

宇宙空間利用のエネルギー技術・システム

Energy Technologies and Systems in Space Applications

城上 保*

Tamotu Shirogami

1. 概要

人類が最初の人工衛星スプートニクを1957年10月4日に打上げて以来30年の間に、宇宙空間の探査を目的とする科学衛星、種々の機器の宇宙空間での実用性を検証する目的の技術試験衛星などの開発が進められてきた。また、通信や放送の中継衛星・気象や地表の観測衛星など我々の日常生活に密着した実用衛星も出現した。

さらに西暦2000年には、図-1に示すように、宇宙基地を中心とする大形の宇宙空間利用設備が建設され、その活動開始が期待されている。

宇宙活動に必要なエネルギーは、力学的エネルギー、熱エネルギーと電気エネルギーとであるが、ロケットの推力や衛星の推力等の化学エネルギーと衛星が正常に機能するまでの間の電気エネルギーとを地上から持っていく他は、宇宙空間で調達されるエネルギーで賄う方式が多い。

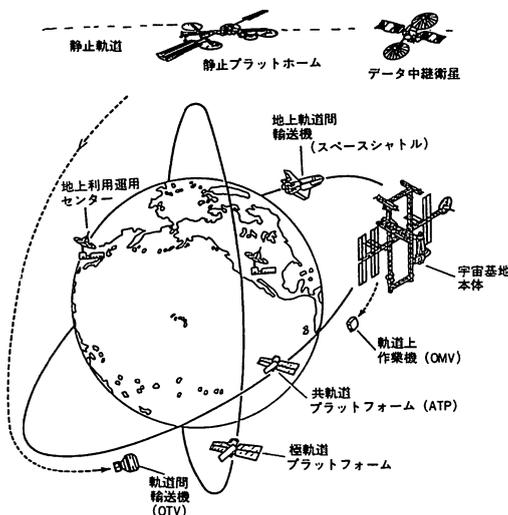


図-1 2000年頃の宇宙インフラストラクチャー

* ㈱東芝宇宙開発事業部事業部長付

〒210 川崎市幸区小向東芝町1 東芝小向工場

すなわち、地球のまわりの宇宙空間では、太陽の光エネルギー密度は地上に比べて約40%高く約1.4 kW / m² (AMO) に達する。そこで、太陽電池を用いて発電し、日陰時は日照時に発電した電力の一部を蓄電池に貯めておいて使用する方式である。

勿論太陽のエネルギーを利用できない場合は全て地球から持っていくかねばならない、例えば、惑星探査衛星のパイオニア、バイキング等はラジオアイソトープが一次エネルギー源として具備され宇宙に打上げられている。

宇宙空間の構築物が大規模になるにつれて必要なエネルギーも増加する。また、構築物の軌道によっては形状の制約も生じ、従来方式の太陽電池発電/蓄電池貯蔵というシステムでは十分なエネルギーが確保できない状況の発生も予測され、太陽エネルギーを熱源とし、蓄熱システムを中介する熱機関による発電システムの開発も進められ、宇宙基地には実装される予定である¹⁾。

さらに、人類の遠大な計画として宇宙空間で太陽エネルギーを利用して発電を行い、これを地球に転送して地上の電力を賄おうという構想の検討もなされている²⁾。

2. 太陽電池発電

現在、数多の静止衛星や周回衛星が地球の周囲をまわっている。これらのほとんどは、太陽光を太陽電池を介して電力に変換して使用するとともに、日陰時の電力需要に備えて蓄電池に電力を貯める、太陽電池アレイ/蓄電池システムの電力供給方式を採用している。太陽光を電力に変換する太陽電池セルの構成例を図-2に示す。P形半導体を基体に用い、これにリンを拡散して表面近傍0.15~0.5 μmのところpn接合層を形成し、受光面をできるだけ遮ぎらないようにくし形(-)極電極が付設されている。

宇宙環境での使用のためには、高効率化・軽量化と

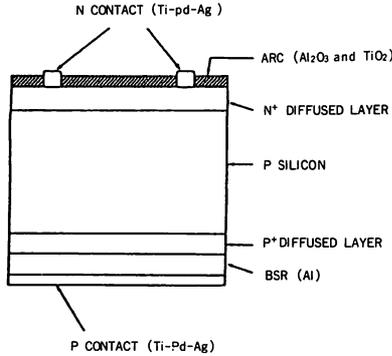


図-2 Si太陽電池セルの断面図

ともに、放射線被爆劣化、紫外線被爆劣化の低減化も重要な因子である。これらをふまえて開発が進められ、Si系では厚みの低減に加え、裏面反射形、裏面電界・反射形、反射防止加工形（ブラックセル）のセルが開発され、変換効率は13.2～13.9%に達した。また、母材にGaAsやInPの化合物半導体を用いるセルも開発され、GaAsでは効率20%を超えるセルも製作されている。

なお、セルの表面には反射防止膜ならびに、劣化防止のためのカバーがなされている。反射防止膜としてはTa₂O₅が、カバーとしてはセリヤドープのマイクロシート薄板が一般に用いられている。

セルのサイズは、発電の大容量化に備えて大形セル（例えば宇宙基地用に8cm×8cm¹）、の開発も進められているが、2cm×2cm、2cm×4cmが普通である。

したがってセル1枚当りの出力は、電圧が0.4～0.8V電流が0.14～0.28A（AMO, 298K）程度なので、衛星に用いる発電装置としては多数のセル群を直・並列に接続しアレイ化したセットが用いられる。

太陽電池アレイの衛星への装着は、スピン安定化衛星では外側の円筒或多角形のパネルに貼りつけられる。三軸衛星では翼状のパネルに装着される。このパドルは打上げ時は小さくたたんで収納され、軌道上で展開されてのち太陽追尾して発電が行われる。

小形衛星ではパネルの構体に、アルミニウムハネカムとカーボンファイバー/エポキシ樹脂膜のサンドウィッチ状構成板を用い、それに太陽電池アレイを装着する。パドルは宇宙空間で非常に厳しい熱環境に暴らされるので、セルの接着にはシリコン接着材が使用される。この構成を図-3に示す。

衛星の大形化にともない太陽電池出力の大容量化が必要となり昭和67年打上げ予定の技術試験衛星VI号で

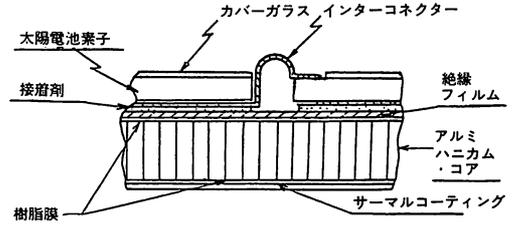


図-3 太陽電池パネルの断面図

は、ミッション末期でも4kW以上の発電を必要としている。このため面積約64㎡のパドルが必要である。従来タイプのパネル構造では、パドルが非常に重くなるので、セミリジッドと称する軽量パネルが開発され太陽電池アレイが装着されることになる。

さらに、設計・開発の正式契約がなされるに至った宇宙基地では初期段階（IDC）で約88kWの電力が必要とされている¹⁾。この電力は太陽電池アレイで約38kW、太陽熱発電で50kWが賄がなされる予定である。全電力を太陽電池発電でまかなうとすると、コスト高になる上に、宇宙基地を高い軌道に乗せなければならない。太陽熱発電のみで全電力を賄おうとすると、まず集熱器の太陽捕捉を正確に行うことが必要で、集熱器の焦点を合せる前には発電できないし、また、太陽捕捉機能を失った時には発電能力も喪失することになる。

したがって、太陽熱発電と太陽電池発電とのハイブ

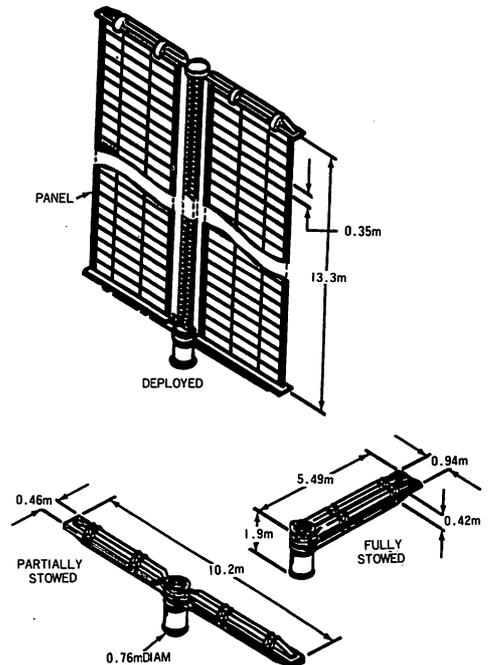


図-4 宇宙基地用太陽電池アレイの展開図³⁾

リッドは、それぞれの欠点を補なうとともに、さらに低い軌道での宇宙基地の運用を可能にする。

宇宙基地における太陽電池発電装置は、セル温度の上昇を抑制するために赤外光が透過する構造の8cm×8cm角のSiセルを60セル直列にしたストリングスを、カプトン膜基体に装着したフレキシブルパドルを用いる。

このパドルはスペースシャトルでの搬送中は折りたたまれ、マストの伸展にて図-4に示すように展開される。パドルの展開後の形状は巾10.2m、長さ13.3mに達すると想定されている³⁾。

また宇宙基地が運用される場所では原子状酸素が存在し、有機材料の劣化を引き起こすので、これを防止する塗料の開発も必要事項である⁴⁾。

ところで、この宇宙における太陽電池発電を大規模に行い、その電力をマイクロ波で地上に転送して地上に配電するという壮大な宇宙発電所の構想も論ぜられている²⁾が、その前に、いかに宇宙空間で安く発電するかという大きな問題の解決が必要である。この点へのアプローチとしても宇宙基地の太陽電池発電の開発は重要な意味を持つと考える。

3. 太陽熱発電

低軌道上での運用が予定されている宇宙基地にとっては、軌道付近に残存する気体の流動抵抗を受けるので、大面積を要する太陽電池発電で全部の電力を賄おうとすると、軌道維持のために多量の推進剤が必要になる。最盛期には300kWの発電が計画されており、これには投影面積が小さい太陽熱発電装置を追加して発電容量を増すことが予定されている。

宇宙基地用の熱発電装置としては、トルエンを作動流体に用いるランキンサイクルシステム(ORC)とHe-Xe混合ガスを用いるクロズドブレイトンサイクルシステム(CBC)との2方式の開発が進められている。

太陽熱発電装置の主要コンポーネントは、(1)集熱器、(2)蓄熱機能を有する受熱器 (3)発電ユニット、(4)排熱システムである。

初期段階では夫々出力25kWの発電装置の設置が計画されており、図-5に示すフロー概要で夫々のシステムが構成される。

集熱器(コレクタ)は、表面が反射鏡に仕上げられた三角形のエレメントを組み合わせた六角形のセグメントを集めて構成したオフセットパラボラ形集熱器が用いられる。

受熱器は作動流体の加熱を行うのみでなく、日陰時

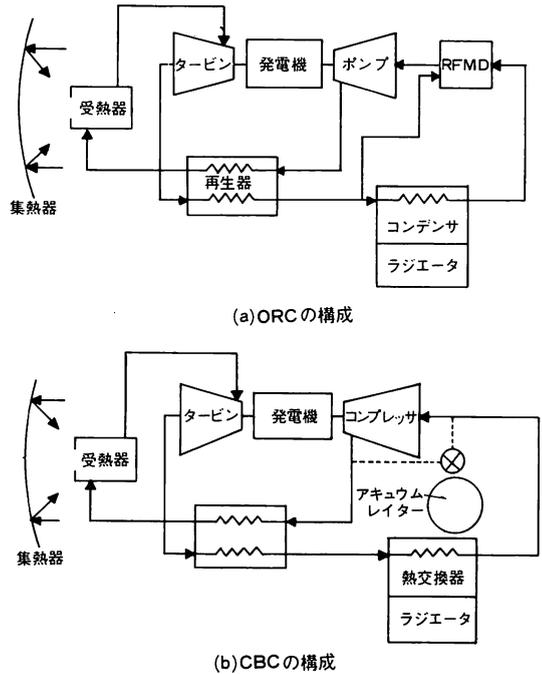


図-5 太陽熱発電システムフロー

にも発電を継続するため蓄熱機能がなければならない。CBCの場合には、LiF 80.5モル%-CaF₂ 19.5モル%の共融混合蓄熱剤に用い、これを外周に収容した二重管構造の伝熱管を円筒形受熱器の内壁に配置したものが用いられる。作動流体の出口温度は1,022Kとされている。

ORCの受熱器は、蓄熱剤にLiOHが用いられ、蓄熱剤を収納したチューブと作動流体の蒸発管とが組込まれたKヒートパイプが用いられている。出口温度は平均744Kといわれている。

発電ユニットは両方式とも、タービン、発電ロータポンプ(ORC)、圧縮機(CBC)を単一シャフト組込み構成になっており、発電はソリドロタ、ブラッシュレスのRice-Lundell方式を採用している。CBC用の発電機は航空機用発電機としても興味が持たれすでに5万時間以上の運転実績があるが、まだ効率が宇宙基地発電プラントの目標値25%に達するに至っていない⁵⁾。

排熱については、現在開発の最も大きな項目の一つであり、ヒートパイプパネル方式と加圧流動ループパネルの二方式について検討中であるが、排熱量がコレクタ全入射エネルギーの30~40%に達すること、かなり高い温度で放熱することなど、今迄宇宙で経験したことのない技術なので未知の点が多い。

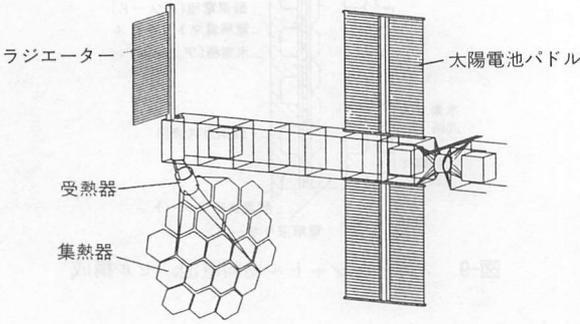


図-6 宇宙基地のハイブリッド発電装置³⁾

宇宙基地における太陽熱発電と太陽電池発電の外観構想を図-6に示す。右が太陽電池発電で左が太陽熱発電である。

4. 原子力発電

宇宙用の原子力発電方式には、熱発電、熱電子発電、熱機関発電が検討されている。

ラジオアイソトープ (RI) ²³⁸PuO₂を熱源とした熱発電プラントは、アポロ、バイキング、ボージェー計画で月面ならびに深宇宙探査に使用され、さらにガリレオ計画にも使用される予定である。しかし、これら

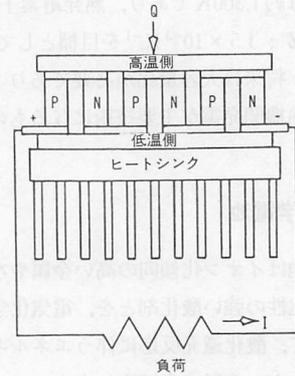


図-7 熱発電素子の構成例

の発電システムはエネルギー変換効率が10%程度、比出力10 W/kg程度にすぎない上に、コストが非常に高い⁶⁾。

熱発電の原理は図-7に概要を示すように、ゼーベック効果を利用したものである。

現在、米国では低コスト化、高容量化を目指し100 kW出力のSP-100宇宙発電システムの開発が進められている。SP-100ではUNを燃料とする原子炉を用い、液体Liで冷却し、SiGe/GaPの熱電素子で直接発電を行う方式である。その概要を図-8に示す。炉の

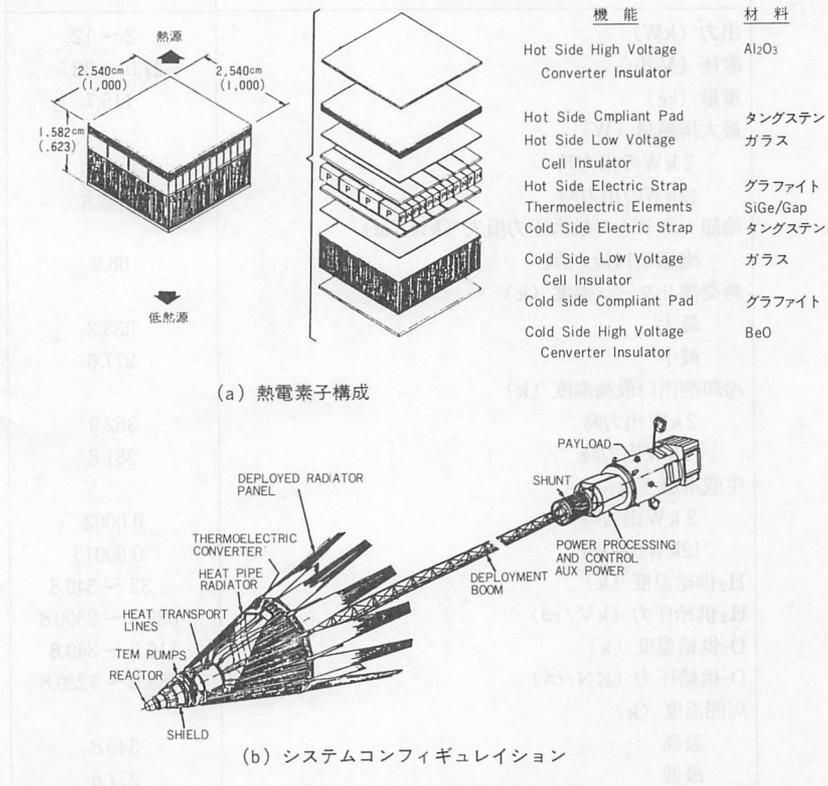


図-8 Sp-100の概念構成図⁷⁾

冷却温度は約1,300Kであり、熱発電素子の熱電性能指数として $Z : 1.5 \times 10^{-3} K^{-1}$ を目標としている⁷⁾。

しかし、将来は大容量化が必要であり MW 級の発電になると熱機発電が主要技術になるものと考えられる。

5. 化学電池

化学電池はイオン化傾向の高い金属や水素などの還元剤と酸化性の強い酸化剤とを、電気化学反応経由で反応させて、酸化還元反応に伴うエネルギーの放出を電気エネルギーの形で直接取り出すデバイスである。

(I) リチウム/チオニクロライド電池

電気の缶詰である一次電池は使い捨てであるが、宇宙ランチャー用としてリチウム/チオニクロライド電池が注目をあびるに至った。

2 KAh×30Vのバッテリーを18 Ahのセルで構成すると、セル数1,080個で総重量が225 kg程度になり、C/51率の放電ではエネルギー密度が266Wh/kgに達する。

ただし、熱暴走の問題や安全性の立場から、このように多数のセルを組合せるには未解決の問題がある。

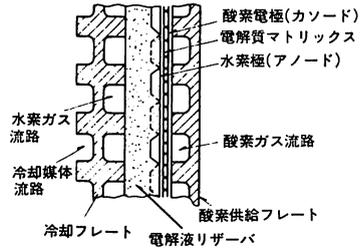


図-9 スペースシャトル燃料電池，セル構成

II) 燃料電池

アポロやスペースシャトルに搭載された燃料電池も大容量の一次電池とみなすことができる。

スペースシャトル用燃料電池のユニット構成は、図-9に示すように、0.5mm厚の精製アスベスト膜に32%のKOH溶液を含有させたマトリックス層を中央にして、100メッシュの金スクリーンに20mg/cm²のAu/Pt混合黒を付与した正極と100メッシュの銀スクリーンに10mg/cm²のPd/Pt混合黒を付与した負極とを重ねさせてある。負極活物質としてH₂ガスを、正極活物質としてO₂ガスが用いられ、反応で生成したH₂Oは巡環H₂ガ

表1 スペースシャトル燃料電池仕様

パラメータ	値
出力 (kW)	2 ~ 12
電圧 (V dc)	27.5 ~ 32.5
重量 (kg)	115.7
最大排熱量 (W)	
2 kWの出力時	1405.9
12kWの出力時	7322.5
冷却システムの最大圧力損失 (kN/㎡)	
流速0.14kg/s時	68.9
熱交換リターン温度 (k)	
最大	333.2
最小	277.6
冷却剤出口最高温度 (k)	
2 kW出力時	362.9
12kW出力時	381.8
生成水量 (kg/s)	
2 kW出力時	0.0002
12kW出力時	0.00013
H ₂ 供給温度 (k)	32 ~ 349.8
H ₂ 供給圧力 (kV/cm ²)	689.5 ~ 2309.8
O ₂ 供給温度 (k)	110.9 ~ 349.8
O ₂ 供給圧力 (KN/cm ²)	689.5 ~ 7239.8
周囲温度 (k)	
最高	349.8
最低	277.6

表2 ガス貯蔵タンク仕様

パラメータ	酸素	水素
タンク容積 (m ³)	0.318	0.606
最高充填量 (kg)	367.0	43.68
定常操作圧力 (kN/m ²)	5,860 ± 345	1,517 ± 138
最高熱リーク量 (w)	6.15	1.93
タンク重量 (kg)	95.3	101.9
タンクヒータ	4素子/タンク 2ヒータ	2素子/タンク 1ヒータ
ヒータ最高出力 (w/タンク)	1,000	210

スと一緒に系外に搬出され、凝縮分離除去される。この燃料電池発電システムは、2~12kWの電力が供給でき、重量は115.7kgである。この燃料電池の仕様を表1に示す。なお、発電量は、活物質であるO₂ガスとH₂ガスの貯蔵量で決るが、スペースシャトルでは表1仕様の燃料電池3台と、表2に仕様を示すタンクを各3台搭載した³⁾。概算値であるがエネルギー密度は1 kWh/kg程度である。

この燃料電池を介する蓄電力システムが検討されはじめた。燃料再生型燃料電池システムと称し、図-10に示すように、日照時の発電中に一部の電力をさき、水電解を行ってH₂とO₂を発生させ夫々のタンクに貯蔵し、日陰時に燃料電池で発電するものである⁸⁾。

技術的には夫々かなり開発の進んだコンポーネントであるが、充電22.8hr、放電1.18hrの周期で、12kW出力システムの検討を行うと、出力電力は15.2kWh、燃料再生型燃料電池(RFC)システム重量303kg、エネルギー密度50Wh/kgになるが、電力制御部、温度制御部、太陽電池パドルの充電用電力発生分等の重量を加算すると、エネルギー貯蔵システムの重量は512kgに達するので、エネルギー貯蔵に関するエネルギー密度は約27Wh/kgになる⁹⁾。

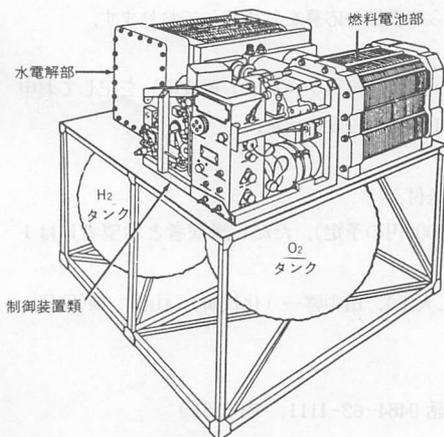


図-10 燃料再生型燃料電池⁸⁾

III) Ni-Cd電池

完全密閉形で人工衛星には数多く使われてきた。30 Ah以下の容量の電池はフライト実績も多く、使用方法を誤らなければ信頼性が高い。

寿命は使用温度と放電深度と密接に関連しているが、静止衛星では50%の放電深度で7年以上の寿命があり、エネルギー貯蔵密度としては13wh/kgが期待できる。

一方、周回衛星で、長いサイクル寿命を確保するためには浅い放電(15~20%)で使用することが必要であり、エネルギー貯蔵密度は10wh/kg以下である。

勿論、使用中、貯蔵中をとわず電池の温度は278~283Kに制御されていることが好ましい。

したがって、大容量の電池は充放電の電流値が大きくなるので温度管理が難しくなるため、50 Ahを越すような大容量セルはあまり使用されない。

IV) Ni-H₂電池

燃料電池とNi-Cd電池の合いの子であるこの電池は、過充電および過放電にさらされても原理的にダメージをほとんど受けないと想定されている。

正極の活物質はNi-Cd電池と同一であるが負極の活物質はH₂ガスである。充電時にH₂ガスを収容しておくため、発電素子そのものが圧力容器に収納されている。

使用中の電池の温度は278~283 Kに維持することが好ましいが、323 K程度になっても放電容量が少なくなるのみで危険はない。したがって、比較的大容量のセル例えば50 Ah, 80 Ahの使用が可能である。

バッテリーアセンブリの一例を図-11に示す。静止衛星では70~80%の放電深度で使用でき、エネルギー貯蔵密度も22 wh/kgが期待でき、周回衛星の場合にも15wh/kg程度を期待することができる。

V) その他

現在、開発に着手されているが、まだ材料面での問題が解決されていない電池にNa/S電池がある。623K程度の比較的高い温度で働かせる電池であるが、100 wh/kgにも達する高いエネルギー貯蔵密度が期待されている。

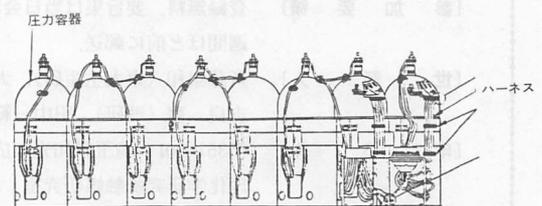


図-11 Ni-H₂バッテリーアセンブリ例

さらにLi系の蓄電池の開発も盛んに進められている。現在は高率充・放電ができないこと、サイクル寿命が十分でないので、実用に供されていないが、将来性のある電池である。

6. あとがき

宇宙空間の利用は急速に展開され、通信衛星を經由する国際電話、テレビで毎日放送される気象衛星撮映の雲の動向など、我々の日常生活に密着してしまった分野もあるが、まだ、これから開発を進めなければならない分野も多い。

宇宙という空気のない、重量の小さい環境で、新しい材料の合成、人類に有益なバイオの育成など多方面の利用が広がると考えられる。この利用に供するエネルギー技術及びシステムの現状と将来展望は本稿が触れた範囲にはとどまらない。宇宙開発の拡大にとまらぬ、さらに新しいエネルギー技術が誕生することが期待される。

参 照 文 献

- 1) F. Teren proc. 22nd IECEC p.39 (1987), paper No. 879003.
- 2) P. Glaser. Science. vol. 162, No. 11 p. 857 (1968)
- 3) W. Simon and D. Nored, proc. IEEE vol. 75 No. 3, p. 277 (1987).
- 4) L. Leqer, J. Visentine and J. Schliesig "A Consideration of Atomic Oxygen Interactions with Space Station" AIAA-85-0476, Jan. 1985.
- 5) M. Dhar, D. Jones, S. Huang and J. Rauch, proc 22nd IECEC p. 133 (1987) paper 879163.
- 6) W. Borqer and L. Massie, proc 22nd IECEC p. 23 (1987) paper No. 879001.
- 7) W. Terrill and V. Heley proc. 21st IECEC p. 1950 (1987).
- 8) I. Hackler, proc 21st IECEC p. 1903 (1986), paper No. 869434.
- 9) R. Taenaka, E. Adler, E. Stofel and K. Clark, proc. 22nd IECEC p. 2016 (1987) paper No. 879201.

協賛行事

第7回「光がかかわる触媒化学シンポジウム」一般講演応募要領

- | | | | |
|------------|---|-------|----------------|
| 【共 催】 | 理化学研究所、触媒学会 | 【協 賛】 | エネルギー・資源研究会ほか |
| 【日 時】 | 昭和63年5月30日(月) | 【会 場】 | 理化学研究所(埼玉県和光市) |
| 【特別講演】 | 1) 「新しい水の完全分解用光触媒の開発とその構造について」……東工大・堂免一成
2) 「光合成器官の熱発光——水分解四電子反応の機構」……理化学研・井上頼直 | | |
| 【趣 旨】 | 光触媒作用を理解するには、光励起、電荷分離、電子移動などの機構を探ることが重要であり、前回までのシンポジウムでは掘り下げた議論を重ねてきた。
光触媒作用には今後は特に応用面での進展が期待される。例えば、無機半導体や金属錯体による太陽光エネルギー変換や光センサーの開発、光電極反応による選択的有機合成や環境浄化、更には生物学や医学関連領域への応用など、それで特定の分野にとらわれずに、種々の観点から光触媒作用を眺め直し、その応用範囲の拡張に資するような討論も行ってみたい。
例年通り一般講演を公募しますので、各方面からの多数の応募をお待ちしております。 | | |
| 【一般講演申込締切】 | 昭和63年2月29日(月)
題目、所属、氏名、連絡先、400字程度の講演要旨(プログラム編成用)を記してお申し込み下さい。講演時間は討論を含めて1件20分程度の予定。 | | |
| 【講演要旨締切】 | 昭和63年5月6日(金)
所定の原稿用紙(40字×37行×4枚)を送付。 | | |
| 【参加要領】 | 登録無料。要旨集は当日会場にて配布(2000円の予定)。ただし講演者と希望者には1週間ほど前に郵送。 | | |
| 【世 話 人】 | 斉藤泰和(東大生産研)、大倉一郎(東工大)、田中啓一(化技研)、山田 瑛(理研)、吉良 爽(理研)、田中一範(理研)。 | | |
| 【申 込 先】 | 〒351-01 埼玉県和光市広沢2-1
理化学研究所触媒研究室 田中一範(電話 0484-62-1111, 内 3561) | | |