# 太陽発電衛星の理工学

1.太陽発電衛星の概念
2.太陽発電衛星の技術
3.関連する理工学研究のトピックス

-大規模宇宙エネルギーシステムと宇宙環境との相互作用ー
・大型構造物と宇宙環境
・高電圧と宇宙空間プラズマ
・マイクロ波と電離層

4.今後の展望

理科大講義 2003年6月

## 宇宙(空間・環境)の利用

#### 情報分野(成熟)

大きな対地視野を利用した通信、放送、 気象、地球観測(特に静止衛星軌道が 有効)

#### 物質分野(開発途上)

地上では実現できない極限環境(超高 真空、長時間高品質無重量)を利用し た新材料・医薬品創製

エネルギー分野(未着手) ふんだんな太陽エネルギーを利用した エネルギーシステム(太陽発電衛星)







太陽発電衛星

### 5月30日に行われたわが国の超電導材料回収実験

#### USERS

昨年9月10日H2Aで打ち上げ 微小重力環境材料実験を4ヶ月にわたり実施 地上では生成不可能な大型の超伝導材料を電気炉で作製 材料1ヶに付き1.5ヶ月かけて作製 電気炉部分を切り離し地上へ再投入 最後はパラシュートで日本近海に着水



## 宇宙空間における太陽エネルギー利用

太陽からの地球へのエネルギーは 1.77x10<sup>17</sup>Watt 現在の人類のエネルギーの消費量の15000倍 ⇒太陽エネルギーは人類のエネルギー源として 大きな可能性を持っている。

地球周辺の宇宙空間での太陽光のエネルギー 密度は1350W/m<sup>2</sup>

地上での太陽光の年間平均エネルギー密度は 100~200W/m<sup>2</sup>

理由:夜の存在、曇天・雨天の存在、大気による 減衰

⇒宇宙空間から地上への効率の良い電力輸送 が可能であれば宇宙空間を太陽エネルギー取得 の場として利用することが望ましい。







- ・基本的な概念
- ・エネルギー 問題・地球環境問題への寄与
- ・研究の歴史





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

従ってこのシステムは地上の太陽光利 用に比べ2.5~5倍の高い効率で電力 を取得できる。

クリーンで大規模なエネルギーシステ ムの実現



今後のエネルギー利用増大の主要因は開発途上国の需要増



# 宇宙太陽発電衛星のCO<sub>2</sub>負荷

(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

る陽充電留星研究の歴史	
1968年 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(	こ
おける電力ブラント"の概念、特許化(1973年)	
1970年代 NASA/DOE(US Department of Energy) リファレンスシスラ	Ē
1978 DOE0/SPS Concept Development and	
Evaluation Program(CDEP)	
1980年 米国でのシステム的研究は中断、NAS(米国科学アカデミー)(	の
評価	
レーガン政権の財政緊縮方針で中断	
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再注	F
	-
1990年 宇宙科学研究所SPS2000研究スタート	
1995年 NASA研究再開	
1999年以降 NASDA USEF調查研究	

ピーターグレーザーの特許公告





SPSの古典的なモデル 出力5GW 重量5万トン 面積5kmx10km 厚さ0.5km 送電アンテナ直径1km



# 宇宙科学研究所のSPS2000モデル

#### 日本で初めての本格的なSPSの設計研究

事項	諸元
軌道	赤道軌道高度1,100 km
構造	断面330 mの正三角形、長さ300 m
姿勢制御	重力安定
組み立て	自動展開及び組み立てロボットの組合せ
発電電力	1万6千kW
発電電圧	1,000 ∨
地上受電電力	1万 kW
送電媒体	マイクロ波 2.4 GHz
送電アンテナ	フェイズドアレイによるビーム方向制御
地上受電アンテナ	リフレクタ付きワイヤーアンテナ
総重量	240トン
打ち上げロケット	アリアンV(16回のフライト)
運用	日照時のみ送電
寿命	10年以上



NASAのサンタワー

NASAの研究再開時の スタディモデル 出力100~300MW 高さ15km 集光ミラー直径60m 送電アンテナ250m



## 宇宙開発事業団(NASDA)のモデル

NASDAの最近のスタディモデル 出力1GWモデル 総重量数万トン 太陽追尾反射集光型

このモデル以外にも数種類の タイプが検討されている。

マイクロ波ではなく太陽光直接励起の レーザーを使用したモデルも検討されている。



## 無人宇宙実験システム研究開発機構(USEF)のモデル

1GWモデル 1~2万トン テザーによる重力安定 単純な構成に特徴



## SPS実現のための主要技術の目標

主要な技術	現状の到達レベル	目標レベル
宇宙太陽光発電	数十kW(国際宇宙ステーションで80kW)	GW
発生電圧(バス電圧)	1 0 0 ~ 1 5 0 V	1 k V以上
マイクロ波送電	数十kW(地上)、1kW(宇宙)	GW
排熱	数十kW	数百MW
大型構造物	100mクラス(国際宇宙ステーション)	数km
宇宙輸送のコスト	1 0 0 ~ 2 0 0 万円/k g	1万円/kg

## 宇宙空間における排熱の問題

地上と異なり、熱伝導による冷却や空冷がなく、熱放射のみ。 平板の排熱は2面排熱の場合(高高度軌道の場合)2 $\epsilon\sigma$ T<sup>4</sup>/m<sup>2</sup>(放射率: $\epsilon$ )。太陽光入熱は 面への直角入射で最大1400 $\alpha$ (W/m<sup>2</sup>)( $\alpha$ :吸収率)。 太陽電池の効率を $\eta$ 、内部回路の電力効率を $\gamma$ とすれば、釣り合いの式は、  $2\epsilon\sigma$ T<sup>4</sup>=1400( $\alpha-\eta\gamma$ )  $\sigma$ :Stefan-Boltzmann定数





太陽電池効率 $(\eta)=20\%$ 、回路効率 $(\gamma)=80\%$ の場合



### ·宇宙発電技術

- ・無線送電(マイクロ波送電)技術
- ·大型構造物構築技術
- ・打ち上げ輸送



太陽電池の発電原理(結晶シリコンの場合) n型半導体とp型半導体を接合すると<mark>接合部で電場が発生。</mark> 光のエネルギー(hν, hν ≧バンドギャップEg)が価電子帯の 電子を伝導帯まで励起させ,生成された電子-正孔対が内部 電界により電子はn型へ,正孔はp型に移動する。



h ν :光のエネルギー Eg:バンドギャップ





多結晶シリコン太陽電池のモジュール

## 太陽電池の種類とSPS用として有望なタイプ

#### 薄膜、フレキシブル、軽量、高効率(重量当たりの電力)

型	種類	特徴	技術的課題	SSPS用としての評価
バルク型	Si (単結晶、 多結晶)	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
	III-V族結晶 化合物	超高効率 宇宙用、高コスト	更なる高効率化(40%目標) 集光系との組み合わせで低コス ト化。但し、集光システムの重 量を考慮し、放熱を検討する必 要有り。	資源的制約(Ge, In)集光 系との組み合わせで可 能性有り。但し、正確 な太陽指向が必要
*薄膜型 (10µm 以下)	アモルファ スシリコン	量産性、低コスト、 製品としての先行	効率改善(10%->12%) 大面積化、安定化、高速製膜、 高い歩留まり、ロール化	当面有力
	CdTe	構造が簡単で安定 性が高い 低コストの可能性	常圧下でのCdTe 膜の形成技術、 高品質化、大面積化	資源的制約(Cd, Te)
	CIS	高効率、長寿命、 耐放射線性に優れ る	バンドギャッププロファイルの 最適化、均一性	資源的制約(ln) 将来有望
	多結晶シリ コン	ハイブリット型で の組み合わせ	歩留まりの良い多結晶膜	



#### 高い宇宙放射線耐性 ⇒耐性の高いタイプのセル選定

#### デブリとの衝突破壊を考慮した設計 ⇒故障が伝搬しないモジュール化設計





宇宙放射線の種類:太陽高エネルギー粒子、銀河宇宙線、放射線帯粒子。 劣化の原因:半導体内での<mark>放射線欠陥</mark>の発生による効率の低下。 構成としては薄膜、材料としてはCISが劣化が少ない。



劣化パラメーター:
 放射線のエネルギー
 発電層の厚み
 発電部の材質





## ·宇宙発電技術

- ・無線送電(マイクロ波送電)技術
- ·大型構造物構築技術
- ・打ち上げ輸送

## マイクロ波による無線電力送電

- (a) 電離層シンチレーション
- (b) 降雨減衰(25mm/h、降雨中を2kmだけ通る例)
- (c) 晴天時の大気による吸収
- (d) 対流圏シンチレーション(気 候によって異なる)





NASAの送電実験 送電距離1マイル 送電電力30kW 電力効率54% 1975年







受電アンテナ



#### 静止衛星軌道(NASA Reference System)

送電アンテナ 送電距離 受電アンテナ

1km(直径) 36,000km 10km (直径)

#### 低高度軌道(SPS2000) 送電アンテナ 100m (直径) 送電距離 1,100km 受電アンテナ 1km (直径)



#### NASAのリファレンスシステムのレクテナ

## マイクロ波送電ビーム方向制御

SPS技術の中で最も困難な技術

 レトロディレクティブ制御:地上局の誘導電波を用い正確に数百~数万km離れた地

 上アンテナに向けて送電(静止衛星の場合であれば1km離れて3cm内に指向する

 精度)

 送電アンテナ





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

P aut: 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)
 P fd: マイクロ波の入射電力密度



## マイクロ波の生体への影響

5.8GHzの例

	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/cm²)	(V/m)	(mW <i>/</i> cm <sup>2</sup> )
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)





### ·宇宙発電技術

- ・無線送電(マイクロ波送電)技術
- ·大型構造物構築技術
- ・打ち上げ輸送



大型構造物にとっては必ずしも無重量ではない。 大型構造物に働く力(重力勾配力) M>>m,r<sub>0</sub>>>Lの場合T=3Lmω<sup>2</sup> 低高度軌道では1トン10kmで約50N



スペースシャトルで行われた20kmの紐付き衛星伸展実験。 重力勾配力により紐がピンと張ることが確認できた。



## 大型構造物構築のためのロボット技術

高価な有人作業は必要最小限とする。 構築ロボット、自動展開システム 自動膨張硬化型などの新しい技術が必要。



スペースシャトルによる自動膨張実験



ビームビルダー実験(宇宙研)



### ·宇宙発電技術

- ・無線送電(マイクロ波送電)技術
- ·大型構造物構築技術
- ・打ち上げ輸送

## 低コスト打ち上げ輸送手段の開発

現在の試算ではSPS構築のコストの5 0%以上は輸送コスト

宇宙輸送コストの低減(現在の輸送コストの低減(現在の輸送コストの1/100程度)がSPS構想成立 のための必要条件

現在の使い捨てロケット方式では低コス ト化は不可能(H2Aは1機80億円)

再使用型輸送システムの開発が必須

低コスト化のためには大量輸送の需要が 必要



宇宙研の再使用ロケット実験



太陽発電衛星

## SPSに関連する理工学研究のトピックス

大規模エネルギーシステムと宇宙環境との相互作用

(1)大型構造物と宇宙環境

(2) 高電圧と宇宙空間プラズマ

(3) マイクロ波と電離層



# 電磁気学 Maxwellの基礎方程式 二極管の電圧電流特性 気体力学、統計力学 Maxwell分布 気体分子運動論 プラズマ物理学

波動粒子相互作用

## SPSに関連する理工学研究のトピックス

大規模エネルギーシステムと宇宙環境との相互作用

(1)大型構造物と宇宙環境

(2) 高電圧と宇宙空間プラズマ

(3) マイクロ波と電離層

## 宇宙構造物周辺に形成される宇宙環境

宇宙機周辺には、宇宙機と宇宙環境との相 互作用により、自然の宇宙環境と異なる宇宙 機特有の宇宙環境(SIE:Spacecraft-Induced Environment)が形成される。

宇宙機のサイズが大きいほど、自然の宇宙環 境と大きく異なる、大きなスケールのSIEが 形成される。

大規模な宇宙機であるSPS周辺にはSPS特 有の宇宙環境が形成され、半永久的に運用 するSPS の設計にあたっては、予めその環境 を解明しておく必要がある。



## 大型構造物周辺の宇宙環境



## 宇宙構造物周辺のガス密度(理論上)

進行方向前方側 n=no+no・Vs / Vr no:背景ガス密度 Vs:飛翔体速度 Vr:衝突散乱したガス分子の速度 specular reflectionモデルはではVr=Vs 多重散乱モデルではVr=(壁温度できまる熱速度)

進行方向後方側 円盤状の飛翔体後方の密度減少量は、ガス分布が Maxwellianの場合  $\delta n(x,y,z)=n_0/z \cdot (M/2\pi kT)^{2/3}) dx_0 dy_0$  $v^2 \cdot exp(-M/2kT \cdot ((v^2(x-x_0)^2+((y-y_0)v-V_0z \sin \psi)^2)/z^2 +(v-V_0 \cos \psi)^2)) dv$ 





実際には、衛星本体からのアウトガス(脱ガス)、気密室リーク、姿勢制御・軌道維持のためのスラ スタ運用(電気推進運用)により衛星周辺のガス密度は<mark>自然のガス密度よりはるかに高いガス密</mark> 度となっている。





View from Columbia of the Wake Shield Facility Friday (NASA)

スペースシャトルによる高真空を実現するため のウエイクシールド実験







- 現象:ガスの雲が磁化プラズマ中を運動する時、 その速度Vがある閾値Vcを越えると放電 (急激な電離)が発生
- 歴史:アルフベンが初期太陽系の元素偏在のメ カニズムとして提唱(直感的な考察) 運動エネルギー(1/2MVc<sup>2</sup>)=電離エネル ギー(eo)
- SPSとの関連:SPS周辺に大量のプラズマが発生すると発電部への影響、無線送電への影響がある。ガス放出をコントロールしてこの現象を抑圧する事が必要。





## 臨界速度放電現象を検出したSEPAC実験

#### SEPAC:1983年 我が国最初のスペースシャトルを 用いた大型の日米共同宇宙科学実験 粒子ビームを宇宙空間に放射して 人工オーロラ発生を目指した "東京の空にオーロラを"(大林辰蔵)

Experiment	Year	Increase Ionization
SEPAC	1983	yes
XANI	1989	yes
STS 39	1991	no
ATLAS 1	1992	yes
APEX	1993	yes
North Star	2000	yes
ARGOS	2000 and 200	no

宇宙空間での臨界速度放電現象の観測



## SEPAC実験での臨界速度放電現象



Orbital Velocity Perpendicular to Magnetic Field (km/sec)







## 臨界速度放電現象の数学的な扱い

数学的な扱い Maxwellの方程式で物理量の変化をe<sup>i(kr-wt)</sup>とおいて波動方程式を得る。 波動方程式が有意な解を持つ条件としてωとkの分散関係式を得る。 冷たいプラズマ中にイオンのビームが存在する場合は、分散式は



となる。

波の振幅を $e^{i\omega t}(\omega = \omega + i\gamma)$ とおくと、 $\gamma > 0$ で波が成長する。 ω /k=vb, γ= ωLHで静電波が成長(ロワーハイブリッド不安定性)。 励起された静電波は電子にエネルギーを与え磁場方向に電子を加速。 加速された電子の速度エネルギーが中性ガスを電離するよりも大きければ新たな電離が 発生。 発生したイオンは更に上記のプロセスを促進し大量の電離(放電)を導く。

## SPSに関連する理工学研究のトピックス

大規模エネルギーシステムと宇宙環境との相互作用

## (1)大型構造物と宇宙環境

(2) 高電圧と宇宙空間プラズマ

(3) マイクロ波と電離層

## 高電圧と周辺プラズマの相互作用

SPSでは大量の電力を集配電する。ケーブルでの熱損失を少なくするためには高 電圧を使用する必要がある。



地上の高圧送電

宇宙で高電圧を使用した時の物理現象 高電圧の露出部に対するイオン衝撃 宇宙機本体の電位変化 高電圧部での質量欠損と放電 電磁擾乱の発生



## 太陽電池を持つ衛星の電位

プラズマの電流密度

Maxwell分布  

$$f(Vx,Vy,Vz) = \left(\frac{m}{2\pi kT}\right)^{\frac{3}{2}} e^{-\frac{m}{2kT}} (V^{2}x + V^{2}y + V^{2}z)$$

$$i = \int_{0}^{\infty} dVx \int_{-\infty}^{\infty} dVy \int_{\infty}^{\infty} dVz \cdot n Vx f(Vx,Vy,Vz)$$

$$= \frac{n}{4} \sqrt{\frac{8kT}{\pi m}}$$

e:電荷、n:密度、k:ボルツマン定数、m:質量、Vth:熱速度

電離層(n~10<sup>11</sup>/m<sup>3</sup>)では、 イオン電流密度=5 µA/m<sup>2</sup> 電子電流密度=800 µA /m<sup>2</sup> 露出面積がほぼ同じで有れば | V+I≪ | V- |

即ち V- ~-Φ(太陽電池起電力) V+~0(宇宙空間プラズマとほぼ同じ電位)



## 太陽電池を持つ衛星の電位計測結果



## 電力損失と質量欠損の評価法

負電位の高電圧衛星への電流 Vi=3.25x10<sup>4</sup>( $\alpha^{2}$ li)<sup>2/3</sup>(空間電荷制限電流の式)  $\alpha = \gamma - 0.3 \gamma^2 + 0.075 \gamma^3 - 0.0143182 \gamma^4$ +0.0021609  $\gamma$  <sup>5</sup>....  $\gamma = \ln(a/b)$ Vi(V): 電圧 li(A):酸素イオンに対する空間電荷制限電流 a(m): 衛星半径 b(m): シース半径  $li=\pi b^2 Ji$ Ji=eniVs e: 電荷 ni: イオン密度 Vs: 衛星の速度



(dV/dx)<sub>x=0</sub>=0 で電流の制限される





## 電力損失と質量欠損の評価





### スパッタリングレイト研究のためのイオンビーム照射実験



酸素イオンによるスパッタリングレイトを求めるための実験装置(宇宙研)





アーク放電 ガス密度が低い場合 不安定、線状 EXB放電 磁場の影響が強い場合 安定、広範囲



## SPSに関連する理工学研究のトピックス

大規模エネルギーシステムと宇宙環境との相互作用

### (1)大型構造物と宇宙環境

## (2) 高電圧と宇宙空間プラズマ

### (3) マイクロ波と電離層

## マイクロ波と電離層プラズマとの相互作用

地上へのマイクロ波送電 電離層を通過する必要がある





### マイクロ波と電離層プラズマの非線形相互作用

#### x:擾乱を受ける前の物理量 △x:擾乱を受けた時の物理量の変化



非線形現象(△x/x二次の項考慮)



電離層では数百W~1kW/m<sup>2</sup>以上の強度の マイクロ波で非線形領域になるという計算

## マイクロ波送電の研究のためのロケット実験









Wave Amplitude



### 当面手がけるべきデモンストレーション実験の構想





おわりに

- ・宇宙空間の利用は、科学研究、放送・通信・地球観測などの情報取得・情報 伝達の場としての利用が先行してきた。人類社会のためのより本格的な宇宙 利用(新たな飛躍)として、宇宙空間をエネルギー取得の場として利用する ための研究に着手すべき時期にきている。
- ・太陽発電衛星は、地球環境問題・資源問題を克服しうる21世紀の人類のク リーンなエネルギーシステムとして、大きな可能性をもっている。
- この可能性を明確なものとして社会に提示するためには、関連する理学・工学にわたる基礎的研究、技術研究、環境評価、経済性評価を行うとともに、 試験発電衛星によりエネルギーシステムとしての実証的な検証を行う必要がある。
- ・地球規模の環境、資源問題の解決に関わる太陽発電衛星の研究は平等互恵の 国際協力で行うべきである。資源小国でありながら大量資源消費国である日本は、新エネルギー研究に積極的な役割を果たす必要がある。