

アルカリ金属熱電変換を利用した 宇宙用太陽熱発電システムの可能性

FEASIBILITY STUDY ON SPACE SOLAR GENERATION SYSTEM WITH ALKALI METAL THERMOELECTRIC CONVERTER

田 中 耕 太 郎*
Kotaro TANAKA

根 岸 明*
Akira NEGISHI

増 田 俊 久*
Toshihisa MASUDA

This paper deals with an advanced solar thermal generating system for space application with alkali metal thermoelectric converter (AMTEC) approximately 10 kWe in size. The AMTEC using sodium ion conducting β -alumina solid electrolyte is one of the promising space generating systems because of its high power densities ($\sim 1 \text{ W/cm}^2$) and high conversion efficiencies ($\sim 35\%$). The concept of pipe type AMTEC components incorporated into the solar receiver is proposed. Thermal model analyses have been introduced and conducted to determine the optimum operating conditions of AMTEC cycle for the space power system. Comparison of the specific mass with other conversion systems such as solar photovoltaic systems or solar dynamic power systems has been carried out. The result shows that the AMTEC system has the lowest specific mass of 107 kg/kWe and expected mass reduction rate is 20~60%. The experimental results of the AMTEC is also described.

Key words : Solar generation, Space power system, Direct energy conversion, Thermoelectric conversion, Solid electrolyte

1. はじめに

地球低周回軌道の上に建設される宇宙ステーション、極軌道プラットフォームは、数十～数百kWの継続的な電力供給を必要とする。さらに将来、宇宙工場、月面基地、発電衛星等のプロジェクトの進展に伴い、電力消費量は大幅に増大することが予想できる。宇宙環境において太陽エネルギーは自立可能な唯一のエネルギー源である。現在、Si, GaAsの光発電を利用する方式⁽¹⁾と、ブレイトン、スターリングサイクル等の熱機関を利用する方式⁽²⁾が提案されている。宇宙ステーション用に開発された現状システムは、光発電、熱発電いずれの方式も200～250 kg/kWeであり、システム軽量化が開発課題の一つとして残されている。

アルカリ金属熱電変換 (Alkali metal thermoelectric converter : 以下AMTECと略記する) と呼ばれる直接発電方式は、現在まだ実験室レベルの新しい発電方式であるが、高い出力密度と効率の期待できることから将来の宇宙用発電システムへの応用が有望である。アイソトープ、原子力を熱源とするシステムは報告⁽³⁾されているが、太陽熱を利用する宇宙用シ

ステムは報告されていない。

本報では太陽熱を熱源とするAMTECシステムに注目し、宇宙用システムとしての可能性を検討した。AMTECの発電特性、宇宙用システムとしてのパラメータ最適化、熱バランスについての検討を進め、10 kWe発電システムの概念設計よりシステム重量は約110 kg/kWeとなり、従来の光発電、熱発電と比較して大幅な軽量化が期待できることがわかった。以下に、AMTEC出力特性の測定値とその評価方法、宇宙用システムとして提案するAMTECを内蔵したパイプ型コンポーネント、反射鏡、レシーバ、ラジエタを含めたシステム設計について報告する。

2. 宇宙用発電システムの特徴

宇宙用システムも従来の地上システムと同様、集光反射鏡、レシーバ、発電部、ラジエタより構成される。しかし、システムに要求される性能は大きく異なる。その理由の一つは宇宙と地上の環境の相違にある。

原稿受付 平成3年6月27日

* 電子技術総合研究所、主任研究員

Electrotechnical Laboratory, Senior Researcher.

宇宙環境では風や重力の影響を受けないため、反射鏡、ラジエタの支持の簡素化、大形化が可能である。高い集光比の反射鏡と真空による断熱により、集熱温度の高温化が有利となる。放熱は、ラジエタからの放射伝熱となる。雲の影響がなく、安定した太陽光が得られることはシステムの設計を容易にする。一方、宇宙線等の影響、また地球低周回軌道上では蝕時間が存在し、連続して電力を供給するためにはエネルギーの貯蔵が必要となる。潜熱蓄熱システムが有望である。

もう一つの大きな差は、宇宙用システムでは打ち上げコスト低減の必須条件として単位重量、体積あたりの出力密度の高いシステムが要求されることである。地球低周回軌道への打ち上げコストは1 kgあたり数百万円程度であり、このため地上ではシステム自身のコストが重要であるが、宇宙用の場合にはそれほど制約条件とはならない。宇宙用では信頼性も重要である。

今回の設計では、上記の宇宙特有の環境におけるシステム最適化に関して、システム軽量化を第一に考慮して検討をすすめた。

3. AMTECの発電原理

β "アルミナと呼ばれるセラミックスはNaイオン導電性の固体電解質として知られている。AMTECはこの固体電解質を利用した熱エネルギーから電気エネルギーへの直接変換方式である^(4, 5)。この発電方式は、高い出力密度と効率が原理的に期待され、さらに発電原理が簡素で可動部のないことから、信頼性、保守性の点でも優れた特徴を備えている。発電規模を自由に選択できることも宇宙用電源に適した特徴である。高いイオン導電性をもつ安定した β "アルミナ固体電解質が最近得られるようになったため、AMTECは新しい発電方式として注目されている。

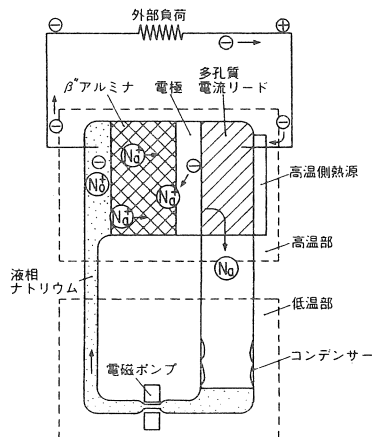


図1 AMTECの発電原理

AMTECの発電原理を図1において説明する。 β "アルミナ固体電解質(BASE)と電極部を含む上半分の部分は高温側となり、900 K~1,300 Kに加熱される。固体電解質の左側は液相のNaであり、この温度に対応するNa蒸気圧力は 5×10^3 Pa~ 3×10^5 Paである。固体電解質中をNaはイオンとして通過し、電極面において中性化された後に蒸発し、400 K~700 Kの低温側冷却面と接して凝縮する。すなわち固体電解質の右側は低温側凝縮面のNa蒸気圧力となり、その圧力は 3×10^{-4} Pa~ 1×10^2 Paと非常に小さいものとなる。この電解質を挟むNa蒸気圧力差が固体電解質中のイオンの駆動力となり、その際のイオンの移動に伴う電子の移動により外部負荷に直流電力が発生する。低温側冷却面で凝縮したNaは電磁ポンプにより高温側に戻され、発電サイクルが構成される。

このようにAMTECの発電システムはランキンサイクルと似た構成となる。従来の熱電発電、熱電子発電等の直接発電は効率の低い点に問題があるが、AMTECは作動媒体であるNaが循環することにより、直接発電でありながら熱機関と同等の30%程度の効率の可能な点が特徴である。

4. AMTECの出力特性

宇宙用システムの設計に必要なAMTEC出力特性の計算方法について述べる。図2には高温側Na

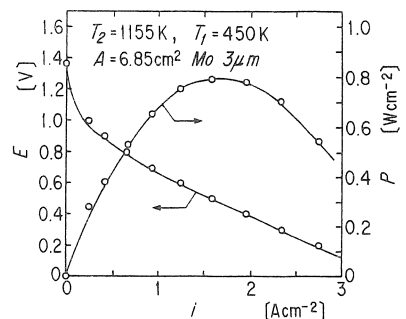


図2 電圧、出力-電流特性測定結果

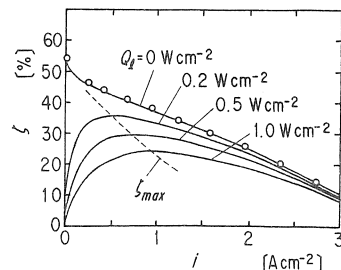


図3 熱損失をパラメータとした効率-電流特性

液温度 $T_2 = 1,155$ Kの時に得た電流密度 i と電圧 E , 出力密度 P の測定結果である。実験装置、実験方法は既に報告している⁽⁶⁾。測定結果より出力密度 P の最大値は 0.8 W/cm² であり、またその値は電流密度 $i = 1.6$ A/cm² の時に得られることがわかる。図中の実線は、次式による性能の計算結果である。

$$i = i_0 \left\{ e^{-\alpha \eta f} - \frac{\Delta P_e + \Delta P_{pe} + P_1}{P_1} e^{-(1-\alpha) \eta f} \right\} \dots (1)$$

ここで i_0 は交換電流密度、 α は移動係数、 η は分極電位、 f は係数、 ΔP_e はNaの蒸発の際の圧力差、 ΔP_{pe} は電極内での圧力損失、 P_1 は電極外のNa圧力である。式(1)によるAMTEC出力特性の計算方法はAppendixに記す。

図3は効率 ζ と電流密度 i の関係を示したもので、図中のプロットは図2に示した $E-i$ 測定値より $Q_i = 0$ とした時の結果、実線は式(1)による $E-i$ 値より Q_i を変化させた時の計算結果である。ここで Q_i は高温側電極面から低温側凝縮面への熱損失であり、電極面積あたりに換算した値で示している。効率 ζ はAMTEC発電部の効率として次式で定義した。

$$\zeta = \frac{P}{P + \{L + C(T_2 - T_1)\} i / F + Q_i} \dots (2)$$

ここで L , C はNaの蒸発潜熱と比熱、 F はファラデー定数である。図3よりAMTECの最大効率 ζ_{max} は i が 1 A/cm² より小さい範囲で得られ、最大出力が得られる条件とは異なることがわかる。熱損失 $Q_i = 0.2$ W/cm² の時、最大効率は35%となり、 i は 0.5 A/cm²、この時の出力密度は最大出力密度の約半分の 0.4 W/cm² である。これらの結果よりAMTECでは出力密度と効率の最大値の得られる電流密度は一致せず、設計の際には両者のシステム全体に対する影響を検討することが重要である。

図4は高温側Na液温度 T_2 を変化させた時の最大出力 P_{max} の測定結果である。現在までに著者らが達成した出力密度の最大値は 0.85 W/cm² ($1,176$ K) である。この図より T_2 と P_{max} の関係はほぼ直線的であることがわかる。図中の実線は式(1)による計算結果で温度を変化させた条件でも測定値とよい一致を示すことがわかる。

AMTEC出力特性に関係するもう一つの重要なパラメータは低温側温度 T_1 である。 T_1 が高くなるとNaの凝縮面側の蒸気圧が高くなることから性能が低下する。

以下に述べるシステム解析において、AMTEC出力特性を検討をする際のパラメータとしては、電流密度 i , 高温側温度 T_2 , 低温側温度 T_1 を選定した。その際

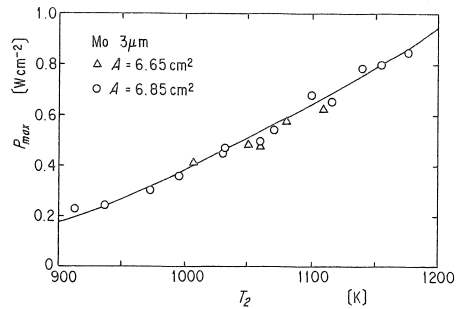


図4 T_2 と P_{max} の関係の測定結果

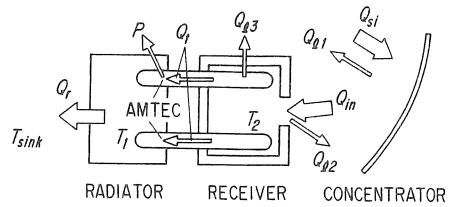


図5 宇宙用AMTECのシステム構成

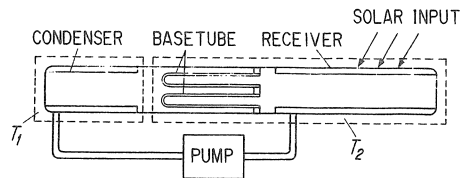


図6 パイプ形AMTECコンポーネントの概要

の出力特性の計算には実験結果とよく一致する式(1)を使用し、また計算条件は、現在までに達成された性能値を採用した。

5. 宇宙用AMTECシステムの概念設計

5.1 システム構成とパイプ型AMTECコンポーネント

宇宙用AMTECシステムの構成を図5に示す。反射鏡により集光された太陽光は円筒形レシーバ内に入射する。レシーバの内側壁面には図6に示すAMTEC発電部を納めたパイプ型コンポーネントがならべてある。入射した太陽光により温度 T_2 に加熱されたNaはBASE管の内側に供給され、イオンとしてBASEを通過して電力を発生する。BASE管外面の電極より気相となったNaは温度 T_1 の凝縮面において液化し、ウィックと溝構造により集められ、ポンプにより高温部に戻される。

AMTECは固体電解質の形状を変えることにより比較的自由にシステム形状を選ぶことができる。ここでは現在一般的である円筒形状の固体電解質を利用し、図6に示すようなパイプ形状のコンポーネントを

採用した、AMTECをパイプ形状の発電コンポーネントとすることによるメリットは、

- ① 機密性が高く、Naの管理が容易、
- ② 固体電解質が割れた際の損傷が小さく、システム信頼性が高い、
- ③ 電気的な直列接続が容易、

等である。

今回の設計では、一本のパイプの中に3本のBASE管(直径10 mm, 長さ400 mm, 厚さ0.7 mm)を入れ、パイプ一本あたりの電極面積は350 cm²とした。集熱部、発電部、凝縮部の長さはいずれも50 cmとしてパイプ全長は150 cm, 外径は36 mmとした。またパイプ一本の重さは2 kgである。このようにAMTECの発電部をパイプ形状に組み込むと、高温側から低温側への伝導、放射による熱損失 Q_i は温度差700 Kで約0.2 W/cm²と計算される。今回の計算ではNa凝縮時の圧力損失⁽⁷⁾も含めて計算している。

5.2 設計条件と計算手順

図5に示した各熱移動量の収支を計算することにより10 kWeシステムの検討をすすめた。各部の熱移動と重量の計算条件について以下に述べる。

反射鏡に関しては、入射太陽光1.32 W/cm², 集光比は1,200, 傾斜誤差は4 mrad, 到達係数 ξ は0.99, 面積あたりの重量 m_{con} は5 kgとした。これらの値はNASA宇宙ステーション用の設計値⁽⁸⁾に準じている。また反射率 r は0.9とした⁽⁹⁾。レシーバ開口部への入射量 Q_{in} と反射鏡への入射量 Q_{si} , 反射鏡の重量 M_{con} には次の関係がある。

$$Q_{in} = r \xi Q_{si} \dots (3) \quad M_{con} = \frac{Q_{si}}{1.32} m_{con} \dots (4)$$

レシーバに入射した太陽光の一部は、開口部を通しての再反射と放射による熱損失 Q_{i2} , 側壁を通しての熱損失 Q_{i3} となる。再反射、放射による熱損失はレシーバの長さ、直径と開口部径の関数としての計算式が報告されている⁽¹⁰⁾。ここで開口部径は反射鏡との集光比の関係から決定される。レシーバ側壁の断熱に関しては多層断熱を想定し、熱伝導率としては0.01 W/mK, 密度は741 kg/m³, レシーバ外壁の放射率は0.35, 周囲放射温度は250 Kとして計算した⁽¹⁰⁾。

Q_{in} より熱損失 Q_{i2} , Q_{i3} を差し引いた熱量が Q_i である。温度 T_2 , T_1 より先にAMTECの性能を計算し、10 kWeに必要なパイプ形コンポーネントの本数を決定する。決定された本数よりレシーバ外径が求められ、熱損失 Q_{i2} , Q_{i3} が計算される。

パイプ形コンポーネントに供給される熱量 Q_i から

はパイプ壁を通しての伝導と放射熱損失, Naの顕熱と潜熱による熱損失が見込まれる。式(2)で示した効率 ζ と Q_i , P の関係は次式のようになる。

$$Q_i = P / \zeta = P + (L + C(T_2 - T_1))i / F + Q_i \dots (5)$$

ここでNa循環用ポンプ動力はポンプの効率を5%としても、出力の1%未満であるため考慮しなかった。

ラジエタは放射率0.85, 重量は10 kg/m², 周囲放射温度は250 Kとして計算した⁽¹⁰⁾。

以上の計算条件でAMTECの発電特性パラメータである電流密度, 高温側温度, 低温側温度を変化させ、それぞれのシステムに対する影響を検討した。ここで5.3に示す計算結果は各パラメータの影響を検討するためのもので、実際のシステムに必要なポンプ、

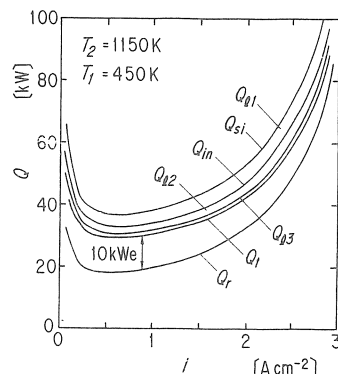


図7 電流密度 i を変化させた時の各熱移動量

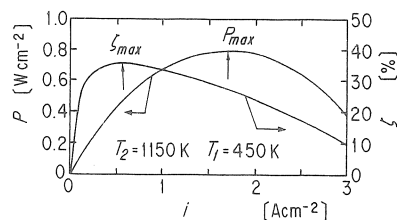


図8 電流密度 i と出力密度 P , 効率 ζ の関係

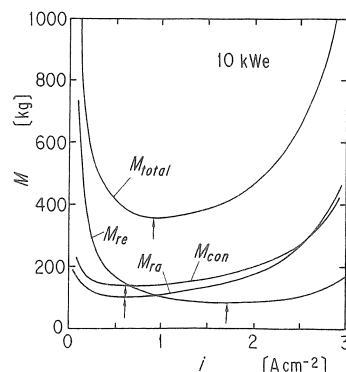


図9 電流密度 i と重量の関係

蓄熱部、反射鏡駆動装置、出力変換装置等は含まれていない。

5.3 各パラメータの性能、重量への影響

電流密度 i を変化した場合の計算結果を図7と図8に示す。図7は各熱量の計算結果を示したもので、 $Q_{s,i}$ と $Q_{i,n}$ の差が $Q_{i,1}$ 、 $Q_{i,n}$ と $Q_{i,2}$ の差が $Q_{i,2}+Q_{i,3}$ 、 $Q_{i,1}$ と $Q_{i,2}$ の差が出力10 kWeである(図5参照)。図7よりこの条件では電流密度 i が0.5 A/cm²あたりで $Q_{s,i}$ の最小値36 kWの得られることがわかる。また電流密度が0.2 A/cm²以下と2 A/cm²以上の範囲で $Q_{i,2}$ の値の増加が顕著であるが、これはAMTECの効率 η がこの範囲で小さくなるためである。

図8は出力密度 P と効率 η の電流密度依存性を示す。この条件における最大出力値 P_{max} は0.8 W/cm²、最高効率 η_{max} は35%と計算される。図9は反射鏡、レシーバ、ラジエタ各部の重量 M_{con} 、 M_{re} 、 M_{ra} とその合計 M_{total} の計算結果である。図8と図9より反射鏡とラジエタの重量は効率 η が最大の時に最小値を示し、その時の値はそれぞれ150 kg、100 kgとなることがわかる。一方、レシーバの重量は最大出力時に最小値となり、約100 kgとなる。これはパイプ形コンポーネントの本数が最大出力時に最小となるためである。システム全体の重量に注目すると電流密度が1 A/cm²あたりで最小の値350 kgが得られる。

次に高温側温度 T_2 の影響について検討する。温度

が T_2 の時にシステム重量 M_{total} が最小の値を示す電流密度 i を決定し、その時の出力密度と効率を計算した結果が図10、図11である。ここで T_1 は500 Kとした。 T_2 を900 Kから1,200 Kに上昇させると、出力密度は0.1 W/cm²から0.8 W/cm²、効率は15%から35%へと増加する。AMTECの発電特性としては T_2 が上昇すると熱力学的な効率の上昇と固体電解質の抵抗減少による性能の向上が見込まれる。図11に示すように、温度が上昇すると出力密度が大幅に増加することからレシーバ部の重量は大きな割合で減少する。反射鏡、ラジエタの重量は効率 η の上昇に対応した減少となる。

これらの結果より高温側温度 T_2 はより高い方が性能向上を導くことになる。集熱温度を1,200 Kよりさらに上昇させるとレシーバからの熱損失の割合が増加し、重量の極小点が存在すると考えられる。しかし実際のシステムではその温度より低い点に高温化への制約条件となる材料の問題が存在する。 β アルミナ材料自身の最高使用温度は約1,500 Kであるが、金属材料との接合、また後述する蓄熱部との関係から現在レベルの技術では高温側温度は1,100 K程度が限度と考えられる。しかし今回の計算結果より将来の開発目標として集熱温度の高温化は性能向上に有効であることがわかった。

低温側温度 T_1 を変化したときの出力密度、効率、重量の計算結果を同様に図12、図13に示した。図10、11と同様システム重量 M_{total} の最小を計算条件

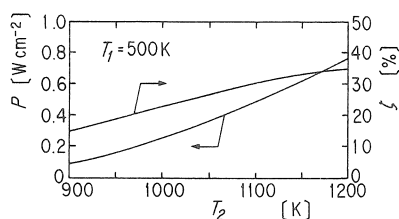


図10 高温側温度 T_2 と出力密度 P 、効率 η の関係

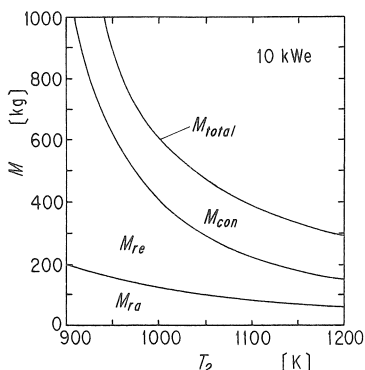


図11 高温側温度 T_2 と重量の関係

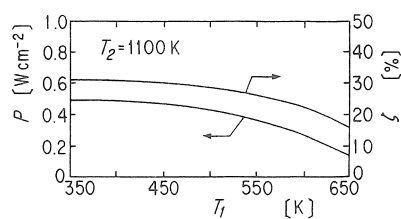


図12 低温側温度 T_1 と出力密度 P 、効率 η の関係

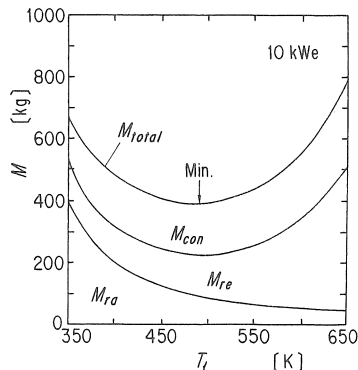


図13 低温側温度 T_1 と重量の関係

としている。重量の最小値は約500 Kの時に得られる。この温度以下ではラジエータ重量が大きくなり、この温度以上ではAMTECの発電特性が図12に示すように低下することからレシーバ重量が増加する。AMTECの出力特性が500 K以下ではほぼ一定でそれ以上で低下する理由は、凝縮部の圧力損失の大きさが500 KあたりのNa飽和蒸気圧の変化割合とほぼ同程度となるためである。

5.4 AMTECレシーバの概念設計

図14は上記の計算結果をもとに設計したパイプ形コンポーネント内蔵タイプの宇宙用レシーバである。今回のレシーバ形状は米国Rockwell社がスターリングサイクル用に設計したヒートパイプ型レシーバ⁽¹⁰⁾を基本としている。

地表から500 km程度の低周回軌道では一周95分のうち約1/3の時間が地球の裏の蝕時となる。蝕時にも連続して発電を可能とするためにフッ化リチウム(LiF)を利用した潜熱蓄熱システムを採用した^(11, 12)。3本のBASE tubeを内側に固定した発電部の周囲にLiFを封入した二重円筒容器を備えた。ここで、LiFを蓄熱材料として選定した理由は、LiFの融点が1,117 KとAMTECの作動温度に適合すること、また融解・凝固時の潜熱が1,015 kJ/kgと大きいためである。太陽光の入射時にはLiFが融解することにより、また蝕

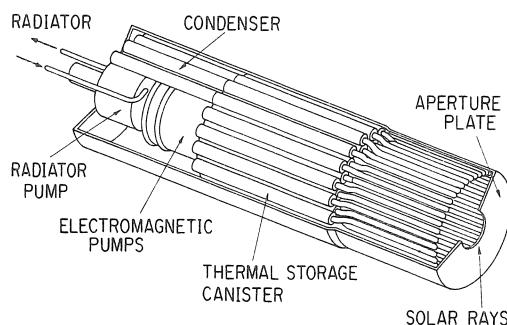


図14 パイプ形コンポーネントを内蔵した宇宙用レシーバ

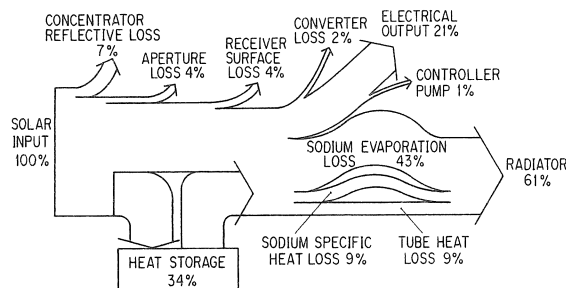


図15 宇宙用AMTECシステムのエネルギー収支

時には凝固時の熱放出により発電部は常にほぼ一定の温度で作動することが可能となる。今回の検討では潜熱蓄熱の伝熱解析は含んでいない。蓄熱に関する計算条件としては、潜熱量の90%が有効と仮定している。

図15は反射鏡に入射した太陽光を100%とした時のエネルギーの熱収支を示している。反射鏡に入射した太陽光の約15%は再反射やレシーバ外表面からの熱損失等となり、また34%は熱エネルギーとして蓄えられ蝕の時に放出される。出力として得られる電気エネルギーの割合、すなわちシステム効率⁽¹⁰⁾は21%と計算される。発電部における熱損失の内訳を見てみると、Naの蒸発に起因する熱損失が43%と大きな割合を占め、Naの顕熱による熱損失、熱放射・伝導により高温部から低温部に移動する熱損失はいずれも9%となることがわかる。

5.5 他のシステムとの比較

表1は10 kWe発電システムの重量をまとめたものである。全体の重量は1,072 kg、このうち約45%がレシーバの部分となる。出力あたりの比重量は107 kg/kWeである。

他の発電方式と比重量において比較した結果を図16に示す。ここで他の発電方式の比重量の値は、今回のレシーバ設計の基本形を報告しているレポート⁽¹⁰⁾による7 kWeシステムに関するものである。本報で提

表1 10kWeシステムの重量

Component	Mass (kg)
RECEIVER	478 kg
Pipe type components (76)	152 kg
Phase change material (LiF 100MJ)	98 kg
Thermal storage canisters	68 kg
Outer shell, insulation	130 kg
Pumps, other	30 kg
Concentrator	290 kg
Radiator	104 kg
Interface structure, power conversion, other	200 kg
Total	1,072 kg

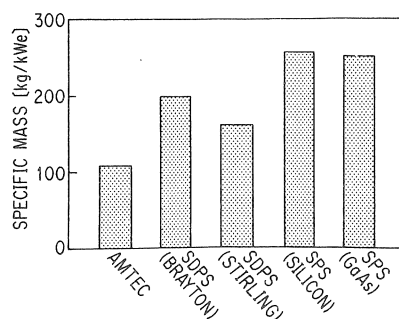


図16 宇宙用発電装置の比重量による比較

案するAMTECのシステムは最も軽く、従来提案されているシステムと比較して20%~60%の重量減少が可能であることがわかった。

6. 結 論

アルカリ金属熱電変換の宇宙用太陽熱発電システムへの応用を検討した。AMTECの性能特性パラメータとして電流密度、高温・低温側温度を選定し、それぞれの発電システムへの影響を明らかにした。反射鏡、ラジエタの重量は、最高効率の得られる電流密度0.5~1.0 A/cm²の範囲で最小値を示し、レシーバの重量は最大出力の得られる電流密度が1.5 A/cm²のあたりで最小値を示すことがわかった。システム全体重量は両者の条件の間の1 A/cm²程度で最小値を示す。高温側温度に関しては、1,100 Kとすると、出力密度は0.54 W/cm²、発電部の効率は32%と計算される。さらに温度を上げると性能も向上するが、材料、接合が問題点として残されている。低温側温度はラジエタとレシーバの重量の釣合より約500 Kが最適値として選定された。

宇宙用AMTECのシステム形状として、パイプ形コンポーネントを提案した。この形状は高性能、高信頼性が期待できる。パイプ形コンポーネントによる10 kWシステム、特にレシーバ部の概念設計をすすめた。システム出力あたりの重量は107 kg/kWeと計算され、従来の太陽電池、あるいはブレイトン、スターリングサイクル等の熱機関による発電と比較して約20~60%の軽量化が可能であることがわかった。現在のAMTECの開発段階は研究室レベルであり、電極の耐久性等の今後に残されている研究課題も多いが、AMTECを利用した宇宙用太陽熱発電システムは、将来の実用化が期待できる。

文 献

- (1) M.F.Piszcior and M.J.O'Neill, NASA-TM-100101, (1987), NASA Lewis Research Center.
- (2) H.J.Strumpf and M.G.Coombs, NASA CR-180901 (1987), Garrett AiResearch.
- (3) C.P. Bankston, T. Cole, R. Jones, and R.Ewell, J.Energy, 7-5 (1983), 442.
- (4) 増田俊久, 根岸明, 田中耕太郎, 本多武夫, 電学論B, 110-2 (1990), 147.
- (5) 田中耕太郎, 根岸明, 増田俊久, 機論B, 55-510 (1989), 499.
- (6) K.Tanaka, T.Masuda, A.Negishi, T.Honda, Y.Hori, and T.Homma, Proc. 25th IECEC, 2, (1990), 402.
- (7) 石黒亮二, 杉山憲一郎, 機論B, 54-500 (1988), 967.
- (8) R.E. Hyland, NASA-CR-179489, (1986), Harris Corp..
- (9) D.E. Morel, S.R.Ayers, D.A.Gulino, R.C. Tennyson, and R.A.Egger, Proc. 21st IECEC, 3, (1986), 2032.
- (10) W.E.Wallin and J.M.Friefeld, NASA CR-180877, (1988) Rockwell International Corp..
- (11) K.Tanaka, Y.Abe, K.Kanari, O.Nomura, and M.Kamimoto, Space Power, 8-4 (1989), 425.
- (12) K. Tanaka, Y. Abe, K. Kanari, and M.Kamimoto, Proc.1989 Congress of ISES, 2 (1990), 1353.

Appendix AMTEC出力特性の計算方法

AMTECの固体電解質と電極の界面における反応は、電荷移動速度が律速条件と考えられ、Butler-Volmerの式により電流密度*i*と分極電圧*η*の関係が次式で与えられる⁽¹⁾。

$$i = i_0 \left\{ e^{-\alpha \eta f} - \frac{\Delta P_e + \Delta P_{pe} + P_1}{P_1} e^{(1-\alpha) \eta f} \right\} \dots (1)$$

ここで*i*₀は交換電流密度、*α*は移動係数、 ΔP_e はNaの蒸発の際の圧力差、 ΔP_{pe} はNa蒸気の電極内での圧力損失、*P*₁は電極外のNa圧力である。*P*₁は凝縮面温度*T*₁と凝縮に関する圧力損失より計算される。分極電位*η*、係数*f*は次式で表される。

$$\eta = E + i R_t - \frac{1}{f} \ln(P_2/P_1) \dots (2)$$

$$f = F/R_0 T_2 \dots (3)$$

ここで*F*はファラデー定数、*R*₀は一般ガス定数である。

式(1)より*i*と*E*の関係を計算するためには、交換電流密度*i*₀、移動係数*α*、圧力損失 ΔP_e 、 ΔP_{pe} の値が必要である。*i*₀の計算にはUnderwoodら⁽²⁾がAMTECの測定結果より回帰して求めた次式を用いた。

$$i_0 = 2 \times 10^{-2} e^{0.01 T_2} \dots (4)$$

移動係数*α*は0.5として解析を進めた⁽³⁾。各圧力損失は次式により計算した。

$$\Delta P_e = (2 \pi M R_0 T_2)^{\frac{1}{2}} i / F \dots (5)$$

$$\Delta P_{pe} = 0.75 G (M R_0 T_2 / 2 \pi)^{\frac{1}{2}} i / F \dots (6)$$

*G*は電極膜に細い円柱状の穴が多数あいていると仮定

した形状パラメータで、穴の直径を d 、長さを l 、面積あたりの個数 N より次のように定義される⁽⁴⁾。

$$G = 8l / (d^3 N) \dots\dots\dots (3)$$

以上の解析方法ならびにAMTEC電極に関するインピーダンス測定と分極抵抗に関しては文献⁽⁵⁾に報告してある。

文 献 (Appendix)

- (1) 工藤徹一, 笛木和雄, 固体アイオニクス, (1986), 57, 講談社サイエンティフィク.
- (2) M. L. Underwood, R. M. Williams, B. Nakamura, C.P., Bankston, T. Cole, Proc. 23rd IECEC, 1, (1988), 227.
- (3) R.M.Williams, M.E.Loveland, B.Nakamura, M.L. Underwood, C.P.Bankston, H.Leduc, and J.T.Kummer, J.Electrochem. Soc., 137 - 6 (1990), 1709.
- (4) R.M.Williams, B.Nakamura, M.L.Underwood, D.O' Connor, M.A. Ryan, S. Kikkert, and C.P. Bankston, Proc. 24th IECEC, 2, (1989), 413.
- (5) 田中耕太郎, 根岸明, 野崎健, 増田俊久, 機論 B, 57-544 (1991), 掲載予定.