

## 宇宙用スターリングサイクル発電機の研究

著者	塚野 徹, 吹場 活佳, 近江 信耶, 棚次 亘弘
雑誌名	室蘭工業大学航空宇宙機システム研究センター年次報告書
巻	2010
ページ	77-79
発行年	2011-09
URL	<a href="http://hdl.handle.net/10258/00008745">http://hdl.handle.net/10258/00008745</a>

# 宇宙用スターリングサイクル発電機の研究

- 塚野 徹(航空宇宙システム工学専攻)
- 吹場 活佳(航空宇宙機システム研究センター 講師)
- 近江 信耶(機械システム工学科)
- 棚次 亘弘(航空宇宙機システム研究センター 特任教授)

## 1. はじめに

スターリングエンジンは、ディーゼルエンジンなどの一般的な熱機関とは異なり、内部に密閉した作動流体に外部から温度差を与えることによって動力を取り出すことができる外燃機関である。このため宇宙空間における太陽熱を用いた発電機としての利用が可能である。現在宇宙用の発電には太陽電池が用いられている。しかし、スターリングエンジンは太陽電池に比べ変換効率が高くなる可能性があり、さらに宇宙放射線による損傷が小さいというメリットがある。また宇宙空間での太陽光を利用した発電には太陽光を集光できない日陰時の電力供給が問題になるためエネルギー貯蔵が必要になる。貯蔵方法として大まかに蓄電と蓄熱の2種類が存在し、蓄熱の方が理論的なエネルギーの貯蔵量が大きく、蓄熱を利用した宇宙用スターリングサイクル発電機は宇宙用発電機として有効であると考えられる。本研究では、過去に宇宙用として開発されたスターリングサイクル発電機について性能を把握する。本年度は温度や回転数と発電部の負荷抵抗変化による発電特性の変化<sup>1)</sup>に着目し実験を行った。また、蓄熱については、固体と液体の相変化による融解潜熱を利用し、一般的に潜熱量が大きな熔融塩についての研究が報告されている<sup>2)</sup>。これらの熔融塩は熱伝導率が低く、蓄えた熱を効率良く利用できず、日陰時のエンジン性能が低下することが考えられる。そこで蓄熱量が大きい熔融塩と熱伝導率が高い材料を用い、伝熱特性を取得する基礎実験を実施した。

## 2. 負荷抵抗変化による発電特性

### 2.1 装置・実験概要

本研究で用いたスターリングサイクル発電機の外観および断面図を図1に示す。装置上部の電気加熱式ヒーターを高温熱源とし、ヒーターチューブ下部には蓄熱式の再生熱交換器が配置される。その下部には低温熱源として冷却水との熱交換部がある。また、装置中央部にはDCモータによ

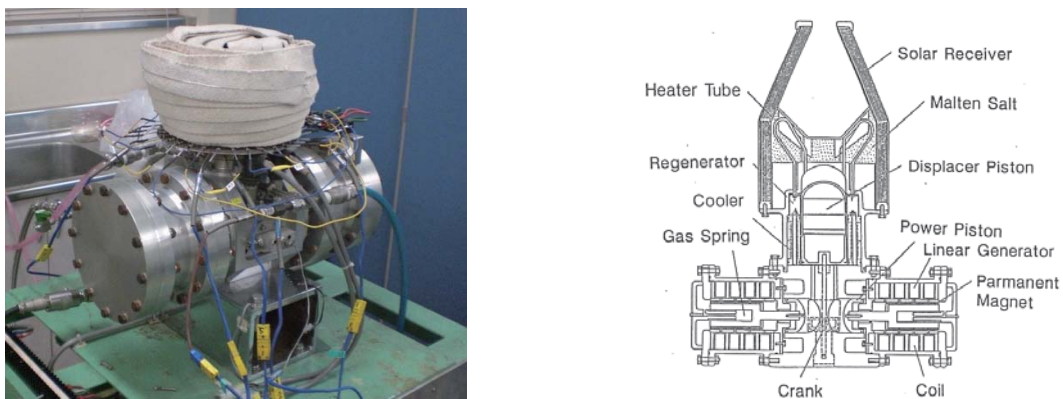


図1: スターリングサイクル発電機(左: 外観 右: 断面図)

て駆動されるディスプレイサピストンが内部に封入した作動流体を高温部と低温部の間を交互に移動させている。これにより内部に圧力変化が生じ、エンジン下部に配置された一対の対向式パワーピストンによってリニア発電機が駆動されることで発電する。リニア発電機の発電コイルに可変抵抗を用いた抵抗回路を接続し、発電出力の計測を行った。

## 2.2 実験結果

本実験の実験条件を表 1 に示す。また負荷抵抗と発電電力の関係をヒーター入力と回転数ごとに整理したものを図 2 に示す。この図より回転数と高温部温度によって発電電力にピークを与える抵抗値が異なり、抵抗値を変化させることで出力が向上することが確認された。本実験の条件において、回転数が増加すると最適抵抗値が増加している。また、高温部温度が増加すると全体的に発電電力が増加するとともに抵抗値変化による発電電力の変化量が増加している。

表 1: 運転条件

作動流体	ヘリウム
作動流体圧力	1.0 MPaG
ヒーター入力	380, 570 W
高温部温度	500~700 K
低温部温度	293 K
回転数	10~20 Hz
負荷抵抗値	150~1000 $\Omega$

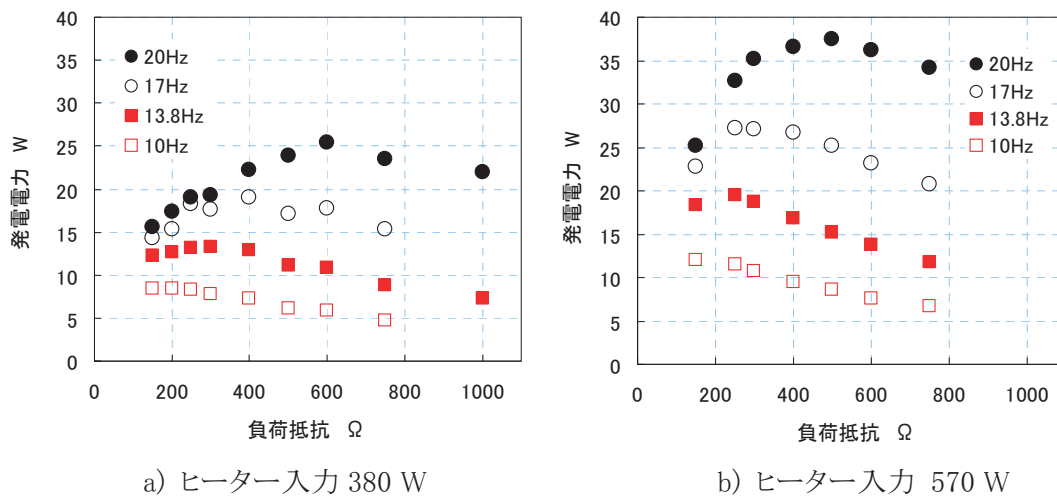


図 2: 電氣的な負荷抵抗と発電電力の関係

## 3. 蓄熱材の伝熱特性評価

### 3.1 装置・実験概要

本研究で用いた蓄熱材実験装置の外観および概略を図 3 に示す。宇宙用のスターリングエンジンの高温部には作動流体が流れる複数本のヒーターチューブが配置され、その周囲に蓄熱材が充填される。図 3 の実験装置はヒーターチューブ 1 本と蓄熱材を単純模擬したものであり、円筒形容器の中央に作動流体を流通させる配管を通し、その周囲に蓄熱材として LiCl および Al を充填した。また、電気加熱式ヒーターを用いて外部から加熱し、断熱材としてセラミックテープが写真のように巻きつけてある。半径方向に 5 点の温度計測を行うことで各時間における蓄熱材内部の温度分布を取得する。

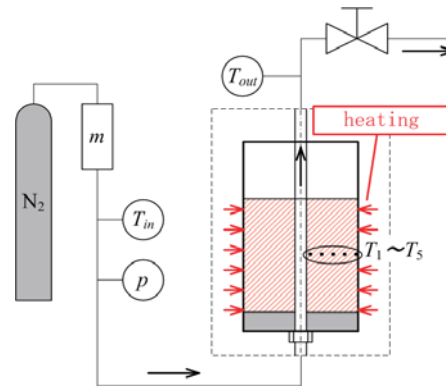
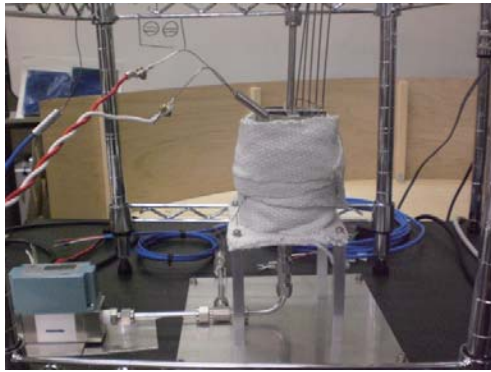


図 3:蓄熱材実験装置(右:外観、左:フローダイアグラム)

### 3.2 実験結果

実験条件を表 2 に示す. 高度 500 km 軌道において, 1 周は 90 分で, 日陰時間は 35 分であり, これを模擬し, 実験を行った. また, 開始温度は各材料の融点より 20 K 昇温した状態である. 各時間における蓄熱材の温度分布を図 4 に示す. LiCl は熱交換部である配管付近の温度が低下している. しかし, Al は場所によって温度差がほぼ存在せず一様に分布している. これは LiCl の熱伝導率が小さいため材料同士の熱伝導より流体への熱伝達が大きいためである. このときスターリングエンジンでは, 流体温度が下がることで熱効率が減少する.

表 2:実験条件

流体	窒素ガス	
質量流量	0.1~0.5 g/s	
圧力	0.3 kPaG	
実験時間	35 min	
材料	LiCl	Al
質量	450 g	450 g
開始温度	903 K	953 K

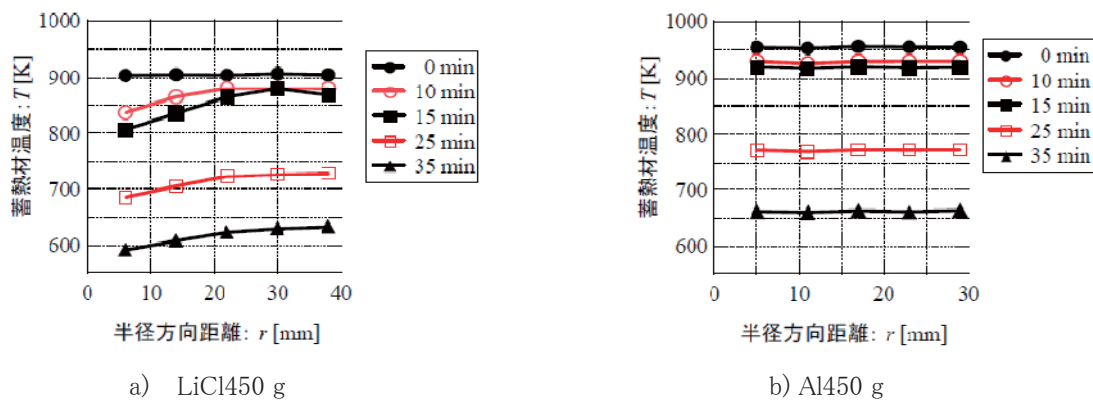


図 4:蓄熱材の温度分布

### 4. まとめ

本研究では, 宇宙利用を目指したスターリングエンジン発電機の運転性能試験および蓄熱に関する基礎実験を実施した. 運転条件によって最適な抵抗値を設定することで効率よく発電を行うことができることがわかった. また, 蓄熱材としてこれまで研究されてきた熔融塩より熱伝導の高い材料を用いることで蓄熱を効率良く利用でき, より高効率のシステムを構築できる可能性がある.

### 参考文献

- 1) 星野 健 他, スターリングエンジンを用いた宇宙用熱発電システムの要素試験, 第 4 回スターリングサイクルシンポジウム講演論文集, 日本機械学会, 2000.
- 2) Hal J. Strumpf, Solar Receiver Experiment for the Space Station Freedom Brayton Engine, Transaction of the ASME, vol.112, 1990.