であると考えられる。SPS用の軌道間輸送機としては重量的には現在運用中の国際宇宙ステーションのレベル、電力的には国際宇宙ステーションの10倍程度のものが想定される。5.1のSPSの構築例に示したように、このような輸送機がSPSの実運用時代(1年に1GWクラス1機の建設レベル)には200機程度必要であり、毎日2-3機程度離着陸する再使用型宇宙輸送機とともに、SPSの実用化には現在では考えられないような本格的な宇宙輸送インフラの整備が前提となることがわかる。このような本格的な宇宙輸送時代はSPSが牽引し、他産業(宇宙工場、宇宙観光、宇宙医療、宇宙資源利用など)が同時に展開するような形で実現されると思われる。

数十 N クラスの能力も持つ OTV の本格的なシステム検討はこれまでほとんど行われていないが、2004 年度に JAXA で行われた検討例 $^{11)}$ を図 5. 2-4 に示す。

軌道間輸送は、稼働機数をできるだけ少なくすることと、放射線帯通過に伴う輸送



初期重量	67トン	
OTV航行日数	350日(往路239日、 復路111日)	
推力	16.9N(アルゴンイオンエ ンジン1N17機)*	
消費電力	642kW	
	OTV再使用部分 17トン	
壬島山田	太陽電池 8トン	
重量内訳	推進剤 9トン	
	ペイロード 33トン	

図 5.2-4 JAXA で検討された SPS 建設に想定される OTV¹¹⁾

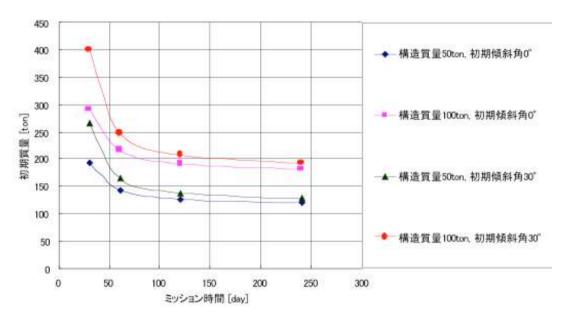


図 5.2-5 静止衛星軌道への輸送時間と初期重量の関係 ¹²⁾。ペイロード重量 50 ton、比推力 3,000 秒、推進薬アルゴン、電源比重量 10 kg/kW、スラスタ比重量 2 kg/kW のケース。

中の半導体素子(太陽電池を含む)の放射線劣化をできるだけ回避するために、短期間で輸送することが望ましい。一方輸送時間短縮には推力や輸送機の発電電力を大きくする必要がある。図 5.2-5 に山極 (2005) が計算した輸送時間と輸送機の初期重量との関係 ¹²⁾を示す。輸送時間を 2 ヶ月以下程度にすると必要な機体の初期重量が急に増加するため、輸送時間は最短でも 2 ヶ月程度とすることが必要である。

具体的な計算の例として、ペイロード重量 50 トン、構体重量 50 トン、輸送時間(低軌道から静止衛星軌道の輸送) 60 日に対し、以下の計算結果が山極(Case2、参考文献12))より示されている。

OTV 総重量 144.6 トン (帰りの燃料 18.8 トンを考慮すれば 163.4 トン。

ただし、5.1章の計算では貨物は45トンなので158.4トン)

ドライ重量 50トン (5.1章の計算と同じ) 50トン (5.1章の計算では45トン)

燃料 (アルゴン) 18.8 トン (往復では37.6 トン)

スラスタ重量4.3トン動力源重量21.5トン推力118.4 N発電電力2150.9 kW

なお、輸送時間は、概ね以下の式で計算できる。

 $D = (1/2 \cdot Mv^2) / (P_o x \eta x3600x24)$ (5. 2-1)

D (日):輸送時間

M (kg) : 途上の平均機体総重量 v(m/s): 軌道間の増速 (減速)

P。: 太陽電池の発電量(W)

η:電力の運動エネルギーへのエネルギー変換効率(10%程度)

低高度を出発する時の総重量が158.4 トン(往復の燃料を考慮、貨物45 トン)、静 止衛星に到着する時の重量が139.6 トン、静止衛星を出発する時の重量が94.6 トン、 低高度に戻った時の重量が 75,8 トンとなる。平均重量は行き(低高度から静止衛星軌道)が 149 トン、帰り (静止衛星軌道から低高度) が 85.2 トンとなるので、輸送時間は、行き 83 日(約 2.8 ヶ月)、帰り 47 日(約 1.6 ヶ月)、合計 4.4 ヶ月(132 日、単純計算で 130 日+2 日マージン)と計算される。

5.2 章の参考文献

- 1) 米本浩一、再使用型宇宙輸送システムの実現に夢が持てるか~世界の動向と日本の今~、太陽発電衛星研究会ニュース第24号、pp. 13-15、2012年9月
- 2) 五代富文、宇宙の大目標について(7)、再使用ロケットR&Dの内外の状況 http://www.soranokai.jp/pages/shuttlerocket_8.html (注:宙の会のホームページはすでに閉鎖されており本URLへのアクセスは不能。必要な方にはコピーを差し上げます。)
- 3) 丸祐介、ヨーロッパの輸送系開発を駆動するもの(3) Hermes後の将来宇宙輸送系検 討-FESTIPとFLTP、Rocket News 2013-5, No. 573、pp. 3-4、日本ロケット協会
- 4) 大貫 美鈴、What's up? 世界のロケットアップデート (2021年 7月)、Rocket News 2021-7, No. 671、pp. 5-6、日本ロケット協会
- 5) http://www.isas.jaxa.jp/j/enterp/tech/flight/03.shtml
- 6) http://www.jaxa.jp/press/2003/11/20031112_rvt_j.html
- 7) 再使用型宇宙輸送システムの検討状況、宇宙政策委員会 宇宙産業・科学技術基盤部会 第50回会合 配布資料 2019年11月
- 8) https://www.reactionengines.co.uk/sabre
- 9) http://europa.eu/rapid/press-release_IP-15-5495_en.htm
- 10) 國中均、電気ロケットの発展経緯と今後の研究開発利用、大型 In-space propulsion ワークショップ、2011 年 10 月
- 11) 平成 16 年度宇宙航空研究開発機構委託業務成果報告書、宇宙エネルギー利用システム総合研究、pp. 287-290、平成 17 年 3 月、三菱総研
- 12) 山極芳樹、イオンスラスターOTV を用いて高度 500km から静止軌道 36,000km への輸送を考えた場合の OTV の総重量および内訳、2005 年

編集用予備ページ

5.3 SPS のための輸送コストの目標

地上から軌道上への輸送コストは、低軌道に輸送する場合でも、図 5-1 (5章) に示 すように現在は1 kg あたり 50~100 万円かかる(GTO 打ち上げのコストの数分の1と して)。このような宇宙輸送の高コストをそのまま適用した場合には、太陽発電衛星の 電力コストは極めて高いものとなる。これまでの主な太陽発電衛星の設計で用いられて いる輸送費のレベルを表 5.3-1 に示す。地上から低軌道までは、10,000 円/kg~25,000 円/kg、低軌道から静止衛星軌道までは 1,000 円/kg~10,000 円/kg の値が使用されてい る。表の下3行には、地上から低高度軌道までの輸送コストが、ほぼ現在レベル(100 万円/kg、50万円/kg) 及び近未来レベル(10万円/kg) の場合の電力単価の試算例を示 している(低高度から静止衛星軌道の輸送コスト及び他の全てのコストは各モデルの想 定値のまま)。電力コストが地上の電力システムと肩を並べるためには、地上から低軌 道までの輸送費を kg あたり数万円程度まで下げる必要がある(現在の輸送コスト 50~ 100 万円/kg の数十分の1程度まで下げる必要がある。現在の輸送系については各国で 低コスト化の努力が為されているが、数十%(ファクター)の低コスト化であり、図5-2 (5章) で示したようなオーダー(数十分の1)の低コスト化は、現状のロケットシス テムでの低コスト化努力では到達しえないことは明らかである。太陽発電衛星からの電 力を地上の電力コストと同等レベルにするためには、革新的な低コスト宇宙輸送手段の 開発が必須である。

表 5.3-1 これまでの代表的な SPS モデルでの輸送コストの設定

	NASA リファレン スモデル ¹⁾	NEDO 1993 年モデル ²⁾	JAXA M-SSPS(2003 モデ ル ³⁾)	USEF テザーSPS (2002 ベースラインモデル ⁴⁾)
総重量	50,000 トン	20,000 トン	10,000 トン	32, 290 トン
電力	5 GW	1 GW	1 GW	1 GW
総額	26,500 M\$ (96 年ド ル換算)	23,610 億円	12,929 億円	17,081 億円
寿命	30年	30年	30年	40年
輸送	G to LEO \$100/kg 計 5,100 M \$ LEO to GSO \$30/kg 計 1.500 M\$	7,250 億円(G to LEO 25,000 円/kg、LEO to GSO 2,500 円/kg)	2,795 億円(G to LEO 17,000 円/kg 計 2,594 億円、LEO to GSO 1,000 円/kg 計 200 億円)	7, 785 億円(G to LEO 10,000円/kg計4,549億 円, LEO to GSO 10,000 円/kg、計3,236億円)
輸送費の割合	25 %	31 %	22 %	46 %
電力コスト	8.5 ¢/kWh	23 円/kWh	8.9 円/kWh	13.4円/kWh
G to LEO 100 万円/kg	1.7 \$/kWH	279 円/kWh	112 円/kWh	367 円/kWh
G to LEO 50 万円/kg	89 ¢/kWH	148 円/kWh	60 円/kWh	188 円/kWh
G to LEO 10 万円/kg	25 ¢/kWh	43 円/kWh	18 円/kWh	46 円/kWh

宇宙輸送のコストが高い理由は、現在のロケットは航空機などと異なり使い捨てであるためであり、輸送コストを大幅に下げるためには、5.2(1)章に示したような再使用型の輸送手段を開発する必要がある。現在世界で研究が進められている完全再使用型の宇宙輸送システムは、輸送費を現在の数十分の1程度にすることを目指しており今後20年程度でkgあたり数万円程度の低コスト打ち上げシステムの登場が期待できる(7.1.2章)。一方宇宙への輸送コストの低減にはその需要が充分にあることが前提である。宇

宙商業輸送に関する研 究によると単位重量当 たりのコストを現在の 数十分の1にするため には、図 5.3-1 に示す ように現在より数十倍 程度の輸送量を見込む 必要がある 5,6)。宇宙輸 送の需要の大幅な増大 には、微小重力や高真 空などの宇宙環境を利 用する宇宙産業だけで なく、最近では宇宙観 光産業が重要な役割を 果たすと考えられてい る。大規模な宇宙のイ ンフラストラクチャで ある太陽発電衛星の建 設が始まれば、宇宙輸 送量は高い水準に維持 され、輸送コストは低 いレベルに維持され、。 SPS は再使用型宇宙輸 送機の最大のユーザー となるだろう。

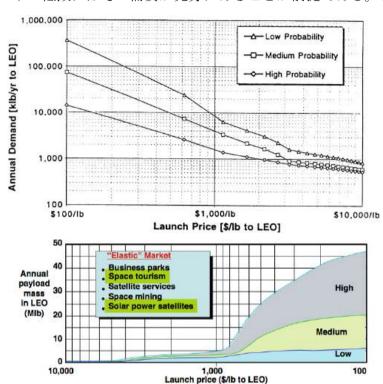


図 5.3-1 コスト (低高度輸送) と年間輸送量規模との関係。上パネルは Mankins の論文 5)による。下パネルは稲谷研のホームページ 6)による。絶対値は異なるが、両者とも輸送量が一桁増えると、輸送コストは一桁程度の割合で低下する。

OTV のコストについては、詳細な解析に基づく評価例は少ないが、NASA リファレンスシステムの場合は $\$13/kg^{7}$ 、NEDO の 100 万 kW では 1,700 円/ kg^{8} 、JAXA の 2005 年度 M-SSPS の検討では 3,000 円/ kg^{9} 、USEF の報告書では 10,000 円/ kg^{10} 、本書表 3.1-7 (3.1 章)のテザー型 SPS では 5,000 円/kg を使用している。一方 Yuki Ito らの報告 11 によれば、LEO から GEO への輸送費は 22,000 円/kg となり、コストのターゲットを 15,000 円/kg とするには、現在想定される推進機(Hall Thruster)の製造コストを約半額にする必要があると述べている。また中野正勝の解析 12 では、地上から静止衛星軌道までの輸送費は、地上から静止衛星軌道へ直接投入するよりも RLV と OTV の組み合わせの方が有利であることを示しているが、その場合でも地上から静止衛星軌道への総輸送費を 30,000 円/kg に収めるためには、現状で想定される OTV の輸送コスト約 75,000 円/kg の 75%の削減が必要(主に製造コストの削減が必要)であるという解析結果(RLV についても同レベルのコスト削減を前提)が述べられており、これまでのシステムモデルでの OTV 輸送コスト (1,000 円/kg~10,000 円/kg) はかなり楽観的な数値である可能性がある。

最近の研究として、新しいコンセプトの再使用型輸送機と低コスト軌道間輸送機によ る SPS 実現の検討 ¹³⁾が米国 National Space Society (NSS)の Keith Henson によって行 われている。検討内容は以下のように整理される。SPS からの電力コストを化石燃料に よる電力コスト (4 c/kWh) より安くする (3 c/kWh を目標) ためには、2.4 B\$/GW (2,400 億円/GW; 先払い金利 5.05 %、年間メンテナンスコスト 4 %、30 年の寿命で構築する必 要があり、そのためにはレクテナ 0.2 B\$、衛星本体と労賃 0.9 B\$として、輸送費 1.3 B\$で 構築する必要がある。この場合、kW 当たりの重量を 6.5 kg/kW(6.5 g/W)とすれば輸送 費は 200 \$/kg に抑えなければならない。Skylon という再使用機 (300 km までの輸送) を用いれば年間 10,000 フライトで 120 \$/kg の輸送コストを実現できる。Skylon とは 大気中はエアブリージング式のロケットで飛翔し、大気圏外では機内の酸素と水素によ り更に加速して軌道に到達する再使用輸送機の概念であり、英国の Reaction Engines (REL) により検討されている。軌道間輸送機は、地上からのマイクロ波電力で駆動す る輸送機を想定している。4週間で10%の期間地上からのマイクロ波送電が可能とした 場合、4.66 km/s の Δ V (高度 300 km から静止衛星軌道へのスパイラル軌道) に対し、 噴射速度 20 km/s とすれば \$ 66/kg で実現ができる。即ち Henson の想定では輸送費は 186 \$/kg (<200 \$/kg以下)となる。この場合の軌道間輸送機のドライマスは17,000 トン(レクテナ 1000 トン、エンジン 500 トン、構造 500 トン、ペイロード 15,000 トン)、 燃料 4,460 トンとされている。

5.3 章の参考文献

- 1) 平成 12 年度 宇宙太陽発電システムに関する調査研究報告書、pp. 40、平成 13 年 3 月、USEF
- 2) (ニューサンシャイン計画) 平成 5 年度新エネルギー・産業技術総合開発機構 委託 業務報告書、「太陽光発電システム実用化技術開発 太陽光発電利用システム・周辺技 術の研究開発 宇宙発電システムに関する調査研究」、pp. 273-276、平成 5 年 3 月、(株) 三菱総合研究所
- 3) 宇宙航空研究開発機構委託業務 宇宙エネルギー利用システム総合研究、pp. 510-513, 2004年3月、(株) 三菱総合研究所
- 4) 平成 18 年度 太陽光発電利用促進技術調査 成果報告書、pp. 134-141、平成 19 年 3 月、USEF
- 5) JOHN C. MANKINS, HIGHLY REUSABLE SPACE TRANSPORTATION: ADVANCED CONCEPTS AND THE OPENING OF THE SPAC EFRONTIER, Acta Astronautica Vol. 51, No. 10, pp. 727-742, 2002.
- 6) 稲谷芳文、宇宙研 稲谷研究室ホームページ、"宇宙輸送の次のゴール" ina-lab. isas. jaxa. jp/documents/the_next_goal_for_rockets. pdf
- 7) The Final Proceedings of the Solar Power Satellite Program Review, DOE/NASA Satellite Power System Concept Development and Evaluation Program, p. 622-624, July 1980
- 8) 平成4年度新エネルギー・産業技術総合開発機構委託業務報告書 「太陽光発電システム実用化技術開発 太陽光発電利用システム・周辺技術の研究開発 宇宙発電システムに関する調査研究」 平成5年3月 株式会社 三菱総合研究所
- 9) 2005 年度宇宙航空研究開発機構委託業務成果報告書 宇宙エネルギー利用システム 総合研究 p. 185、2006 年 3 月 三菱総合研究所
- 10) 平成 18 年度太陽光発電利用促進技術調査 成果報告書 p. 139、平成 19 年 3 月 財団法人 無人宇宙実験システム研究開発機構

- 11) Yuki ITO, Masakatsu NAKAN, Tony SCHÖNHERR, Shinatora CHO, Kimiya KOMURASAKI and Hiroyuki KOIZUMI, Cost Evaluation of In-Space Transportation of a Solar Power Satellite Using OTVs with Hall Thruster Propulsion Systems, Trans. JSASS Aerospace Tech. Japan. Vol. 12, No. ists29, pp. Po_1_7-Po_1_12, 2014
- 12) 中野正勝、大出力電気推進を用いた宇宙太陽発電衛星の輸送コスト評価、宇宙太陽 発電 Vol. 1 (2016), pp. 74-79
- 13) Keith Henson, Solving Economics, Energy, Carbon and Climate in a Single Project, IEEE article on transport cost reduction, 2014 IEEE Conference on Technologies for Sustainability, July 2014.

https://ieeexplore.ieee.org/document/7046244

6. 環境への影響と法的な取り扱い

6.1 マイクロ波の利用

マイクロ波の電力伝送としての利用には、ITU(国際電気通信連合)から電力伝送の業務として使用する周波数を新たに割り当ててもらう必要がある。マイクロ波の生体及び社会インフラ・生態への影響に対する基本的な考え方は以下のようにまとめることができる。

(1) 人体への影響

国際的な防護指針に従い、1 mW/cm²以上の領域を立ち入り禁止の管理区域とする。

(2) 通信インフラへの影響

同一周波数の通信インフラとは共存が困難なので、上述のように ITU から電力伝送用として専用の周波数の割り当てを受ける必要がある。高調波については、その位相が揃わないような送電システムとし、高調波での干渉を回避する必要がある。

(3) 既存の社会インフラへの影響

航空機、衛星については、ビーム内飛行(短時間)に支障がでないようフィルター の挿入などの措置をとる。地上で使用する電子機器については原則として措置不要。た だし、医療施設などで考慮が必要な場合があれば、受電施設との距離をとることで対処。

(4) 生態への影響

ビーム内での生態への影響は(植物及び移動の少ない地表動物については長期曝露、鳥や昆虫など移動の多い動物については短期曝露)については、太陽光レベル(100 mW/cm²)程度では問題ないと現状では考えられている。今後の検討によりさらに大きな最大電力密度が許容できることが分かれば(例えば太陽光の数倍程度)、レクテナをより小さくすることが可能となる。レクテナ下への生態への影響については、受電効率(80 %以上)を考えればマイクロ波の影響は小さいと考えられる。むしろレクテナの直下で太陽光が遮光される影響が重要と思われるが、レクテナの太陽光透過率 60 %以上を実現すれば一定の生態系を維持できると考えられる。

なおマイクロ波を利用する太陽発電衛星の社会的な受け入れについては、科学的にわかっていること、わかっていないことを正確に社会に提示し、わかっていないことのリスクと太陽発電衛星のメリットを勘案した上で、社会が太陽発電衛星の GO/NOGO を判断できるような情報を提示する必要がある。この基本的な考え方は 6.2 章のレーザーを利用する太陽発電衛星の社会的な受け入れについても同様である。

6.1.1 周波数資源

マイクロ波の周波数としては、これまで大気通過の観点及び通信用でないという観点から通信以外の用途にも使用が認められている ISM(産業科学医療用)バンドのうち、2.45 GHz 帯及び 5.8 GHz 帯が考えられてきた。 ISM バンド関連の無線通信規則(RR)抜粋を表 $6.1-1^{11}$ 、割り当て周波数を表 $6.1-2^{21}$ に示す。

表 6.1-1 ISM 帯関連の無線通信規則抜粋 1)

番号	号	内容
S5.	138	6765-6795kHz (中心周波数 6780kHz)、433.05-434.79MHz (中心周波数 433.92MHz)第 S5.280 号に定める国を除く第 1 地域、61-61.5GHz (中心周波数 61.25GHz)、122-123GHz (中心周波数 122.5GHz)、244-246GHz (中心周波数 245GHz)の周波数帯は、産業科学 医療用 (ISM)の使用に指定する。ISM のためのこの周波数帯の使用は、当該主管庁が、影響を受けるおそれがある無線通信業務を有する主管庁の同意を得て、それに特別の承認を与えることを条件とする。主管庁は、この規定を適用するに当たっては、ITU-Rの最新の勧告を十分尊重しなければならない。
S5.	150	13553-13567kHz (中心周波数 13560kHz)、26957-27283kHz (中心周波数 2710kHz)、40.66-40.70MHz (中心周波数 40.68MHz)、第2地域における902-928MHz (中心周波数915MHz)、2400-2500MHz (中心周波数 2450MHz)、5725-5875MHz (中心周波数 5800MHz)及び24-24.25GHz (中心周波数 24.125GHz)の周波数帯は、産業科学医療用 (ISM)の使用に指定する。この周波数帯で運用する無線通信業務は、これらの使用によって生じ得る有害な混信を容認しなければならない。この周波数帯での ISM 装置の運用は、第1815号/第 S15.13号の規定に従うことを条件とする。

表 6.1-2 ISM バンド²⁾

6.765-6.795 MHz	40.66-40.70 MHz	5.725-5.875 GHz	122-123 GHz
13.553-13.567 MHz	902.00-928.00 MHz	24.00-24.25 GHz	244-246 GHz
26.975-27.283 MHz	2. 40-2. 50 GHz	61.00-61.50 GHz	

ISM バンドを使用する場合にも、すでに社会の通信インフラとして使用されている周波数帯があり、その周波数との干渉を評価する必要がある $^{2)}$ 。また送電周波数の高調波と既存の通信インフラとの干渉を回避することが要求される。 $2.45~\mathrm{GHz}$ 帯のうち、 $2.4~\mathrm{C}$ 2.497 GHz は無線 LAN 用に広く使用されている。 $2.45~\mathrm{GHz}$ 帯を使用する場合は、 $4.9~\mathrm{C}$ 5.0GHz をはじめ高調波のバンド内干渉がありうる。 $5.8~\mathrm{GHz}$ 帯は高速道路自動料金収受システム(ETC)に5.975/5.835, $5.805/5.845~\mathrm{GHz}$ が割り当てられている。また高度道路交通システム(ITS)の一環として、 ETC を含む狭域通信システム(DSRC)用に $5.770~\mathrm{E}$ 5.850 GHz が割り当てられている。その上の $5.850~\mathrm{E}$ 5.925 GHz は放送番組中継(FPU)に優先度の高い一次業務として割り当てられている。 $5.8~\mathrm{E}$ 6.1 $-3~\mathrm{E}$ 7.0 に高調波によるバンド内干渉はない。マイクロ波帯の無線通信の種類を表 $6.1-3~\mathrm{E}$ 7.5 に示す。

表 6.1-3 マイクロ波帯の無線通信の種類

名 称	用途/周波数/出力/その他
携帯電話、スマホ	800 MHz 帯、1.5 GHz 帯、2.5 GHz 帯、携帯電話機そのものからは、
	0.8 ₩程度の電波出力(基地局は0.5 ₩~数十 ₩)。
無線 LAN	2.4 GHz, 5.2 GHz, 5.3 GHz, 5.6 GHz 帯、ルーターは 10 mW 上限(日
	本)
トランシーバー	数百 MHz(140 MHz,350 MHz,430 MHz,1 GHz,1.3 GHz など)、0.1 W
	~5 ₩ 出力
ブルートゥース	2. 45 GHz 帯。無線 LAN より短距離(約 10 m 程度)、ノートパソコン、
	携帯電話等の無線接続、家庭電気製品。1~100 mW。
ETC (Electric Toll	基地局:5.795、5.805 GHz(10 MHz 間隔、2ch)出力は 10 m 用が 10
Collection)料金自動収受	mW、30 m 用が 300 mW。
システム	移動局 : 5.835、5.845 GHz(10 MHz 間隔、2ch)(車載)出力は 10 mW。
専用狭域通信	ブルートゥースも含む。 基地局 : 5. 775~5. 805 GHz (5 MHz 間隔、7ch)
(DCRS: Dedicated	出力は300 mW以下。
Short-Range	移動局:5.815~5.845 GHz(5 MHz 間隔、7ch)出力は 10 mW。
Communication)	

ISM 帯の 2.45 GHz や 5.8 GHz は、マイクロ波送電の候補として考えられてきたが、ITU(国際電気通信連合)で SPS 用の周波数割り当てが行われたわけではない。この近傍の周波数も含め、SPS で使用する周波数の候補を決めて、一定の手順(干渉解析、国内的な調整、国際的な調整)を踏んで ITU で周波数の割り当てを受ける必要がある。これまでの SPS の周波数をめぐる ITU での国際的な動きを表 6.1.4 に示す $^{3.4.5}$ 。

表 6.1.4 SPS の周波数をめぐる ITU での国際的な動き

1997年:研究課題 QUESTION ITU-R 210/1 (Wireless power transmission) が取り上げられた (米国の貢献)。

2003年: JAXA が寄与文書を提出。

2005年: JAXA が寄与文書を提出。QUESTION の 5年間の延長が決定した。課題が改訂された。QUESTION ITU-R 210-1/1 (Wireless power transmission)

2006年:米国が QUESTION の内容変更 (タイトル変更等) に関する寄与文書を提出。

2007年: QUESTION ITU-R 210-2/1 (Power transmission via radio frequency beam) が公表された。

2009年: JAXA が寄与文書 (Working Document towards a Preliminary Draft New Report regarding Question ITU-R 210-2/1 Power transmission via radio frequency beam)を提出。

2012 年:中国が QUESTION の内容変更 (タイトル変更等) に関する寄与文書を提出。 (QUESTION の有効期限は 2014 年)

2013年:総務省の正式な代表(ブロードバンドワイヤレスフォーラム)が ITU へ赴き、日本から WPT (地上応用を含む) に関する寄書2件を入力。内容は無線電力伝送に関する Correspondence Group で今後継続的に検討されることになった。

2016年: SPS が含まれる Beam WPT に関する報告"Applications of wireless power transmission via radio frequency beam" (Report ITU-R SM. 2392.0) が承認された。

以降、SPSの周波数の議論は今後の課題となったまま大きな進展がない状況である。

6.1.1 章の参考文献

1) 付録2 国際周波数分配の脚注、付録-総務省

https://www.soumu.go.jp/main_content/000159865.pdf

- 2) 宇宙太陽発電システム実用化技術調査研究、宇宙太陽発電システム (SSPS) 実用化技術検討委員会、平成13年度 中間報告書、 pp.5-8~5-9、平成14年3月、USEF
- 3) 橋本弘蔵、川尻矗大、NASDA SSPS 検討委員会、マイクロ波送受電技術 WG SPS の周波数について、第6回宇宙太陽発電システム(SPS)シンポジウム、講演予稿集、pp. 69-74、平成15年10月9,10日、静岡大学佐鳴会館
- 4) 橋本弘蔵、上土井大助、田中孝治、谷島正信、牧野克省、SSPS の軌道上実証のための周波数確保と関連の動きについて、第15回宇宙太陽発電システム (SPS) シンポジウム、講演予稿集、pp.86-91、2012年9月25,26日、東北大学片平キャンパスさくらホール
- 5) 小林哲、 ワイヤレス電力伝送に関する ITU における検討状況と今後の展望、宇宙 太陽発電 、Vol. 2 (2017)、 pp. 1-5

編集用予備ページ

6.1.2 生体及び生態系への影響

(1) 生体への影響

JAXA や USEF (現 JSS) のモデルでの最大電力密度 100 mW/cm² (1 kW/m²) は太陽光と同レベルであり (NASA リファレンスモデルでの最大電力密度 23 mW/cm² (230 W/m²) の場合は太陽光の 1/5 程度)、電子レンジ内部の数十分の 1 程度であり (図 6.1.2-1) ¹⁾、一時的にビーム内を横切る動物や航空機に対する熱的な影響は殆どない。今後の検討により問題が無ければ更に高い最大電力密度のビーム (その場合でも太陽光の数倍程度)を用いることも考えられる。ただし、人間へのマイクロ波の許容レベルは国際的に 1 mW/cm² とされている(表 6.1.2-1) ²⁾ので、1 mW/cm² を超える受電設備領域内は立ち入り禁止区域として管理する必要がある。同じ周波数帯のマイクロ波を利用する携帯電話もほぼ同じ強度レベルで規制 ³⁾されている。ただし SPS 実用化初期の段階では余裕を持って許容値の 1/10 程度のマイクロ波強度区域までを原則立ち入り禁止区域とすることが望ましい。エネルギー密度から決まる熱的効果の定量的な評価と管理は比較的容易であるが、高周波の非熱的効果(電場や磁場の振動そのものが生態に及ぼす効果、特に長時間晒された場合の影響)についてはまだ分かっていない点も多く、今後さらに研究が必要である。

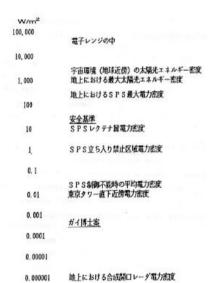


図 6.1.2-1 マイクロ波のエネルギー密度の比較 $^{1)}$ 。ガイ博士案はワシントン大学のガイ博士が 1980 年代前半に行ったラットの研究によるもので、微弱でも影響がありうるとの報告による。

表 6.1.2-1 マイクロ波の防護指針値(5.8 GHz の例)²⁾。日本及び ICNIRP の指針値は 2.45 GHz でも同じ。

	一般公衆への曝露		職業者への曝露	
国・機関名	電界強度	電力密度	電界強度	電力密度
	(V/m)	(mW/cm ²)	(V/m)	(mW/cm ²)
郵政省電気通信技術審議会	61.4	1	137	5
[日本] 1990、1997		(一般環境)		(管理環境)
ANSI/IEEE[米]	_	3.87	_	10
C95.1-1999		(非管理環境)		(管理環境)
ICNIRP 1998	61	1	137	5
		(公衆曝露)		(職業曝露)

(注) ANSI: 米国国家規格協会、IEEE: 米国電気電子学会、ICNIRP: 国際非電離放射線防護協会

マイクロ波の生体への影響 (評価) については平成 11 年の SPS シンポジウムで多氣 昌生から以下のような見解 4 が示されている。

1) 熱作用

人体の代謝は安静時 1 W/kg 程度、軽作業時 2.5 W/kg、激しい運動時 10 W/kg とされている。全身平均 SAR (Specific Absorption Rate) が数 W/kg になると影響が出る。体温が 1 $^{\circ}$ L昇するとき健康への障害の恐れがあると考えられている。このような体温上昇は SAR 2 $^{\circ}$ 3 W/kg の全身平均 SAR で発生すると考えられている。

2) 非熱的作用

マイクロ波の生態への影響は、熱作用が支配的であると考えられており、非熱作用については未だ統一的な見解がない。最も注目されている悪影響は発ガン性の有無である。マイクロ波聴覚効果(ピーク電力の大きなマイクロ波パルスを頭に当てると平均電力が小さくても音が聞こえる現象)が古くから知られている。絶対値はわずかでも急激な温度上昇が生じて組織が熱膨張し弾性波が発生する。これが骨伝導のように直接聴覚器官に伝わって知覚されると考えられている。ただし可聴レベル程度では健康への影響はない。熱作用が起こりえない低レベルの曝露でも、猫の脳の活動電位の変化、細胞の分裂速度、酵素の活性の変化等の報告もある。ただしこれらは十分確認されておらず健康影響があるとは考えにくい。しかし更なる研究は必要である。

3) 防護指針と今後の展望

根拠は熱作用の閾値による。非熱作用が無視されているのではなく、熱作用のおきないレベルでは非熱的な作用で健康に悪影響が生じる根拠が見つかっていないためである。マイクロ波がこれまでに確立されている生体影響と著しく異なる生体作用を示す信頼できる研究結果はない。防護指針を守れば健康影響に関する問題はないと考えられる。近年不確かなリスクに対する態度として、「用心の原則」(PP: Precautionary Principle)と呼ばれる考え方が議論されている。この考え方を適用するにしても、「不要な曝露」を制限しようということである、それが「必要」であれば制限の対象にならない。マイクロ波送電が「必要」と認識されるかどうかが、パブリックアクセプタンスの成否に関わる。携帯電話の普及に伴い、その健康への影響評価が大きな関心事になっている。世界保健機構 WHO は、高周波影響評価についての健康リスク評価を今後も継続的に行うと考えられている。

なお、我が国の局所吸収指針 $^{5)}$ では、全身平均 SAR の許容値 (3 GHz まで) は、0.4 W/kg (管理環境)、0.08 W/kg (一般環境) と決められている。この規制値 (0.4 W/kg) は現在世界各国で主流となっている。体重 60 Kg の人の投影面積を 0.6 m^2 とすると全身で吸収する電磁波の総量は 24 W となり、電力密度換算では 40 W/m^2 = 4 mW/cm^2 となる 60

荻野晃也の予防原則と電磁波問題⁷⁾ (日本物理学会誌 2005年) によると以下のように述べられている。

携帯電話使用と脳腫瘍の関係については、疫学的研究が"INTER-PHONE 計画"として世界 13 ヶ国(日本も参加)で進行中。2004年にデンマークから影響は見られないという報告が出された。カロリンスカ研究所(スウェーデン)の疫学研究結果では、"10年以上の携帯電話の使用で聴神経腫瘍が増加する"とされた。2004年12月には、EU7ヶ国12グループで進められた"REFLEX"では、"DNAが損傷を受けている"との調査報告となっている。方針と立場は以下のようにまとめられる。

従来の WHO の方針は"確固たる証拠を基準にする"である。EU の傾向は"予防原則"であり、予防原則に立脚した規制値の例として、携帯電話基地局からの電力密度規制値

1 GHz 付近で $0.1 \mu \text{W/cm}^2$ (オーストラリアザルツブルグ州)、 $0.01 \mu \text{W/cm}^2$ (EU 委員会の勧告立案) があげられる。米・日の傾向は、 "確固たる証拠を基準にする"とされている。

また、ニュートン 2011 年 9 月号の "携帯電話の電波に発がん性?"の記 事(協力 宮越順二京都大学生存圏研 究所特任教授) 8) での 2011 年 5 月世界 保健機関 (WHO) の国際ガン研究機関 (IARC)の報告では、以下のように記述 されている。携帯電話の電磁波に関連 して、「電波の発がん性を分類する会 議」が開催された(フランス)。多く の動物実験と疫学調査により、電波と がんには関連が見られなかった。しか し一部には「電磁波により発がん率が 上がった」という動物実験や「長時間 の通話と脳や聴神経の腫瘍の間に関 連が見られた」という疫学調査の結果 もあった。電磁波が細胞や遺伝子を傷 つけることの明確な証拠と見なせる 報告はなかった。これらの結果「電磁 波は発がん性を示す結果も一部ある が、その科学的な根拠は十分ではない」 と判断され、携帯電話の電磁波はグル ープ2Bに分類された(図6.1.2-2)。



図 6.1.2-2 国際ガン研究期間による分類 8)

(2) 生態系への影響

1) 動物への影響

平成 19 年度 USEF の調査報告 9 によれば、動物に対する熱作用の影響について、表 6.1.2-2 のように整理されている。なおこの報告は多氣昌生の文献 10 の引用である。

	表 0.1.2-2 動物に対するマイクロ仮の熱作用
分野	研究例
行動への影響	体温上昇による影響は確立されている。直腸温度が1℃上昇すると実験動物の作業行動に能率の変化や中断が生じる。ねずみやサルの作用の閾値は4~8 W/kg であるとされている。深部体温が43-44℃となると致死的である。
催奇形性と発	影響は体温40~44℃で生じる。ただし電磁界以外の原因でも同じ閾値
育への作用	なのでこの作用は電磁界特有の作用ではない。
遺伝的影響と発ガン性	マイクロ波等のような非電離性放射線 (3000 GHz 以下) は発ガンや突然変異などの顕著な生体作用はないというのが定説。実験報告もこの 定説を支持している。
目に対する作用	1. 白内障 強い電磁波が白内障を生じさせることは確か。うさぎの場合の最小電力密度(2.45 GHz)は150 mW/cm²で100分以上の照射とされている。このときの最大局所SARは138 W/kgであった。低レベルで繰り返し照射する場合の影響は十分には調べられていない。 2. 角膜 表面で吸収の顕著なマイクロ波などの場合は照射の影響は角膜に洗われる可能性が考えられている。サルについては、2.45 GHz10 mW/cm²のパルス波及び20~30 mW/cm²の連続波4時間照射で角膜内皮に障害が生じることが報告されている。この時のSARはパルス波2.6 W/kg、連続波5.3~7.8 W/kgであった。これらの値は白内障の閾値に比べ非常に低い。しかしこの報告は他の研究期間では再現されていないため確立された現象とは見なされていない。

表 6.1.2-2 動物に対するマイクロ波の熱作用⁹⁾

2) 植物への影響

研究例は少なく、NASA の Skiles の報告、産総研の村上寛の長期にわたる研究の報告が代表的なものである。

Skiles の報告 11)

2.45 GHz、 $0.5\sim1.2~\text{mW/cm}^2$ を alfalfa(ムラサキウマゴヤシ)に7週間照射し、葉のクロロフィル濃度と重量を計測したが、照射群と非照射群との間には差異はなかったと報告されている。

村上の報告 12)

カイワレ大根への照射実験(2.45 GHz、5.8 GHz)によれば、電力密度 40 mW/cm²程度までは、マイクロ波照射の有意な影響はみられない、電力密度 150 mW/cm²程度までは明確な成長促進が見られると報告されている。またマイクロ波の植物への影響は、植物自身または植物周辺の温度環境が変化することにより生じると述べられている。

6.1.2 章の参考文献

- 1) 工藤勲 4. クロスカレント読後感(2) マイクロ波の生態系への影響に関するシンポジウム 講演集 pp. 15-18 平成6年11月7日 宇宙科学研究所
- 2) 宇宙太陽発電システム実用化技術調査研究 宇宙太陽発電システム (SSPS) 実用化技術検討委員会 平成 13 年度 中間報告書 pp. 4-5 平成 14 年 3 月 USEF
- 3) スマートフォン・携帯電話の電波と人体への影響、比吸収率 (SAR: Specific Absorption Rate) および電力密度 (Power Density) とは https://www.arib-emf.org/01denpa/denpa02-02.html
- 4) 多氣昌生 生体への電磁波の影響 第2回宇宙太陽発電システム (SPS) シンポジウム 講演要旨集、pp. 25-30、平成11年11月4、5日、京都大学
- 5) 局所吸収指針の概要について (総務省資料 1-3)、平成 21 年 https://www.soumu.go.jp/main_content/000036367.pdf
- 6) http://www.fdc.co.jp/support/emc/emc_3.html (技術サポート、EMC 問題について、生体 (人体) への影響に関する問題、富士電波工機株式会社ホームページ)
- 7) 荻野晃也、予防原則と電磁波問題、日本物理学会誌、Vol. 60、No. 7、談話室、pp. 571-573、2005
- 8) "携帯電話の電波に発がん性?"(協力 宮越順二京都大学生存圏研究所特任教授)、 Newton、Vol. 9、pp. 125、2011
- 9) 平成 19 年度 太陽光発電利用促進技術調査 成果報告書、pp. 75-77、平成 20 年 3 月、USEF
- 10) 多氣昌生、4.3 RF 及びマイクロ波の生体効果、電磁界の生体効果と計測、電気学会高周波電磁界の生体効果に関する計測技術調査専門委員会編、コロナ社、1995 年
- 11) J. W. Skiles, Plant Response to Microwaves at 2.45GHz, Acta Astronautica,, 58 pp. 258-263, 2006.
- 12) 平成19年度 太陽光発電利用促進技術調査 成果報告書、pp. 100、平成20年3月、USEF

編集用予備ページ

6.1.3 通信インフラ・電子機器への影響

(1) 通信系への影響

以下に京都大学で調査されたた結果¹⁾及び平成 16 年度周波数干渉問題検討委員会報告の抜粋²⁾を示す。

1) マイクロ波中継システム (1~10 数 GHz のマイクロ波を用い大量の情報を中継するシステム) への影響評価

マイクロ波中継システムについて、固定業務の保護基準(雑音配分)は固定業務間雑音配分 20 %、一次割り当て業務 10 %、その他 1 %と定められている。SPS のマイクロ波はその他 (-20 dB) に相当する。5 GHz 及び 11 GHz 帯で SPS の高調波(それぞれ 2.45 GHz 及び 5.8 GHz の第 2 高調波)と干渉するが、高調波の位相は揃わないと考えれば干渉しない。

2) レーダーへの影響

航空監視レーダー (1.3~1.35 GHz)、空港監視レーダー (2.7~2.9 GHz)、気象レーダー (5.25~5.35 GHz) が対象となる。1 GW 実用システムについて、非高調波のスプリアスを考え位相は制御されないと仮定した場合は、航空監視レーダー、空港監視レーダーについては許容干渉レベル以下となる。気象レーダーに対しては許容干渉レベルをこえる可能性があるが、SPS 側でフィルターを入れることにより対処可能と考えられる。帯域外に入るエネルギーによる帯域内干渉レベルは、どの場合もレクテナ端から数kmの距離をとれば許容範囲とされる。またどのレーダーの場合も TR リミッター (高電力入力阻止機能)が動作することはない。一般の S 帯 (2.4~2.5 GHz)、C 帯 (5.35~5.85 GHz) 無線レーダーの場合は、レクテナ端から 30 km はなれれば共存可能と考えられる。

3) 宇宙-地上間通信(10.7~11.7 GHz, 11.7~12.5 GHz)への影響

2. 45 GHz 及び 5. 8 GHz そのものには、PFD (power flux density) 制限はないが、2. 45 GHz の第 5 次高調波 (12. 25 GHz) 及び 5. 8 GHz の第 2 次高調波 (11. 6GHz) は、宇宙一地上間通信の 10. 7~11. 7 GHz 及び 11. 7~12. 5 GHz と重複している。到来角が 0~5 度の場合は、pdf 制限値は、-150 (dBW/m²/4kHz) (10. 7~11. 7 GHz) 及び-148 (dBW/m²/4kHz) (11. 7~12. 5 GHz) である。高調波の位相は揃わない(ランダム)と扱うことができれば、送電波のグレーティングローブは PFD 制限を越えないと考えられている。

4) 無線 LAN 及び ETC への影響

2.45 GHz 同一周波数無線 LAN 及び Bluetooth については、同一 ISM バンド内で周波数を離調した場合、耐干渉レベルはビーム中心から 10 km 離れれば満足する。 ISM 帯域内受信スプリアスレスポンス条件-33 dBm は 300 km 離しても満足できない。満足させなければならない場合は同一周波数を避けサイドローブを現状の 30 dB 以下に下げる必要がある。

5.8 GHz 帯 ETC については、同一 ISM バンド内で周波数を離調した場合、ビーム中心から数十 km 離すことにより干渉回避可能である。ISM 帯域内受信スプリアスレスポンス条件-33 dBm は 300 km 離せば満足する。

5)放送番組中継 FPU(Field Pick-up Unit) (B1: 5861 MHz, B2: 5879 MHz, B3: 5897 MHz, B4: 5915 MHz を中心周波数とする 5850-5925 MHz)

SPS のマイクロ波は300 km離しても、FPU の許容干渉レベルを100 dB以上上回っているため、周波数共用は不可能である。

上記報告書では、以下のように結論されている。

レクテナ付近での同一周波数帯での干渉回避には、現在の設計に対し、サイドローブを $10\sim20~dB$ 下げる必要がある。実用にあたっては ISM 帯に SPS 用の周波数を確保するか、ISM バンド以外の専用バンドを持つことを考える必要がある(例えば、資料 1)では、 $5.03\sim5.15~GHz$ 、Microwave Landing System 用周波数がその候補として上げられている)。

(2)電子機器への影響

電子機器の電磁干渉耐性 (イミュニティ) について、平成 16 年に USEF で行われた調査の結果 ³⁾を表 6.1.3-1 にまとめる。

表 6.1.3-1 電子機器の電磁干渉耐性 3)

衣 0.1.3 ⁻ 1 电丁機品の电燃工	少顺1生
2. 45 GHz	5.8 GHz
住宅・商業・軽工業・工業環境:1 V/m(2-2.7 GHz, 国際規格)	規定がない。
医療用機器: 3 V/m、 10 V/m (生命維持装置)	防衛、衛星、航空機については2.45
自動車:25 V/m 以上程度か	GHz とほぼ同じ
防衛:50 V/m (地上設備)	
衛星機器: 5 V/m~20 V/m (代表例)	
航空機・船舶(外部): 200 V/m(最低でも)	

電力と電場強度の関係は、 $P(W/m^2)=E^2/120\pi$ (120 π は真空中のインピーダンス) で ある。例えば、200 V/m は 106 W/m² に相当する。また NASA のレファレンスモデルのビ ームの中央は 230 W/m²は 294 V/m なので上記の値を大きく越える。また多くのシステ ム設計で考えられているレクテナ端の電波強度 10 W/m² (1 mW/cm²) は 61.4 V/m であ る。医療用機器の場合(3~10 V/m、0.0024~0.0265 mW/cm²)は、これを直接適用する と、レクテナ周辺の電力密度のさらに 1/400~1/40 とする必要がある。JAXA の SSPS 検 討委員会 周波数干渉問題検討委員会で検討された JAXA モデル(委員会報告²⁾ 3.2 章、 送電電力 1.369 GW、マイクロ波周波数 5.8 GHz、送電アンテナ直径 2.6 km、振幅分布 10 dB ガウシアンテーパー、サブアレイ間隔 1.5 m(=29 波長)、送電距離 36,000 km で レクテナのサイズを最小とするモデル、ビーム中央での電力密度 189.2 mW/cm²) では、 レクテナから 100 km 離れた場所の電力密度は 0.001 mW/cm^2 であり、300 km 離れた場所 の電力密度は 0,00006 mW/cm²である。生命維持に係わる医療機器の電磁干渉耐性は 10 V/m (0.27 W/m²=0.027 mW/cm²) 以上と考えられている³)が、レクテナは医療用機器を扱う病 院などの施設から数十 km 程度離れた場所に設置する必要がある。その他の電子機器に ついては、実質的な問題はないと思われるが、SPS で使用する周波数に対し電子機器の 電磁干渉耐性の実証的な検討を行う必要がある。

参考 4 (日本電機工業会ホームページ):電子レンジでは、漏洩電波の電力密度に対して、電気用品安全法技術基準の別表第八 2 . (95) ト項で規定されている。規定ではマグネトロンが動作している時の器体の表面から 3 cm のあらゆる箇所での漏洩電波の電力密度が、扉を閉めている状態で 3 mW/cm² 以下とされている。

参考 $^{5)}$ (総務省電波利用ホームページ、周知・情報(電波の安全性に関するパンフレット)):携帯電話基地局のアンテナ(アンテナ入力電力 32~W)は、ある特定の方向

(たとえばアンテナから 200 m 先の地点) に電波を発射している。その場合の 200 m 先の電波は 0.0008 mW/cm²である。建物の内部では、電波は壁や屋根によって吸収・反射されるので、電波の強さはさらに下回る。

(3) 衛星への影響

軌道上の運用中の衛星の数は、国連宇宙部によれば 2023 年時点で 7,800 機 6 (周回している衛星の数は 10,290 機) とされており、年々急速に増加している。社会インフラとしての役割を果たしているこれら衛星に対する SPS の影響について評価する必要がある。 SPS のマイクロ波の衛星に対する影響は、平成 12 年に工藤らにより解析されている 7 。この中で NASA リファレンスモデル(最大 230 W/m^2 , 10 W/m^2 以上は直径 5 km の領域とする)を例として評価が行われ、以下のような結果が報告されている。

- 1) 衛星通信受信機への影響 (Iridium, ICO(Intermediate Circular Orbit)の例) 受信アンテナの面積 117 cm²、バックローブ:-20 dBi、LNA 最大入力制限-8 dBm LNA 入力 = 23 mW/cm² x 117 cm² x 0.01 (-20 dB) = 27 mW (14.3 dBm) 従って LNA の破壊を防止するためバックローブの低減と遮蔽で-50 dBi への減衰が必要となると述べられている。
- 2) オムニアンテナへの影響 (衛星 TTC) (ADEOS, ALOS の例) -90 dB の帯域外フィルターが入っているため問題なし。
- 3) 衛星搭載機器への影響

電界強度は 302 V/m (242 W/m^2)、MLI の遮蔽効果-20 dB、構体の遮蔽効果-20 dBとすれば、内部機器への影響は $302 \text{ V/m} \times 0$. $1 \times$

4) 要検討事項:外部搭載機器への影響、MEO及び静止トランスファー軌道衛星に対する影響

(4) 航空機への影響

平成 16,17 年度の USEF 報告書では 0.3 W/m^2 ($\sim 10 \text{ W/m}^2$)以下を条件とする必要があると述べられている 8,9 が、2006 年(平成 18 年)6 月の長山らの報告 9 では以下のように新しい規則が提案されたと報告されている。

航空機(固定翼) に対しては FAA の notice N8110.67 が 1998 年 4 月に発行され 1999 年 4 月にキャンセルされた。2006 年 1 月に新しい規則が提案された。それによる

2-4 GHz 帯で、ピーク 4500 V/m、平均 490 V/m 4-6 GHz 帯で、ピーク 7200 V/m、平均 300 V/m 従って、ピークであれば、5.8 GHz,1,000 W/m²(614 V/m)は規格を満たしている。

(5) 天文への影響

電波天文への影響についての長山らの報告 100 では以下のように述べられている。

2.45 GHz 帯の場合は、第 2, 9, 13, 18 次高調波が影響を与える可能性がある。5.8 GHz 帯の場合は、第 15 高調波の 86~92 GHz 帯までは干渉がない。ただし、このような高い周波数までは評価されたことがなく、今後計測して評価する必要がある。

なお、電波ではないが、光学的な影響(視直径)という意味では、静止衛星での1kmは6秒角に相当(火星の視直径と同じ)する。国際宇宙ステーションは50秒角なのでその1/10程度の視直径である。光学的な性質を国際宇宙ステーションと同じとすれば明るさ(太陽光の反射、一等星程度)は国際宇宙ステーションの1/100程度(6等星程度(1等星と6等星の明るさの比は100倍)、肉眼でかろうじて見える程度)である。

6.1.3 章の参考文献

- 1) 松本紘、マイクロ送電の周波数問題について、第3回宇宙太陽発電システム (SPS) シンポジウム 講演要旨集、pp. 21-31、平成12年10月26-27日、北海道大学
- 2) SSPS 検討委員会 周波数干渉問題検討委員会、マイクロ波送電の周波数の共用検討 について、平成 16 年 11 月 19 日
- 3) 平成 16 年度 太陽光発電利用促進技術調査 成果報告書、pp. 179-181、平成 17 年 3 月、USEF
- 4) 日本電機工業会ホームページ

http://www.jema-net.or.jp/Japanese/ha/denjiha-q_a/ans03.html

- 5) 総務省電波利用ホームページ、周知・情報 (電波の安全性に関するパンフレット) https://www.tele.soumu.go.jp/j/sys/ele/pr/
- 6) UNOOSA_Annual_Report_2022, p. 25

https://www.unoosa.org/documents/pdf/annualreport/UNOOSA_Annual_Report_2022.pdf

- 7) 工藤勲、藤野義之、篠原真毅、村山寛、青山順一、久保信明、村田清、低地球周回 軌道上の衛星に対する影響について、第3回宇宙太陽発電システム (SPS) シンポジウム 講演要旨集、pp. 11-20、平成12年10月26、27日、北海道大学
- 8) 平成 16 年度 太陽光発電利用促進技術調査 成果報告書、pp. 184-190、平成 17 年 3 月、USEF
- 9) 平成 17 年度 太陽光発電利用促進技術調査 成果報告書、pp. 170-176、平成 18 年 3 月、USEF
- 10) 長山博幸、吉田裕之、斉藤由佳、森雅裕、SSPS の環境・安全性評価、信学技報 Technical Report of IEICE、SPS2006-08 (2006-06)、2006 年 6 月 28 日

6.2 レーザーの利用

レーザーの人体に対する影響は、目と皮膚の障害であるため、これらについての最大許容露光量 (MPE) が定められている。目については水晶体で集光され視神経焼損による失明の危険性がある。皮膚については皮膚温度上昇による皮膚の発赤、炭化の危険性がある。レーザーの人体への影響について、小さな光源に対する最大許容露光量 (MPE) は表 6.2-1 のようにまとめられている (USEF 平成 17 年 3 月報告書¹⁾,オリジナルは Foth and Steinsiek,2004²⁾)。これは露出時間の長い場合の許容量である。

表 6.2-1 レーザーの人体への影響

波長域	目に対する最大許容露光量	皮膚に対する最大許容露光量
700~1,400 nm	$10 \text{ W/m}^2 (700 \text{ nm})$	$2,000 \text{ W/m}^2 (700 \text{ nm})$
(1,000 nm 付近が送電用として候補)	$400 \text{ W/m}^2 (1,400 \text{nm})$	$10,000 \text{ W/m}^2 (1,400 \text{ nm})$

なお、1,064 µm の波長での目に対する最大許容露出光量は、12.74 W/m²とされている³³。この値は JIS C6802 (昭和 63 年 11 月制定、平成 9 年、10 年に改訂、レーザー製品の放射安全基準) によるものである。なお、JIS C6802 は 2018 年 10 月に改正されている。最近のレーザー光の大気伝送の安全に関わる法整備の状況については第 5 回宇宙太陽発電(SSPS)シンポジウム⁴で報告されている。この報告によれば、我が国では、レーザー光の上空への照射時の安全対策について、政府機関と民間の間だけでなく民間の中においても議論が進んでおらず、安全対策については実施機関毎に検討が行われているのが現状であると述べられている。

地上の太陽光の強度は800~1,000 W/m²である。現在レーザー送電で想定されている太陽光の数倍のエネルギー強度と比較すると、目に対する最大許容露光量はその数百分の1となる。従って安全管理区域を設定するとともに散乱光についても検討が必要である

6.2 章の参考文献

- 1) 平成 16 年度 太陽光発電利用促進技術調査 成果報告書 pp. 152 平成 17 年 3 月 USEF
- 2) Foth, Steinsiek, Interaction of Laser Radiation with the Human Body, EADS, 2004.
- 3) 長山博幸、吉田裕之、斉藤由佳、森雅裕、SSPS の環境・安全性評価、信学技報 Technical Report of IEICE, SPS2006-08 (2006-06) 2006 年 6 月 28 日
- 4) 和仁郁雄、レーザー光の大気伝送に対する安全に関して、宇宙太陽発電 _Vol.5 (2020), pp. 40-42.

6.3 法的な取り扱い

SPS の目指す宇宙での太陽エネルギー利用は国際法上認められるものと考えられているが、その開発と運用には宇宙法や他の国際法に従うことが求められる。SPS の法的な取り扱いについての報告例は少ないが、これまでの専門家の見解を整理すると、以下のようにまとめることができる。

- 1) SPS の開発と運用にあたっては、現在ある宇宙法や国際法(特に宇宙条約、宇宙損害責任条約、月協定、ITU 憲章・条約及び同付属規則)に則る必要がある。現在ある宇宙に係わる国際法を表 6.3-1 に示す。
- 2) 特に全ての国の利益であること及び開発途上国への配慮のもとに、国際協力による開発と運用を行う必要があり、今後そのための国際的組織や取り決めが必要と考えられる。

名称	内容	備考 (施行)
宇宙条約	月その他の天体を含む宇宙空間の探査及び利用 における国家活動を律する原則に関する条約	1967 年
救助返還協定	宇宙飛行士の救助、送還並びに宇宙空間に打ち上げられた物体の返還に関する協定	1968年
宇宙損害責任条約	宇宙物体により引き起こされる損害についての 国際責任に関する条約	1972 年
宇宙物体登録条約	宇宙空間に打ち上げられた物体の登録に関する 条約	1976 年
月協定	月その他の天体における国家活動を律する協定	1984年 (日本は未加入)
ITU 憲章、条約及び 同付属規則	周波数スペクトラム及び衛星軌道の原則	1994年

表 6.3-1 宇宙に係わる国際法 1).2)

小菅敏夫によれば、宇宙太陽発電という宇宙利用に伴う活動原則として、以下を考慮する必要がある²⁾。

- 1) 宇宙太陽光利用(太陽エネルギーという天然資源の利用)は第1条で認められている宇宙の利用の自由であり、宇宙法、国際憲章を含む一般国際法に従う限り認められている。ただし、全ての国の利益のために行われる活動であること及び途上国に対する配慮をすることが必要。
- 2) 月その他の天体を含む宇宙空間は利用、使用、選挙その他いかなる手段によっても国家の取得の対象とはならない(宇宙条約2条、月協定11条)。
- 3)条約当事国は政府機関であれ非政府団体によるものであれ、宇宙活動に対し国際的責任を有する(宇宙条約6条)。
- 4) 宇宙活動による損害については、当事国は損害賠償責任を負うとともに、地上及び空中における損害を与えた場合においては無過失責任主義による責任を負い、最終的に国家が責任を有する(宇宙条約7条、宇宙損害責任条約)。

5) 宇宙及び地球の環境保護及び他の当事国などの宇宙活動に対して有害な干渉を及ぼ さない(宇宙条約9条、月協定、ITU 憲章等)。

また、宇宙の資源利用の観点から、以下を考慮する必要がある。

- 1) 宇宙太陽発電活動に必要となる電磁波としての周波数スペクトルの利用は、有害な混信を起こさないようにすること、及び有限な天然資源としての有効利用を図ることが規定されている(ITU 憲章 45条、無線通信規則等)。
- 2) 宇宙太陽発電活動において重要な物理的空間である静止軌道の利用については、特に有限な天然資源としての有効利用を諮ることが規定されている (ITU 憲章 44 条、無線通信規則等)。
- 3) 所有、占有の対象ではない。早い者勝ちの原則の否定。特に途上国への配慮をすることが規定されている。

これらのことから、SPS の今後の法的課題として、以下のようにまとめられている。 1) 宇宙の商業的開発利用としての太陽発電事業の公共性を宇宙法の枠組みの中でどう 実現するか。どう制度化するか。途上国への配慮。宇宙通信の発展の歴史を参考にする ことができる。

- 2) 宇宙太陽発電を行う上で、民間企業(国際共同事業を含む)による活動と国家責任と損害賠償責任体制の明確化、国の監督責任、紛争の解決手段や保険制度の確立が必要。
- 3) 宇宙太陽発電活動に伴う環境保護、デブリの問題や電磁波の影響等への対応が重要な課題。
- 4) 宇宙太陽発電活動を規律する新しい条約の必要性。

一方、龍澤邦彦(立命館大学)によれば、国際法上の観点から、SPSには以下の1)-3)を考慮すべきであるとしている³⁾ (SPS研究会ニュースレター第26号、2013年11月)。

- 1) マイクロ波を使用する場合は、6.1.1の周波数資源で述べたように、国際電気通信連合 (ITU)による電気通信業務としての使用周波数の調整を受ける必要がある。
- 2) SPSという大規模構築物が占有する空間は、専有禁止原則(宇宙条約第二条) に適合する必要がある。宇宙活動は国際宇宙協力原則に基づき実施される必要がある。
- 3) 太陽エネルギー自体の利用に関わる問題がある。月協定は太陽系の他の天体にも適用され、同協定第11条1項によると、太陽とその資源であるエネルギーも人類の共同遺産(CHM)とみなされ、その利益は全人類のために、公平に配分されなければならない。また、その管理、開発及び配分は、それが可能になった時点で、国際レジーム(制度)により国際社会全体により行われるべき事項であり、民間による開発は凍結される必要がある。

この議論の結論として以下のようにまとめられている。

SPS による太陽エネルギーの開発・運用は合法であるが、1. 秩序ある安全な開発、2. 合理的な管理、3. 使用機会の増大、4. 得られる利益の全ての国による公平な分配、という四つの指針の下に、国際社会全体が深海底分野で見られるような国際レジーム(深海底の場合は国際海底機構とこれに付属する民間の深海底資源の試掘、採掘を扱う事業体が設立された)を創設して、国際社会全体として開発を行うべきである。

6.3 章の参考文献

- 1) JAXA ホームページ、世界の宇宙法 http://stage.tksc.jaxa.jp/spacelaw/index.html
- 2) 小菅敏夫、宇宙法(国際法)の下にある宇宙太陽発電、第4回宇宙太陽発電システム(SPS)シンポジウム、pp. 17-19、平成13年 SPS シンポジウム講演要旨集、慶應義塾大学
- 3) 龍澤邦彦、SPS 研究会ニュースレター第26号、pp. 1-2、2013年11月

7. 研究開発

7.1 開発のロードマップ

7.1.1 SPS の開発ロードマップ

太陽発電衛星が人類の新しいエネルギーシステムとして一定の役割を果たすためには、100万kW (原子力発電所1基分)以上の規模の太陽発電衛星が必要である。しかし、原理的には未検証の技術を必要としないとはいえ、最初からこのような100万kW 規模の太陽発電衛星の建設に着手するには技術的、経済的なリスクが大きすぎる。太陽発電衛星システムについても、初期実証から小型の原型システムの段階を経て実用に至るものと考えられる。図7.1.1-1に示すように原子力発電所の開発では、初期実証から実用初号機までは概ね20年程度がかかっており、また核融合炉についてもITER 運転開始から実用段階までは20-25年の期間が必要いとされている。太陽発電衛星の場合、初期実証に相当するものは軌道上実証と考えられ、試験発電所(パイロットプラント)を経て実用に至るまで概ね20年程度を要するとして想定した開発シナリオを同図に示した。

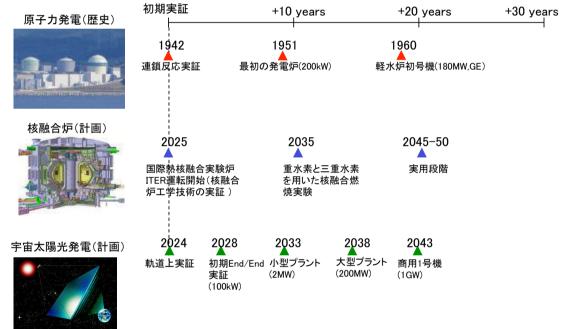
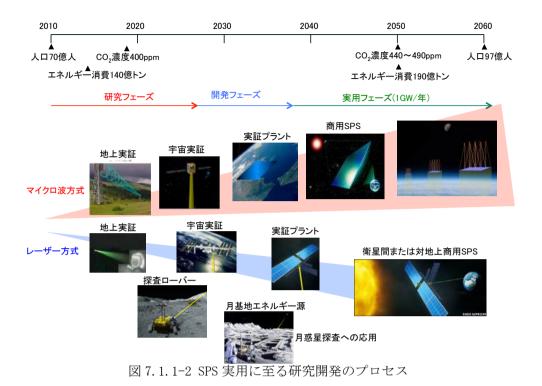
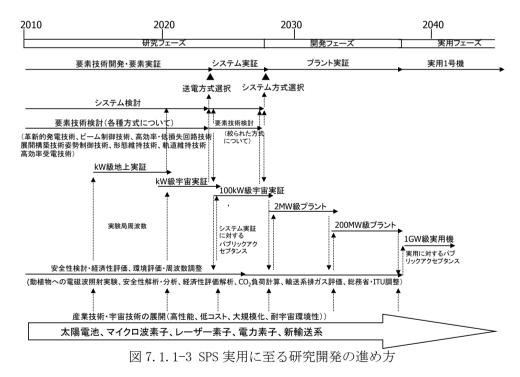


図 7.1.1-1 エネルギーシステムの初期実証から実用に至るまでの期間。SPS の場合は 2024 年に初めての軌道上実証が行われると想定して線引きをしている。

小型の地上実証、小型の軌道上実証、大型の軌道上実証、プラント実証のステップを経て実用に至る研究開発のプロセスを、人口の予測 2 、一次エネルギー消費予測 3 、 CO_{2} 濃度予測 4 と合わせて図 7.1.1-2 に示した。また図 7.1.1-3 にこのような考え方に基づく研究開発の進め方の例を示した。これらの図も軌道上実証が 2024 年頃に実施されるという前提で作成している。





太陽発電衛星技術の中で重点的に取り組むべき最大の課題は、軌道上で発電した GW クラスの電力を数千~数万 km 離れた地上の km サイズの受電施設に高い効率 (CD-RF-DC で 60 %以上程度、p. 1-2 参照) で無線送電を達成することである。これは核融合の最大の理工学的課題がローソン条件(温度と閉じ込め時間の条件、D-T 反応の場合はイオン温度 $2\sim4$ 億度 $(20\sim40~{\rm keV})$ で中心密度と閉じ込め時間の積が $2x10^{20}~{\rm m}^{-3}\cdot{\rm s})$ 5) の達成に

あることと類似している。核融合の場合は高エネルギー粒子の閉じ込め制御(粒子の空間制御)が本質的な課題であるが、SPSの場合は高エネルギー波動の長距離伝搬制御(波動の空間制御)が中心的な課題と言える。SPSの成否を握るキー技術であるマイクロ波送電技術については、できるだけ早い段階で図7.1.1-4に示すような軌道上からの実証実験を行うことが必要である。これ以外にも太陽発電衛星構築のためには、宇宙での大電力発電技術、宇宙大型構造物技術、低コスト大量宇宙輸送技術が必要であるが、これらは汎用技術としてより広い商用技術や宇宙開発の中で技術開発が進められることが期待できる。しかし宇宙から地上への無線送電技術は、太陽発電衛星に特有な技術であるため、太陽発電衛星を目指すグループが自ら技術開発を行わない限り進展はない。軌道上から地上への無線送電技術の実証(1kW級、100kW級)をまず行った後、1MW級、100 MW級の実証プラントにより太陽発電衛星の技術を充分修得し、経済的な見込みと電力システムとしての環境評価を行った上で実用太陽発電衛星の段階に移行するのが現実的なアプローチである。図7.1.1-5にこのような考え方に基づく実用フェーズまでのロードマップを示す。このロードマップも最初の軌道上実証が2024年ころに実施されるという前提で描いている。

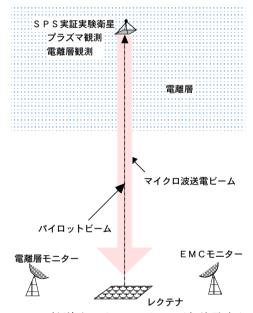


図 7.1.1-4 軌道上からのマイクロ波送電実証実験 (1 kW、100 kW級)

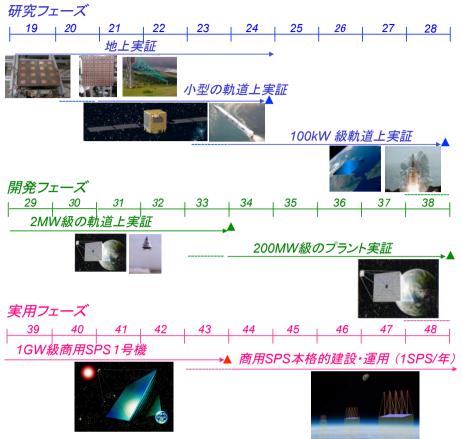


図 7.1.1-5 SPS 実用に至る研究開発のロードマップ

7.1.1 章の参考文献

- 1) 鎌田裕、核融合研究開発の最近の状況、RADIOISOTOPES, 66, pp. 181-200 (2017)
- 2) World Population Prospects 2019, United Nations,

https://population.un.org/wpp/Graphs/Probabilistic/POP/TOT/900

3) 日本エネルギー経済研究所、IEEJ Outlook 2019

https://eneken.ieej.or.jp/data/8116.pdf

4) 国立環境研究所 地球環境研究センターニュース、向井人史、400ppm」の報道で考える二酸化炭素の濃度の限界はいくらなのか? 2013 年 8 月号 [Vol. 24 No. 5] 通巻第 273 号

https://www.cger.nies.go.jp/cgernews/201308/273002.html

5) 上田良夫、井上多加志、栗原研一、連載講座よくわかる核融合炉のしくみ 第1回核融合炉の概要―そもそも核融合炉とは、日本原子力学会誌, Vol. 46, No. 12、 pp. 27-34 (2004)

7.1.2 輸送系のロードマップとの関係

5章で述べたように、SPS の実現に当たっては現在の宇宙輸送のコストよりも桁違い(数十分の1以下)の低コスト輸送系が必要である。平成17年(2005年)に発表された JAXA の長期ビジョンのロードマップ 11 では、図 7 11 11 11 11 11 では、図 11 1

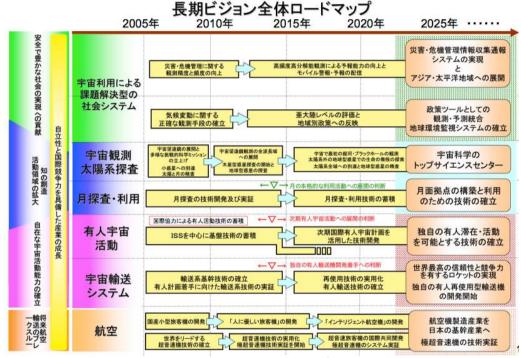


図 7.1.2-1 JAXA の長期ビジョン

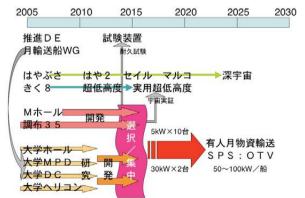


図 7.1.2-2 大電力電気推進の研究スキーム案 2) (國中、2011)

ような、50-100 kW級の電気推進船が目標とされている。

他方、NEDOの宇宙分野の技術戦略ロードマップ 2010³⁾では、図 7.1.2-3 に示すように、再使用ロケットについては、2015 年から 2020 年のタイムフレームで実験機のフェーズから部分再使用実証機型/実証機のフェーズに入り、2025 年頃までに実証フェーズを終えるという想定になっている。また軌道間輸送機についても、2025 年頃までに実証フェーズを終えるという想定になっている。



図 7.1.2-3 NEDO の宇宙分野の技術戦略ロードマップ 3)

2013年12月に宇宙政策委員会宇宙輸送システム部会(山川宏部会長)で取りまとめられた「宇宙輸送システム長期ビジョン素案」4)では、2040年代というタイムフレームではあるが、図7.1.2-4に示すように、将来輸送系を考える上での宇宙利用の姿(イメージ)の一つとしてSPSが取り上げられている。

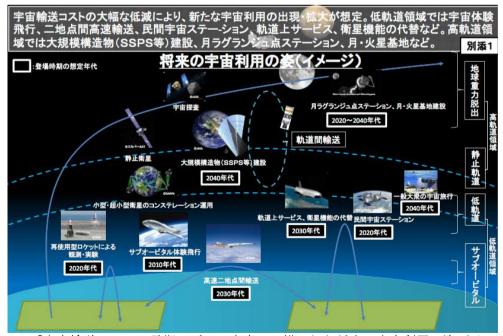


図 7.1.2-4 「宇宙輸送システム長期ビジョン素案」で描かれた将来の宇宙利用の姿(イメージ)4

2019年に公表された日本航空宇宙学会の JSASS 宇宙ビジョン 2050年 50 の宇宙輸送系と宇宙建設のロードマップによれば、2030年代後半に宇宙発電所(SSPS)ユニットの実証、2040年代後半に宇宙発電所システムの技術実証を想定し、その輸送システムとして単段式再使用型宇宙輸送機と再使用型軌道間輸送機の実用化を前提としている。

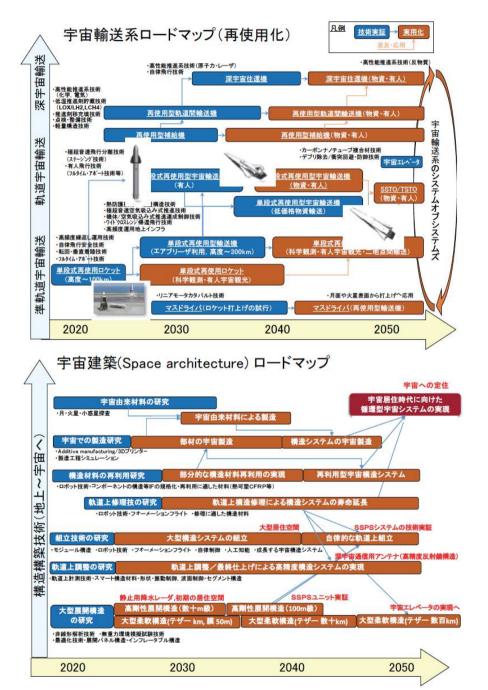


図 7.1.2-5 日本航空宇宙学会 JSASS が示した宇宙輸送系と宇宙建設のロードマップ 5)

輸送系のコミュニティの中では、将来ミッションの一つとして SPS が挙げられることは多いが、SPS という言葉のみが一人歩きしているというのが実情である。再使用・低コスト・大量輸送という概念的なイメージからさらに進んで、SPS のような大型構造物構築のために具体的にどのような仕様の輸送系をどのようなプロセスで開発していくかについて、輸送系のコミュニティの中でシナリオがほとんど無い状況である。これは、SPS のコミュニティが SPS に必要な輸送系について明確な情報を発信していないことも大きな理由である。ここでは、図 7.1.2-5 に USEF テザー型 SPS の場合をモデルとして、SPS 開発各フェーズで必要な宇宙輸送系の例を示した。

フェーズ	小型実証	大型実証	小型プラント実証	大型プラント実証	商用初号機	商用
実施時期	2024年頃	2028年頃	2033年頃	2038年頃	2043年頃	2043年以降
軌道	低軌道	低軌道	1000km	静止衛星軌道	静止衛星軌道	静止衛星軌道
電力規模	数kW	100kW	2MW	200MW	1GW	1GW
実証項目	400kmビー ム制御 大気・電離 層通貨実証	End-End 実証(地 上受電)	MW級プラント 実証(地上配電)	100MW級プラン ト実証	1号機フルスケー ル実証	_
総重量	500kg	15トン	42.5トン	5313トン	26563トン	26563トン
74 -0 4000						
建設期間	NA	NA	6ヶ月	3年	5年	1年
建設期間 ペイロード重量	NA 500kg	NA 15トン	6ヶ月 10トン	3年 50トン	5年 50トン	1年 50トン
1-27111111	1 1	1 1				·









イプシロンロケット H3 ロケット

再使用輸送機 軌道間輸送機(イメージ図)

図 7.1.2-5 SPS 開発各フェーズで必要な宇宙輸送系 (テザーSPS の場合)

7.1.2 章の参考文献

1) JAXA2025 長期ビジョン

https://www.jaxa.jp/press/2005/04/20050406_sac_vision-ol.pdf

- 2) 國中均、電気ロケットの発展経緯と今後の研究開発利用、大型 In-space propulsion ワークショップ、2011 年 10 月
- 3) 技術戦略マップ 2010 (METI/経産省)

http://www.meti.go.jp/policy/economy/gijutsu_kakushin/kenkyu_kaihatu/str2010/a3_5.pdf (現在 (2021 年) はこのサイトにはアクセスできない)

4) 宇宙輸送システム長期ビジョン素案の検討状況

https://www8.cao.go.jp/space/comittee/yusou-dail1/siryoul.pdf

5) JSASS 宇宙ビジョン 2050、日本航空宇宙学会、2019 年 3 月

 $\frac{\text{https://www.jsass.or.jp/wp-content/uploads/2019/05/JSASS_SpaceVision2050_2019}{0313_JPN.pdf}$

7.2 実証実験

7.2.1 地上実験

7.2.1.1 これまで行われた地上実験

これまで世界各国で SPS に係わる実験が行われている。SPS では無線送電が重要なキーテクノロジーであることから、無線送電の技術的可能性を示すための実験、無線送電だけでなく発電部を組み込んだ実験、無線送電した電力の利用を含んだ実験等が行われている。特に我が国では世界に先駆けて多くの地上実験が行われてきた。

(1) マイクロ波送電実験

我が国の代表的な実験例を表 7.2.1.1-1 (1/2,2/2)、外国での実験例を表 7.2.1.1-2 に示す。また 2023 年の国際学会 IAC で中国の研究者により報告されたこれまでの代表的な送電実験での送電距離とレクテナ出力のまとめを図 7.2.1.1-3 に示す。

発電、送電、受電、電力利用の SPS 全機 能を模擬するモデルとしては、1994年から 1995年にかけて宇宙科学研究所と北海道大 学の共同で開発された SPS2000 電気機能モ デル⁵⁾ (図 7.2.1.1-1) が世界的にも最初で ある。このモデルは、図 7.2.1.1-2 に示す ように、太陽を模擬するハロゲンランプ(2 kW)、多結晶シリコン太陽電池、太陽電池 出力(出力19 W)をマイクロ波に変換する マイクロ波回路(出力1W)、マイクロ波ア ンテナ、到来したマイクロ波を直流電力に 変換するレクテナアレイ(出力120 mW)、 地上の電力利用を模擬するモーターや発光 ダイオードから構成されている。マイクロ 波回路については、位相制御回路を付加し、 約30°のビーム方向の制御も行っている。



図 7. 2. 1. 1-1 発電、送電、受電機能を持つ太陽発電衛星のモデル。1994 年の宇宙科学研究所の一般公開で展示された⁵⁾。

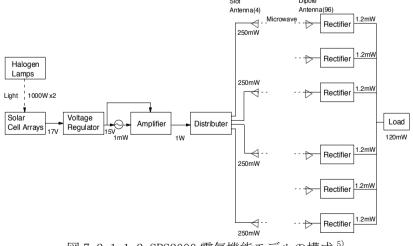


図 7.2.1.1-2 SPS2000 電気機能モデルの構成 5)

表 7.2.1.1-1(1/2) 我が国の地上デモンストレーション実験、モデルの例

モデル	MILAX 模型飛行機 送電(1992)	山崎送電実験 (1994)	ETHER 気球実験 (1995)	SPS2000 電気機能モ デル(1995)	SPRITZ (2000)	SPORTS2. 45 (2000)
機関			神戸大、CRL、機 械技研、AES	宇宙研/北大/CNES	京大・NASDA	京大
周波数	2.411 GHz	2.45 GHz	2.45 GHz	2.45 GHz	5.77 GHz	2.45 GHz
入力		商用電源			疑似太陽光(75 W ハロゲン 133 個)・ 太陽電池 166 W以上	kW)または200 V電
送電器	半導体 (GaAs-FET, 13 W, 40 %)	マグネトロン	2 台のマグネトロ ン	半導体		12 台 PCM(300 W/1 台)
	1. 25 kW(13 WX96) 40 秒間	5 kW	10 kW、3~4分	1 W		3.6 kW(アンテナ出 力 2 kW)
スプリアス 強度					-75dBc 以下	
移相制御	移相器 (4 ビット) 96 移相器			アナログ、300°(最 大位相変化量)		移相器(5 ビット)+ 補助移相器(3 値、0 ±60°) (各ダイポ ールアンテナ素子)
アンテナゲ イン					10 dBi 以上	
アンテナ数	288 素子(3 アンテナ/移相器・増幅 器)	1	1	8(2x4)素子	100 素子、0. 75 λ 間隔	12(4x3)ホーンア ンテナ 17, 3x11. 6 λ、12x8 ダイポール アンテナ 0. 7x0. 7 λ
アンテナタ イプ	マイクロストリ ップ、フェーズド アレイ		パラボラアンテ ナ	キャビティ付き スロット	マイクロストリッ プアンテナアレイ	ホーンアンテナま
ビーム幅					10°以下	
効率		RF-DC 25 %				同軸込み 35 %、同軸 抜き 43 %
大きさ		直径3m	直径 3 m		厚さ 40~50 cm	
7	トリップ、20 素子 (0.7λ間隔) x6 枚、88W受電、距	レクテナアレ イ、2304 素子、	テナ、20 素子 x60 枚、22.8kg、距離	ナアレイ(96 素子) 120 mW 出力 負荷 LED、モーター		密度勾配付きレク テナアレイ、2 m径
参考文献	松本等、1993 年 ¹⁾	賀谷等、 1995 年 ²⁾	賀谷等、1996 年 ³⁾	年 ⁴⁾	篠原、松本、平成 13 年 ⁷⁾	篠原、松本、平成 13 年 ⁷⁾ 三谷等、 平成 16 年 ⁸⁾
備考	上空の飛行機へ の給電実験(史上 2番目)約40秒間、 90 W 受電		は 3-4 分滞空、神 戸大で開催され	発電、送電、受電、 電力利用のSPS 全機 能を模擬する世界 最初のモデル。更に 小型のアタッシュ ケース可搬型のも のも製作された。		

表 7.2.1.1-1(2/2) 我が国の地上デモンストレーション実験、モデルの例

						、モテルの例	
モデル			ローバーへの				マルチコプタ
	(2001)	(IAF) (2002)		の送電実験		波送電実験	ーへの垂直送
			(2007)	(2009)	(2015)	(2015)	電実験 (2019)
機関	京大		USEF	京大	JSS/JAXA	JSS/MHI	JSS
周波数	5.8 GHz		5.8 GHz、直線 偏波	2.45 GHz	5.8 GHz	2.5 GHz	5,8 GHz
入力		ハロゲンラン プ、太陽電池		蓄電池(28 V,30 AH x 2)	商用電源	商用電源	商用電源
	9 台 PCM/144 半導体増幅器		4 W出力、パッ ケージ型 FET を 用いた 3 段高出 カアンプ(2 段 目 AB 級、3 段目 A 級)			パネルに位相制	以下送電シス テムは KW 級 マイクロ波送 電実験(2015) と同じ
送電器出力	1.26 k W/90W	32 W	120 W	110 W X 2	1.6 kW以上	10 kW	1.6 kW以上
移相制御	サブアレイ/ フェーズドア レイ(3 ビッ ト、分解能 22.5°)、パ イロットは			位相制御マグ ネトロン	ス法によるソ フトウエアレ トロ、REV 法に	PAC 法による位相 角度制御±17°、 ビーム方向制御 精度は、レトロディレクティブ法/ クローズドルー	振幅モノパル ス法によるソ フトウエアレ トロ、REV 法
	4.8GHz スペ クトル拡散符 号化		7 dBi (1 パッチ)	99 7 JD:		プ法を併用し ±0.1°以下の精 度を達成	
イン			ィdb1(1 ハッテ) 20 dBi (アレイ アンテナ利得)				
アンテナ数	288/144 素子		4 素子 AIA アレ ーx8(32 素子)	2 素子	304 アンテナ素 子	8 枚パネル	304 アンテナ 素子
	円偏波方形パッチアンテナ		パッチアンテ ナ、0.62λ間隔			スキャッタード システム方式(間 引き)	
ビーム幅		9.8° (半値 幅)		約3度、6度方 向にグレーテ ィングローブ	ビーム角 3 度 制御精度 0.5 度 rms		ビーム角 3 度 制御精度 0.5 度 rms
	直流・マイク ロ波変換効率 10 %		DC-RF 変換効率 50 %		最終段効率 60%	位相制御回路効 率 80 %以上、アン テナ効率80 %以上	
大きさ		64x64 cm	12.8 x 25.6 cm	直径 72 cm	60x60 cm パネル 4 枚	2x2 m, 16 枚パネ ル (全体 8x8 m)	
ナ	2 m径疑似球 形展開型、 2.7x2.4 m平 面展開型	ンテナアレイ (175 素子)	127W/m²、 600x340 mm、97	るいは電子ブ	直径 2.5 m 受電モジュー ル数 37 総合効率 50 % 以上	2x2 m, 16 枚パネル (全体 8x8 m) アンテナ効率80 % 以上、整流回路効率80 %以上、 送電距離 500 m	20x19 cm パネ ル 4 枚 円形パッチ
			川崎、清田、	橋本等、 2009 年 ¹²⁾	中村等、第2回 宇宙太陽発電	宇宙産業プログ ラムの実施状況 経済産業省、2015	三菱電機技報 2020 年 ¹⁵⁾
備考		でのデモ実験		世界で初めて の飛行船(高度 30 m)から地上 への送電実験	密ビーム制御	最大の電力マイ	地面反射の影 響を避けた垂 直送電実験

表 7.2.1.1-2 外国の地上デモンストレーション実験、モデルの例

モデル・宝	模型ヘリコプターへの送	Goldstone 実験(1975)	模型飛行機への送電実	ハワイ宝輪 (2008)
	電実験(1964)		験(1987)	
機関	Raytheon 社	JPL (W.C.Brown,	CRC (カナダ)	JUSTSAP(神戸大、米
	W. C. Brown	R. Dickinson)		国チーム)
周波数	2.45 GHz	2.388 GHz	2.45 GHz	2.45 GHz
入力	商用電源	商用電源	商用電源	太陽、太陽電池
送電器	マグネトロン	クライストロン	5 kW マグネトロン 2 台	
送電器出	3-5 kW	450 kW	10 kW	20 W
力				
アンテナ	導波管スロットアンテナ	カセグレンパラボラアン	パラボラアンテナ	フェーズドアレイ、9
タイプ		テナ(直径 26m)		枚パネル
受電アン	ダイポールアンテナのレ	3.6x7.2 m レクテナアレ	円形平板レクテナ、150	120 km(Mt. Haleakea
		イ、4590 アンテナ素子、		at Maui Island
		RF-DC レクテナ効率 82 %、		to Mt. Mauna Lea in
	年の実験では軽量レクテ	距離 1.54 km、最大出力 34		the big island of
		kW、RF-DC 効率 7.5 %、総		Hawaii)
		合システム効率4%		
参考文献	W. Brown, 1984 ^{16,17)}	Dickinson 1976 ¹⁸⁾ , 2002 ¹⁹⁾	T. W. R. East, 1992 ²⁰⁾ URL ²¹⁾	Kaya et. Al., 2009 ²²⁾
備考	史上最初のデモ(ヘリコ	史上最大の電力。 デモとし	史上最初の模型飛行機	パイロット信号を用
		て受電電力の 1/3 がラン		
		プの点灯に使用された。		
		75 年の JPL での室内実験		長の距離送電
		では、DC-RF-DC 総合効率		Discovery Channel
	無し飛行)	54 %(1.7 mの距離、東芝		で放映された。
		マグネトロン 72 %、レク		
		テナ 85 %、495 W 出力、)		
		を達成		

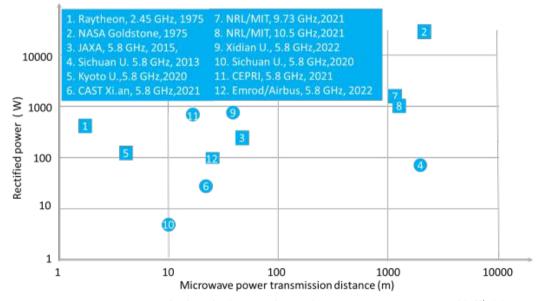


図 7. 2. 1. 1-3 マイクロ波送電実験での送電距離とレクテナ出力の比較 $^{23)}$ (中国及び その他の国々の主な実験例)

(2) レーザー送電実験

マイクロ波送電と異なり、SPS のためのレーザー送電実験の報告例は少ない。表7.2.1.1-3に示すように、SPS を目指した実験だけでなく、月の極域探査用のための移動車両 (ローバー) への送電を目指した実験 24 や宇宙エレベーターのクライマーへの無線送電のデモ 27 などとしてもこれまで実験が行われている。兵器としての大電力レーザー放射の研究は行われていると言われているが、公表される例は殆どない。表 7.2.1.1-3と一部重複するが、南京航空航天大学の Ke Jin and Weiyang Zhou が整理したレーザー送電実験のまとめ 30 (2019年の IEEE TRANSACTIONS ON POWER ELECTRONICS に掲載)を表 7.2.1.1-4に示す。この表の例ではレーザー送電の総合効率(送受電)は 14~%以下となっている。

<u> </u>	1001 1111-11010 / /		
実験例	レーザー送電電力	レンジ	受電出力
近畿大学月探査ローバー試作 24)	806 nm, 30 W	1.2 km	数 W
EADS (ドイツ) の小型ローバーへの 送電 ²⁵⁾		80 m	1 W
JAXA 地上電力伝送実験 ²⁶⁾	200 W (ファイバー)	500 m	
LaserMotive, Space Elevator Games Power Beam Competition ²⁷⁾ 2009	5 kW、近赤外 5-10 suns	1 km max 1 kmで 60cm角	500 W (1km) 1000 W (175m)
JAXA 垂直送電実験 ²⁸⁾	350 W (ファイバー) 1070 nm	200 m	75 W
U.S. Naval Research Laboratory ²⁹⁾ , 2019	近赤外 2 kW	325 m	約 400 W

表 7.2.1.1-3 これまで行われたレーザー送電実験

表 7.2.1.1-4 レーザー送受電実験の例 30 。 [10] D. E. Raible (2008), [11] N. Kawashima and K. Takeda (2005), [15] F. Steinsiek et al. (2003), [16] E. B. Daniel et al. (2010), [18] T. He et al. (2014), [20] M. D. Smith and H. W. Brandhorst (2011), [21] U. Ortabast and H. Friedman (2006)

	Laser Transmitter				PV Receiver				Whole System	
Liter- ature	Laser Type	Wavelength (nm)	η _{laser} (%)	Cell Type	η _{ρυ_cell} (%)	Incident energy (W/m²)	η _{ρν_array} (%)	Distance (m)	Output Power (W)	η _{system} (%)
[10]	Diode 1.5kW	940	50	Si	14.6	560	17	15	_	<8.5
[11]	Diode 400W	808	_	GaAs	_	300W	14	50	40	<14
[15]	Nd:YAG laser	523	_	InGaP	_	<5W	40	280	>1	_
[16]	Disk 8kW	1060	25	Si	35	2kW	5	10 ³	100	1.25
[18]	Diode 25W	793	30	GaAs	_	6×10 ⁴	40.4	100	9.7	11.6
[20]	Diode 2kW	810	_	GaAs	50	3×10 ³	21.9	100	200	_
[21]	Nd:YAG laser	1060	_	Si	50	300	14	3	19	<14

7.2.1.1 章の参考文献

- 1) 松本、賀谷、藤田、藤野、藤原、佐藤、MILAX の成果と模型飛行機、第 12 回宇宙エネルギーシンポジウム (平成 4 年度)、pp. 47-52、1993 年 3 月 10,11 日
- 2) 賀谷、芝本、上村、井田、園井、下倉、地上送電用マイクロ波送電システム、第 14 回宇宙エネルギーシンポジウム(平成 6 年度)、pp. 50-54、1995 年 3 月 8,9 日
- 3) 賀谷、井田、安積、藤野、藤田、飛行船送電実験(EITHER) 用送電システム、第 15 回 宇宙エネルギーシンポジウム(平成7年度)、pp. 14-18、1996年2月8,9日
- 4) 大宮、伊藤、太陽発電衛星 SPS2000 システム機能モデル用送電アンテナ、第 15 回宇宙エネルギーシンポジウム(平成 7 年度)、pp. 92-96、1996 年 2 月 8,9 日
- 5) S. Sasaki and Y. Naruo, Guidelines for Development of SPS 2000, ISAS Research Note RN. 675(1999)
- 6) 松本、宇宙開発事業団 (NASDA) の委員会活動について、信学技報 SPS2002-02 (2002-07)、pp. 5-12、2002 年
- 7) 篠原、松本、マイクロ波送電システムの実現可能性、第4回 SPS シンポジウム講演 要旨集、pp. 71-76、平成13年10月26日
- 8) 三谷、篠原、松嶋、松本、SPOTS2. 45 送電システムを用いた大電力マイクロ波ビーム形成に関する研究、第7回 SPS シンポジウム講演要旨集、pp. 120-125、平成16年9月16、17日
- 9) M. Iwashita and N. Kaya, Sandwich SPS Model exhibited at World Space Congress, IAC-03-R. 1.05, 2003.
- 10) 川崎、清田、無線情報エネルギー伝送における高出力送電アンプの開発、第28回 宇宙エネルギーシンポジウム(平成20年度)、pp. 30-34、2009年3月9日
- 11) 作業用ロボットへのマイクロ波送電および通信技術の開発に関するフィージビリティスタディ報告書、平成19年3月(財)機械システム振興協会、委託先USEF
- 12) 橋本、山川、篠原、三谷、川崎、高橋、米倉、平野、藤原、長野、飛行船からのマイクロ波による電力と情報の同時伝送実験、第28回宇宙エネルギーシンポジウム(平成20年度)、pp. 40-44、2009年3月9日
- 13) 中村修治、前川和彦、佐々木謙治、三原荘一郎、最近の J-spacesystems における SSPS への取り組み、宇宙太陽発電 Vol. 2 (2017), pp. 6-9
- 14) 宇宙産業プログラムの実施状況 J 太陽光発電無線送受電技術の研究開発(一般財団法人宇宙システム開発利用推進機構、三菱重工業株式会社、三菱総合研究所) 経済産業省、2015年
- 15) 本間幸洋、西原淳、片瀬徹也 飛行中の無人航空機への無線送電技術、三菱電機技報、Vol. 94、No. 2、2020
- 16) W. C. Brown, Experimental Airborne Microwave Supported Platform, Technical Report No. RADC-TR-65-188, December, 1965
- 17) W. C. Brown, The History of Power Transmission by Radio Waves, IEEE Transactions on Microwave Theory and Techniques, Vol. MTT-32, No. 9, pp. 1230-1242, September 1984.
- 18) R. M. Dickinson, "Performance of a High-Power, 2.388-GHz Receiving Array in Wireless Power Transmission over 1.54 km," 1976 IEEE MTT-S International Microwave Symposium Digest of Technical Papers, pp. 139-141, 1976.
- 19) Richard M. Dickinson, Wireless Power Transmission Technology State of Art, 53rd IAC, The World Space Congress-2002, Houston, Texas, 2002.

- 20) Thomas W. R. East, A Self-steering Array for the *SHARP* Microwave-Powered Aircraft, IEEE TRANSACTIONS ON ANTENNAS AND PROPAGATION, VOL. 40, NO. 12, pp. 1565-1567, DECEMBER 1992.
- 21) http://www.friendsofcrc.ca/Projects/SHARP/sharp.html
- 22) N. Kaya, M. Iwashita, F. Little, N. Marzwell, and J. C. Mankins, Microwave Power Beaming Test in Hawaii, IAC-09-C3. 4. 03, 2009.
- 23) Shi-Wei Dong, Yazhou Dong, Ying Wang, Chongdi Duan, Xinbin Hou, Xiaojun Li, Zhengjun Li, Microwave Power Transmission Subsystems Design Evolution from Demonstration to Operation Systems for SSPS, IAC-23-C3.2.3, 74th International Astronautical Congress (IAC), Baku, Azerbaijan, 2-6 October 2023.
- 24) 武田和也、河島信樹、無人月氷探査車 (ローバー) モデルへの 1.2km レーザーエネルギー伝送実験、技術ノート、宇宙技術 Vol.3、 pp. 45-48、 2004
- 25) F. Steinsiek, K. H. Weber, W. P. Foth, H. J. Foth, and C. Schafer, Wireless Power Transmission Technology Development and Demonstrations, Proc. of The 4th International Conference on Solar Power from Space SPS '04, pp. 203-212, 30 June-2 July 2004, Granada, Spain.
- 26) 藤田辰人、鈴木拓明、吉田裕之、瀬在俊浩、木皿且人、久田安正、福室康行、森雅裕、JAXA における宇宙エネルギー利用システム(SSPS)研究の現状、第27回宇宙エネルギーシンポジウム(平成19年度)、pp.131-135、2008年3月7日
- 27) Technical Overview LaserMotive's Winning Entry 2009 Space Elevator Games Power Beaming Competition, http://lasermotive.com
- 28) 日立 G1TOWER での上下方向レーザー伝送実験の実施結果について、2016 年 10 月 11 日、国立研究開発法人 宇宙航空研究開発機構 研究開発部門 宇宙太陽光発電システム (SSPS) 研究チーム
- 29) Researchers transmit energy with laser in 'historic' power-beaming demonstration

https://www.nrl.navy.mil/Media/News/Article/2504007/researchers-transmit-energy-with-laser-in-historic-power-beaming-demonstration/

30) Ke Jin and Weiyang Zhou, Wireless Laser Power Transmission: A Review of Recent Progress, IEEE TRANSACTIONS ON POWER ELECTRONICS, VOL. 34, NO. 4, pp. 3842-3859, APRIL 2019.

7.2.1.2 最近(2015年以降)実施された地上実証計画及び近未来の実証計画 (1) kW 級マイクロ波送電地上実証

1) 半導体方式送電器による 1.6 kW 級送受電実験(JSS, JAXA、2015 年)

マイクロ波送電については、約 1.6 kW の電力を 50 m 離れた受電ターゲットに 0.5 度の制御精度で送電を行うことを目指して、Japan Space Systems ((財) 宇宙システム開発利用推進機構; 旧 USEF) と JAXA が、大学等の専門家のレビューを受けながら 2009 年度から研究開発 1,2 を行い、2015 年 3 月に野外実験(デモンストレーション)を行った 3 。送電システムは三菱電機、受電システムは IHI が担当した。野外実験の概念図を図 7.2.1.2-1 3 、機器構成を図 7.2.1.2-2 に示す。送電システムは約 400 W のアレイパネル 4 枚から構成される。各パネルは受電部から送信されるパイロット信号の方向を検知し、その方向にマイクロ波ビームを放射する。パイロット信号の方向検知は振幅モノパルス法を用い、パネル間の位相同期は REV 法を用いる 4 。これにより各パネルの受電点に対する姿勢が相互に変化しても、マイクロ波ビームをレクテナ面に同位相で指向することができる。各部の性能目標を表 7.2.1.2-1 5 、実証実験結果と実用 SPS に必要な性能の比較を表 7.2.1.2-2 3 にまとめる。野外実験での実際の送電出力は約 1.8 kW で、55 m離れた受電パネルでの受電電力は 320~340 W であった。この電力を用いてアマチュア無線局の運用を行うデモも行われた。なお本システムの詳細なブロック図は 4.2.1.5 章の図 4.2.1.5-10 に示した。



図 7.2.1.2-1 1.6kW 級地上デモンストレーション実験のコンセプト 37

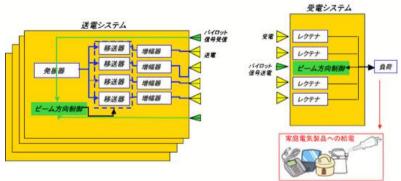


図 7.2.1.2-2 kW 級地上デモンストレーション実験の機器構成 2)

表 7.2.1.2-1 地上実験システムの開発目標 5)

項目	開発目標
送電システム	4 枚可動パネル(±10 度)、1.6 kW 以上、円偏波、総合効率 30%以上、
	ビーム角 3 度(3 dB ダウン)、ビーム制御精度 0.5 度 rms
送電パネル	パネルサイズ 60 cm x 60 cm、出力 400 W以上、304 アンテナ素子、素
	子間隔 0.65 λ、76 サブアレイ、4 アンテナ素子/サブアレイ、19 kg
	以下(サブアレイ部分のみ)、サブアレイ厚さ 40 mm 以下
送電アンプ	5.8 GHz±75 MHz、5.3 W以上、効率60 % (最終段)
ビーム制御	パイロットビームを用いた振幅モノパルス法によるソフトウエアレト
	ロ、REV 法による送電パネル間の位相同期
送受電距離	50 m (野外)
受電システム	直径 2.5 m、受電モジュール数 37、総合効率 50 %以上、出力 350 W

表 7. 2. 1. 2-2 実証実験結果と実用 SPS に必要な性能の比較 $^{3)}$

	2015年3月の 実証試験結果	実用 SSPS (宇宙で必要な値)
送電部総合効率	35%	80%
重量比電力	36g/W (送電パネル)	10g/W (発送電一体)
ビーム幅	1.9度	0.001度
システム位相誤差	最大 11.95 度	5 度
ビーム制御精度	0.15度	0.0002度
受電部総合効率	42%	80%

2) 電子管方式の送電器による 10kW 級送受電実験(JSS、2015 年)

SPS のキー技術である無線送電技術を地上応用することを目的とし、2015 年 3 月に高精度のビーム方向制御及び低コスト化を目指したマイクロ波送受電実験(送電電力 $10~\rm kW$ 、送電距離 $500~\rm m$)が行われた 6)。本実験は JSS の契約の下、三菱重工が担当した。マイクロ波発生素子としてはワットあたりのコストが半導体より小さい注入同期方式の大出力マグネトロンが使用され、高精度のビーム制御にはビームフォーミング技術(位相同期、位置・角度補正法(PAC法))とビームポインティング技術(レトロディレクティブ法(RD法)、クローズドループ法(CL法))が用いられた。本システムの概要を図 7.2.1.2-3 に示す。公表されている文書 7 によれば、以下を達成したと報告されている。PAC法による位相角度制御は、目標の $\pm 17^\circ$ 以下の精度を達成した。ビーム方向制御精度は、レトロディレクティブ法/クローズドループ法併用方式により、目標の $\pm 0.1^\circ$ 以下の精度を達成した。2.45 GHz 帯で電送距離約 $500~\rm m$ において約 $10~\rm kW$ の送電出力実験を行い、受電電力は約 $32~\rm W$ であった。国内では最長、最大級電力の屋外無線送電実験に成功した。

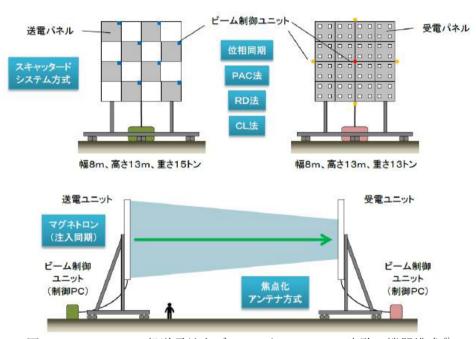


図 7.2.1.2-3 10 kW 級送電地上デモンストレーション実験の機器構成 ⁶⁾

(2) レーザー垂直送電実験(JAXA、2016年)

宇宙から地上までのレーザー送電のビーム方向制御では、地表付近の大気の乱れの影響を強く受ける。従来から地表付近での水平伝搬のレーザー送電実験は行われてきたが、宇宙からのレーザー送電に対する大気擾乱の影響が、地表付近の水平伝搬実験では必ずしも正確に模擬できない可能性がある。このため、本実験 8 では地表付近で垂直送電実験を行い、宇宙からのレーザー送電への大気擾乱の影響を模擬し、ビーム方向制御技術の検証が行われた。図 7.2.1.2-4 に示すように、地上からパイロットレーザービームを発射し、高さ 200 m のタワー上でパイロットビームの方向を検知して、そこから高出力レーザー(ファイバーレーザー、350 W、1070 nm)のレーザーを地上へ送電した。送電側の方向制御ミラーの応答速度は 200 Hz であった。得られたビームの制御精度は 2.5 μ rad(目標は 1 μ rad)で、ホモジナイザーでビームを一様化し、InGaAS の受電素子を用いることにより、75 W の電力を得た(受電効率 21 %)と報告されている。

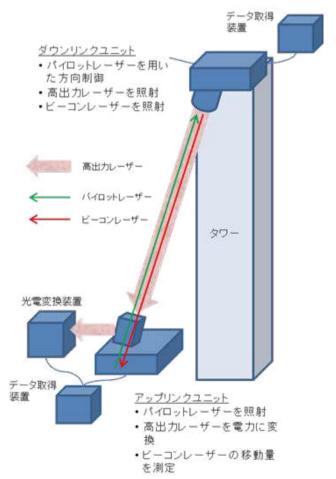


図 7.2.1.2-4 レーザー垂直送電実験のコンフィギュレーション 8)

(3) ドローンへの垂直送電実験(JSS, JAXA (連携協力)、2019年)

上記(1)の1)1.6 kW 級送受電実験は、水平伝搬実験であったため、地面反射の影響を受けてパイロット信号のレトロによるビーム制御の実験が十分には行えなかったことから、その後続プロジェクトとして、マイクロ波センサー及び受電パネルを搭載したドローン(マルチコプター)を用い、垂直方向へのマイクロ波送電実験が行われた。この実験では地面反射の影響を受けないコンフィギュレーションでレトロ及び REV 法を適用したビーム形成・方向制御の実証実験とともに、近未来の民生応用を目指したドローンへの無線電力供給のデモも行われた。2019年5月に公開実験が行われ、マルチコプターへのマイクロ波送電デモに成功している 9 。送電デモでは、5.8 GHz,約1.8 kW の地上からのビーム幅2度程度のマイクロ波送電に対し、ドローンでは、高度19 mで105 W、高度30 mで42 W の電力を受電できたと報告 10 されている。なお、本実験は(1)1)(2015年)の後継実験として行われたが、REV、レトロとも高速化が図られ、所要時間はそれぞれ0.69 秒(データ測定時間4ms/回)、0.128 秒が達成されたと報告されている。

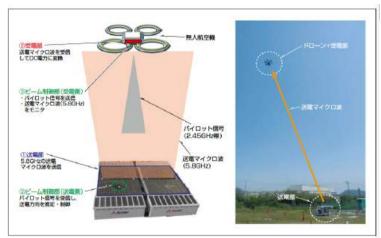


図 7.2.1.2-5 ドローン (マルチコプター) へのマイクロ波無線送電 10)

(4) レーザー送電実験(US Naval Research Lab、2019年)

米国海軍研究所では、SPS の研究者である Paul Jaffe らのグループにより、地上から 4m の高さの 2 点間、325 m の距離でのレーザー送電実験 ¹¹⁾ が行われた(図 7. 2. 1. 2-6)。 送電電力は 2 kW、受電側で得られた電力は 400 W である。レーザービーム内に異物が入ると直ちにビームがオフとなる安全装置をつけて公開実験が行われた。当面の応用は無人飛行機(UAV)への給電であるが、将来はレーザー型 SPS を目指した研究とされている。

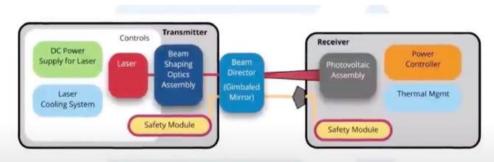


図 7.2.1.2-6 米海軍研究所で行われたレーザー電力伝送実験 (Power Transmitted Over Laser (PTROL)計画) ¹¹⁾

(5) バルーンを用いた実験案(構想段階)

軌道上実証を行う一歩手前の地上実証実験として、バルーンあるいはヘリコプターを利用した実験が考えられる。例えば、 $1000~\rm m^3$ の容量を持つスーパープレッシャー気球の場合、 $800~\rm kg$. の実験装置の搭載が可能である。係留ワイヤー長を $1\rm km$ とすれば、伸展収納にかかる時間は各々 $1~\rm the$ 時間程度なので、 $1~\rm the$ $1~\rm the$ 1~

.

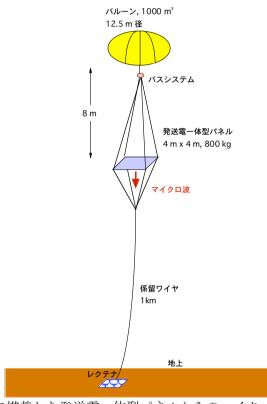


図 7.2.1.2-6 バルーンに搭載した発送電一体型パネルからのマイクロ波送電実証実験案 12)

7.2.1.2 章の参考文献

- 1) S. Mihara, T. Saito, Y. Fuse, K. Ijichi, K. Namura, Y. Honma, T. Sasaki, Y. Ozawa, E. Fujiwara, and T. Fujiwara, Microwave wireless power transmission demonstration on ground for SSPS, presented at the 62nd Int. Astronaut. Congr., Cape Town, South Africa, Oct. 2011, IAC-11-C3. 2.4.
- 2) S. Sasaki, K. Tanaka, and K. Maki, Technology Development Status for Space Solar Power Systems, IAC-12.C3.1.4, IAC 2012, October, Naples, 2012.
- 3) 最近のJ-spacesystemsにおけるSSPSへの取り組み、中村修治、前川和彦、佐々木謙治、三原荘一郎、宇宙太陽発電 Vol.2 (2017), pp. 6-9.
- 4) T. Miyakawa, D. Joudoi, M. Yajima, S. Sasaki, T. Sasaki, and Y. Homma, Preliminary Experimental Results of Beam Steering Control Subsystem for Solar Power Satellite, IAC-12-C3.2.4, 2012.
- 5) 平成23年度 太陽光発電無線送受電技術研究開発 成果報告書 pp. 11, 12 平成24年3月 USEF
- 6)無線送電技術の地上応用(スピンオフ)実験〜宇宙太陽光発電システムの研究開発技術の産業応用〜、安間健、中村修、佐々木謙治、佐藤正雄、宇宙太陽発電 Vol. 1 (2016), pp. 27-30.
- 7) J 太陽光発電無線送受電技術の研究開発、一般財団法人宇宙システム開発利用推進 機構、三菱重工業株式会社、株式会社三菱総合研究所
- 8) 日立 G1TOWER での上下方向レーザー伝送実験の実施結果について、2016 年 10 月 11 日、国立研究開発法人 宇宙航空研究開発機構 研究開発部門 宇宙太陽光発電システム (SSPS) 研究チーム
- 9) 宇宙から電気を送る「究極」の太陽光発電 送電実験進む、朝日新聞新聞デジタル、 2019年7月17日

https://www.asahi.com/articles/ASM794VL8M79PLBJ002.html

- 10) 本間幸洋、西原淳、片瀬徹也、飛行中の無人航空機への無線送電技術、三菱電機技報 Vol. 94, No. 2, 2020.
- 11) Researchers transmit energy with laser in 'historic' power-beaming demonstration

https://www.nrl.navy.mil/Media/News/Article/2504007/researchers-transmit-energy-with-laser-in-historic-power-beaming-demonstration/

12) S. Sasaki, K. Tanaka, K. Higuchi, N. Okuizumi, S. Kawasaki, M. Shinohara, K. Senda, K. Ishimura, and USEF SSPS Study Team, Tethered Solar Power Satellite, JAXA Research and Development Report, JAXA RR-03-0005E, 2004.

7.2.2 軌道上実証

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無線送電技術は、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衛星(kW級)~大型衛星(100 kW級)あるいは国際宇宙ステーションを用いて検証することが可能である。これらで実証された中枢技術は、より本格的な実証プラント(MW級、100 MW級)、さらには実用システム(1 GW級)に発展していくべきものである。

小型衛星や国際宇宙ステーションでのkW級の送電実験の場合は、地上で有為な電力を取得することは困難であるが、その場合でも、以下に整理されるように軌道上実証としての意義は十分あると考えられる。

(1) 理工学的意義

- 1) SPS 実現に向けた重要な一歩(世界的にも初めての一歩)
 - ・遠距離無線送電技術の実証(工学)
 - ・エネルギービームの電離圏・大気圏通過実証(工学)
- 2) 遠距離無線送電技術の実証がもたらす波及効果 (新しい商用技術への発展、月・惑星探査のエネルギー技術への応用)
- 3) 高密度マイクロ波と電磁波との非線形相互作用の基礎研究(マイクロ波送電の場合) (理学)

(2) 社会的意義

- 1) 新エネルギー開発への挑戦
 - ・環境・エネルギー問題解決に取り組む社会的意義
 - ・大規模新産業への発展の可能性
 - ・これまでの本分野での世界のトップランナーとしての実績をベースに最先端研究を継続することによる我が国の国際的存在感の高揚
- 2) 人類のための本格的な宇宙進出の先導

7.2.2.1 これまで行われた宇宙実験

マイクロ波を用いた送電については、観測ロケットを用いた実験が我が国で過去3 回行われている。いずれも世界初の実験として評価されている。

- 1) 電離層とマイクロ波の相互作用研究(MINIX, 1983 年実施) ^{1~4)}: 世界初の宇宙でのマイクロ波放射実験
- 2) マイクロ波送電実験(ISY-METS、1993 年実施)(Akiba, et. al., 1993)⁵⁾:フェーズドアレイアンテナを用いた世界初の宇宙でのマイクロ波送電実験
- 3) S-310-36 号機レトロディレクティブ実証実験(2006 年実施)(Kaya et. al., 2006) 6): レトロディレクティブ制御によるマイクロ波ビーム制御を検証した世界初の宇宙実験レーザーを用いた送電についての宇宙実験はこれまで行われていない。光通信実験として行われた OICETS(きらり)による地上へのレーザー通信実験では、電力レベルとしては 0.1 W という低いものであったが、レーザー送電実験の観点から参考になる点が多い

(1) MINIX (Microwave Ionosphere Nonlinear Interaction experiment) 1~4)

MINIX 実験は、観測ロケット S-520-1 (1980. 1. 18) 及び S-520-2 (1981. 1. 29) で実施が試みられたが、1回目は直流高電圧コンデンサーの故障、2回目はロケット共通電源の故障で成功しなかった。しかし 1983 年8月に打ち上げられた S-520-6号機で成功し、世界最初の SPS 研究のための宇宙空間におけるマイクロ波放射実験となった。実験目的

は、マイクロ波送電技術の実証及びマイクロ波と宇宙空間プラズマの非線形相互作用の研究である。実験には2.45 GHz、830 W のマグネトロン (側方と前方切り替え)が使用された。アンテナは導波管切断型アンテナである。上昇中は図7.2.2.1-1に示すように、ロケット側方にマイクロ波を放射し、最大高度(約240km)付近での分離後(分離速度1.5 cm/s)は親ロケットから子ロケットに向けてマイクロ波を放射した。親ロケットの観測機器としては、電子エネルギー分析器(ラングミュア型)と電子

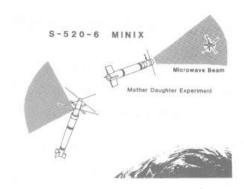


図 7.2.2.1-1 MINIX 実験の概要 1)

温度計である。小ロケット側の搭載機器は、レクテナ(6素子 4 枚パネル)、1.8 m アンテナ(モノポール、ダイポールアンテナとして使用)、HF 帯受信機(100 kHz~18 MHz,受信帯域幅 100 kHz、入力インピーダンス 1 k Ω 、2 μ V~2 mV、286 ms 掃引)、VLF 帯受信機(~59 Hz、0.5~25 kHz、ワイドバンド)、電子エネルギー分析器(2 台のラングミュアプローブ)及び電子温度計である。マイクロ波放射に伴い、プラズマ波動の励起が観測された。主要な波動としては、電子サイクロトロン周波数の odd half harmonicsの波動(1.5~3.5 MHz)と電子プラズマ周波数よりやや上のブロードバンド波動(5~8 MHz)である。このデータは後に松本等によってコンピュータシミュレーションとの比較が行われた。前者の波動は電子サイクロトロン共鳴波の励起、後者はラマン散乱による電子プラズマ波の励起と解釈された。実験の結論として、プラズマ波動及び粒子によるエネルギー吸収は小さいが、プラズマへの影響は無視できないとされた 4)。

(2) $ISY-METS^{5}$

METS は、1993 年 2 月に観測ロケット S-520-16 で実施されたフェーズドアレイを用いた親子ロケット間の電力伝送実験である。実験のコンフィギュレーションを図7.2.2.1-2 に示す。マイクロ波は 2.41 GHz、約800 Wで、4 枚のアンテナパドルから放射される。増幅器は 5 段の GaAs-FET で最終段は F級増幅器である。各増幅器は 13 W出力で使用された(16 W出力時の効率は 42 %、最大効率は 64 %、平均効率は 40 %)。位相器は 4 ビットのディジタル位相器である。位相器の制御は子ロケットからのパイロット信号を利用したレトロではなく、小ロケットの位置情報(位置検出器、分離速度計、磁力計の情報から割り出す)を用いたコンピュータによる制御である。レクテナとして

は、Texas A&M 大学が提供したダイポールアンテナアレイと、DRL (ドイツ航空宇宙飛行センター)が提供した円形ストリップアンテナ、の2種類が使用された。観測器は電子密度計 (インピーダンスプローブ)、電子温度計、HF 受信機 (500 kHz~10 MHz)及び VLF受信機 (100 Hz~15 kHz)である。マイクロ波放射は打ち上げ後 65 秒から実施され、7秒 ON、3 秒 OFF で運用された。小ロケットの分離は打ち上げ後 222 秒で実施され、分離速度は8.6 cm/sであった。マイクロ波放射は分離後 10 秒から再開された。MINIX で観測された電子サイクロトロン周波数の odd half harmonics の波動 (1.5~3.5~MHz)と電子プ

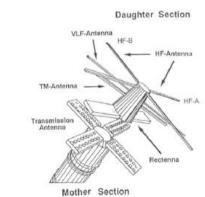


図 7. 2. 2. 1-2 ISY-METS 実験のコンフィ ギュレーション ⁵⁾

ラズマ周波数よりやや上のブロードバンド波動 (5~8 MHz) のうち、ISY-METS では前者は観測されなかったと報告されている。これは MINIX の場合は導波管出力近傍で $15\,\mathrm{W/cm^2}$ ($150\,\mathrm{kW/m^2}$) であったのに対し、METSでは最大電力で $0.1\,\mathrm{W/cm^2}$ ($1\,\mathrm{kW/m^2}$) であったためとされている。即ち、電子サイクロトロン周波数の odd half harmonics の波動は電力密度レベルが極めて大きい場合しか励起されないと報告されている。

(3) S-310-36 号機実験 6)

S-310-36 号機実験は 2006 年 1 月 22 日に実施された。図 7.2.2.1-3 に示すように、打ち上げ 133 秒で子機は秒速 1.2 m で分離し、分離後 8 秒で子機は親機より最大 10 m 分離し、3 角形の辺は約 17 m である。地上からのパイロット電波は内之浦の 20 m アンテナから送出された。子機はそれぞれ地上から送信されるパ

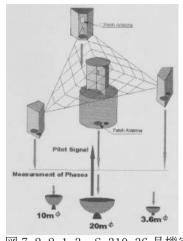


図 7.2.2.1-3 S-310-36 号機実 験のコンフィギュレーション ⁶⁾

イロット信号を受信し、位相制御した電波を地上に送ったことが、地上で確認された。 このロケット実験ではネット状の大型構造(ふろしき)の展開及びそのネット上を移動 するロボットの運動も調べられた。

(4) OICETS (きらり) による光通信実験 ⁷⁾

OICETS による地上へのレーザー通信実験では、衛星側の光通信機器(波長 800 nm 帯、出力 0.1~W)と地上の捕捉望遠鏡(1.5~m 直径、地上でのレーザー照射範囲約 10~m 径)間で、距離 1,000~km(代表的値)での光通信(送電)が行われた。レーザーの大気減衰は $-4\sim-30~dB$ であったと報告されている。OICETS の光衛星間通信機器諸元 8 を表 7.2.2.1-1 に示す。

表 7. 2. 2. 1-1 OICETS 光衛星間通信機器諸元 8)

・アンテナロ径: 26cm Ø

・重量: 約100kg(光学部)・追尾精度: 1マイクロラジアン

・指向精度: 3マイクロラジアン・ビーム拡がり: 5マイクロラジアン

・使用レーザ・波長: 半導体レーザ(最大100mW)

送信847ナノメートル 受信819ナノメートル

·伝送速度: 50Mbps(送信)/2Mbps(受信)

7.2.2.1 章の参考文献

- 1) 木村、松本、賀谷、宮武、松本、長友、大林、S0520-6 号機大出力マイクロ波と電離 層プラズマとの非線形相互作用のロケット実験 (MINIX) 、昭和 58 年宇宙観測シンポジウム、pp. 203-205、1983 年 6 月 9 日~11 日
- 2) 宮武、松本、賀谷、木村、松本、長友、大林、S-520-6 号機 MINIX 実験-非線形波動の励起-、昭和 59 年宇宙観測シンポジウム、pp. 189-190、1984 年 7 月 25 日~27 日
- 3) N. Kaya, H. Matsumoto, S. Miyatake, I. Kimura, M. Nagatomo, and T. Obayashi, Nonliner interaction of strong microwave beam with the ionosphere, Space Power, 6, 181-186, 1986.
- 4) H, Matsumoto, K. Hashimoto and N. Shinohara, Microwave Power Transmission Experiment on JEM-EF of International Space Station, Proc. of SPS '97 Conference, pp. 231-236, Montreal, Canada, 1997.
- 5) R. Akiba, K. Miura, M. Hinada, H. Matsumoto, and N. Kaya, ISY-METS rocket Experiment, ISAS Report No. 652, 1993.
- 6) N. Kaya, M. Iwashita, K. Tanaka, S. Nakatsuka, and L. Summerer, Rocket Experiment on Microwave Power Transmission with Furoshiki Deployment, IAC-06-C3. 3. 03, 2006.
- 7) 光衛星間通信実験衛星「きらり」(OICETS) NICT 光地上局実験実施結果について、 宇宙開発委員会資料、委 13-3-2、平成 18 年 4 月 12 日
- 8) 光衛星間通信実験衛星「きらり」(OICETS) プロジェクトに係る事後評価について, 推進3-3-3、平成20年2月12日、宇宙航空研究開発機構、堀川康、荒井功恵

編集用予備ページ

7.2.2.2 これまで提案された主な軌道上実証

これまで検討された主な軌道上実証実験の内、マイクロ波を用いたものを表7.2.2.2-1 に、レーザーを用いたものを表7.2.2.2-2 にまとめた。

表 7.2.2.2-1 これまで検討された主な軌道上実証実験(マイクロ波)

実験プラ ットフォ ーム	検討 時期	検討機 関	実験計画	参考文献
SFU (SFU-ME TS)	1988 年頃	京大、神戸大、他	2.45 GHz、10 kW、マイクロ波アンテナ直径 2.7 m、450 kg、2 周波レトロ、マイクロ波送電装置の試験。マイクロ波ビームの指向制御方法検証、エネルギーシステムの運用経験の獲得、大気及び宇宙プラズマへの影響評価、が目標。	SFU 提案書 EXP-R-i011-0 ¹⁾
宇宙基地 JEM	1996 年頃	京大他	半導体ベース、2.2 m x 1.6 m パネル、2.45 GHz、680 W、REV+レトロ方式。 2.5 m 先のレクテナへの送電、各種プラズマ現象研究、近傍で10 kW/m²以上の電力集中。	第 16 回宇宙エネルギー シンポ (1997 年) ²⁾
宇宙基地 JEM	1997 ~ 1998 年頃	京大他	2.45 GHz、位相制御マグネトロン、1 次元アレイビーム制御、バッテリ利用、5 kW、送電アンテナ直径 4 m、スペクトラム拡散方による目標探知システム。 近距離でプラズマ相互作用、中距離(1 km)で 40 mアンテナ(H2 打上)で受電、地上で複数パイロット局へのビーム制御デモ(15 μ W/m²)。	第 18 回宇宙エネルギー シンポ (1999 年) ³⁾ JEM 搭載用マイクロ波送 電実験システムの開発研 究(松本紘) ⁴⁾
大型衛星	2001 年頃	NASDA	送電電力 100 kW (テーパーなし)、送電アンテナ直径 10 m、送電距離 500 km。 2. 45 GHz のケース: レクテナ直径 18.3 km, RX 中心電力密度 2.1 mW/m²、受電アンテナ 10 m では、ビーム収集効率0.000165%=0.165 W 受電5.8 GHz のケース: レクテナ直径 7.76 km, RX 中心電力密度 11.7 mW/m²	平成 13 年 7 月 NASDA SSPS 委員会資料 (篠原)
大型衛星	2003 年頃	USEF	100~400 kW、5.8 GHz。 地上へのビーム制御実証、電離層通過実証、地上での 電力取得実証。	平成 15 年 USEF 報告書 ⁵⁾
国際宇宙 ステーシ ョン JEM	2008 年頃	Texas A&M	130 Wx3 枚パネル、TWTA 20.2 GHz。 地上へのビーム制御実証。数百 m のグリッド上に受信 アンテナを設置し、ビームパターン計測とビーム制御 の研究を行う。電力変換実験は Goldstone の 34 m ア ンテナを使用。	2009年 ISTS ⁶⁾
小型衛星	2008 年頃 ~	JAXA	700 Wx4 枚パネル、5.8 GHz。 地上へのビーム制御実証、電離層通過実証。	IAA Symposium in Nagoya-Climate Change/Green Systems, August 2010 ⁷⁾

表 7.2.2.2-2 これまで検討された主な軌道上 (月惑星) 実証実験 (レーザー)

実験プラット フォーム	検討時期	検討機 関	実験計画	参考文献
火星周回機 (火星有人ロ ーバーへの送 電)	1989 年頃	NASA	レーザー出力 1 MW レンジ 2,000 km 出力 75 kW	W. L. Harries, et. al., NASA Conference Publication 1989. ⁸⁾
月着陸機(月 探査ローバー への送電)	2002 年頃	近畿大学	波長 806 nm レーザー出力 300~500 W レンジ 5 km ターゲット出力 40 W	K. Takeda, et. al., Proc. of The International Society for Optical Engineering, 20029)
月周回機 (月面ローバ ーへの送電)	2005 年頃	JAXA	太陽光直接励起、レーザー 出力 20 kW レンジ 6,000 km 200 W	Fujita, et.al., ISTS 2008 ¹⁰⁾
国際宇宙ステ ーション JEM	2010 年頃	JAXA	波長 1.075 μm ビーム幅 0.14 μrad 出力 500 W 地上受光径 直径 7 m 地上出力 80 W	上野、松枝、信学技 報 TECNICAL REPORT OF IEICE WPT2010— 02 (2010—04)、2010 年 ¹¹⁾

(1) SFU マイクロ波送電実験 1)

(METS: Microwave Energy Transmission in Space)

SFU の 2 号機がエネルギーミッションとなることを想定して、京大、神戸大のグループが中心となって提案したマイクロ波送電実験である。SFU-2 は実現しなかったため、

本実験は実施されなかった。実験目的は、1)宇宙空間環境でのマイクロ波送電装置の試験、2)マイクロ波ビームの指向制御方法(レトロ及びコンピュータ制御)の検証、3)宇宙エネルギーシステムの運用経験の獲得、4)大電力マイクロ波の大気及び宇宙プラズマへの影響評価、である。提案書の表紙に示された実験のイラストを図 7.2.2.2-1 に示す。表 7.2.2.2-2 に提案された送電システムの概要を示す。レトロは 2 周波 ($f_t+2\Delta f$ 、 $f_t+\Delta f$) 方式のシステムが考えられた。観測はひもの付いたターゲット衛星(SFU から離れた場所での計測)及び本体から伸展するセンサーパッケージ(マイクロ波の収束点付近の計測)で行うことが想定された。電子とガスとの衝突頻度を増加させてオーミック加熱を調べるための中性ガス放射装置の搭載も考えられた。



図 7. 2. 2. 2-1 SFU METS の実験 イラスト¹⁾

表 7.2.2.2-1 SFU METS の送電システム 1)

Transmitting antenna Active phased array 2.45 GHz Frequency Power 10 kW controllable Phase control Retrodirective and/or computer control Pilot signal Two tone system Frequency Power TBD Maximum of slave angle 60. Size 2.7 m in diameter, 0.185 m in height Weight 451 kg 109 subarray 7 antenna elements/subarray Subarray Elements Shape Hexagonal column Antenna element Micro-strip antenna Total number 763 elements Amplifier Trans. Amp. + Pre-Amp. FET Amp. 12 W at maximum Power Phase shifter 4-bits Computer Digital signal processor (ADSP2100) for Active Phase Control

(2) 京大グループによる宇宙基地マイクロ波送電実験 3,4)

平成8年に京都大学のグループにより、JEMを使ったマイクロ波送電実験の提案書が作成された(研究代表者 松本紘)。位相制御マグネトロンベースで直径最大4m程度のアンテナを用い、最大5kW程度の5.8 GHzマイクロ波を放射するシステムを提案している。これにより、1)数 m 先の送電目標への送電によるプラズマへの影響評価、2)約1km 先の直径40 m のレクテナ(別途 H-II A で打ち上げ)へのマイクロ波送電、3)地上の複数箇所からパイロツト信号を同時送信し、その信号発信地周辺の微弱電力強度の計測、の3つのフェーズの実験を提案している。各実験フェーズの概念を図7.2.2.2-2に示す。

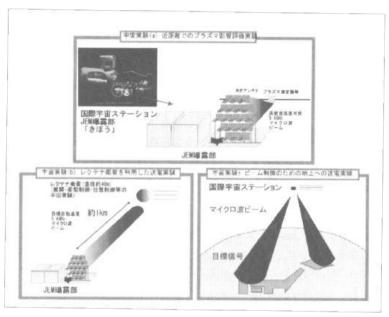


図 7.2.2.2-2 宇宙基地マイクロ波送電実験の3つのフェーズ 3.4)

(3) USEF で検討された大型衛星を用いたマイクロ波送電実験 5)

USEF (無人宇宙システム研究開発機構)で組織された委員会でグループ研究により詳細に検討された提案で 7.2.2.3 章にその詳細を示す。

(4) F. Little らが国際宇宙ステーションで提案したマイクロ波送電実験 ⁶⁾

NASAの無線送電デモのAOに応じる形で、NASAJSC, Texas A&M University, Raytheon の共同で2008年に検討されたISSでの数ヶ月の実験計画である。搭載場所としてはJEM が想定された。実験の目的はアレイアンテナのレトロの実証と地上でのマイクロ波による電力の取得デモであり、世界初の試みとされた。実験装置のブロック図を図7.2.2.2-3 に示す。マイクロ波発生装置は、20.2 GHzのTWTAが考えられた(米空軍が軌道上実証用に提供)。TWTAは各130 Wの2系統で構成される。ビームパターンと制御はTyndall Air Force Base (Florida)で計測し、電力としてはNASA Goldstoneの34 mのパラボラアンテナで受電する。

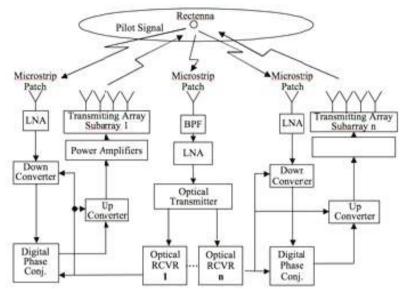


図 7.2.2.2-3 F. Little らが検討した宇宙基地マイクロ波送電実験 ⁶⁾

(5) ISAS で検討されている小型衛星を用いたマイクロ波送電実験 7

現在我が国で検討されている提案で7.2.2.4章にその詳細を示す。

(6) JAXA の研究グループで検討されたレーザー送電実験 11)

JEM 暴露部を想定したレーザー送電実験が JAXA 及びメーカーで検討されてきた。 7.2.2.5 章に実験検討の一例を示す。

その他詳細は公表されていないが、NASDA の SSPS 委員会で検討された 50 kW 級、10 kW 級のマイクロ波無線送電実験、EADS が提案したレーザー送電実験 $^{12)}$ 、賀谷信幸(神戸大)と中須賀真一(東大)らが提案したふろしき衛星 $^{13)}$ などがある。

7.2.2.2 章の参考文献

- 1) Advanced Technology Experiment Onboard Space Flyer Unit(SFU), EXP-R-i011-0, Microwave Energy Transmission in Space, Small Space Platform Working Group, pp. 15, 36, ISAS, March 1988.
- 2) 松本、橋本、篠原、藤田、伊藤、佐々木、片木、T. Itoh、J. G. Hawkins、F. E. Little、 JEM 曝露部におけるマイクロ波エネルギー伝送実験提案、第 16 回宇宙エネルギーシン ポジウム(平成 8 年度)、pp. 55-59、1997 年
- 3) 篠原、松本、橋本、JEM 曝露部上でのマイクロ波送電実験、第 18 回宇宙エネルギー シンポジウム (平成 10 年度)、pp. 79-83、1999 年
- 4) 松本紘、JEM 搭載用マイクロ波送電実験システムの開発研究、pp. 253、平成 12 年
- 5) 宇宙太陽発電システム実用化技術調査研究、宇宙太陽発電システム (SSPS) 実用化技術検討委員会 専門委員会、SSPS 実証実験システム概念検討書 (案)、pp. 2、平成15年3月

- 6) F. E. Little, K. Chang, R. J. Fink, G. D. Arndt, P. H. Ngo, R. F. Beach, A Space to Earth Demonstration of Wireless Power Transmission, 2009-h-27, ISTS, 2009.
- 7) S. Sasaki, K. Tanaka, and JAXA Advanced Mission Research Group, On-orbit Demonstration for SPS Wireless Power Transmission, Proc. of the IAA 50th Anniversary Celebration Symposium on Climate Change/GreenSystems, pp. 103-107, 2010.
- 8) W. L. Harries, W. E. Meador, G. A. Miner, G. L. Schster, G. H. Walker, M. D. Williams, Laser Powered Martian Rover, Second Beamed Space-Power Workshop, NASA Conference Publication 3037, pp. 317-327, 1989.
- 9) K. Takeda, M. Tanaka, S. Miura, K. Hashimoto, and N. Kawashima, Laser power transmission for the energy supply to the rover exploring ice on the buttom of the crater in the lunar polar region, Proc. of The International Society for Optical Engineering (SPIE), Vol. 4632, pp. 223-227, 2002.
- 10) Tatsuhito Fujita, Hiroaki Suzuki and Masahiro Mori, Demonstration Missions of Space Solar Power Systems, ISTS 2008, 2008-r-1-07, 2008.
- 11) 上野、松枝、「きぽう」を利用した SSPS 技術実証衛星の構想、信学技報 TECNICAL REPORT OF IEICE WPT2010-02 (2010-04)、2010年
- 12) http://news.bbc.co.uk/2/hi/science/nature/8467472.stm
- 13) N. Kaya, M. Iwashita, S. Nakasuka, L. Summerer, and J. Mankins, Space Demonstration for the Solar Power Satellite of the Sandwich Type, ISTS, 2008-r-1-06, Hamamatsu, 2008.

編集用予備ページ

7.2.2.3 大型衛星を用いたマイクロ波送電実験の検討例

本章では、平成14年度に検討されたUSEFの 宇宙太陽発電システム (SSPS) 実用化技術検討 委員会専門委員会の SSPS 実証実験システム概 念検討書(案)1)の抜粋を示す。

本構想では、高度 370 km に投入する衛星の 17.6 m x 16 m のパネル (アンテナの実効サイ ズは 16 m x 16 m) からマイクロ波送電実験を 行う。H2 ロケット1機で実現できることを前提 に、ロケットは低軌道15トンタイプを想定する。 衛星システムは、図 7.2.2.3-1 に示すように、 ロケットの第2段(約3.1トン)を姿勢安定用 マスとして使用し、トラス及びテザーで発送電 一体型パネルと接続した重力安定型とする。バ ス部はトラス上にある全系の重心点に取り付け

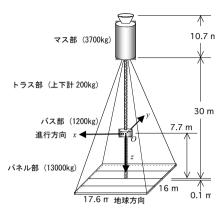


図 7.2.2.3-1 システムコンフィギ ュレーション1)

る。姿勢安定用マス部 (H2A ロケット第2段と展開機構の合計) 3.7 トン、バス部 (バ ス部システムと展開機構の合計)1.2トン、トラス部(バス部の上側と下側の合計)0.2 トン、パネル部 13 トンが重量配分の目安である。発送電部の電力比重量は、41 g/W (熱 構造を含む)の値を設定値として用いている(出力280 kWに対応)。表 7.2.2.3-1 に 大型衛星による実証実験の概要をまとめる。

表 7.2.2.3-1 大型衛星による実証実験の概要 "		
40.8 m x 17.6 m x 16.0 m		
折り畳みパネル 0.8 m x 4 m x 0.1 m 88枚		
電力モジュールは80枚に装着		
0.8 m x 0.8 m x 0.1 m 5モジュール/パネル		
400		
18, 100 kg		
36 kW max (90 W/モジュール)		
280 kW (700 W/モジュール、1.12 W/素子)		
100 Wh		
レトロディレクティブ方式		
5.8 GHz		
250,000 素子 (625 素子/モジュール)		
最大電力放射 16 秒、10 % 電力放射 4 分		
パネル、トラス、テザー、エンドマス		
重力勾配力による受動制御		
370 km		
パラボラ集電(長方形パラボラ反射鏡レクテナ)		
18.8 kW (径約 500 m)		

までののの1 上刑佐日にトフ安式安殿の柳田1)

(1) 電離層域での電力密度

実証実験では電離層で実用太陽発電衛星からとほぼ同等なマイクロ波のエネルギー密度(100 W/m²以上)を実現することが必要である。高度 370 km から、16 m x 16 m の送電アンテナから 280 kW を出力した場合の各高度での電力密度(ビームの中央の値)の計算例を表 7.2.2.3-2 に示す。また、図 7.2.2.3-2 に 280 kW 出力の場合の高度に対する電力密度強度を示す。この場合は約 15 km の伝搬領域で 100 W/m²以上の電力密度が実現される。

高度	電力密度
放射面	$1,094 \text{ W/m}^2$
高度 365 km	$1,072 \text{ W/m}^2$
高度 354 km	$105~\mathrm{W/m^2}$
高度 318 km	9.9 W/m^2
高度 205 km	0.98 W/m^2
地表	0.20 W/m^2

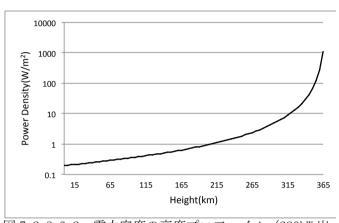
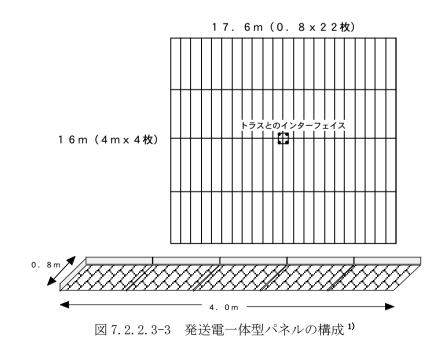


図 7. 2. 2. 3-2 電力密度の高度プロファイル (280kW 出力の場合)

(2) パネル構造

発送電一体型パネルは、図 7.2.2.3-3 に示すように、 $0.8 m \times 0.8 m$ のモジュール 5 枚から構成される構造ユニット($4 m \times 0.5 m$)88 枚で構成される。パネルの大きさは $16 m \times 17.6 m$ である。



(3) パネル強度と固有周波数

両端単純支持梁の座屈荷重は、パネルの長手方向に力が働く場合、

 $P_{cr}(kgf/m^2) = 0.705x(\pi^2EI)/L^2$, $I=b(h_a^3-h_b^3)/12$

(7.2.2.3-1)

E:縦弾性率 (A1 の場合 E=7x10⁹ kgf/m²)、

L(m)=パネル高さ(長手方向の長さ)、

b(m)=底辺幅(広い側)、

ha(m)=底辺幅(狭い側)、

h_b(m)=底辺幅(狭い側)-2 x (表面板の厚さ)

である。パネルの重量及び寸法を、

モジュール重量:28.7 kg

モジュールサイズ: 0.8 x 0.8 x 0.1 m

パネル構成:5 モジュール/パネル

パネル重量:143.5 kg (面密度 45kg/m²)

パネル寸法: 4.0 m (L) x 0.8 m (b) x 0.1 m(h_a) パネル側壁: 1 mm 厚アルミ (相当) (h_b=0.098 m)

とすれば、 P_{cr} = 11,900 kg となる。一方、発送電一体型パネルの長手方向(4 m 方向)を機軸方向にして搭載するとし、打ち上げ加速度を 20 G とすれば、打ち上げ時荷重は 2,870 kg なので、安全率は約 4 となる。

正方形パネルの固有周波数ω(樋口による,2001年)は、

ωa²(ρ/D)^{1/2}=13.4728 (自由端、1 次モード)

(7.2.2.3-2)

 $D=Eh^3/(12(1-v^2))$

 $h^3 = h_1^3 - h_2^3$

 ω : 固有周波数、a: 辺の長さ(m)、 ρ : 密度(kg/m^3) (A1:2,700 kg/m^3)

E:ヤング率 (A1: E= $7x10^9 \text{ kgf/m}^2$)、v:0.3、 $h_1: パネルの厚さ(m)$

h₂: h₁-(上面と下面のパネル面の厚さの計)(m)

で表される。パネル面のアルミ厚を1 mm とした場合の固有周波数は、

0.8 m 正方形 12.5 Hz

4 m 正方形

0.5 Hz

16 m 正方形 0.03 Hz

と計算される。従ってパネルの固有周波数は目安として、

0.8 m x 4 m サブパネル: 0.5 Hz < f < 12.5 Hz

16 m パネル (サブパネルの集合):f~0.03 Hz

と見積もられる。

一方、より厳密な扱いとして、パネルの曲げ剛性をパラメーターとして、システム全体(図7.2.2.3-1)の固有振動数を計算した例を図7.2.2.3-4に示す(トラス部とパネ

ル部の境界はピン結合、テザーのバネ剛性は 6.86x10³ N/mを仮定)。全体としてパネル剛性が高くなるにつれて固有振動数は高くなる傾向にあるが、システムダイナミクスを支配する低次モードは 10 Hz 以下であり、パネル振動に対するマイクロ波の制御の応答は数十Hz 以上あれば良い。

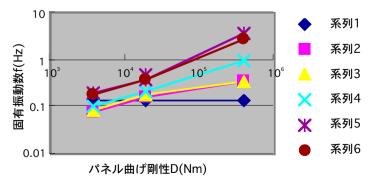


図 7.2.2.3-4 パネルの低次モードの固有振動数 1)

(4) 姿勢の安定性

軌道が円軌道からずれると一般にピッチ各周りの振動が大きくなる。空気抵抗 (370 km) と太陽輻射圧 ($4.5 \times 10^6 \, \text{N/m}^2$) が擾乱源である場合について、軌道の離心率とピッチ軸まわりの最大振幅 (パネルの各軸の定義は図 7.2.2.3-5) の計算例を図 7.2.2.3-6 に示す。離心率を 0.01° 以内とすれば、擾乱を考慮してもピッチ角の運動は 3.5° 以内に抑えられる。この振動は軌道周期の倍程度なのでマイクロ波のフィードバック制御は十分応答できる。

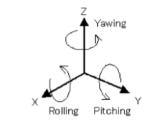


図 7.2.2.3-5 パネルの軸の運動の定義

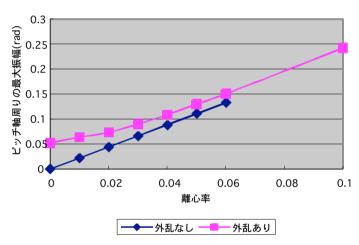


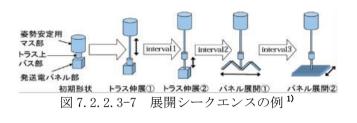
図 7. 2. 2. 3-6¹⁾ テザー・トラスシステムの外乱要因として空気抵抗(370 km)と太陽輻射圧($4.5 \times 10^{-6} \text{ N/m}^2$)を考慮した計算 ¹⁾。初期値は回転無しの状態である。軌道調整も考慮すれば離心率 0.01 以下は十分実現可能。

実証システムの残留磁気モーメントに対する地磁気トルクが主な外乱として、そのトルクが 4.5×10^{-2} N·m である場合、各軸に軌道周期で加わる時に生じる姿勢変動の振幅の計算結果を表 7.2.2.3–3 に示す。最大の振幅はヨー角変動で 5.3×10^{-2} rad (約3度) である。

衣 1.2.2.3-3 美証阐生ンヘノム(/ノ1変 ALVノ1広 田
擾乱の方向(主外乱は地磁気トルク)	振幅[rad]
ピッチ周りの外乱トルクに対するピッチ角変動	2.8×10^{-3}
ロール周りの外乱トルクに対するロール角変動	$2.2x10^{-3}$
ロール周りの外乱トルクに対するヨー角変動	1. 8x10 ⁻³
ヨー軸周りの外乱トルクに対するロール角変動	1. 8x10 ⁻³
ヨー軸周りの外乱トルクに対するヨー角変動	5. 3x10 ⁻² (約 3 度)

表 7.2.2.3-3 実証衛星システムの擾乱の振幅 1)

展開時の安定性については、図 7.2.2.3-7 に示すような展開シークエンスに対し、図 7.2.2.3-8 のような結果が得られている。姿勢変動が約 0.6 rad を超えると,非線形項の効果により,ピッチ軸周りの独立性が崩れ,ヨー軸周りの姿勢が不安定となる.展開途中の姿勢変動を 0.1 rad(5.7°)程度に抑えるためには,トラスの伸展を軌道周期の 3 倍以上にする必要がある。



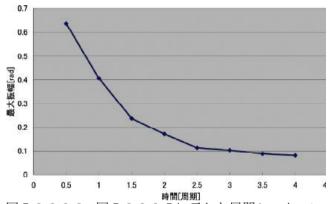
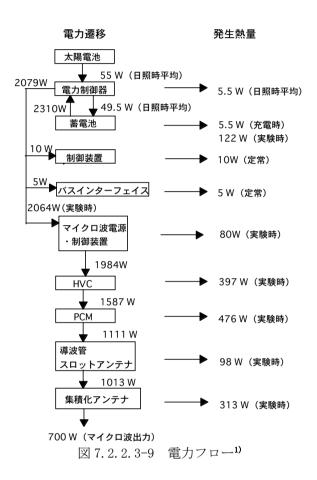


図 7. 2. 2. 3-8 図 7. 2. 2. 3-7 に示した展開シークエンスの場合の最大振幅¹⁾

(5) エネルギーフロー

1 モジュールから 700 W を放射するケース (400 モジュール、総出力 280 kW) の場合 の発送電モジュールの電力フローを図 7.2.2.3-9 に示す。



(6) 運用

1) 打ち上げ初期運用

打ち上げ後高度約370kmでバス部(ロケット第2段と発送電一体型パネルを4本のテザーをつけたまま分離する。約30m分離した後、発送電一体型パネルを二次元展開する。図7.2.2.3-10にそのシークエンスを示す。

2) 軌道維持

以下の解析条件で必要な推薬の解析を行った。軌道維持のため年間約 208 kg の燃料が必要である。

高度 370 km

軌道速度 $v_s=7.68 \text{ km/s}$

断面積 S=50 m² (H2 第 2 段 40 m²、

トラス8 m^2 、バス2 m^2)

大気密度 $\rho = 4.82 \text{x} 10^{-12} / \text{m}^3$

 $C_d=2$

スラスタ性能 220 s(20 N スラスターの ISP)

解析結果は以下のとおりである。

空気抵抗 $F=1/2 \cdot \rho \cdot S \cdot C_d \cdot v_s^2 = 0.0142 \text{ N}$

1日に失われる運動量 F・t=1,228 N・s (1日)

スラスターガス速度 v_t =2,156 m/s

必要な燃料 $m=F \cdot t/v_t=0.57 \text{ kg/day}$

208 kg/年 (416 kg/2 年ミッション)

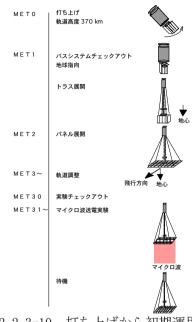


図7.2.2.3-10 打ち上げから初期運用のシナリオ¹⁾

3) 実験運用

実験は図 7.2.2.3-11 に示すように、地上受電局の上空通過の 2 分前から最大出力の 10 %での実験を開始し、天頂付近で約 17 秒の最大出力での送電実験、その後約 2 分間で 10 %出力実験を行う。

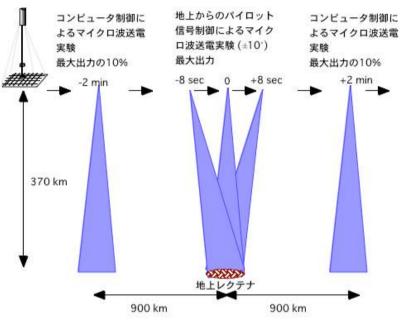


図 7.2.2.3-11 送電実験のシナリオ1)

(7) 受電

地上でのマイクロ波密度は非常に小さいため(出力 280 kW で地上でのマイクロ波密度 $0.2~\text{W/m}^2$)、3 種類のマイクロ波の集電アンテナ(円筒放物面反射鏡、長方形パラボラ反射鏡、分割鏡面方形パラボラ)が検討された。図 7.2.2.3–12 に長方形パラボラ反射鏡の場合を示す。またその場合のレクテナ全体の形状(直径約 500~m)を図 7.2.2.3–13 に示す。

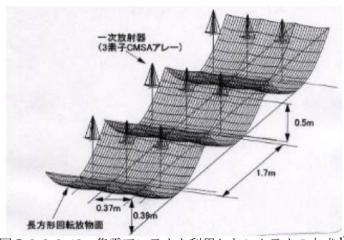


図 7.2.2.3-12 集電アンテナを利用したレクテナの方式¹⁾

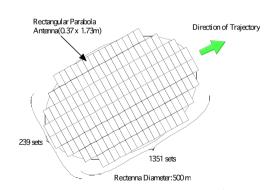


図 7.2.2.3-13 レクテナの全体図 1)

長方形パラボラ反射鏡の場合について、マイクロ波の地上での電力密度が 0.1、0.2、 $0.3~W/m^2$ の場合のレクテナ出力計算例を表 7.2.2.3-4 に示した。

表 7.2.2.3-4 レクテナでの受電電力密度とレクテナからの出力 1)

マイクロ波電力密度 [W/m²]	整流効率 [%]	出力 [kW]
0.3	70. 3	29. 5
0. 2	67. 2	18.8
0. 1	57. 7	8. 1

7.2.2.3 章の参考文献

1) 宇宙太陽発電システム実用化技術調査研究、宇宙太陽発電システム (SSPS) 実用化技術検討委員会 専門委員会、SSPS 実証実験システム概念検討書 (案)、平成 15 年 3 月

編集用予備ページ

7.2.2.4 小型衛星を用いたマイクロ波送電実験の検討例

小型衛星を用いたマイクロ波送電の軌道上 実証は、これまで行われた観測ロケットを用いた実験の次のステップとして、衛星軌道上から地上への電力伝送実験として位置づけられる。国外では、国際宇宙ステーションによるマイクロ波送電実験(米国)の検討¹⁾は行われたことがあるが、本格的な実験計画の策定までには至っていない。

小型衛星(数百 kg 規模)では、地上でレクテナによる電力の整流出力を得ることはできないが、地上の目標点にマイクロ波ビームを精密に指向制御する技術の実証(ビーム制御実証)と電離層と高電力密度マイクロ波の相互作用が実用上問題ないレベルであることを実証(電離層通過実証)することができる。図7.2.2.4-1に小型衛星による軌道上実証実験のコンセプトを示す。7.2.2.1の(3)で示したS-310-36号機レトロディレクティブ実証実験はビーム制御の原理部分の短時間の検証であったが、本検討は複数パネルによる位相同

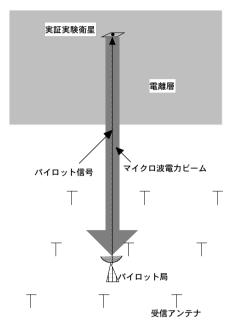


図 7.2.2.4-1 小型衛星による実証実験 のコンセプト

期を含めた本格的なビーム制御実証と電離層通過実証を目指したものである。

(1) 小型衛星による実験の目的

本実証実験では以下の4項目の技術課題について実証と評価を行う。

- 1) マイクロ波ビーム制御能力実証(軌道上で移動・揺動するアンテナから放射されるマイクロ波のパイロット信号への追随能力)
- 2) マイクロ波の電離層通過実証(電離層プラズマによる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)
- 3) マイクロ波送受電の総合的な電力効率評価
- 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)

(2) 実験概要

以下では平成 24 年度までに宇宙科学研究所で検討された案 2 について記述する(その後宇宙科学研究所では、本案をベースに、SPS ワーキンググループによりイプシロン搭載宇宙科学ミッションへの提案を目指した検討が行われ、改訂された案がまとめられている 3)。実験のコンフィギュレーションの案を図 7.2.2.4-2 に示す。重量リソースにより、2 つのオプション(option A, option B) が考えられる。option A は他のミッションとの相乗りを考慮した低電力送電パネルの構体取り付け型(960 W クラス)、option B は高電力発送電一体型パネルでテザーあるいはトラス伸展型(3,840 W クラス)である。ただし Option B についても衛星本体に直接取付ける方式(展開機能は必要な場合があるが発電部は不要)(Option B')が考えられる。以下に実験の概要を示す。

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、B')

コンポーネント

option A (65kg) 送電パネル 0.8 m x 0.8 mx 0.1 m、40 kg

制御・電源部 0.3 m x 0.3 m x 0.2 m、20 kg

観測機器センサー部 0.2 m x 0.2 m x 0.2 cm 5 kg

option B(200kg) 発送電パネル 1.6m x 1.6 m x 0.1 m、160 kg

制御·電源部 0.3 m x 0.3 m x 0.2 m、20 kg

テザーあるいはトラス伸展部 0.3 m x 0.3 m x 0.2 m、15 kg

観測機器センサー部 0.2 m x 0.2 m x 0.2 m、5 kg

option B'(185kg) Option Bからテザー(又はトラス) 伸展部を除く

送電電力規模: マイクロ波送電能力で 0.96 kW(option A), 3.84 kW(option

B, B')

マイクロ波電力 バス電源 (option A, B') あるいは発送電一体型パネルの

太陽電池(option B)からの電力供給

アンテナパネルサイズ 0.8 m x 0.8 m (option A), 1.6 m x 1.6 m(option B, B')

太陽電池 option A, B'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(-z 方

向)に取り付ける。

太陽電池出力 最大 0.35 kW (効率 10 %) (option B、テザーまたはトラス

型)

バスからの電力 100 W(option A,B')、定常30 W、テザーまたはトラス伸展

時

100 W(option B)

姿勢制御 3 軸制御(option A, B')、テザーまたはトラスによる重力安

定(option B)

3 軸安定の場合は 1.2°/s (標準仕様は 0.3°/s)

姿勢維持 ±1°以内

軌道維持 スラスター (3 N) (共通バスによる)

送電周波数 5.8 GHz

マイクロ波回路 高出力半導体構成

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 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 (option B) 、電力、温度等 HK

テレメトリ 2.048 Mbps (観測データ) /8.192 kbps (HK テレメトリ)

軌道 円軌道 (F2 層中の 370 km の準回帰軌道)。離心率 0.1°以内。

3日47周の準回帰、92分周期。太陽非同期(軌道傾斜角約101度、非同期にする理由は様々な電離層プラズマ条件(地方時)で実験を行うため。またF2層は電離層で最大の電子密

度であり昼夜の変化も大きいので広範囲のプラズマ密度条

件で実験が可能)

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、

インド等でも受信。

平均電力密度 アンテナ面 1500 W/m²

地上電力密度 最大 1.7 μ W/m² (option A)、最大 27 μ W/m² (option B, B')

送電アンテナ (正方形) は円アンテナ近似での計算

20 m 径程度の面積のレクテナでチップ LED 点灯 (5 mW、整流

効率 60 %) (option B, B')

ビームサイズ 地上で直径 51.6 km (option A)、直径 25.8 km (option B, B')

地上施設 パイロット信号 UPLINK 局 (1KW 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 (option B)

フェアリング装着後のレイトアクセス無し

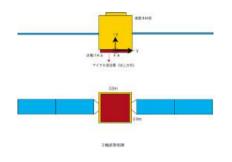
飛行運用 受信局上空で約4分間/パスでマイクロ波放射実験を行う(1

日3パス程度、真上からの送電は3日に1回)

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パイロッ

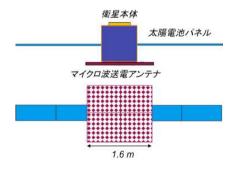
ト局へのビーム方向制御)



24-7-2-7-20-8-28-450166

(a) option A 低電力送電パネル構体取り付け型 (960 W クラス)

(b) option B 高電力発送電 一体型パネルテザー伸展型 (3,840 W クラス)



(c) option B' 高電力送電パネル衛星直接取付型 (3,840 W クラス) 図 7.2.2.4-2 3種類の実証実験搭載機器配置図。(b)はトラス伸展型もありうる。

(3) 運用

以下では、Option B'について記述する。

1) 打上

打上は JAXA で開発されたイプシロンロケットを想定し、衛星は小型科学衛星を検討の前提としている。小型科学衛星のペイロード重量は約 200 kg である。

2) 実験運用

マイクロ波は地上のパイロット局からの誘導電波に従い地上局方向に放射するモード(モードA)と衛星側の進行方向に放射するモード(モードB)の2モードが考えられる。これらの実験配置を図7.2.2.4-3に示す。モードAは地上局からのパイロット信号に従い地上方向に放射するモードであり、パイロット信号によるビームの制御技術の検証と地上アンテナによるマイクロ波ビームの空間電力損失の計測を行う。モードBでは、マイクロ波とプラズマとの相互作用をその場観測の科学機器で詳細に観測する。

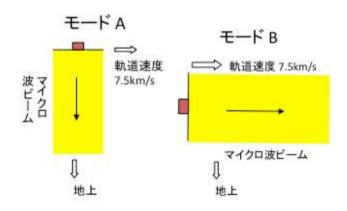


図 7.2.2.4-3 モード A およびモード B の実験配位

1) 実験シークエンス

モードAの実験シークエンスの概要を図 7. 2. 2. 4-4、運用の詳細を図 7. 2. 2. 4-5 に示す。

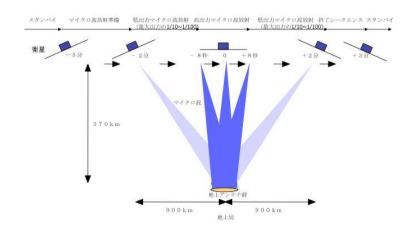


図 7.2.2.4-4 モード A の実験シークエンス

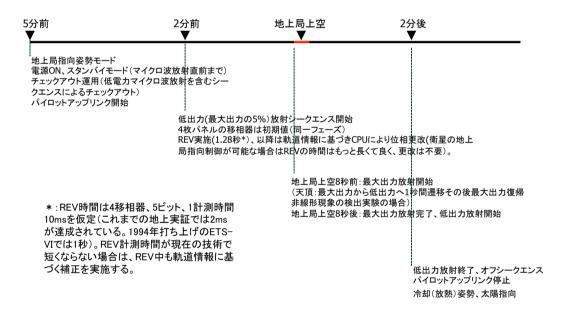


図 7.2.2.4-5 モードAの実験運用の詳細

2) ビーム制御運用

地上局への放射実験(モードA)においては、ビーム制御運用は、3種類の運用モードを考えることができる。i)天頂でアンテナ法線が地上局を指向する姿勢を実験中維持(慣性空間で姿勢を維持)した状態で地上局へのマイクロ波ビームの指向制御を行うモード、ii)同姿勢でパイロット信号に追随せず直下にマイクロ波ビームを送信するモード、iii)アンテナ法線が実験中常時地上局を指向する(アンテナ面が地上局を正対する)姿勢(地上局指向姿勢)で地上局をでかる。i)の慣性姿勢制御はレトロ及びパネル間位相同期機能によるビ

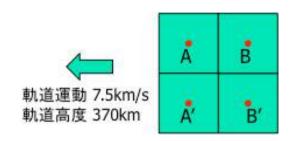


図7.2.2.4-6 本検討で仮定する送電パネルの構成。80 cm x 80 cm のモジュール4枚 (A,B,A',B')から構成される。各パネルごとにレトロ制御が行われる。赤○はレトロ制御の基準アンテナでパネルの中央に位置する。各パネルの代表位相はREVによって同期をとる。

ーム制御の実証のためのモードであり、ii)及びiii)は地上局でのマイクロ波電力の精密評価のためのモードである。なお、本項で検討の前提とする送電パネルの構成と配位の例を図7.2.2.4-6に示す。

i) 慣性飛行姿勢でビーム制御を行うモード(図 7.2.2.4-7)

このモードでは、アンテナ面は地上局を指向せず、地上局上空でアンテナ面が真下の

地上局を向く。アンテナから見て地上局の方向が変化するので、これによりレトロ及びパネル間位相同期機能(本項ではREVを仮定)によるビーム制御の技術実証を行う。

地上局の方向はパネル法線に対し、16 秒間に $+9.21^{\circ} \rightarrow 0^{\circ} \rightarrow -9.21^{\circ}$ で変化する(図中では 10° と表示)。アンテナ A 及び B の基準アンテナの地上局からの光路差は、地上局上空で 0 , 地上局上空 ± 9.21 度の時、 ± 0.1280 m(5.8 GHz、波長 5.17 cm の位相差に変換して $\pm 891^{\circ}$)である。

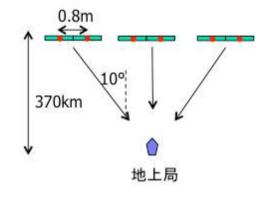


図7.2.2.4-7 慣性飛行モード。ビームはパイロット信号により地上局に指向制御する

レトロ運用:

 低6Hzとする必要がある。なおこれまでの地上実証実験では約8Hzが実現できている。

REV 運用:

基準アンテナ間の光路差の変化($\pm 0.128 \, \mathrm{m}$)を補償するため、 $16 \, \mathrm{秒間} \mathrm{c} \, 1782 ^{\circ}$ の位相を変化させる必要がある。 $5 \, \mathrm{E} \,$

道・姿勢予測誤差があると考えれば(16 秒間に 89°程度の誤差)、2 秒に 1 回程度の REV 運用が必要である(0.5%以下の誤差であれば実験期間直前に REVを行えば、実験期間中の REV 運用は不要)。これまでの地上実証実験では、ほぼ半数のサブアレイ数の場合に約0.7秒で REV 運用が実現できたという報告がある。軌道予測精度が 5%程度の場合でも、16秒間の高出力運用中は REV を行わないようにするためには、図7.2.2.4-8のように基準アンテナ間の距離を短くすれば良い。例えば、基準アンテナ間の距離が 8 cm の場合は、20 秒に 1 回程度の REV 運用で良いので、高出力運用中の REV 運用は不要である。ただしこの場合は基準アンテナと最も遠いアンテナとの距離が倍程度になるのでレトロの応答を倍の12 Hz 以上にする必要がある。

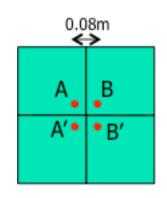


図 7.2.2.4-8 REV 運用頻度を下 げるための基準アンテナの配置 案

ii) 慣性飛行姿勢でビーム制御を行なわないモード(図 7.2.2.4-9)

このモードでは、アンテナ面は地上局を指向せず、地上局上空でアンテナ面が真下の

地上局を向く。アンテナから見て地上局 の方向が変化するが、ビーム制御機能を 停止(直下放射)した状態で地上局でビ ームの強度計測を行う。これによりビー ムパターン計測と電力の絶対値評価(最 大電力計測は局上空通過時の短時間に限 られる)を行う。

REV、レトロともに制御運用は行わず、 REV 用移相器に固定値(一定値)、レトロ 用移相器に固定値(一定値)を設定する モードで運用し、マイクロ波ビームをパ ネル面法線方向に放射する。地上局では、 ビームプロファイルの取得(受信強度の 時間的変化)、ビーム強度の絶対値評価の ためのデータを取得する。実際には軌道

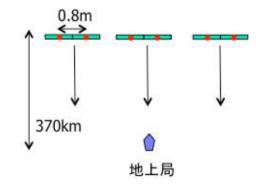


図 7.2.2.4-9 慣性飛行モード。ビームはアンテナ面法線方向に放射。レトロ及び REV 制御は行わない(移相器には固定値をセット)

予測値、姿勢予測値ともに、誤差があるので、実験後、軌道決定値、姿勢決定値(0.05° の精度)を用いて、姿勢ビームプロファイル及びマイクロ波ビーム強度の絶対値評価を行う。

iii) 地上局指向姿勢でビーム制御を行うモード(図 7.2.2.4-10)

実験中パネル面が地上局を指向するよう衛星の姿勢を制御する。レトロ及びパネル間位相同期機能を動作させた状態で地上電力の絶対評価(最大電力計測が長時間)を行う。アンテナ面を地上局に正対させるために必要な衛星(高度 370 km)の姿勢制御(回転マヌーバ)の姿勢制御速度は、以下で表される。

$$d\theta / dt = (7.5/370) \cdot \cos^2 \theta$$

(7. 2. 2. 4-1)

従って天頂での必要な回転速度 (θ =0)は、1.16°/s であり、天頂±10°での回転速度は 1.13°/s である。ただし、小型衛星の姿勢制御速度は 0.3°/s(スペック、小型衛星

標準バス資料 2007 年 9 月) であるため、この制御性能では衛星から地上局を追尾することはできない。ただし太陽電池パネル方向を軸とした回転であれば、1°/s以上の回転は可能である可能性がある。

地上局指向姿勢が可能な場合、地上局の方向は理想的には、パネル法線方向に保持される。またアンテナA及びBの基準アンテナの地上局からの光路差も、理想的には常時0である。即ち姿勢制御の誤差がなければ最初のREV、レトロは不要である。しかし、姿勢制御の誤差は一定レベルで存在する。制御精度が5%とすれば、16秒でパネル面の姿勢誤差は0.921

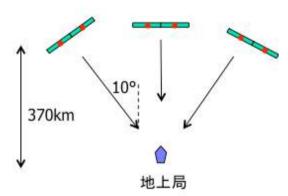


図 7.2.2.4-10 地上局指向姿勢。ビームは地上局方向に放射。姿勢制御誤差分をレトロ及び REV で補償。

ば、16 秒でパネル面の姿勢誤差は 0.921° となり、基準アンテナから最も遠いアンテナの光路長差 0.643 cm、位相で 44.73°、基準アンテナ間の光路差は 1.29 cm、位相で 89.47° となる。

レトロ運用:

基準アンテナから最も遠いアンテナの光路長の変化による位相の変化は 44.73° なので、16 秒間に位相器は 4 ステップ以上変化させれば良い。時間平均では、4 秒間に1回以上レトロの位相をセットすれば良い(0.25 Hz 以上の応答性があれば良い)。一方電力を地上で 1 %以上の精度で計測するためには、指向精度に基づく変動をその 1/5 程度(0.2 %)程度に抑えることを目標とすれば、0.046° 程度の指向精度(300 m)が必要なため、1.26 Hz 以上のレトロが必要である。なお通常の衛星の姿勢決定値の精度は 0.05°(例えば"かぐや"の姿勢制御精度は ± 0.1 °、姿勢決定精度は ± 0.025 °)なので、姿勢決定値から地上で計測されるビームプロファイルの高精度な評価が可能である。0.05°の姿勢変動は、370 km 下の地上で 322 m の変動に相当する。一方 3)で述べるように、地上でのビームプロファイルはピークに対し -3 dB 強度が直径 5.4 km であり、300 m 程度の変動はビームの形状に対し +6 小さい。

REV 運用:

姿勢の制御誤差が 5%の場合、16 秒間に 90° 程度の位相の誤差が生じる。これは、デジタル移相器の 8 ステップに相当するので、2 秒に 1 回程度の割合で REV を行う必要がある。

REV 運用の頻度を更に減少させ、16 秒間の高出力運用中は REV を行わないようにする

ためには、前述の図 7.2.2.4-8 のように基準アンテナ間の距離を短くすれば良い。例えば、基準アンテナ間の距離が 8 cm の場合は、20 秒に 1 回程度の REV 運用で良いので、高出力運用中の REV 運用は不要となる。

3) 地上でのマイクロ波強度と地上観測

この項ではオプション B の実験配位(5.8 GHz, 出力 3.84 kW, アンテナサイズ 1.6 m x 1.6 m)について述べる。1.6 m x 1.6 m の正方形アンテナは、近似的に直径 1.8 m の円形アンテナに相当する。この場合のフラウンホーファ領域(遠方界)とフレネル領域(近傍界)の境界は、

 $2D^2/\lambda$ (D:アンテナ直径、 λ :波長) =126 m

なので、370 km離れた地上は遠方界領域(フラウンホーファー領域)である。

主ビームの中心強度は、式(4.2.1.3-6)に示したように、以下で与えられる。

 $P(H) = \pi D^2 \eta P_0/4 \lambda^2 H^2$

H: 送電距離

D_t: 送電アンテナの径

η:開口効率

P₀:放射電力

λ:波長

従って、 D_t =1.8 m、 η =1、 P_0 =3.84 kW、 λ =5.17 cm、地上への距離 r=370 km とすれば、地上でのビーム中心での電力密度は 27 μ W/m² (-35.7 dBW) となる。この強度は GPS 電波(-135 dBW)より、100 dB 近く大きく、強度的にはビームのほぼ全域にわたって 1 %の精度で計測が可能である。

ビームの強度は、4.2.1.3に示したように、以下で与えられる。

 $I(\theta) = I_0(2I_1(x)/x)^2$

J_i: 第一ベッセル関数、x=ka・sin θ (k: 波数、a: アンテナ半径)

ヌル点は θ (半角) =1.22(λ / D_t)で与えられる。地上ではヌル点の位置はビーム中心から 12.9 km となる。またビームの 3 dB ダウン点は、ビーム中心から約 5.4 km となる。

ビームの地上でのパターンを、図 7.2.2.4-11 に示す。ピーク強度の 0.1%減はピーク位置から $\pm 200 \,\mathrm{m}$ 、1%減は $\pm 670 \,\mathrm{m}$ と計算される。

地上観測では、マイクロ波ビームの制御が正しく行われていることを示すためのビームプロファイル(図7.2.2.4-11)の計測及びマイクロ波電力の絶対値評価のためのビーム中心でのマイクロ波電力の計測が必要である。マイクロ波のプロファイル計測はヌル点間±12.9 kmの区間を二次元で、図7.2.2.4-12の配置で行う。地上で観測されるマイクロ波の相対強度を表7.2.2.4-1に示す。観測の各点では、5.8 GHz アンテナ、狭帯域受信機(電界強度計)、GPS 受信機

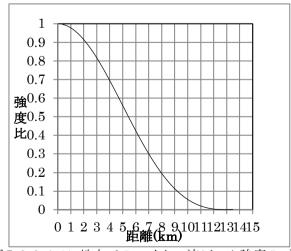


図7.2.2.4-11 地上でのマイクロ波ビーム強度のプロファイル

(時間合わせ用)、データレコーダーの観測系のセットが必要であり、事前に GPS あるいは他の衛星電波を用いた相対受信感度較正をしておく必要がある。

ビームの中央付近ではビーム強度は 27 μ W/m² なので、既存の直径 30m 級のパラボラアンテナを用いれば、マイクロ波/DC の電力変換効率を 0.5 としても出力端で 10mW 程度の電力が得られる。高効率 LED の点灯の必要電力は数 mW 程度なので、アンテナの出力端で LED を明るく点灯させることができ、無線電力伝送のわかり易いデモンストレーションが可能である。

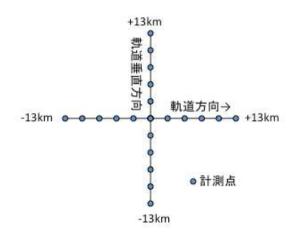


図 7.2.2.4-12 地上でのマイクロ波のビーム プロファイルの計測点分布

表 7.2.2.4-1 地上で観測されるマイクロ波の相対強度

場所(中心からの距離)	マイクロ波強度(相対強度)
0	1 (=27 μW/m²)
3.1 km	0.8
5.4 km(1.02x λ h/2D)	0.5 (-3 dB)
7.9 km	0. 2
9.2 km	0.1
11.5 km	0. 01

(4) 技術的検討

1) ビームの制御精度

アレイアンテナのビームの制御精度は、二次元の式(4.2.1.4-7)の式 $\Delta \theta = 2 \lambda (\Delta \varepsilon)/(\pi \operatorname{dcos} \theta N^2)$

を用いて計算する。サブアレイ間隔は 1.26λ 、位相誤差は、5 ビット位相器誤差(11.25°)及びアレイサイズの 1%の線路長誤差(4.5°)とその他の誤差を合わせて 5° とし、その二乗和平方根をとって 13° とする。 $N^2=576$ 、ほぼ法線方向への放射(θ 。=0)とすれば、 Δ θ =0.011 度(実角)となり、実証実験では実効上無視できるレベルとなる。ただし、7.2.1.2 章で述べた地上実証実験では、ほぼ同規模の類似の送電パネル($N^2=304$)が開発されたが、この地上実験ではビームの制御精度のスペックは 0.5 度 rms とされていた。これをそのまま当てはめれば(位相誤差を同じとしてサブアレイ数の違いのみを考慮した場合は)、0.5 x (304/576)=0.26 度 rms の制御精度となり、実験実施状問題がある。

アレイアンテナとして、2014年1月段階の宇宙科学研究所 SPS ワーキンググループ 案(1.9 m 直径、128 サブアレイ/パネル、4 枚パネル構成、アンテナ間 0.63λ)の場合 は以下のようになる。サブアレイ間隔は上記と同じ 1.26λ 、位相誤差も上記と同様 13° とする。 $N^2=512$ 、ほぼ法線方向への放射($\theta_0=0$)とすれば、 Δ θ =0.013 度(実角)と なり、この場合も実証実験では実効上無視できるレベルとなる。

一方パイロット信号の検出精度は、(4.2.1.5-6)の式

 $\Delta \phi = \theta_a / (1.61 \text{x} (2 \text{xSN})^{1/2})$

を用いて計算する。7.2.1.2 に示した地上実証実験の受信アンテナの場合(2 素子間隔 1.1 λ)は θ a=27 度なので、SN が 1000 の場合は、 Δ ϕ =0.38 度となり、実験実施上問題がある(誤差は地上で 2.4km に相当)。受信アンテナビーム幅 θ a を 10 度、S/N を 10,000 とすれば、 Δ ϕ =0.04 度となり、実験実施上ほぼ問題の無い精度となる。

2) 電離層との相互作用の検知の可能性

電離層がマイクロ波ビームに与える影響は、屈折、ファラデー回転、シンチレーシ ョン、減衰(線形、非線形)であるが、非線形相互作用による減衰以外は、解析に不確定 性が少なく、これまでの解析により実用上問題がないとの結論がほぼ得られている。非 線形相互作用についても実用上問題がないとの解析も多いが(4.2.1.7章)、非線形現 象の解析は不確定性を含み、研究者によって解析結果(非線形現象発生の閾値、プラズ マ温度の上昇量、プラズマ密度の減少量) がかなりばらついている。マイクロ波が電離 層プラズマとの非線形相互作用で線形過程以上の減衰する場合は、エネルギー伝送上問 題ないレベル (例えば1%程度) でも、電離層の温度が大きく上昇したり密度が大きく 減少したりする可能性がある。1970年代の NASA の SPS の検討では、マイクロ波強度が 300 W/m²程度であれば電離層での非線形相互作用は発生しないという考え方が主流であ ったが、その後の研究で非線形相互作用の発生の閾値はもっと大きいことが想定される ようになり、1990年代以降の検討では、1 kW/m²でシステム設計される例が多い。今後 本格的な SPS 開発に入るためには、現在多くの実用 SPS のモデルが採用している最大電 力密度 1 kW/m²が電離層への影響の観点から問題ないことを、宇宙実験により実証して おくことが必要である。本項では、小型衛星を用いたマイクロ波送電実験で1 kW/m²の 強度のマイクロ波が電離層へ与える影響を評価することができるかについて検討を行 う。

F層中を 7.5 km/s で飛翔する小型衛星からのマイクロ波放射実験では、マイクロ波ビームそのものもF層中を 7.5 km/s の高速で移動することになる。1.6 m x 1.6 m のアンテナ (以下では 1.8 m 直径の円アンテナと近似として計算) から 5.8 GHz, 3.84 kW のマイクロ波を放出した場合((2)項での option B, B')、 1 kW/m^2 (ビームの中心部)以上のマイクロ波強度は衛星から 60 m までの範囲で実現される。60 m 先のビームの径はヌル点間で 4.2 m である。50 m 距離でのビームの中心強度とビーム径(ヌル間)は、それぞれ 1.5 kW/m^2 および 3.5 m となる。また 50 m の距離でのビーム強度 1 kW/m^2 以上の領域は径 1.1 m である。この実験(option B, B')では、 1 kW/m^2 以上のマイクロ波強度の領域が径 1 m 程度、長さ 50 m 程度の規模で形成される。

マイクロ波を地上に向けて放射する場合(モード A)はビームがF層を横切って $7.5 \, \mathrm{km/s}$ で移動することになるので、同じプラズマセグメントへのマイクロ波 $1 \, \mathrm{kW/m^2}$ 以上の強度の照射時間は $1 \, \mathrm{m/7500} \, (\mathrm{m/s}) = 0.13 \, \mathrm{ms} \, (7.5 \, \mathrm{kHz})$ に限られる。電子の応答を支配する電子プラズマ周波数は数 $\mathrm{MHz} \, (10^5 \, / \mathrm{cm^3} \sim 10^6 \, / \mathrm{cm^3}$ で $2.8 \, \mathrm{MHz} \sim 9 \, \mathrm{MHz})$ なので十分応答するが、イオン(応答周波数 $\mathrm{kHz} \, \mathrm{mx} - \mathrm{my}$ は応答の限界である。またモード A の場合は衛星に搭載するプラズマ計測器(電子温度・密度計)はプラズマ擾乱領域に直接入ることなく擾乱領域から磁力線方向に流出する電子を計測することになる。一方マイクロ波を衛星の進行方向に照射する場合(option B'、モード B)は、実効的なビーム照射時間は $7 \, \mathrm{ms} \, (50 \, \mathrm{m/(7500 \, m/s)})$ 、 $150 \, \mathrm{Hz}$)と長くなるので、イオンも応答できる。この場合はマイクロ波で励起された擾乱域に観測センサーを備えた衛星が進入することになるので、衛星に搭載した電子温度・密度計は $7 \, \mathrm{ms} \, \mathrm{app} \, \mathrm{my} \,$

マイクロ波送雷のエネルギー効率の立場からは電離層での電力損失が 1%以内程度で あれば送電損失の観点からは実用上問題がないが、1 GW クラスの実用 SPS の場合、1 % ものエネルギー(10 MW)が散逸すれば電離層に極めて大きな影響を与える可能性があ る。ちなみにF層(プラズマ密度 10^6 /cm³)でのマイクロ波ビーム径 $1 \, \mathrm{km}$ 、長さ $100 \, \mathrm{km}$ の円柱領域の電子の温度を 1,000° K 上昇させるためのエネルギーはわずか 1,300 J 程 度である。従って、0.5秒の加熱時間を仮定すれば、1 GW ビームのわずか 2.5x10⁻⁴ % のエネルギーが電子に移乗すればビーム中の全ての電子の温度が 1,000° K 上昇する。 後述のモデル計算の場合であれば、表 7.2.2.4-3 に示すように 8.64 x10-4 %のエネルギ 一散逸(8.64 kW)に対し、電子温度の上昇は2,270°K、プラズマ密度の減少は45% 近くに達する。4.2.1.7章の式(4.2.1.7-1)で計算される線形のレベルでの電離層のマ イクロ波エネルギーの吸収量は 2.16x10⁻⁴ % (5.8 GHz で相互作用距離を 100 km、プラ ズマ密度を 10⁶ /cc, 電子の衝突周波数を 5.4 kHz とした場合) に過ぎず、1 %の吸収量 はその 5,000 倍もの吸収量に相当する。一般的には SPS のマイクロ波の電離層への影響 は、温度については電離層の自然の変動レベルである1,000°K程度(電離層の日変化 は 1,000°K 程度)、密度変動は自然の変動レベルである 10 %程度までを目安とするこ とが望ましい。実証実験では、電力損失については地上到達波の強度で評価し、電離層 に与える影響については、衛星に搭載したプラズマ観測機器(温度と密度の計測装置) とプラズマ波の受信機(非線形作用で励起されるプラズマ波動の検出)で評価する。

電離層での非線形過程による電力損失分は直接的には電子の加熱に使用される。マイクロ波による非線形電子加熱は、マイクロ波によって励起されたプラズマ波動が関与してマイクロ波から電子への大きなエネルギー輸送 (線形プロセス以上のエネルギー輸送)が生じると考えられる。4.2.1.7 章で示したように、電離層での非線形作用の中で、熱的自己収縮はマイクロ波ビームの強度勾配による自己収縮現象や 3 波共鳴現象に比べその発生閾値が小さいとされている。熱的自己収縮現象には、F層での電子・イオン衝突が重要な役割を果たす加熱と D, E層での電子・中性ガス衝突が重要な役割を果たす加熱の 2 現象があるが、Walker(1979) 4)及び Perkins and Goldman (1981) 5)の解析によれば F層での加熱現象の方が加熱の閾値が低いことから、F層での加熱現象の方が重要である。F層での非線形現象の評価を目的とした本衛星は F層に投入する計画 (高度 370 km への投入)のため、マイクロ波強度が極めて微弱になる低高度の D, E層についての非線型作用を調べることはできない。ただし、F層での非線形現象の実データが得られれば、D, E層での非線形現象もある程度の確度を持って推定することが可能である。

マイクロ波による電子の加熱では、マイクロ波が電子・イオン衝突により電子を加熱する加熱量と、加熱された電子がイオン衝突や輻射等により冷却される散逸量が釣り合うまで温度が上昇するというモデルが従来から使用されている。線形現象の取り扱いでは、4.2.1.7 章示したようにマイクロ波のエネルギーの散逸は極めて小さい。実際、周波数 $5.8~{\rm GHz}$,マイクロ波電力密度 $1~{\rm kW/m^2}$ 、電子・イオン衝突周波数 $f_{\rm ei}$ = $5.4~{\rm kHz}$ ($n_{\rm e}$ = $10^{\rm 6}$ /cm³、 $T_{\rm e}$ = $1,000^{\rm 6}$ K) 、相互作用距離 $100~{\rm km}$ の場合は、電力損失比(プラズマとの作用で失われるマイクロ電力と全マイクロ波電力の比)は $2.2~{\rm x}10^{\rm 6}$ 程度、 $1~{\rm GW}$ での損失量 $2.2~{\rm kW}$ 程度となり、実用上も電離層への影響上も問題になることはないと考えられる。この場合の電子温度の上昇は $568^{\rm 6}$ K で飽和する。電離層への影響上問題となるのは、何らかの非線形現象によりマイクロ波から電子へのエネルギー輸送が異常に大きくなる場合である。この原因としては上述のマイクロ波ビームの自己収縮現象や $3~{\rm im}$ 波共鳴現象以外にも、現段階では未知の機構もあり得る。以下ではその機構の可能性を論じるのではなく、実用 SPS でそのような非線形現象が発生するとした場合、現在計画されているような実証実験でそのような非線形現象が検知可能かについて論じる。

電離層に与える影響及びマイクロ波のエネルギー散逸が問題になるレベルの相互作用が発生するためには、電子への実効的なエネルギー移乗が線形の場合よりも大きい場合なので、ここでは仮にマイクロ波から電子へのエネルギー移乗が何らかの非線形効果により、線形の場合より大きくなった場合(F倍となった場合)を検討する。ただしここで扱う式そのものは線形の式である。マイクロ波による電子加熱の単位体積当たりのエネルギーの釣り合いは、以下で表される。線形の扱いのため、吸収断面積 α 、冷却速度 β 、非線形効果による線形吸収断面積の増倍率 β はエネルギー密度 β の関数(すなわち時間 t の関数)ではなく定数としている。本来は α 及び β に含まれる電子のイオンとの衝突周波数 β は温度の関数(γ N/T^{1/2})なので、 α 、 β ともに定数ではないが、近似的な扱いとして定数として扱う。

 $dE/dt = \alpha FNp_0 - \beta (E-E_0)$ (7. 2. 2. 4-2) $E = 3/2 \cdot NkT_b$ (7. 2. 2. 4-3)

E:単位体積当たりの電子エネルギー (Joule/m³)

E₀:単位体積当たりの電子の初期エネルギー (Joule/m³)

 $\alpha:1$ f の電子が 1 W/m^2 の強度を持つマイクロ波を吸収する量(線形の場合の吸収断面積) (m^2) ($e^2f_{ei}/(2m\omega^2c$ ϵ_0): $Walker^4$ の式の場合)

F: 非線形効果による線形吸収断面積の増倍率(倍)

p₀:マイクロ波の電力密度 (W/m²)

β:電子の冷却速度 (/s) (=f_{ei} δ: Walker ⁴⁾の式の場合)

N:電子密度 (/m³)

k:ボルツマン定数 (1.38x10⁻²³ Joule/ ° K)

T_b:マイクロ波ビーム内の電子温度(°K)

f_{ei}:電子のイオンとの衝突周波数 (プラズマ密度 10⁶ /cm³、電子温度 1,000° K で 5,4 kHz)

δ:電子の冷却率 (F層で 3.4x10⁻⁴)

電子温度の初期値を T_{e0} とすれば、最終的な温度上昇($t=\infty$ での温度上昇) ΔT 、温度の時間変化 T_b (t)、 $t=\infty$ での到達温度(T_s)、立ち上がり時の温度変化率(dT/dt($t\sim0$))、温度上昇が ΔT (1-1/e)=0. 63 ΔT になる時間 τ は、それぞれ以下のように表される。

Δ T=2 α Fp ₀ /3k β	(7. 2. 2. 4-4)
$T_s = T_{eO} + \Delta T$	(7.2.2.4-5)
T_b (t) = $T_{e0} + \Delta T \cdot (1 - \exp(-\beta t))$	(7.2.2.4-6)
dT_b/dt $(t\sim 0) = \Delta T \cdot \beta$	(7.2.2.4-7)
$\tau = 1/\beta$	(7.2.2.4-8)

Walker⁴⁾の式によれば、マイクロ波周波数 5.8 GHz、マイクロ波の電力密度 p₀=1 kW/m²、プラズマ密度 10⁶/cm³、電子温度 1000° K の時、

$$\alpha = 2. \ 16 \times 10^{-23} \ (\text{m}^2) \ (= f_{ei} e^2 / (2 \text{m} \ \epsilon_0 \text{c} \ \omega^2))$$
 (7. 2. 2. 4-9)
 $\beta = 1. \ 836 \ (\text{Hz})$ (7. 2. 2. 4-10)

となる。線形作用の場合(F=1 の場合)は、最終的な温度上昇(Δ T)は 568° K、温度上昇が 0.63Δ T になる時間 τ は 0.55 秒(1/1.836)となる。

なお、 α は、松浦の論文 6 では $e^2f_{ei}/(m\epsilon_0c\omega^2)$ (α Np₀= f_{ei} ・p₀/c・(ω_{pe}/ω) 2 (ω_{pe} (電子プラズマ周波数) = $(ne^2/m\epsilon)^{1/2}$) となっており、Walker のものの 2 倍となっているが松浦の論文では 1/2 が抜けているものと思われる (松本の論文 7) もマイクロ波強度として実効値を用いているが、中身は Walker の式と同じである)。

非線形効果により、電子イオン衝突周波数 $f_{\rm ei}$ が見かけ上増加したとしても、冷却も電子・イオン衝突で引き起こされる(エネルギーの散逸も見かけ上増加した衝突周波数に比例する、即ち $f_{\rm ei}$ δ を掛けた割合で冷却)と仮定した場合は、到達温度は、

用 SPS で引き起こされるプラズマへの影響が非線形加熱作用により許容範囲に収まらない場合(目安として 1000° K以上の電子温度上昇や 10%以上の電子密度減少)があるとした時、実証実験の段階で検知できるかという観点から検討を進める。逆に言えば、

実証実験で計測された結果で、実用 SPS が電離層プラズマに及ぼす重要な影響

(許容範囲に収まらないような影響)を 予見できるかという観点での検討である。

電子温度については、上述の方法で評価し、電子密度については以下に示す方法で評価する。式(7.2.2.4-2及び-3)を解く時電子密度Nは一定としているので、以下の扱いは厳密性を欠くが、Nの変化が小さい時は近似的に妥当なものとして検討する。ここでのモデルでは、図7.2.2.4-13に示すように、加熱領域(不安定領域)と周辺領域(電離層プラズマ)の間での電子の出入りのフラックスの釣り合いにより加熱領域の電子密度が決定されるものとする。加熱領域は円柱形とし、その長さ(L)は直径(2r)よりも十分長いものとする(円柱の軸方向の電子

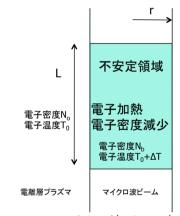


図 7.2.2.4-13 マイクロ波ビーム中の非線 形加熱領域(半径 r、長さ L)。周辺プラズマ電子の密度及び温度は N_o 及び v_o 、ビーム 内のプラズマ電子の密度及び温度は N_o 及び v_{bo}

の出入りは、半径方向の出入りに比べ無視できる(L>>r)ものとする。)マイクロ波ビーム内で電子が加熱されると、最初はビーム内に入ってくる電子フラックスよりも出て行く電子フラックスが増加するので周辺のプラズマより若干空間電位が上昇する(この時間スケールは r/(電子熱速度)なので極めて早い)が、その後この電位を乗り越えるためのエネルギーを得た電子が順次加熱領域から流出し、電子の出入りのフラックスが釣り合う状態になる。この段階が電子分布の定常状態である。一方イオンは上昇した電位のためこの加熱領域を離脱する(両極性拡散)が、この時間スケールは r/(イオン熱速度)なので比較的遅い。イオンの離脱によりビーム内のプラズマ密度が減少し、

最終的にビーム内では加熱された電子温度で決まる値までプラズマ密度が減少した状態でプラズマ密度の定常状態となる。電子分布の定常状態が達成された段階で、領域内外ともに電子について Maxwell 分布が成立しているとすれば、加熱領域の境界(表面)では出入りする電子のフラックスが釣り合うことから、以下が成立する。

(7.2.2.4-11)

No: 電離層のプラズマ密度、No: 加熱領域内部の電子密度

v。: 電離層の電子の熱速度、vb: 加熱領域内部の電子の熱速度

電子の熱速度は温度の1/2乗に比例するので、この式は、以下と等価である。

$$N_b/N_0 = (T_0/T_b)^{0.5} = (T_0/(T_0 + \Delta T))^{1/2}$$

(7.2.2.4-12)

マイクロ波ビーム全体での電力損失(絶対値)は以下のように表される。

$$P_{loss} = (1/(2c) \cdot (1/\omega)^2 \cdot \int_0^{rc} (F \cdot \omega_{pe}^2 \cdot f_{ei} \cdot 2\pi rp(r)) dr (7.2.2.4-13)$$

r。: 不安定性の発生する半径 (1kW/m²以上の電力密度のビーム半径)

ここでは簡単のために、マイクロ波ビーム内で電力密度は一定($1kW/m^2$ 、 r_c はビーム半径そのもの)と近似すれば、 $P_0=\int_0^{r_c}(2\pi rp(r))$ dr となるので、式(7.2.2.4-13)は以下のように表される。

$$P_{loss} = (F \cdot f_{ei} / (2c) \cdot (\omega_{pe}^2 / \omega)^2 \cdot P_0$$

(7. 2. 2. 4-14)

実際には、電力密度はビームの半径にともない減衰し、 r_c の外側では不安定性は発生しないので、式(7.2.2.4-14)の電力損失量は過大評価した値となる。

以上のモデルで算出した実証実験での非線形効果によるプラズマへの影響と電力損失量を表 7.2.2.4-2 に示す。

表 1.2.2.4-2 美証美験での非線形効果によるノブスマへの影響と電刀損失量							
電子非線形	Δ T	モードA		モードB		電力損失	電力損失
の度合い	° K	照射時間 0.13ms		照射時	剈間 7ms	(絶対値、	(入力比)
F		温度上	密度低	温度上昇	密度変化	W)	
		昇°K	下° K				
1(線形)	568	0. 1	0. 9999	7	0. 997	4. 15x10 ⁻⁶	1. 08x10 ⁻⁹
線形の2倍	1135	0.3	0. 9999	15	0. 993	8.3×10^{-6}	2. 16x10 ⁻⁹
線形の3倍	1703	0.4	0. 9998	21	0.990	1. 25x10 ⁻⁵	3. 24x10 ⁻⁹
線形の4倍	4168	0.5	0.9998	29	0. 986	1. 66x10 ⁻⁵	4. 32x10 ⁻⁹

表7 2 2 4-2 実証実験での北線形効果によるプラズマへの影響と電力損失量

一方、同じモデルで算出した実用 SPS での非線形効果によるプラズマへの影響と電力損失量を表 7.2.2.4-3 に示す。電力損失の計算では加熱領域の長さ(L)を $100 \, \mathrm{km}$ としている。なお、4.2.1.7章では線形の場合の電力損失(入力比)を $4 \, \mathrm{x} 10^{-7}$ (この表では $2.16 \, \mathrm{x} 10^{-6}$)としているが、4.2.1.7章は $N=10^{5} / \mathrm{cm}^{3}$ 、 $f_{\mathrm{ei}}=10$ kHz の場合(他のパラメーターは同じ)の計算例である。

表 7. 2. 2. 4-3 実用 SPS での非線形効果によるプラズマへの影響と電力損失量。温度上昇が 0. 63 Δ T になる時間は、507ms である。

非線形の度	ΔΤ	密度低下。	電力損失(絶対値、W)	電力損失(入力比)
合い F	° K			
1(線形)	568	0. 799	2160	2. 16x10 ⁻⁶
線形の2倍	1135	0.684	4320	4. 32x10 ⁻⁶
線形の3倍	1703	0.608	6480	6. 48x10 ⁻⁶
線形の4倍	2270	0. 553	8640	8.64×10^{-6}

以上のことから、実用 SPS で非線形効果により電離層への影響が問題となる(目安として 1000° K以上の電子温度上昇、10 %以上の電子密度減少となる)のは、線形の 2 倍以上の加熱効果がある場合である。図 7.2.2.4-14 に、本実証実験で得られる実用 SPS の最大電力密度に係る情報を整理して示す。線形の 2 倍の加熱効果がある場合、実証実験のモード B の場合は、電子温度の上昇が 15° K、密度減少が 0.7 %なので、プラズマ温度計と密度計の相対計測精度が、それぞれ数度、0.1 %あれば検知可能である。0.1 %の精度の密度計測については困難と思われるが、温度についてはこの程度の変化は検知可能である。また、実証実験で電子温度が 20° K以上上昇するようであれば、加熱効果が線形の場合の 3 倍以上あることになる。この場合には実用 SPS において温度が 1700° K以上、電子密度の減少が 40 %以上になる可能性があり、最大マイクロ波強密度度は 1000 W/m²以下とした値でシステム設計する必要がある。この場合でも、最大マイクロ波強密度度をどの程度下げる必要があるかについても実証実験である程度の目安をつけることが可能である。なお、衛星に搭載するプラズマ波動受信機(kHz~10 MHz)のデータにより、非線形加熱に係るプラズマ波動を検出できれば、加熱の物理的機構についても推定が可能となる。

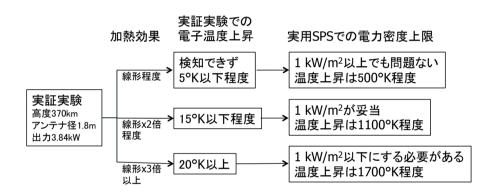


図 7.2.2.4-14 本実証実験で得られる実用 SPS の最大電力密度に係る情報

以上述べた非線形作用のモデルは、非常に簡略化したアプローチであり、今後より厳密な扱いを行うことにより、さらに検討を行う必要がある。特に、上記モデルでは定数としている α と β は実際には時間依存性(電子温度、密度への依存性)を持つこと、及び、マイクロ波ビームのエネルギー密度は径方向に分布を持つこと(上記のモデルでは 1 kW/m^2 一定としている)を考慮したモデルにより、マイクロ波とプラズマとの相互作用をより正確に評価する必要がある。また非線形相互作用での α は本モデルの取り扱いのようにパラメーターとして与えるのではなく、 β とともに物理プロセスから絶対値を決めていくことができればより直接的で正確な評価が可能となる。

3) 地上観測に対する電離層シンチレーションの影響

2)の議論は、現状の理論では電離層プラズマによる主ビームの電力損失が 1%に達することはあり得ないこと及び作用域での電子密度、温度から主ビームの電力損失を間接的に推定することが可能であることを示している。しかし、電力伝送の立場からは、伝送に伴う損失は 1%程度以下であることを直接的に確認することが望ましい。そのためには、地上観測での電力計測を 1%以上の精度で行うことが必要である。しかし、電離層によるシンチレーション効果により、地上での衛星電波の強度が変動することは良く知られている。地上観測での電力計測を 1%以上の精度で行うためには、シンチレーションの影響が 1%以下程度であることが必要である。以下に電離層を通過する 5.8 GHz 帯のマイクロ波がどの程度電離層のシンチレーションの影響を受けるかを評価する。

i) GPS 電波からの 5.8 GHz 帯のシンチレーションの推定

 $5.8~{\rm GHz}$ 帯の電波へのシンチレーションの影響を推定するため、GPS($1.575~{\rm GHz}$)のデータを検討する。4.2.1.7章(2)(図 4.2.1.7-3)に示したように、那覇での GPS の仰角 $90~{\rm Ed}$ 度付近の S_4 の平均値は $5~{\rm Reg}$ である。実証実験の場合は $5.8~{\rm GHz}$ なので、周波数のマイナス $1.5~{\rm Ed}$ (K. C. Yea and C-H Liu, 1982^8) を適用すれば $0.71~{\rm Reg}$ となる。更に実証実験の場合のフレネルスケールは $30~{\rm m}\sim 50~{\rm m}$ 程度(高度 $370~{\rm km}$ からの放射、高度 $350~{\rm km}\sim 300~{\rm km}$ 域に擾乱源がある場合の計算)である。フレネルスケールとはシンチレーションを発生するイレギュラリティの空間スケールであり、このスケール以内の擾乱がシンチレーションを発生する。フレネル半径は $(\lambda d_1 d_2/(d_1 + d_2))^{1/2}$ (d_1 は送信点から擾乱減までの距離、 d_2 は受信点から擾乱減の距離)で表される。GPS の場合のフレネルスケールは約 $300~{\rm m}$ であり、実証実験は $1/10~{\rm Reg}$ なので、強度は乱流スペクトル($p\sim k^{-5/3}$)(擾乱の波長が大きいほど擾乱の強度が大きい)を仮定すればさらに $1/50~{\rm Reg}$ になると期待される(表 7.2.2.4-5)。従って実証実験の場合の電波の電離層擾乱による変動は静穏時には $1~{\rm SU}$ 下と想定される。但し衛星からの光路は擾乱源を高速($7.5~{\rm km/s}$)で横切るので、周波数は $250~{\rm Hz}$ (フレネルスケール/ $7500~{\rm (m/s)}$)程度の早いものとなる。

A CONTROL OF THE PROPERTY OF T				
シンチレーション	GPS(1.58 GHz)	実証実験(5.8 GHz)		
受信点から擾乱源(高度 350 km) までの距離	500 km	350 km		
フレネルスケール(($\lambda d_1 d_2/(d_1 + d_2)$) $^{1/2}$)	316 m	31 m		
擾乱強度 (p~k ^{-5/3})	1	0.15(振幅換算)		

表 7.2.2.4-5 GPS 電波と実証実験主ビームに対する擾乱の影響の比較

ii) 4GHz 帯のデータからの 5.8 GHz 帯のシンチレーションの推定

 $5.8~\mathrm{GHz}$ 帯の電波へのシンチレーションの影響を推定するため、 $4~\mathrm{GHz}$ 電波 (MARISAT, CS) のデータを検討する。 $\mathrm{Groves},~2004^{9}$ で示されている

MARISAT (257, 1541, 3954 MHz) のデータを図 7.2.2.4-14 に示す。図中変動が少ない時間帯の S-BAND の変動は 0.5 dB 以下 (12 %以下程度) であると読み取れる。同様の磁気嵐と GHz 帯シンチレーションの例 10 を図 7.2.2.4-15 に示す。VHF136 MHz は 10-15 dB にわたる強い影響を受けているが、影響が強い場合は CS 4 GHz でも数 dB のシンチレーションが観測されている。この中で比較的穏やかな時間帯では、0.3 dB 程度(7 %程度)の変動となっており、MARISAT (3954 MHz) とほぼ同じレベルである。4 GHz での 0.3 dB は、

f^{1.5}則を適用すれば、4%程度に相当する。GPSと実証実験のフレネル半径の違との支護のフレネル半径の違いを考慮すれば、0.6%程度の表慮すれば、0.6%程度の計測になり、1%の精度の計測に、の可能性は激しいデータをもいるともできる。

iii)ビーム揺動の検討

電離層の比較的小さな 粗密(フレネルスケールよ

Scintillation Strength Decreases with Increasing Radio Frequency

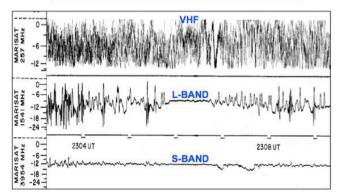


図 7. 2. 2. 4-14 MARISAT (257, 1541, 3954MHz) のデータ ⁹⁾

りも小さいスケールの粗密)により発生するシンチレーションとは別に、電離層の比較的大きな粗密(フレネルスケールよりも大きいスケールの粗密)を光路が横切る場合はビーム全体の揺動が発生する。電力変動の評価として、揺動による地上でのビームの変位によるビーム強度の変動量を計算した結果を表 7.2.2.4-6 に示す。ここでは、高度

370 km から放射されたマイクロ波が高度 350 km にある大きさ 1000 m の擾乱(粗密間は 500 m)で屈折した場合を計算した。ビーム分布は、図 7.2.2.4-11 のベッセル関数で表される分布を仮定している。ヌル点はビーム中心から 12.9 km である。

通常の擾乱(TEC変動 5x10¹⁵/m²程度)の場合の屈折角は式(4.2.1.7-4)を用いて計算すると0.0043°となり、地上での変位は約23 mとなる。この場合のビーム揺動によるビーム中心付近の電力変動は0.003 %以下である。従って通常の擾乱以下であれば、揺動によるピーク電力の変動(減少)は無視でき、1 %の精度での電力計測が可能と思われる。なお、強い擾乱があっても、そのピーク電力への影響は0.12 %程度である。表7.2.2.4-6 にシンチレーションの強度に対する地上での主ビームのピーク電力の変動量の計算値を示す。

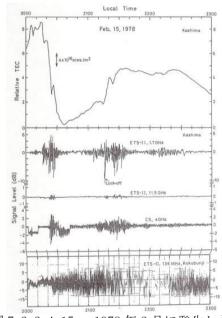


図 7. 2. 2. 4-15 1978 年 2 月に発生した 大きな磁気嵐による ETS-II 1. 7 GHz、CS 4 GHz のシンチレーション (数 dB) 10)

表 7. 2. 2. 4-6 シンチレーションの強度に対する地上での主ビームのピーク電力の変動量の計算値

シンチレーション	TEC の変 動量	光路長の 変動	屈折角	地上での変位	ビーム中央部の電 力変動量
強	$5 \mathrm{x} 10^{16} / \mathrm{m}^2$	0.06 m	0. 043°	226 m	0.12 %
中	$5 \mathrm{x} 10^{15} / \mathrm{m}^2$	0.006 m	0. 0043°	22.6 m	0.003 %以下
弱	$1 \mathrm{x} 10^{15} / \mathrm{m}^2$	0.012 m	0.00086°	4.5 m	無視できる

4) 熱的検討

実証実験においては、電離層通過実証のため電離層域で $1 \, \text{kW/m}^2$ 以上程度の電力密度を実現するため、パネルからは実用の場合の 4 倍程度のマイクロ波電力を放射する必要がある。また、近未来のマイクロ波アンプの効率は $50 \, \text{%以下と想定されるので(実用では }80 \, \text{%を想定)、実証実験でのマイクロ波放射中のパネル内の熱条件は実用 SPS と比較して相当厳しいものとなる。一方最大出力での放射時間は <math>20 \, \text{秒弱なので運用シークエンス全体での熱条件は大きく緩和される。表 } 7.2.2.4-7 にパネルの熱的特性をまとめた。下記の検討ではアンプの効率、ジャンクション・冷却板間熱抵抗、実験開始時のパネル温度を、それぞれ仮に <math>30 \, \text{%} \, 1.5 \, \text{C/W} \, 20 \, \text{CC} \, \text{としている}$ 。

表 7.2.2.4-7 実証実験におけるパネルの熱的特性

事項	パラメーター(設定値、計算値)
1枚のパネルサイズ(全体は4枚パネル)	0.8 m x 0.8 m(4 枚では 1.6 m x 1.6 m)
パネル放熱面(実験後は放熱面を深宇宙側 へ向ける姿勢をとる)	パネルサイズの 1/3 と仮定、 ε =0.84 (白色塗装)
パネルからのマイクロ波出力	950 W(16 秒), 47.5 W(5 %出力)(フルパワーの前後 2 分)
	アルミ板、0.8 m x 0.8 m x 2 mm厚、3.456 kg、 放熱面 ε=0.84(白色塗装)、熱容量 3110J/°C、
アンプ出力、効率(676 素子/パネル)	1.41 W(最大出力)、0.071W(5%出力)、効率 30%
アンプの発熱	3.28 W(最大出力)、0.164W(5%出力)
ジャンクション・冷却板間熱抵抗	1.5 ℃/W
パネルの発熱	950 W 出力時 2217 W、47.5 W 出力時 111 W
1 実験シークエンスの発生熱	62067 Joule
実験開始時の温度	20℃
冷却板の最大温度(実験終了時点)	40. 0°C
ジャンクション温度の最大値(最大出力終 了時点)	40.2℃、最大出力時の温度上昇率 1℃/秒
パネル全体の温度の緩和時間	14分(簡単のため冷却板から深宇宙への熱放射量は 20℃の冷却板温度で計算)

これらの結果から計算した FET のジャンクション温度 及び冷却板温度の時間プロファイルを図 7.2.2.4-16 にまとめた。なおジャンクション・冷却板間熱抵抗を 5 \mathbb{C}/\mathbb{W} とした場合でも、FET の動作温度を逸脱することはない。

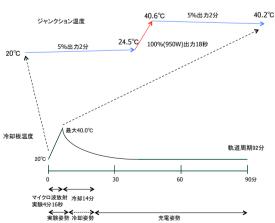


図 7.2.2.4-16 実証実験での温度プロファイル。なおジャンクション・冷却板間熱抵抗を 5°C/W とした場合は、ジャンクション温度の最大値は 52.1 $^{\circ}$ C、実験終了時の温度は 40.8 $^{\circ}$ C となる。

5) 実証実験用パイロット信号アップリンク局

実証実験においては、実験用にパイロット信号アップリンク局を設備するのではなく、 JAXA 新 GN などの既存の地上局(S 帯、10 m アンテナ)を利用することが考えられる。 4.2.1.5(3) 項の式(4.2.1.5-9)で、 $P_0=50$ dBm(100 W)、送信系アンテナ利得 46 dB(開口 効率 0.6、周波数 2.45 GHz の値を使用)、伝搬損失-160.2 dB(衛星高度は 370 km であるがリンクの最大距離は 1000 km のためこの値を使用)、受信アンテナ利得 4.5 dB、給電損失-2.4 dB とすれば、信号強度は-62.1 dBm となる。一方ノイズは 4.2.1.5(3) 項とほぼ同様の値(システム雑音温度 31.9 dBK、帯域 256 kHz)を用いれば-112.6 dBm となるので、S/N は 50.5 dB となり、ビームの方向制御に必要な精度は実現可能である。システム設計上さらに高い S/N が必要な場合には、データをキャリアにのせず帯域を 1 kHz とすれば、S/N は 74.6 dB まで上げることができる。

6) 小型実証実験の展望

上述の小型実証実験は、以下のような研究や活動を合わせて行うことにより、多くのコミュニティが参加する理工学実験として実施することができる。

- ① Arecibo のような電離層加熱局(ただし Arecibo 局は 2020 年のアンテナ崩壊により 閉鎖されることになった)からの RF 放射実験(衛星側はプラズマ(温度、密度)及び プラズマ波動計測)と組み合わせて、電離層と電波の非線形相互作用研究の総合キャン ペーンとして実施する。
- ② 近傍のサブサテライトで電力を受ける実験を付加する。また、テザーによるプラズマ/波動計測装置の放出・回収の実施。
- ③ パネル展開を将来の SPS に適用可能な大型構造物建設技術の要素技術実証として実施。
- ④ 小型のレーザー送電実験と組み合わせて実施。
- ⑤ アマチュア無線のグループや学生が地上受信に参加できるような枠組みの下で、社会性のあるキャンペーンとして実施する。

7) 現在進行中の小型実証実験(おひさま計画)

我が国では、宇宙科学研究所の小型衛星 SPS ワ ーキンググループにより小型科学衛星による SPS 実証実験が2009年以降提案されてきたが、科学 衛星としては他の計画に比べて評価が低くプロ ジェクトとして採択されることはなかった。しか し、2021年になって、国の方針(2021年末改定 の宇宙基本計画工程表、「2025 年度を目途に地球 低軌道から地上へのエネルギー伝送の実証を目 指す」)により、上述の小型実証計画よりも小規 模ではあるが、地上へのマイクロ波送電実験(マ イクロ波ビームの地上への精密方向制御実験)の 計画が 2022 年の末にスタートし、2025 年の実験 実施を目指して準備が進められている。この計画 では、高度 450km 付近の衛星 11) により KW 級のマ イクロ波による地上局への高精度マイクロ波方 向制御実験を行って、エネルギー伝送の技術実証 を行うことになっている。

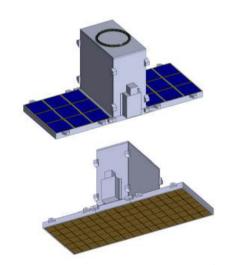


図 7.2.2.4-17 小型衛星によるマイクロ波送電実験計画(おひさま計画¹¹⁾

7.2.2.4 章の参考文献

- 1) F. E. Little, K. Chang, R. J. Fink, G. D. Arndt, P. H. Ngo, R. F. Beach, A Space to Earth Demonstration of Wireless Power Transmission, 2009-h-27, ISTS, 2009.
- 2) S. Sasaki, K. Tanaka, and JAXA Advanced Mission Research Group, On-orbit Demonstration for SPS Wireless Power Transmission, Proc. of the IAA 50th Anniversary Celebration Symposium on Climate Change/Green Systems, pp. 103-107, 2010.
- 3) K. Tanaka, S. Sasaki, and SPS WG, Mission design of WPT Space Demonstration Experiment using Small Scientific Satellite toward SPS, Presentation material, SPS Workshop, IEEE WiSEE, Baltimore, Nov. 9, 2013.
- 4) J. C. G. Walker, ACTIVE EXPERIMENTATION WITH THE IONOSPHERIC PLASMA, Rev. of Geophysics. and Space Physics, Vol. 17, No. 4, pp534-544, 1979.
- 5) F. W. Perkins and M. V. Goldman, Self-Focusing of Radio Waves in an Underdense Ionosphere, JGR, Vol. 86, No. A2, 600-608, 1981.
- 6) 松浦延夫、4. 大電力マイクロ波伝送に伴う電離大気環境効果、電波研究所季報、Vol. 28, No. 148、723-730、1982年
- 7) 松本紘、宇宙太陽発電所用マイクロ波ビームと電離層プラズマとの非線形相互作用の理論的検討、東京大学宇宙航空研究所報告、第 15 巻第 3 号(B)、pp. 407-430、1979 年10 月
- 8) K.C. Yea and C. Liu, Radio Wave Scintillations in the Ionosphere, Proc. of the IEEE, Vol. 70, NO. 4, Aprill 1982.
- 9) Dr. Keith Groves, Monitoring Ionospheric Scintillation with GPS, Colloquium On Atmospheric Remote Sensing Using The Global Positioning System, 20 June-2 July, 2004 Boulder, CO. (インターネットで公開されている)
- 10) 発明と発見のデジタル博物館: きく2号によるミリ波帯電波伝搬の研究、http://dbnst.nii.ac.jp/pro/detail/1413
- 11) Koji Tanaka, Yoshiyuki Fujino, Tomohiko Mitani, Ryo Ishikawa, Kazuhiko Honjo, Yasuyuki Miyazaki, Kosei Ishimura, Takumi Abe, Atsushi Kumamoto, Hirotsugu Kojima, Satoshi Kurita, Takahisa Tomoda, Kazuyuki Nakamura, Koji Yamaguchi, Hidetoshi Kitabatake, Hitomi Inada, Koichi Ijichi, MISSION DESIGN FOR ON-ORBIT PRECISE MICROWAVE BEAM CONTROL EXPERIMENTS OF WIRELESS POWER TRANSMISSION TECHNOLOGY, 74th International Astronautical Congress (IAC), Baku, Azerbaijan, 2-6 October 2023.

編集用予備ページ

7.2.2.5 JEM からのレーザー送電実験の検討

JEM でのレーザー送電 実験は、対地上、対宇宙 機(HTV などへの送電) の検討が、JAXA¹⁾やメーカ ー提案として行われてき た。1)の検討では、高度 400 km から 500 W の 1.075 μ mのレーザーを 0.14 m の光学径 (ビーム幅 14 u rad) の送光系を用いて地 上に送電し、地上の直径 7 mの受電設備(光電効 率 23 %)) で 80 W の電 力を取得する構想が示さ れている。受光時間は1 分(仰角60度以上、可視 は3.5分)とされている。

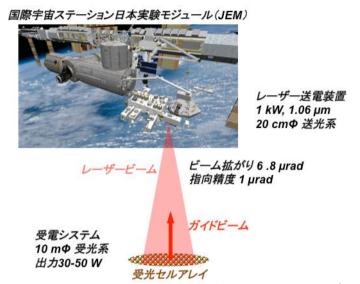


図 7.2.2.5-1 JEM におけるレーザー送電実験検討例 2)

ここでは別途ケーススタディされた JEM におけるレーザー送電実験の検討例 2)(図 7.2.2.5-1)を示す。このケースは、衛星側での送光系の光学径が $20~\rm cm$ 、波長 $1.06~\mu$ m、電力 1kW の場合である。この光学系でのビーム拡がりは 6.75μ rad($4~\lambda/\pi$ D、強度が $1/e^2$ 、 M^2 =1 の場合)なので、大気層の影響がなければ地上で光路直角の受光器で受けた場合、径 $3.4~\rm m$ の拡がりとなる(地上への送電距離 $500~\rm km$ の場合)。

以下、大気擾乱は最大 50 μ rad、ノミナル 15 μrad とし、大気層の厚さを 10 km (典 型値)、JEM は地上局の鉛直方向から 30 度の方向にあるとした場合を検討する。地上 からのパイロット光 (誘導光) は開口 20 cm、拡がり角は 250 μrad とする。パイロッ ト光は大気擾乱がなければ、JEM 位置(地上局との距離 500 km)で 125 m の拡がりとな り 0.4 μrad の拡がり角で観測される。地上からのパイロット信号の JEM への絶対指向 精度が 100 μrad (ずれても最大 100 μrad) であればパイロット光は JEM 受光器で必ず 捕捉される。大気擾乱が無い場合は、JEM 側の受光望遠鏡のパイロット光の受光視野角 が $100 \mu \text{ rad}$ (例えばきらりの場合は $\pm 200 \mu \text{ rad}$) であれば、パイロット光は点の像(視 野長の 0.4 %) となる。最大大気擾乱 α=50 μrad (最大±25 μrad で変動) の場合、擾 乱のない場合のビーム方向を中心に最大±25 urad でビーム方向が変動する。この変動 により JEM から観測した場合、JEM への伝搬距離 (500km) が大気層の厚さに比べ非常 に大きいという近似を用いると、大気層上空で $D=H(1+\tan^2\theta)\alpha$ (D: ビームの伝搬面内 での水平面方向の変動、H: 大気層の厚さ、θ:地上からのビームの放射角(鉛直方向か らの角度))の範囲でパイロットビームが変動するように見える。 θ =30 度(この角度 での平均的な大気屈折はラドーの表によれば約 500 μ rad である)、 α =50 μ rad、H=10 km の場合、パイロット光の拡がり 0.4 μrad を考慮して、JEM 側では 1.58 μrad の範囲に 広がったスペックルのあるパイロット信号が観測される。スペックルが存在するため4 分割センサーを使っても最大 1. 58 μrad の検出誤差が生じる。光行差補正誤差(補正量 は 25 μrad 程度) 及び指向制御誤差を計 0.42 μrad に抑えれば、誤差の単純和は 2 μrad 程度となる。これは、地上で 1 m の誤差(光軸垂直方向)に相当する。ノミナル α =15 μrad の擾乱であれば、JEM からは 0.75 μrad の範囲に広がったスペックルのある像が観 測される。この場合は 0.75 µrad の検出誤差が生じ、光行差補正誤差及び指向制御誤差

の誤差を計 0.42 μrad とした場合は誤差の計は 1.17 μrad 程度となる。これは、地上で 0.59 m の誤差に相当する。

衛星方向に正確にスペックルの無い(少ない)アップリンクを行うためには大気擾乱を補償する補償光学でアップリンクのビームを整形する必要がある。アップリンクが十分高速で整形されれば、スペックルのないガウス分布のビームが衛星に到達し、地上局の方向が正確に検知され大気擾乱の影響を受けずに正確に地上局の方向にビームを放射できる。

ダウンリンクの光もアップリンクの光と同様大気層入射後大気擾乱の影響を受ける。 20 cm 送光光学系(ビーム広がり 6.75 μ rad)の場合、ダウンリンクビーム光の光軸垂直方向への広がりは、大気層上空で径 3.3 m となる。大気擾乱が無ければ地上でもほぼ同じ径(3.4 m)となり、大気減衰がない場合は、電力の平均密度は 97 W/m^2 、最大密度は 224 W/m^2 となる。

JEM の軌道速度を 7.5 km/s とすれば、地上の受電局から仰角 60 度を通過する場合の JEM のビーム垂直方向の最大移動速度は高度 10 km では 173 m/s に相当する。衛星の移動に伴う光路の大気に対する相対的な移動速度は、ジェット気流(高度 10 km で最大 100 m/s 程度)よりも大きい。大気擾乱がある場合は、図 7.2.2.5-2 に示すように、地上のビームはガウス分布がくずれた状態でビーム全体が振動する。ビーム全体の振動(変動 A)の周期は、(ビーム径)/(光路の移動速度)=0.022 s 以上(45 Hz 以下)となる。スペックルの振動(変動 B)の周期は、大気擾乱の最小スケールが 10 cm 程度であることから、(大気擾乱の最小スケール)/(光路の移動速度)=0.58 ms 以上(1.7 kHz 以下)となる。

このビーム光の中心は大気 擾乱の影響(最大 50 µrad)で、 30 度入射の場合 0.58 mの振幅 で振動する。ビーム径は地上で 実質的に 3.87 mとなり、その 内部は最大 1.7 kHz のスペック ルで濃淡が生じる(同時に動力 ム中心は最大 45 Hz で振動)。 トラッキング誤差 1 mを考慮 も大りでででででででででいる。 を敷き詰める必要がある。余な を敷き詰める必要がある。余な を持って受光部を 8 mの径と動 を持って受光部を 8 mの径と動 を対すれば指向誤差及びビーム揺動 を考慮しても幾何学的にはビームの全ての部分を受光でき

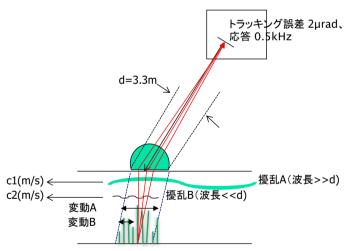


図 7.2.2.5-2 地上におけるレーザービームの変動。

る。 $0.5 \text{ m} \times 0.5 \text{ m}$ のホモジナイザーを使用する場合 200 存程度のホモジナイザーが必要である。1,000 W 送電の場合、大気減衰を 0ICETS の晴天時実測 $^{3)}$ –4 dB (0.4) 、 ホモジナイザーの光通過効率を 0.7 とすれば、 27 W/m^2 (平均電力密度) となり太陽電池感度閾値(1 W/m^2)を十分越える。1,000 W 送電の場合、アレイ結合 0.6、太陽電池効率 0.2 で、34 W 程度の直流電力出力となる。反射ミラー集光によるトラッキング方式の場合は、反射率 0.8、ホモジナイザー0.7、太陽電池効率 0.2 である。

ただしこの実証実験では、以下のような新しい技術の開発が必要である。この実験では、大気シンチレーション(最大大気擾乱 α =50 μ rad)を許容しパイロットビームの検出誤差(1.58 μ rad)を含めた全誤差の計を 2 μ rad とするためには光行差補正誤差及び指向制御誤差を 0.42 μ rad 程度に保つ必要がある(OICETS では総合指向精度±2.6

µrad)。この精度要求は低高度での実証実験だけでなく、将来のレーザー型 SPS でもこの程度の誤差に押さえる必要があり、今後必要な技術開発である。またパイロット光のシンチレーションを抑圧して安定したパイロット光の受光を行うためには、アップリンクの大気擾乱を補償するための地上の補償光学ミラー技術が必要と思われる。これも実用 SPS でも必要となる可能性のある新技術である(天文台等では実用化されている技術だが)。一方、ホモジナイザー技術はマルチビームによる平準化により、地上のミラートラッキング技術は静止衛星軌道の採用により、実用衛星では不要である可能性が高いため、実証実験のためのみの特有の技術開発となる可能性がある。

7.2.2.5 章の参考文献

- 1) 上野、松枝、「きぼう」を利用した SSPS 技術実証衛星の構想、信学技報 TECNICAL REPORT OF IEICE WPT2010-02 (2010-04)、2010年
- 2) S. Sasaki, K. Tanaka, and JAXA Advanced Mission Research Group, On-orbit Demonstration for SPS Wireless Power Transmission, Proc. of the IAA $50^{\rm th}$ Anniversary Celebration Symposium on Climate Change/Green Systems, pp. $103-107\,(2010)$
- 3) 情報通信研究機構 ワイヤレスネットワーク研究所 宇宙通信システム研究室 光衛星通信技術ユニット 過去の研究開発と宇宙実証 OICETS https://www2.nict.go.jp/spacelab/hicali/lasersatellitetech/03past/past4.html

編集用予備ページ

7.3 SPS 技術のスピンオフ、地上応用

SPS 技術の内、無線送電技術については、これまで 様々な地上での応用や民生機器への適用が検討され、 一部実験も行われてきた。

マイクロ波を用いた比較的近距離の電力伝送については、1990年代半ばに、フランス CNES の Pignolet 等 $^{1)}$ が、レユニオン島で山あいから谷底の集落に対する無線送電のケーススタディを行い(図 $^{7.3-1}$)、一部ハードウエアを開発して検討を行った。この計画では 10 kW の電力を 700 m 下方の谷底にあるツーリストロッジに送ろうとするもので、周波数は $^{2.4}$ GHz が考えられた。ただし本格的な実験に入るまでには至らなかった。わが国では 1994 年に離島送電への応用を目指した 5 kW 級の定点間マイクロ波送電実験 20 (表 $^{7.2.1.1-1}(1/2)$) が関西電力の協力のもと実施されている。

マイクロ波送電技術の民生技術への応用については、我が国では京都大学で研究が活発に行われている³⁾。特に電気自動車のバッテリーへの無線による充電⁴⁾については、関連メーカーとの共同研究などが行われている。現段階では、図 7.3-2 に示すように、ガソリンスタンドに相当する電気スタンドに停車している電

- 1. Pompes / Ligne électrique
- 2. Réseau de Projecteurs
- 3. Faisceau Micro-ondes
- 4. Réseau CWC/Radiopiles
- 5. Utilisateurs

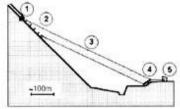




図 7.3-1 レユニオン島 Grand Bassin での実験の計画 (Pignolet et al., 1997)¹⁾

気自動車への充電について研究が行われているが、将来的には走行中の自動車に対し充電することも考えられている。例えば、高速道路などで充電レーンを走行することにより充電スタンドに立ち寄らなくても、電力を補給できるといった便利なシステムが想定されている。

また、従来から無線送電の地上での応用として、災 害地や危険地域への一時的な電力供給システムが考え られている (平成 17 年度 USEF 報告書)⁵⁾。これまで京 大で検討が行われているような飛行船を用いた被災地 住民への電力供給(例えば携帯電話等の小型家庭電気 製品の充電など)や、図7.3-3に示すような切断した 電力線の部分的な無線による接続(高野、2011年6)) などいくつかの状況に応じた応用が提案されている。 平成 25 年度から Japan Space Systems が始めた「スピ ンオフ技術に係わる試作・試験」の研究開発(三菱重 工、九州電力が参加)では、送電用鉄塔の航空障害灯 (距離 500 m、消費電力 30 W 程度) への応用(数千万 円以下)を目指した検討⁷⁾が行われている。本研究開発 に関連して、平成27年には、2.45 GHz 10 kW 出力(8 ヶの位相制御マグネトロン、8mx8m送電パネル)で、 500 m離れた距離のレクテナ (8 m x 8 m 受電パネル、 80 W 出力) への送電試験(ビーム形状・方向制御は、位 置角度補正法、レトロディレクティブ法、クローズドル

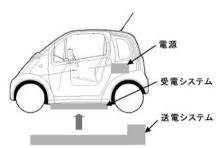


図 7.3-2 電気自動車バッテリーへ の無線による充電(篠田等、2006)⁴⁾

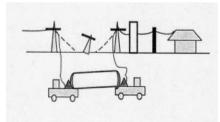


図 7.3-3 切断した送電線の無線による接続(高野、2011 年 ⁶⁾)

ープ法の方式の組み合わせ)が行われている(7.2.1.2(1)2)参照)。

表 7.3-1 にこれまで提案されているマイクロ波送電の民生技術および月探査への応用案と必要な技術を示す。無線送電は近年急速に注目を浴びるようになったが、現在商用が始まりつつあるのは近接送電であり、マイクロ波型の太陽発電衛星で必要な遠距離送電技術についてはまだ応用のターゲットが明確になっていない段階である。図 7.3.4 に太陽発電衛星で前提となるマイクロ波送電技術が今後民生で利用されるための要件を示す。図中①、②、③のコンセプトをそれぞれ図 7-3-5 に示す。

表 7.3-1 マイクロ波送電の民生技術への応用案と必要な技術

利用案	具体例	イラスト、写真	必要なマイクロ波技術
電力線敷設の困難な状況での 保守・点検・診断装置への電力 供給	森林環境調査センサーネットワークへの電力供給(他にトンネル内歪センサー等応用提案多数)		送電技術 受電技術(低電力高効率) ビーム方向制御技術(粗)
災害時用小型電力供給(バルーン等からの微弱電力提供など)	飛行船からのマイクロ波電 カと情報の伝送(京大、 2009年)		送電技術 受電技術(低電力高効率) ビーム方向制御技術(粗)
中型電力伝送(災害、一時的用 途)	切断した送電線の無線によ る接続(高野、2011年)	7.111	送電技術(大電力) 受電技術 ビーム方向制御技術(精)
電子機器への電力供給を目指し たマイクロ波電力空間	無線電力空間(京大) スマートフォンへの無線充 電装置(Ossia社デモ、2013)		送電技術 受電技術(低電力高効率) ビーム方向制御技術(粗)
車両等のバッテリへの電力供給	自動車バッテリの充電(三 菱重工、京大)		送電技術 受電技術
飛翔体への動力エネルギー供 給	飛行船、小型飛行機、小型 ヘリコプターへの送電(デモ の例多数)		送電技術 受電技術 ビーム方向制御技術(精)
月・惑星探査用無線電力供給シ ステム	月面マイクロ波送電(コロラ ド大)		送電技術(大電力) 受電技術 ビーム方向制御技術(精)

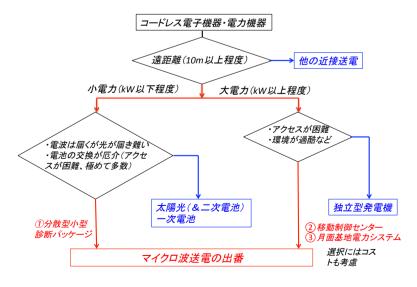


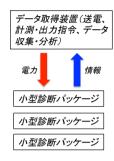
図 7.3-4 マイクロ波送電が民生用途で利用される要件を示したフローチャート

① 分散型小型診断パッケージへの適用

応用可能な条件:多数のセンサー、太陽光が十分受けられない(太陽電池利用が困難)、長時間運用(一次、二次電池の使用が困難)

小型診断パッケージ(各種センサーとマイクロ波送受信機(含むレクテナ)、制御回路、キャパシター蓄電池)

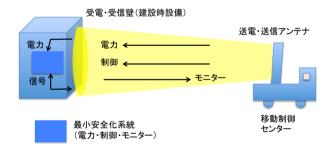
劣化診断:壁、トンネル、橋梁などのインフラ構造物の表面近くに埋め込み。 環境診断:森林などに分散配置して局所的な気象を把握。 製品管理:製品コンテナ、パッケージに埋め込んで出入荷・製品管理。





②原発事故時などの移動制御センター

応用可能な条件:アクセスが困難、環境が過酷な状況での制御



③マイクロ波送電の月探査への応用

検討例:分散された基地間(数km規模)の電力伝送(10kWレベル)の方法として、 コストの点からマイクロ波電力伝送が検討されている。

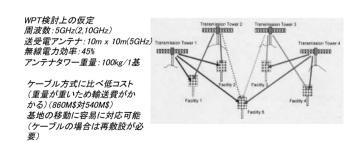


図 7.3-5 マイクロ波送電が民生用途および月探査で利用される例、③はコロラド大のグループの検討 $^{8)}$ の引用

7.3 章の参考文献

- 1) G. Pignolett, D. Lan Sun Luk, O. Clavel, and F. Lefevre, Wireless Power transportation and SPS: Environment Issues, 48th International Astronautical Congress, Oct. 1997, Trino, Italy, IAF-97-R. 4.07, 1997.
- 2) 賀谷、井田、安積、藤野、藤田、飛行船送電実験(EITHER) 用送電システム、第 15 回 宇宙エネルギーシンポジウム(平成7年度)、pp. 14-18、1996年2月8,9日
- 3) N. Shinohara, T. Mitani, and T. Matsumoto, Study on Ubiquitous Power Source with Microwave Transmission, Proc. of International Union of Radio Science (URSI) General Assembly, 2005.
- 4) 篠田健司、篠原真毅、三谷友彦、松本紘、橋本隆志、岸則政、マイクロ波送電を用いた電気自動車充電システムの評価研究、信学技報、SPS2005-11, 2006-02
- 5) 平成 17 年度太陽光発電利用促進技術調査成果報告書、無人宇宙実験システム研究開発機構(USEF)、 pp. 10 、平成 18 年 3 月
- 6) 高野忠、佐々木進、未曾有の自然災害に対処できるマイクロ波送電の利点と課題、 第14回 SPS シンポジウム講演要旨集、pp. 78-83、2011 年10 月
- 7) 安間健一、中村修二、佐々木謙治、佐藤正雄、 無線送電技術の地上応用(スピンオフ)実験 ~宇宙太陽光発電システムの研究開発技術の産業応用~、宇宙太陽発電 Vol. 1 (2016), pp. 27-30
- 8) Z. Popovic, et al., Lunar Wireless Power Transfer Feasibility Study, DOE/NV/25946-488, March 2008.

編集用予備ページ

8. おわりに

太陽発電衛星は、宇宙での発電、地上への無線送電、無線電力の地上電力としての利用、どのプロセスをとっても、個々の要素としてはチャレンジングな技術研究が必要だが原理的な成立性に関わる未知の部分は殆ど無い。この点が、"自己点火"(外部より加熱パワーを加えないで核融合燃焼を持続する条件)まで達しておらず核心部に未知の部分を残している核融合と大きく異なる点である。太陽発電衛星の研究の歴史はほぼ半世紀にも及ぶが、1990頃までは、太陽発電衛星は個々の要素では技術的に成立性があるとはいえ、組み合わせたシステムとしての成立性が示されているとは言い難い状況が続いてきた。しかしながら、その後の日、米、欧州での本格的な研究により、成立性の高いシステム像が描かれるようになり、また最大の課題である軌道上からの電力伝送についても実証実験を行うための理工学的な基盤がほぼ確立したという段階に来ている。

TAXA は 2003 年に、当時の宇宙科学研究所、航空宇宙技術研究所、宇宙開発事業団の 3機関が統合され発足したが、当初はその目指すところは国民にとっても所属職員にと っても必ずしも明確ではなかった。その2年後の2005年にJAXAの長期目標(20年後 の目標)を示すために、JAXA は 2025 長期ビジョン 1)を制定した。その基本理念は、1) 宇 宙航空技術の活用により、安全で豊かな社会をつくる、2) 宇宙の謎と可能性を探究し、 国民の希望と未来をつくる、3)世界最高の技術により、自在な宇宙活動ができる能力 をつくる 4)宇宙航空分野で新たな基幹産業をつくる、とされている。1)は環境問題へ の取り組みも含んだ重要な理念として掲げられているが、具体的には地球環境の監視の レベルにとどまっている。環境問題に対しては問題把握という"診断"も重要ではある が、さらに一歩進めて問題解決のための取り組み"治療"に挑戦することこそ社会から の要請である。太陽発電衛星の研究は、エネルギー・環境問題という課題解決のための 研究であり、技術開発を通じた新たな宇宙利用の創出と我が国の経済社会発展に貢献す る基幹産業の創出、に結びつく研究として、1)、2)、4)の理念をストレートに具現しう る研究と位置づけられる。また太陽発電衛星は大量宇宙輸送を必要とする最大のユーザ として、3)の宇宙輸送系の研究にもその推進の動機と開発指針を与えるものである。太 陽発電衛星の研究こそ、まさに JAXA がまた我が国の宇宙科学分野も含む宇宙開発コミ ュニティが取り組むべき中心的な課題のひとつである。

2009年6月に制定された宇宙基本計画²⁾では、宇宙開発利用に関し政府が総合的かつ計画的に実施すべき施策として9つのシステム・プログラムが明記されたが、宇宙太陽光発電研究開発は、4つのプログラムのひとつとしてとり上げられた。その中で、「実現に必要な技術の研究開発を進め、地上における再生可能エネルギー開発の進捗とも比較しつつ、10年程度を目途に実用化に向けた見通しをつけることを目標とする」とされ、国が強い意志を持って太陽発電衛星の研究開発に取り組む姿勢が示された。その後、2013年1月の宇宙基本計画³⁾、2016年6月の宇宙基本計画⁴⁾、2020年6月の宇宙基本計画⁵⁾での改訂では全般的にトーンダウンした表現となったが、宇宙基本計画工程表の2021年度改訂版⁶⁾では、"マイクロ波方式の宇宙太陽光発電技術について、2025年度を目途に地球低軌道から地上へのエネルギー伝送の実証を目指す"と述べられ、実証実験の実施年度を明確に示した画期的な表現となっている。これまでJAXA、JSS、大学等で堅実ではあるがスローペースで進められてきたSPSの研究開発が、これを機に宇宙実証に向けてダイナミックに進展することが期待される。

太陽発電衛星の中枢技術である無線送電技術は、地上での技術実証を完了し、小規模な軌道上実証(1 kW~10 kW クラス)を行うための技術的な準備は既に整っている。小規模でも軌道上実証が実施されれば、太陽発電衛星の中枢技術の実用性を定量的に評価でき、より本格的な実証実験、開発へのブレークスルーとなる。また軌道上実証が実施されれば、その過程で研究コミュニティが大きく育ち、社会的な評価も本格的になされるようになる。これにより、基本計画が目指す研究開発が大きく進展することになる。

太陽発電衛星の研究開発は、本格的な開発フェーズからは国際協力で行われるようになるだろう。それぞれの国の資源という観点で国策として開発の進められてきた化石燃料や原子力などのエネルギーは、これまで国家間の利害関係のせめぎ合いの中で取り扱われ、しばしば国際的な争いのもととなってきた。しかし宇宙空間という人類共有のフロンティアを利用する太陽発電衛星構想は、国際的な協調の下にのみ成り立つ構想であり、実現すれば国境を超えた人類共有の生存基盤となるだろう。人類共有の生存基盤となる太陽発電衛星は、人類にあまねくエネルギーを供給するだけでなく、国際的な平和共存を保障する社会基盤としての役割も果たすことになるだろう。

太陽発電衛星が実現したら、世界は大きく変わるだろう(図8-1):

環境に優しいエネルギーがふんだんに得られる 地球環境が修復され自然そのままに維持される 偏在するエネルギー資源をめぐる争いの終焉 豊富なエネルギー資源がもたらす穏やかで創造的な社会 そして、新しい社会の活力による宇宙への発展が生み出す新しい文明と文 化・・・



図 8-1 太陽発電衛星 SPS が実現したら・・・

8章の参考文献

1) JAXA2025 長期ビジョン概要、平成17年4月6日

https://www.jaxa.jp/press/2005/04/20050406_sac_vision-ol.pdf

2) 宇宙基本計画(平成21年6月2日宇宙開発戦略本部決定)

https://www8.cao.go.jp/space/pdf/keikaku/keikaku_honbun.pdf

3) 宇宙基本計画(平成25年1月25日宇宙開発戦略本部決定)

https://www8.cao.go.jp/space/plan/plan.pdf

4) 宇宙基本計画(平成28年4月1日 閣議決定)

https://www8.cao.go.jp/space/plan/plan3/plan3.pdf

5) 宇宙基本計画(令和2年6月30日 閣議決定)

https://www8.cao.go.jp/space/plan/kaitei_fy02/fy02.pdf

6)宇宙基本計画工程表(令和3年12月28日改訂)

https://www8.cao.go.jp/space/plan/plan2/kaitei_fy03/kaitei_fy03.pdf

編集用予備ページ

索引

あ	
IAA	18
IAC	18
ISMバンド	92, 205
ISY-METS	251
ITU	204, 206, 207
Advanced Model	56, 57
Abacus Reflector SPS Concept	21
アモルファスシリコン太陽電池	67
RLV	191
アレイアンテナ	111
アンケート調査	37
ζ·\	
位相共役レトロ方式(Texas A&M)	122
位相共役レトロ方式 (UCLA)	121
位相共役レトロ方式 (USEF)	123
位相誤差	114
位置・角度補正法	124
緯度方向(南北方向)制御	184
Integrated Symmetrical Concept	21, 49, 50, 51
インフレータブル	177
j	
薄膜シリコン	67
宇宙エネルギーシンポジウム	33
宇宙科学研究所	28, 29
宇宙基地マイクロ波送電実験	259
宇宙基本計画	34, 35, 306
宇宙塵や宇宙ゴミ	73
宇宙太陽発電学会	33
宇宙太陽発電時限研究専門委員会	33
宇宙太陽発電への批判	13
宇宙に係わる国際法	222
宇宙放射線	69
宇宙輸送系のコスト	187
宇宙輸送システム長期ビジョン素案	232
URSI	19
え	
エアリーディスク	102
衛星への影響(マイクロ波の)	217
SFU マイクロ波送電実験	258
S-310-36 号機実験	253

SPS ALPHA SPS グランドデザイン SPS グランドデザインのオプション SPS2000 SPS2000 のコストモデル SPS の名称 SPS ワーキンググループ NSS-Kalam Energy Initiative エネルギー基本計画 エネルギーフロー エネルギーペイバックタイム MSSL エムスケア値 遠方界	22, 49, 50, 51, 52 29, 48, 50, 51 30, 48, 50, 52 29, 48, 50, 51 55 7 29 24 35 8 9 131 170 101
お OICETS (きらり) 大型衛星を用いたマイクロ波送電実験 OTV OTV のコスト おひさま計画	253 263 191, 192, 196 201 295
か 回転機構 概念 (太陽発電衛星の) 科学技術関係者アンケート調査 確認埋蔵量 化合物半導体 CASSIOPeiA CdTe 太陽電池 観測ロケットを用いた宇宙空間でのマイクロ波送電実験 GaN HEMT	177 7 37, 38 1 68 24 67 28 98
き機構 軌道 軌道維持 軌道間輸送機 軌道上実証 京都大学生存圏研究所 局所吸収指針 近赤外増感型太陽電池 近傍界	174 60 184 190, 191, 194, 196 251 33 210 171
く 屈折(マイクロ波)	154

クリーンな燃料 (マイクロ波) グレーティングローブ	8 111
け K-SSPS 経度方向(東西方向)制御 月面上の太陽発電所 研究開発予算 建設シナリオ	25 184 22 35 190, 191
 こ 降雨減衰特性 航空機への影響 (マイクロ波の) 高効率レクテナ 構造誤差 構築技術 構築方法 光路長の変動 小型衛星 COTS Goldstone 	92 217 150 134 174 176 156 51, 274 194
さ SAR 災害地や危険地域への一時的な電力供給システム 再使用型輸送機 再使用型ロケット 最大許容露出光量 (レーザー) サイドローブ サブオービタル機 サンタワーモデル 3dB ダウン点 3 波共鳴現象 1/3 周波数利用レトロディレクティブ	210 301 191, 192, 194 195 220 102 194 21, 48, 50, 51 102 161 121
し CO ₂ 濃度 CIS 資源量(太陽電池) 指向制御精度 自己収縮現象 CDEP 自動組み立て 社会の通信インフラへの影響 JAXA M-SSPS JAXA L-SSPS	1, 2 67, 68, 69 69 111 159 17 176 205 31, 49, 50, 51 31, 49

JAXA の 2025 長期ビジョン 10dB ガウス分布 集配電ケーブル 重力安定 周波数干渉問題検討委員会 周波数資源 商業軌道輸送サービス 将来宇宙輸送系 植物への影響 ショットキーバリアダイオード シリコン太陽電池 人体への影響	306 107 78 175 215 205 188 187 212 148 67, 68 204
す 推薬消費量 Skylon ズナーミャ スピンオフ、地上応用 SpaceShip スペックル	184 195 24 301 194 171
せ 静止衛星軌道 生態(系)への影響 生体への影響 セイルタワー	60, 61, 62 204, 212 209 24, 48, 50, 51
そ 総重量と出力比重量 ソフトウェアレトロ ソフトウェアレトロ方式 (J-Space Systems/JAXA 地上実証) ソーラーバード (三菱電機) Solaren Corp.	51 118 125 32 22
た 大気減衰 大気中の CO ₂ (二酸化炭素) 濃度 対称 2 周波パイロット信号方式 太陽光直接励起 太陽光発電 太陽光反射衛星 太陽指向型 太陽定数 太陽追尾型 太陽追尾型 太陽追尾方式 太陽電池	92, 93 1, 2 119 166 66 19 46 7 46 77 66

太陽電池の年間総導入量 太陽熱発電 太陽発電衛星研究会 太陽発電衛星システム 太陽発電衛星に必要な技術 太陽発電衛星の研究の歴史 太陽発電衛星の電力コスト 太陽発電衛星ワーキンググループ 太陽非追尾方式 多結晶シリコン太陽電池	68 70 66 33 7, 45 65 17 10 29 46, 77 67
ち 地球再生計画 蓄電技術 地上実験 地上太陽光発電との比較 超軽量実用宇宙発電システム (三菱重工) 超高速衝突実験	34 81 236, 243 11, 12 32 73
つ 通信インフラへの影響 通信系への影響 (マイクロ波の) 使い捨てロケット	204 215 187
て デザー デザー型 SPS デモンストレーション実験(マイクロ波電力伝送) デモンストレーション実験(レーザー電力伝送) デルファイ調査 電圧変換器 電気自動車 電気推進機 電子管 電子機器への影響(マイクロ波の) 電子等価フルエンス 電磁波問題 電子レンジ 伝送効率 天文への影響(マイクロ波及び光の) 電離層加熱 電離層シンチレーションの影響 電離層による電力損失 電離層プラズマ 電力管理技術	175 32, 49, 50, 51, 52 87 88 37, 38 81 301 196 96 216 69 210 216 105 217 158 156 155 154 77

電力コスト	10
と 動物への影響 到来方向検知(パイロット信号) 到来方向推定誤差(パイロット信号) ドローンへの垂直送電実験	212 126 126 247
な NASA Innovative Advanced Concepts NASA リファレンスシステム NASDA の SSPS 研究	22 17, 48, 50, 51, 52 31
ON Northrop Grumman Corporation	22
ね 熱管理 熱作用 熱的自己収縮現象 熱放射 年間制御量(軌道維持)	79 210 159 79 184
は パイロット信号 パイロット信号アップリンク局 (実証実験用) パイロット信号の強度 バス電源方式 バス電力型 発送電一体型 バッテリ 発電技術 ハードウェアレトロ パネル間位相同期技術 パネルの強度 パブリックアクセプタンス バルーンを用いた実験案 (マイクロ波送電) Power Satellite Economics (Google Group) 半導体増幅器	117 295 128 77, 78 45 45, 51, 52 81 66 118 129 179 210 248 22 96
ひ 光衛星間通信実験衛星 光通信実験 非線形作用 非対称 2 周波レトロディレクティブ ピーター・グレーザー	168 253 158 119 17

非熱的作用 批判(SPS への) ビーム方向制御 ビーム方向制御精度	210 13 117 131
ふ ファラデー回転 Falcon 9, Heavy フェイルセーフ フラウンホーファー領域 フルエンス フレッシュルック・スタディ フレネル領域 分散電力方式	155 194 117 101, 102 69 21 104 77
へ 並列化法 Basic Model ヘテロダイン方式 ペロブスカイト太陽電池 編隊飛行	129 56, 57 119 66 174
ほ 放射線劣化 法的な取り扱い ホモジナイザー	69 222 171
ま マイクロ波エネルギー伝送実験装置(METLAB) マイクロ波受電技術 マイクロ波送電実験(F.Littleら,国際宇宙ステーション) マイクロ波送電実験(大型衛星) マイクロ波送電実験(小型衛星) マイクロ波送電実験(地上実験) マイクロ波送電地上実証(kW級) マイクロ波送電地上実証(10kW級、電子管方式) マイクロ波送電の使用周波数 マイクロ波送電の素子 マイクロ波じームの拡がり マグネトロン 魔法の絨毯 マルチバス型のテザーSPS Multi-Rotary joints SPS(MR-SPS)	33, 34 148 259 263 274 236 243 245 92 96 209 101 96, 97 152 32 24, 49, 51

み MINIX 実験 ミラー方式 民生技術への応用	159, 251 77, 174 301
む 無線送受電技術 無線送受電の効率 無線通信規則 無線電力伝送時限研究専門委員会	86 8 205 33
め メインローブ	104
もモノパルス法	126
ゆ USEF の SSPS 研究 輸送系のロードマップ 輸送コスト 輸送シナリオ ユーロセイルタワー	32 231 187, 200 190 24
よ 用心の原則 予防原則	210 210
り リチウムイオン	82
る ルナリング	33
れ レクテナ レーザー受電技術 レーザー垂直送電実験 (JAXA, 2016 年) レーザー送電技術 レーザー送電実験 (JEM) レーザーの人体に対する影響 レーザーの発振技術 レーザービーム制御 レーザービームの大気減衰 レトロディレクティブ制御	148 86 170 246 166 297 220 166 167 117

129
23, 301
46, 77, 177
77
226
33
168
46