

# ミッション解析書

## テーマ名： 月面基地におけるスターリング発電システム

### 1. 序論

世界各国で月面基地の建設に向けた動きが活発化している。その目的は、月に関する詳細なデータ収集、多惑星への有人探査基地、さらには月への移住、資源採掘などが挙げられる。月面基地での電力供給に関しては、多くの提案において太陽電池パネルを利用した発電が想定されているが、その場合以下のような問題点がある。

- ① 宇宙から降り注ぐ微小粒子は、地上では大気により燃え尽き地表まで届くことはないが、月面では大気がないので直接地表に衝突する。2008年5月のNASAの報告では、それより遡って2年半の期間、小型望遠鏡で十分観測可能な微小粒子による月面閃光は100[回]を越えた。微小粒子の大きさはおおむね1[mm]以下であるが時速数十[km]以上の速度で飛来し、太陽電池パネルの破損が発生する危険性がある。
- ② 前述のように月には大気や固有の地場が存在しないため、宇宙放射線に常に曝露されることになり、パネルの劣化を早めることが知られている。
- ③ パネルが日陰にあるときは発電ができない。などが挙げられる。また、上記①②の理由より、宇宙基地の建設地点に関してもこれらによる被害の対策が必要とされている。近年、月に溶岩チューブが存在することが発見されており、その中で宇宙基地建設が期待されている。一方、宇宙空間での電力供給システムの一つとして、スターリングエンジンをを用いた発電システムが研究されている。NASAの宇宙探査ビジョンでは、25-50[kW]の原子炉発電システムを想像しているが、本提案では溶岩チューブにおける月基地の発電システムとして、月表面温度と月地下温度の温度勾配を利用した発電電力30[kW]のスターリング

発電システムを提案する。上記③より、太陽電池パネルでは月の夜間では発電できない。しかし、月地下数[m]の地点の温度は約-20[℃]で一定しており、月表面温度は赤道付近で昼間が106.7[℃]で夜間が-183.3[℃]であることを利用し、昼間は地中が低温側、夜間は地中が高温側となるように、2台のスターリングシステムの設置を提案する。(図1参照)それにより、日照日陰を通じて比較的安定した発電が可能であり、太陽電池パネルよりも優れた発電システムとして考案する。

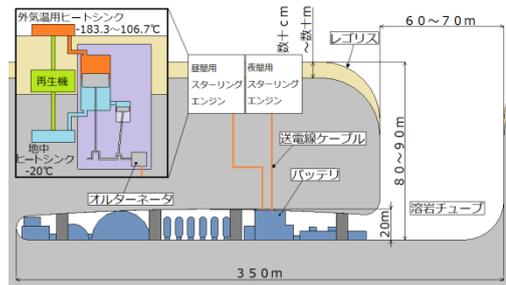


図1 概略図

### 2. 太陽電池パネルでの検討

#### 2-1. 太陽電池パネルのサイジング

太陽電池が発電しなければならない電力は、式(1.1)より求められる。

$$P_{sa} = \frac{P_e T_e + P_m T_m + P_d T_d}{T_d} [W] \quad (1.1)$$

$P_e$ : 食時消費電力  $P_d$ : 日照時電力

$P_m$ : ミッション時増加電  $T_e$ : 食時間  $T_d$ : 日照時間

$T_m$ : ミッション時  $X_e$ : バッテリから負荷までの電力伝達効率  $X_d$ : 太陽電池アレイから負荷までの電力伝達効率

ここで、 $P_e = P_d = 30 [kW]$ 、 $P_m = 0$ 、 $T_e = T_d = 15$ 日 ( $15 \times 24 [h]$ )とし、電力効率は安定化バスを用いるとして  $X_e = 0.75$ 、 $X_d = 0.9$  とすると、 $P_{sa} = 73333 [W]$ となる。これだけの電力の発電を必要とする太陽電池パネルを、マルチジャンクション GaAs を用い寿命10年でサイジングする。マルチジャンクション GaAs の性能は下表に示す。

表 1 マルチジャンクション GaAa の性能 (T=25°C環境下)

厚さ	初期 効率	動作 電圧	単位面積 当たり質 量	単位面積当 たり発電量	温度係数	動作電 圧劣化 /10年	動作電 流劣化 /10年	太陽 光吸 収率
0.14mm	26.5%	2.27V	84mg/cm <sup>2</sup>	0.43W/cm <sup>2</sup>	-0.286%/°C	0.869	0.963	0.92

表 2 Li-ion バッテリーセルの諸元

寸法	質量	最大充電電圧	寿命末期平 均放電電圧	エネルギー密度	容量
208×130×50	2800kg	4V	3.6V	129Wh/kg	100Ah

必要な太陽アレイ発電量 BOL は式(1.2)より求められる。

$$BOL = \frac{\text{全電力 } EOL(P_{sa})}{10 \text{ 年後の効率劣化率} \times \cos(\theta) \times \text{温度の影響}} \quad (1.2)$$

太陽光はパネルに対して垂直に入るとし  $\theta=0[^\circ]$ 、10年後の効率劣化率は、表1の太陽光吸収率に動作電圧劣化率をかけて  $0.869 \times 0.92 = 0.82432$  とする。温度の影響は式(1.3)で求められる。

$$\text{温度の影響} = 1 + (T - T_0) \times \alpha \quad (1.3)$$

$T$ :太陽電池パネルの温度  $T_0$ :太陽電池パネル基準温度  $\alpha$ :温度係数

温度係数は表より  $\alpha = -0.286 \times 10^{-2}$ 、基準温度は  $T_0 = 25[^\circ\text{C}]$ 、太陽電池パネルの温度は月の日照時の平均温度である  $T = 106.7[^\circ\text{C}]$  とする。これらを代入して計算すると、温度による影響は 0.766 となる。以上の値を代入して、太陽アレイ発電量  $BOL = 1.20 \times 10^5$  となる。

これより太陽電池パネルの質量を求める。まず、下式より全セル面積を求める。

$$\text{全セル面積} = BOL / \text{太陽光強度} \times \text{セル効率}$$

太陽光強度は  $1360[W/m^2]$ 、セル効率は  $26.5[\%]$  とすると、全セル面積は  $334[m^2]$  となる。これより、太陽電池パネルの質量は表より  $84[mg/cm^2]$  であるので、約  $280[kg]$  となる。

## 2-2. バッテリーのサイジング

太陽電池パネルは太陽光のない食時には発電できない。そのため、食時の15日間に必要な電力をバッテリーに貯蔵しておく必要がある。バッテリーはLi-ionバッテリーセルを用いるとし、性能は表2に示す。バッテリーの並列数は式(2.1)で求められる。

$$N = \frac{P_c \times T_c}{C_d \times C_r \times V_d \times \eta} \quad (2.1)$$

$N$ :バッテリーの並列台数  $P_c$ :平均食時供給電圧(W)  $T_c$ :最大食時間(h)  $C_d$ :許容バッテリー DOD

$C_r$ :バッテリー容量(A×h)  $V_d$ :バッテリー平均放電電圧(バス電圧)  $\eta$ :バッテリーから負荷への電圧効率

$P_c = 30[kW]$ 、 $T_c = 15 \times 24[h]$  である。DOD(放電深度)は、充放電サイクルが高いだけバッテリーの効率が悪くなる。月面基地での充放電サイクルは食の回数であり、1年間で12回と非常に少ないので、 $C_d = 0.9$  とする。バッテリー容量は表より  $C_r = 100$  である。バス電圧は国際宇宙ステーションでのバス電圧(120V)と同じ値とし、 $V_d = 120$  とする。電圧効率は 0.8 とする。これらの値を代入し、バッテリー並列数  $N = 1250$  となる。

バッテリー並列数は決まったが、バッテリーは運用システムに必要な電圧(バス電圧)を出す必要がある。前述の通りバス電圧  $V_d = 120[V]$  であるので、これを放電電圧  $3.6[V]$  で除し、バッテリー直列数  $N = 34$  とする。

バッテリー並列数と直列数を掛け合わせ、必要なバッテリー数は  $1250 \times 34 = 42500$  [台] となる。これに、1台あたりの質量  $2.8[kg]$  をかけ、総重量は  $119 \times 10^3[kg]$  (約  $120[ton]$ ) となる。

## 3. スターリングエンジンによる発電

### 3-1. スターリングエンジンの設計

動作原理より、スターリングエンジンの設計を行った。設計にあたり、等温モデルのSchmidt法を適用し、目標軸動力を  $42.86[kW]$  と決定した。Schmidt法は、Schmidtモデルによる出力解析から独自にMatlabによるプログラムを開発し、

それを用いた。本提案で用いるスターリングエンジンの構造は MTI 社の Mod ii を参考にし、諸元を決定した。システムは日照用・日陰用の 2 台のエンジンで構成されるが、以下日照時に関する諸元の算出法を示す。なお日陰時では高温側と低温側が逆になるため、括弧書きで示すが温度以外の諸元は変わらないものとする。

**(a) ディスプレーサピストンの掃気容積( $v_e$ )**

加熱器の内径を  $D_e=80 [mm]$ 、ストローク長を  $l_1=35 [mm]$  とする。ディスプレーサピストンの掃気容積は式(3.1)となる。

$$v_e = \frac{l_1 \pi D_e^2}{4} = \frac{35 \times \pi}{4} 80^2 \cong 180 [cm^3] \quad (3.1)$$

**(b) パワーピストンの掃気容積( $v_c$ )**

ディスプレーサ側から排出された気体がパワーピストン側に移動するため、パワーピストンの掃気容積  $v_c$  は、式(3.2)のようになる。

$$v_c = v_e \cong 180 [cm^3] \quad (3.2)$$

**(c) 高温側の死容積( $x_e$ )**

死容積とは、熱交換や圧縮、膨張などに関与しない容積である。

ディスプレーサピストンの掃気容積は(1)より  $v_e=180 [mm^3]$ 、ストローク長を  $l_1=31.5 [mm]$ 、ボアを  $d=85 [mm]$  とすると(3.3)式により求められる。

$$x_e = v_e - \frac{\pi d^2}{4} l_1 = \frac{\pi \times 85^2}{4} * 31.5 \cong 1.2 [cm^3] \quad (3.3)$$

**(d) 再生器容積 ( $V_r$ )**

再生器の直径  $d_r=90 [mm]$ 、長さを  $l=34 [mm]$  とすると、再生器容積  $V_r$  は式(3.4)となる。

$$V_r = \frac{\pi d_r^2 l}{4} = \frac{\pi \times 90^2 \times 34}{4} \cong 216 [cm^3] \quad (3.4)$$

**(e) 低温側の死容積( $x_c$ )**

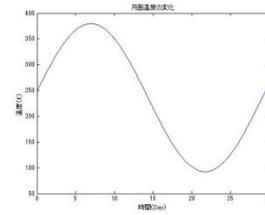
ディスプレーサピストンと同一のピストンを用いるため式(3.3)で求める。

$$x_c = v_c - \frac{\pi d^2}{4} l_2 = \frac{\pi \times 85^2}{4} * 31.5 \cong 1.2 [cm^3]$$

**(f) 高温側ガス温度( $T_h$ )**

月面温度は月の自転とともに変化する。その変化を図 2 に示す。

このように高温側ガス温度は  $T_h=89.7\sim 379.7 [K]$  の範囲で周期的に変化すると仮定した。



**図 2 月面での月自転による温度変化**

**(g) 低温側ガス温度( $T_c$ )**

高温側を地表にとると低温側は溶岩チューブ内の温度となる。しかし、システム稼働時のスターリングエンジン周辺温度上昇を  $5 [K]$  とした。

$$T_c=258 [K]$$

ここで温度比  $\tau = \frac{T_c}{T_h}$  (3.5) と定義する。

**(h) エンジン回転数 ( $f$ )**

MTI 社の Mod ii を参考に最高回転数  $f=4000 [rpm]$  を用いた。

**(i) 位相差( $\theta$ )**

パワーピストンがディスプレーサピストンに対して  $90 [deg]$  の位相遅れを保持して動くことにより回転運動が得られる。よって位相差は  $\theta=90 [deg]$  に設定する。

これら(a)~(i)についてまとめたものを表 3 に示す。

**表 3 スターリングエンジンの諸元**

名称	値
膨張ピストンの掃気容積	$180 [cm^3]$
圧縮ピストンの掃気容積	$180 [cm^3]$
高温側の死容積	$1.2 [cm^3]$
再生器容積	$216 [cm^3]$
低温側の死容積	$1.2 [cm^3]$
高温側ガス温度	$89.7\sim 379.7 [K] ( 253 [K])$
低温側ガス温度	$258 [K] ( 89.7\sim 379.7 [K])$
位相差	$90 [deg]$
エンジン回転数	$4000 [rpm]$

スターリングエンジンは 4 気筒にし、出力を高めている。

上記の諸元をもとに Schmidt モデルによる出力解析を行い、発電量の検討を行った。

Schmidt モデルでは、圧力  $P$  は、

$$P = \frac{P_m \sqrt{1-\delta^2}}{1-\delta \cos(2\pi ft - \varphi)} \quad (3.6)$$

と表すことができる。ここで、 $P_m$ 、 $\varphi$ 、 $\delta$ は、

$$P_m = \frac{2M_0 R T_C}{v_E \zeta \sqrt{1-\delta^2}} \quad (3.7)$$

$$\varphi = \tan^{-1}\left(\frac{k \sin \beta}{\tau + k \cos \beta}\right) \quad (3.8)$$

$$\delta = \frac{\sqrt{k^2 + \tau^2 + 2k\tau \cos \beta}}{\zeta} \quad (3.9)$$

である。式(3.7)の $P_m$ は、作動ガスの平均圧力を表す。

1 サイクルにエンジンが外部になす仕事量である図示仕事  $W_T$ は、

$$W_T = W_E + W_C \quad (3.12)$$

であり、これは

$$W_T = \frac{\pi k(1-\pi) \sin \beta}{\zeta(1+\sqrt{1-\delta^2})} P_m v_E \quad (3.13)$$

となる。式(3.13)に用いた変数を式(3.14)、式(3.15)に示す。

$$k = \frac{v_E}{v_c} \quad (3.14)$$

$$\zeta = k + \tau + \frac{4\tau k_D}{1+\tau} \quad (3.15)$$

また、熱交換器容積などの死容積は、式(3.16)の温度を持つ等価的死容積 $k_D$ に置換され、 $v_E$ との比によって定義される等価的死容積 $k_D$ で代表されている。

$$\frac{(\tau_h + \tau_c)}{2} \quad (3.16)$$

等価的死容積 $k_D$ は式(3.17)で表わされる。

$$k_D = \frac{1+\tau}{2v_E} (x_E v_E + V_h + \frac{v_E \ln \tau}{\tau-1} + \frac{V_c + x_c v_c}{\tau}) \quad (3.17)$$

ここで $V_h$ はヒーターの体積であり、ここでは $V_h = 0.6 * v_E = 0.6 * 180 = 108[\text{cm}^3]$ とした。

またSchmidtモデルでは容積変化が式(3.18)、(3.19)で与えられる。

$$V_E \cong v_E \left(\frac{1-\cos \theta}{2}\right) \quad (3.18)$$

$$V_C \cong v_c \left(\frac{1-\cos(\theta-\beta)}{2}\right) \quad (3.19)$$

ここで $\theta$ は次式で表される。

$$\theta = 2\pi ft \quad (3.20)$$

以上の式から、本提案におけるスターリングエンジンのP-V線図を算出した。これを図3に示す。

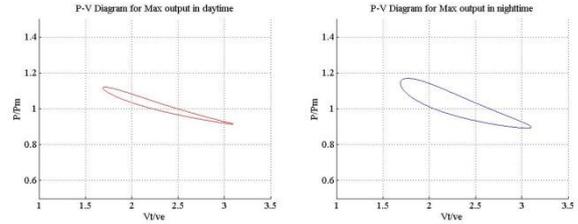


図 3(a) 日照時の最高出力(左)

図 3(b) 日陰時の最高出力(右)

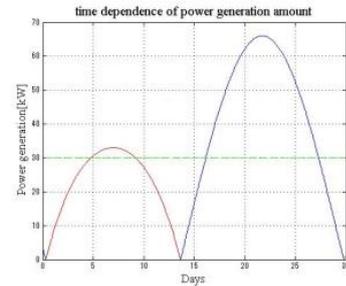


図 4 時間に依存した発電量

本提案における発電量を図 4 に示す。エンジンの軸動力から電力に変換するため、オルタネータを用いた。このときの発電効率を 0.7 とした。温度勾配を利用するため、発電量に差があることがわかる。そのため 30[kW]にみたない時間帯にはバッテリーを用いて補うこととした。なおさらにこのエンジンで用いる作動ガスはエンジン出力と漏れにくさを考慮し、既存品でもよく用いられているヘリウムを用いることとする。

### 3-2. バッテリーのサイジング

先述のようにスターリングエンジンを利用した発電を行うと、温度勾配が小さい期間では必要発電量 30[kW]にみたない時間帯が存在する。そのため、太陽電池パネルと同様にバッテリーに蓄電することが必要になる。この章ではバッテリーの検討を行う。2章と同じ計算方法を用いる。

#### (a) バッテリーの種類

バッテリーは、太陽電池パネルと同様に Li-ion バッテリーセルを用いる。

**(b) 余剰電力( $W_s$ )**

余剰電力は図 3.3 の 30[kW]を超える電力となるので、超えた分を積分して求める。

$$W_s \cong 2.33 \times 10^{10} [Ws]$$

**(c) 不足電力( $W$ )**

不足電力は 30[kW]に満たない電力となるのでその分を積分して求める。

$$W \cong 1.66 \times 10^{10} [Ws]$$

よって(b)(c)より  $W_s < W$

となり、不足電力は確保できる。

**(d) 必要なバッテリー数( $NN'$ )**

バッテリーの並列数は 2 章の(2.1)式より、不足分を補えればよいので

$$N = \frac{1.66 \times 10^{10}}{3600 \times 0.9 \times 100 \times 120 \times 0.8} = 533.693 \cong 534 [\text{個}]$$

同様にバッテリー直列数は

$$N' = \frac{120}{3.6} = 33.3 \cong 34 [\text{個}]$$

以上より必要なバッテリー数は

$$NN' = N * N' = 534 * 34 = 18156 [\text{個}]$$

**(e) バッテリーの総重量( $M$ )**

1 台当たりの質量である  $m=2.8[kg]$  をかけることで総重量を算出する。

$$M = m * NN' = 2.8 * 18156 = 50836.8 [kg] \cong 50.84 [ton]$$

**3-3. ヒートシンクのサイジング**

入力エネルギーと排熱すべきエネルギーが最大となる最高出力時を基準に、ヒートシンクを単純平板として計算を行った。

・日照時発電用

**(a) エンジンの最高出力( $W_o$ )**

温度勾配が最も大きくなる時の出力は図より

$$W_o = 4.72 \times 10^4 [W]$$

**(b) スターリングエンジンの熱効率( $\eta$ )**

スターリングエンジンの熱効率は、式(3.21)で表される。

$$\tau = \frac{T_c}{T_h} = 1 - \frac{258}{379.9} \cong 0.321 \quad (3.21)$$

**(c) 入力エネルギー( $W_i$ )**

熱効率と出力から入力エネルギーは式(3.22)とな

る。

$$W_i = \frac{W_o}{\eta} = \frac{47200}{0.321} \cong 1.47 \times 10^5 [W] \quad (3.22)$$

**(d) 排熱エネルギー( $W_l$ )**

熱効率と入力から熱に変わるエネルギーは式(3.23)となる。

$$W_l = W_i(1 - \eta) = 1.47 \times 10^5 \times (1 - 0.321) \cong 9.98 \times 10^4 [W] \quad (3.23)$$

**(e) 太陽から単位面積あたりにうける熱量(太陽定数)( $E_s$ )**

1981 年 10 月に WMO の測器観測法委員会が提唱した  $E_s = 1367 [W/m^2]$  を採用する。

**(f) 高温側ヒートシンクの面積( $S_h$ )**

高温側のヒートシンクは太陽放射から得る。その面積は式(3.24)より求められる。

$$S_h = \frac{W_l}{E_s} = \frac{1.47 \times 10^5}{1367} \cong 1.48 \times 10^5 [m^2] \quad (3.24)$$

**(g) 月の地殻の熱伝導率( $\lambda$ )**

月の近くについては不明な点が多いが、本提案では地球の地殻(リソスフェア)と同等の熱伝導度をもつとして計算した。

$$\lambda = 1.3 [W/(mK)]$$

**(h) 低温側ヒートシンクの面積( $S_c$ )**

低温側のヒートシンクは排熱エネルギーを放熱することが必要となる。今排出すべき熱量を  $Q_l = 99800 [W]$ 、長さを  $l = 1 [m^2]$ 、ヒートシンクの温度上昇を  $T_1 - T_2 = 5 [K]$  とすると、1 次元の単純平板における熱流束を考えた面積は式(3.25)となる。

$$S_c = \frac{W_l}{\lambda(T_1 - T_2)} = \frac{9.98 \times 10^4 \times 1}{1.3 \times 5} \cong 1.54 \times 10^4 [m^2] \quad (3.25)$$

また両面の流束を考えると、

$$S_c = \frac{15400}{2} = 7.70 \times 10^3 [m^2]$$

・日陰時発電用

**(a) エンジンの最高出力( $W_o$ )**

温度勾配が最も大きくなる時の出力は図より

$$W_o = 9.43 \times 10^4 [W]$$

**(b) スターリングエンジンの熱効率( $\eta$ )**

スターリングエンジンの熱効率は、式(3.21)で表される。

$$\tau = \frac{T_c}{T_h} = 1 - \frac{95.326}{253} \cong 0.626 \quad (3.21)$$

### (c) 入力エネルギー( $W_i$ )

熱効率と出力から入力エネルギーは式(3.22)となる。

$$W_i = \frac{W_m}{\eta} = \frac{94300}{0.626} \cong 1.51 \times 10^4 [W] \quad (3.22)$$

### (d) 排熱エネルギー( $W_i$ )

熱効率と入力から熱に変わるエネルギーは式(3.23)となる。

$$W_i = W_i(1 - \eta) = 151000 \times (1 - 0.626) \\ \cong 5.65 \times 10^4 [W] \quad (3.23)$$

### (e) 単位時間当たりに放出される電磁波のエネルギー(I)

日陰用低温側のヒートシンクは、黒点放射により排熱を行う。単位時間当たりに放出される電磁波のエネルギーは、式(3.26)のシュテファンボルツマンの法則を用いることにより求められる。このとき $\alpha = 5.67 \times 10^{-8} [\frac{W}{m^2 K^4}]$ 、 $T = 94.7 [K]$ とし最低温度から5度の温度上昇を考慮した値とする。

$$I = \alpha T^4 = 5.67 \times 10^{-8} \times 94.7^4 = 4.56 [\frac{W}{m^2}] \quad (3.26)$$

### (f) 低温側ヒートシンクの面積( $S_c$ )

式(3.23)、(3.26)よりヒートシンクの面積は式(3.27)となる。

$$S = \frac{W_i}{I} = \frac{56500}{4.56} \cong 1.24 \times 10^4 [m^2] \quad (3.27)$$

ただし、これらヒートシンクの面積は単純な平板を仮定した場合であり、熱流束の拡散やヒートシンクの形状などを考慮することにより、サイズの縮小は十分に期待できる。さらに基地内の暖房、2次発電システムなど排熱の再利用を検討することにより、ヒートシンク容積をさらに縮小することが可能であると考えられる。これらの詳細な検討に関しては、今後の課題とする。

また、ヒートシンクサイズの変更により式(3.17)以下の代入値に変化があるが、スターリングエンジンの出力計算に影響はなかった。

## 4. 寿命

月での長期有人活動には、長期間(5年)の安定した大電力を供給しなければならない<sup>2)</sup>。

スターリングエンジンに関しては、一般的には、長期間の運用を想定されている。クランク機構とオルタネータを宇宙空間での環境に耐えられるように設計することで、最低運用期間を5年と想定する。

## 5. まとめ

### 5-1. 得られる成果

本提案は、月において、日照・日陰を通し、安定した大電力の供給を考案したものである。このことから、拠点的な月基地における電力供給システムとして有効であるといえる。また、太陽電池パネルを利用する場合、マイクロメテオライトによるパネルの破壊、宇宙放射線によるパネルの劣化、日照・日陰による不安定な電力供給などの問題が懸念されている。これらの問題は、スターリングエンジンで解決されるため、本提案は、月基地建設の実現に向けた本格的アプローチになる。

### 5-2. 独創性

これまで、月基地の発電設備には太陽電池パネルが検討されてきた。しかし、本提案はスターリングシステムを使用することにより、太陽電池パネルの固有の問題の解決策を見出している。また、日照・日陰を問わず発電するために、2機のスターリングシステムを逆向きで設置することや、レゴリスを断熱材として活用することなどに独創性があると考えている。

### 5-3. 具体的実現性・費用

#### (a) 出力

月での長期有人活動には、長期間の安定した大電力(30[kW])を供給しなければならない<sup>2)</sup>。本提案において、スターリングエンジンの出力は、オルタネータを介して電力に変換する。そのため、オルタネータの発電効率を0.7とすると42.86[kW]をエンジンで発生しなければならない。従って、出力は42.86[kW]とする。

#### (b) エンジンの形式

月でスターリングエンジンを動作させる場合、低温度差であることから、機械損失の大きい形式は不向きであり、駆動機構が比較的簡単であるほうが良い。また、このエンジンは月面と月地下に

おける温度勾配を利用するため、加熱部と冷却部をできるだけ離して配置できる形式が望ましい。従って、Y型のエンジン(図7)を採用する。

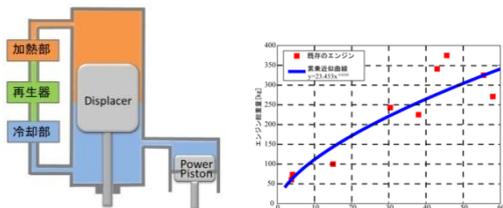


図7 Y型スターリングエンジン(左)

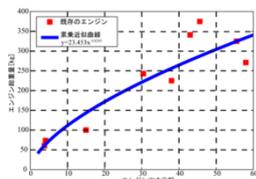


図8 エンジン出力と重量の関係(右)

### (c)サイジング

既存のスターリングエンジンの重量と出力の関係(図8)から、42.86[kW]発電するスターリングエンジンの重量は270[kg]程度と見積もられる。オルタネータの出力当たりの重量は、1980年代で5[kg/kW]である<sup>[4]</sup>。よって、オルタネータの重量は、約195[kg]と見積もられる。また、月面温度が-20[°C]前後の時の発電不能期間に必要なバッテリーの総重量は、3章より約50.8[ton]と見積もられる。表4は、各構造系の重量を表している。

表4 構造系の重量

構造系の名称	個数	重量
スターリングエンジン	2	270[kg]
オルタネータ	2	195[kg]
バッテリー	18156	2.8[kg]

一方、太陽電池パネルの発電システムの総重量は、パネル重量とバッテリー重量の和であるため、およそ120[ton]と見積もられる。スターリング発電システムは、太陽電池パネルの発電システムと比較して、56.9[%]軽量化している。

また、重さに比例して輸送費は変化する。そのため総輸送費に換算すると、大きなアドバンテージが得られていることが分かる。

#### 5-4. 本提案システムのクリティカルな部分

スターリングエンジンは太陽電池パネルによる発電方法と異なり、シャフトや摺動部が存在するため、当該部の摩耗による破損が懸念される。摩耗の対策としては、機構部を機密構造内に封入・与圧し、潤滑油を注入することで対応可能ではないかと考えられる。

また、万が一、スターリングエンジンが動作を停止した場合、宇宙基地内の全電力供給システムが停止してしまうため、宇宙基地で活動している人間の生命維持に重大な支障をきたす恐れがある。このような事態は、何としてでも避けなければならない。そこで、緊急時の発電システムとして、太陽電池パネル発電の併用が必要であると考えた。生命維持に関する必要発電力を10[kW]と見積もり、2章と同様にサイジングを行った。結果、太陽電池パネル重量は約90[kg]、必要バッテリー数は14178[個]と算出された。本提案では必要バッテリー数18156[個]と見積もられているため、バッテリーの数は増やすことなく太陽光パネルで最低限の生命維持システムのための電力を供給することができる。

### 6. 結言

本提案は、月基地の実現に向け、太陽電池パネルに代わる優れた発電方法として、スターリング発電システムを計画したものである。本提案により、月面の有人活動や月面の新しい利用方法あるいは、人類の夢である宇宙旅行や月面旅行の実現に向けた架け橋になれば幸いである。

#### 参考文献

- [1]衛星設計コンテスト実行委員会監修 茂原正道・鳥山芳夫共編「衛星設計入門」
- [2]BRANDHORST Henry W., Jr.(Auburn Univ., AL):Collect Tech Pap 4th Int Energy Convers Eng Conf Vol 1 2006
- [3]山下巖・濱口和洋・香川澄・平田宏一 共著 百瀬豊 「スターリングエンジンの設計」
- [4]株式会社デンソー「自動車用発電機: III型オルタネータの開発・事業化」
- [5] 東京電機大学 未来科学部 ロボット・メカトロニクス学科  
[http://www.hakko.co.jp/contest/report02/10\\_20081219.pdf](http://www.hakko.co.jp/contest/report02/10_20081219.pdf) 太陽光で動くスターリングエンジンの試作 最終報告書