

# 宇宙太陽発電衛星の輸送コスト評価

## Evaluation of Transportation Cost of Solar Power Satellite

中野 正勝<sup>1)</sup>

Masakatsu Nakano<sup>1)</sup>

Abstract: The selling price of electricity depends strongly on the transportation cost of solar power satellite system (SPS) from the ground to Geostationary Earth Orbit, which greatly influences the economic feasibility of the SPS. This study discusses the transportation cost of the SPS by using orbital transfer vehicles (OTVs) driven by electric propulsion. Cost analysis showed that the transportation using chemical propulsion alone requires 42% higher transportation cost than that of using OTVs. From a cost estimate using current technologies, the transportation cost of the SPS is around 2.25 trillion yen and the optimum specific impulse range of the electric propulsion is around 2000 s with the use of argon as a propellant. A sensitivity analysis showed that the innovation of reducing the launch cost of ground launch vehicles and the construction of OTVs by half is necessary to meet the target transportation cost of 1 trillion yen.

Keywords : Cost analysis, Transportation cost , Solar power satellite, OTV, Electric propulsion

### 1. 緒言

1968年に Peter Glaser により宇宙太陽発電のアイデアが提案されて約半世紀が経つ。国内では、2014年10月に宇宙太陽発電学会が設立されており、これまでの精力的な研究により宇宙での発電や宇宙から地上への送電の基礎的な技術は得られるようになった。

経済的な観点から言えば、宇宙太陽発電の成立を左右するのは電力販売価格であり、電力販売価格を予測するには太陽発電衛星 (Solar Power Satellite: SPS) を静止軌道に輸送するための輸送コストの見積もりが必要である。他の発電方法と競合し、さらには打ち勝つにはこの輸送コストの低減が重要となってくる。

本論文では、低軌道に投入した SPS を電気推進による軌道間輸送システムによって静止軌道に輸送するシナリオに基づいて、その輸送コストを評価する。化学ロケット単独による輸送に対してどの程度のコスト減少が見込まれるのか、また、SPS の輸送において最適となる電気推進の比推力レンジはどこにあるのかを明らかにし、現状技術で実現可能な最小の輸送コストを明らかにするとともに、目標とする電力販売価格を実現するために必要とされる技術革新とコスト目標値を求めるものとする。

### 2. 解析モデル

#### 2.1 輸送シナリオ

SPS の輸送シナリオとして、図 1 に示すように、地上から低軌道 (LEO) までは化学ロケット (Ground Launch Vehicle: GLV) を用いて SPS 構築に必要な太陽電池や構造部材な

どを輸送し、LEO から静止軌道 (GEO) までは電気推進による軌道間輸送機 (Orbital Transfer Vehicle: OTV) を使用する。OTV は複数機を用いるが、使い捨てとせず再使用するものとする。これは後に解析結果から示されるように、OTV の建造コストの占める割合が高いからである。なお、大量に GEO に輸送する太陽電池パネルの一部を OTV の電気推進の電力源としても利用し輸送能力の向上を図る。これは GEO への往路でペイロードを運ぶために OTV の質量が大きくなるためである。一方で、往路で余分に用いた電気推進機が復路でデッドウェイトとなるために不必要に多くの電力を確保する必要はない。本論文では、往路と復路の電力配分として 10:6 が最適であるという試算<sup>2)</sup>に基づき、往路の電力が復路の倍になるようにする。具体的には、GEO に太陽電池パネルを輸送するのに 250 kW の太陽電池を持つ OTV を用いる場合、GEO に向かう際には輸送中の太陽電池

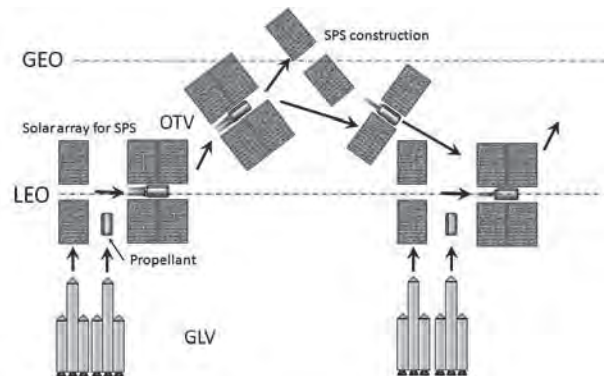


図 1 OTV を用いた SPS 輸送の概念図

1) 東京都立産業技術高等専門学校 ものづくり工学科 航空宇宙工学コース

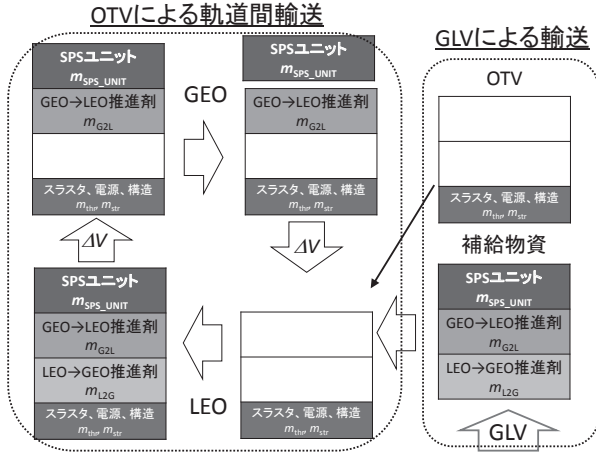


図2 質量配分モデル

から 250 kW の電力をもらい合計 500 kW の電力を持つ OTV として利用し、太陽電池パネルを GEO に届けた後は 250 kW の OTV として LEO へ戻ることを繰り返す。なお、静止軌道上に配置された SPS は南北制御が必要である。南北制御の推進剤については、SPS 完成後に残った OTV の一部を用いて輸送するものとする。

## 2.2 軌道移行・質量配分のモデル化

軌道移行の際の OTV の質量配分モデルについて図 2 に示す。地上から GEO まで輸送すべき SPS の総質量を  $M_{SPS}$  とし、OTV が 1 回の輸送で運ぶことのできる SPS のユニットの質量を  $m_{SPS\_UNIT}$  とする。SPS 完成までに必要なユニットの輸送回数  $N_{OTV\_flight}$  は

$$N_{OTV\_flight} = \frac{M_{SPS}}{m_{SPS\_UNIT}} \quad (1)$$

である。

LEO から GEO への軌道移行を電気推進のような低加速度推進系で行う場合、Edelbaum の式<sup>3)</sup>から必要な  $\Delta V$  が算出される。出発軌道と到着軌道は SPS の構築中同じであるから

$$\Delta V = \sqrt{V_{LEO}^2 - 2V_{LEO}V_{GEO} \cos \frac{\pi}{2} \Delta i + V_{GEO}^2} \quad (2)$$

から速度増分は計算できる。ここで、 $V_{LEO}$  と  $V_{GEO}$  は LEO と GEO における軌道速度を示し、 $\Delta i$  は LEO と GEO の軌道傾斜角の差である。この  $\Delta V$  を用いて軌道移行に必要な往路 (LEO から GEO) の推進剤質量  $m_{L2G}$  と往路 (GEO から LEO) の推進剤質量  $m_{G2L}$  を求めることができる。ここで、往路についてロケット方程式から

$$\Delta V = gI_{sp} \ln \frac{m_{thr} + m_{str} + m_{L2G} + m_{SPS\_UNIT} + m_{G2L}}{m_{thr} + m_{str} + m_{SPS} + m_{G2L}} \quad (3)$$

ここで、 $m_{thr}$  は推進系の質量、 $m_{str}$  は推進剤タンクなどの構造系の質量である。復路についても同様に

$$\Delta V = gI_{sp} \ln \frac{m_{thr} + m_{str} + m_{G2L}}{m_{thr} + m_{str}} \quad (4)$$

である。構造系の質量は推進剤質量と構造係数  $\varepsilon$  から

表1 ミッション条件

|                   |                                       |
|-------------------|---------------------------------------|
| $M_{SPS}$         | 20000 ton / 5GW                       |
| $m_{SPS}$         | 54.4 ton / 13.6 MW                    |
| $\Delta V$        | 6.1 km/s (LEO: 300 km, $i=30^\circ$ ) |
| $P_{L2G}$         | 500 kW (=250 kW + 250 kW (SPS))       |
| $P_{G2L}$         | 250 kW                                |
| $n_{thr}$         | 20                                    |
| $T_{mission}$     | 輸送期間 10 年, 使用期間 30 年                  |
| $\Delta V_{NSSK}$ | 50 m/s/year                           |

表2 計算パラメータ

|     |        |   |
|-----|--------|---|
| OTV | 推進剤    | $\beta = \$5/kg$ (Ar)<br>$\beta = \$1000/kg$ (Xe)                         |
|     | 推進系    | 7 kg/kW<br>$\eta = 0.3$ (Ar)<br>$\eta = 0.5$ (Xe)<br>$c_{thr} = 11.18$ 億円 |
|     | 構造系    | $\varepsilon = 0.10$<br>$k = 0.2$ 億円/ton                                  |
| GLV | LEO 投入 | 95 億円/54.4 ton (Falcon Heavy)   |
|     | GEO 投入 | 95 億円/11.1 ton (Falcon Heavy)   |

$$\varepsilon = \frac{m_{str}}{m_{str} + m_{L2G} + m_{G2L}} \quad (5)$$

と書ける。式(3),(4),(5)より LEO 出発時に必要な推進剤質量は、往路と復路の合計の

$$m_{L2G} + m_{G2L} = \frac{m_{SPS} \left( e^{\frac{\Delta V}{gI_{sp}} - 1} + m_{thr} \left( e^{\frac{2\Delta V}{gI_{sp}} - e^{\frac{\Delta V}{gI_{sp}}}} \right) \right)}{1 - \frac{\varepsilon}{1 - \varepsilon} \left( e^{\frac{2\Delta V}{gI_{sp}} - e^{\frac{\Delta V}{gI_{sp}}}} \right)} \quad (6)$$

となる。

軌道移行時間については、OTV の往路の推進剤消費率が

$$\dot{m}_{L2G} = \frac{2\eta P_{L2G}}{(gI_{sp})^2} \quad (7)$$

であり、復路における推進剤消費率が

$$\dot{m}_{G2L} = \frac{2\eta P_{G2L}}{(gI_{sp})^2} \quad (8)$$

であることから、地球の影に入って推力発生が中断される割合  $f_s$  (飛行時間の 2 割程度) を考慮して

$$\Delta T_{L2G} = \frac{(1+f_s) \cdot m_{L2G}}{\dot{m}_{L2G}} \quad (9)$$

$$\Delta T_{G2L} = \frac{(1+f_s) \cdot m_{G2L}}{\dot{m}_{G2L}} \quad (10)$$

と求めることができる。

輸送のために必要な OTV の総数  $N_{OTV}$  については、ミッション期間  $T_{mission}$  に 1 機の OTV が往還できる回数が  $T_{mission} / (\Delta T_{L2G} + \Delta T_{G2L})$  で与えられることから、SPS ユニットの輸送回数より

$$N_{OTV} = \frac{N_{OTV\_flight}}{\frac{T_{mission}}{\Delta T_{L2G} + \Delta T_{G2L}}} \quad (11)$$

から求める。

## 2.3 コストモデル

SPS の輸送コスト  $C_{total}$  は、OTV の製造コスト ( $C_{OTV1}$ )、LEO への OTV の輸送コスト ( $C_{GLV1}$ )、LEO への SPS のユニ

ットと OTV 用推進剤の輸送コスト( $C_{GLV2}$ ), OTV 用推進剤のコスト( $C_{OTV2}$ )の合計

$$C_{total} = C_{OTV1} + C_{GLV1} + C_{GLV2} + C_{OTV2} \quad (12)$$

から構成されるものとする。

このうち OTV の製造コスト  $C_{OTV1}$  は, 経験曲線効果を用いて製造数に対する減少関数として与える。

$$C_{OTV1} = \int_1^{N_{OTV}} c_{OTV} r^{\log_2(N)} dN = c_{OTV} \frac{\ln 2 \cdot (2r)^{\log_2(N_{OTV}-0.5)}}{\ln(2r)} \quad (13)$$

なお, これまでに OTV が大量生産されたことはないことから, 航空機について得られた習熟率  $r = 0.85$  を用いる<sup>4)</sup>。また, OTV の製造コストを

$$c_{OTV} = c_{thr} \cdot n_{thr} + c_{str} \quad (14)$$

とし, スケーリングモデルを用いてスラスタのコストを予測する<sup>5)</sup>。

$$c_{thr} = c_{5kW} \cdot q \cdot \log_{10} \left( \frac{p_{cluster}}{5kW} \right) \quad (15)$$

OTV の構造部分のコストについては, SPS のユニットと推進機の質量に比例するものとして

$$c_{str} = k \cdot (m_{SPS} + m_{thr}) \quad (16)$$

から計算する。25 kW 級のホールスラスタを用いる場合には, 5 kW クラスのホールスラスタの開発経験から  $q = 2$ ,  $c_{5kW} = 8$  億円として価格を算出する。

GLV による OTV の打ち上げコストについても経験曲線効果によるコスト低減を考慮して

$$C_{GLV1} = \int_1^{N_{GLV\_OTV}} c_{GLV} \cdot r^{\log_2(N)} dN \quad (17)$$

とする。OTV の打ち上げ回数は OTV の個数に 1 機の OTV の打ち上げに必要な GLV の打ち上げ回数を掛けることで

$$N_{GLV\_OTV} = N_{OTV} \cdot \frac{m_{thr} + m_{str}}{m_{GLV}} \quad (18)$$

から求める。次に LEO への SPS ユニットと OTV 用推進剤の輸送コストについては, OTV の打ち上げによる経験曲線効果を引き継ぎ

$$C_{GLV2} = \int_{N_{GLV\_OTV}}^{N_{GLV\_OTV} + N_{GLV\_SPS\&PROP}} c_{GLV} \cdot r^{\log_2(N)} dN \quad (19)$$

から計算する。ここで  $N_{GLV\_SPS\&PROP}$  は SPS ユニットとその軌道間輸送に必要な OTV 用推進剤を GLV で打ち上げる際の回数である。

$$N_{GLV\_SPS\&PROP} = N_{OTV\_flight} \cdot \left( \frac{m_{SPS}}{m_{GLV}} + \frac{m_{G2L} + m_{L2G}}{m_{GLV}} \right) \quad (20)$$

なお, 式(17)や式(19)において  $N \rightarrow \infty$  とすると GLV の打ち上げコストが 0 となり不合理であるが, 今回の検討では必要な GLV の数から得られる最終的な GLV の打ち上げコストは初期コストの 0.17 程度であり, 1 段目(ロケットの約 7 割のコスト)の再利用等を進めることで実現不可能ではない範囲である。

OTV の電気推進の推進剤のコストについては, 推進剤の単価を  $\beta$  として

$$C_{OTV2} = N_{OTV\_flight} \cdot \beta \cdot (m_{G2L} + m_{L2G}) \quad (21)$$

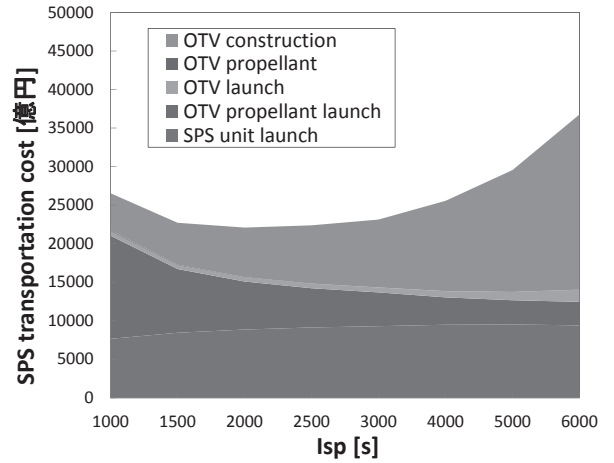


図3 SPS 輸送費 (アルゴン推進剤)

から計算できる。推進剤の単価については市場価格を参考にして決定する。

LEO から GEO への軌道移行の際にはバンアレン帯を通過することによる太陽電池の劣化が発生するが, ここでは 3 接合型太陽電池を想定し, 500 日で 2 割の劣化を見込んで飛行時間の関数として与える。劣化による影響は, 太陽電池パネルの投入量に反映され, GEO において必要な電力を確保できるように劣化で失われる発電量分 (劣化係数  $\gamma$ ) を余分に GLV により LEO に投入するものとする。すなわち, 以上の定式化において

$$m_{SPS\_UNIT} \leftarrow \frac{m_{SPS\_UNIT}}{1-\gamma} \quad (22)$$

とする。ここまでの一連の計算をした後に飛行日数が求められ,  $\gamma$  の値が決定できるので, 繰り返し計算を行い, 収束させる。

### 3. 解析条件及び解析結果

#### 3.1 輸送シナリオ

2 万トン (発電能力 5 GW) の SPS を輸送コスト 1 兆円で GEO まで輸送することを目標として解析を行う。表 1 にミッションの条件を示す。GLV として Falcon Heavy を想定し, OTV が 1 回で輸送できる SPS のユニットは Falcon Heavy の低軌道への打ち上げ能力と同じ 54.4 ton とする。 $\Delta V$  は Florida (北緯 28.2°) や種子島宇宙センター (北緯 30.2°) などの北緯約 30° から LEO に打ち上げた後, 螺旋状の軌道遷移により GEO に投入する場合を想定して求めた値である。また, 電力は上述のように OTV が持つ電力に加え, 往路には SPS ユニットの電力を用いる。

輸送コストの計算に用いた比質量やコスト等の計算パラメータについて表 2 に示す。ドル建てのコストについては  $\$1 = \text{¥}105$  として評価した。これらは現状の技術から予測される値を用いている。

OTV の電気推進機としてはホールスラスタを想定し, スラスタの質量, 配線, 太陽電池パネルの質量<sup>5,6)</sup>

$$m_{thrhead} = 1.8692 \cdot P + 0.7121 \quad (23)$$

$$m_{cables} = 0.06778 \cdot P + 0.7301 \quad (24)$$

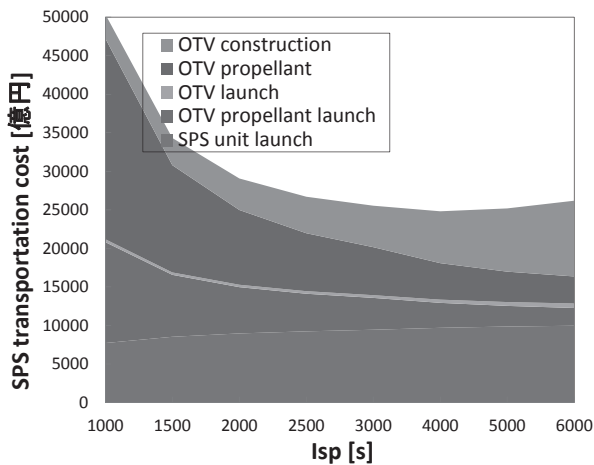


図4 SPS 輸送費 (キセノン推進剤)

$$m_{sa} = 3 \cdot P \quad (25)$$

ならびに PPU の質量<sup>5)</sup>を

$$m_{ppu} = 1.7419 \cdot P + 4.654 \quad (26)$$

から概算し、全体の比質量をこれらの合計値の 7 kg/kW として評価した。ホールスラスターの推進剤としては、推進効率が高いキセノンを用いることが通常であるが、後に示すように単価が高いことと生産能力の関係からアルゴンを用いるものとする。推進効率はアルゴンを用いたホールスラスターの典型値である 0.3 を与えている。なお、参考のためにキセノンを用いた場合も計算するが、その場合の推進効率は 0.5 を用いる。アルゴンとキセノンの価格については、市場価格を用いるが、キセノンについては価格が大きく変動しているため、過去 10 年間における価格の幅 \$100 \sim \\$600/\text{kg}\$ の下限値を用いて評価した。

### 3.2 現状技術によるコスト予想

#### 3.2.1 輸送コストの比較

図 3 に現状のレベルで想定される初期コストに経験曲線効果を加えて導いた SPS の輸送コストを構成要素ごとに示す。横軸は OTV の電気推進の比推力である。SPS の運用期間は構築期間も含めた 30 年とし、運用期間中に必要とされる南北制御の 30 年分の推進剤のコストならびにその輸送コストも合算している。なお、GLV のみを用いて直接 GEO に SPS を投入した場合、打ち上げ回数は 1801 回、輸送コストは経験曲線効果を加味して約 3.85 兆円である。

図 3 から明らかなように、GLV を用いて LEO に投入し、その後 GEO へ OTV を用いて投入する方法は GLV による直接軌道投入より低いコストで投入可能である。輸送コストが最小となるのはホールスラスターの比推力が約 2100 s の場合であり、約 2.25 兆円で輸送可能である。すなわち、GLV 単独よりも約 42% の輸送コストの削減が可能となる。

#### 3.2.2 打ち上げの内訳

輸送コストに占める各コストの内訳であるが、比推力の低い領域では、OTV の推進剤の打ち上げコストが多くを占めており、比推力が大きくなるにつれて OTV の製造コストの占める割合が高くなる。これは推力加速度と比推力が反比例の関係にあるため、比推力が低ければ推進剤を多く

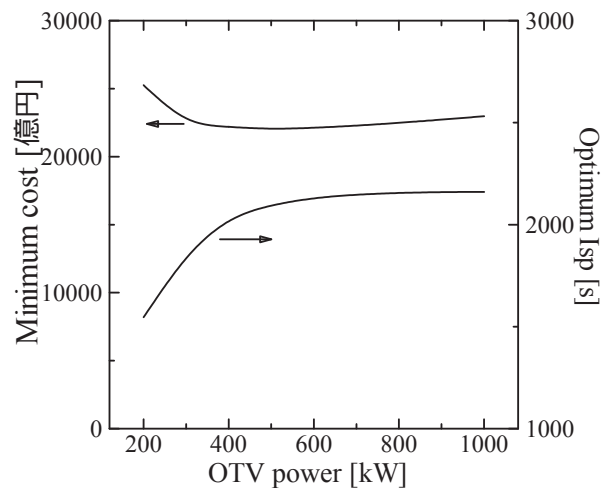


図5 OTV の電気推進への投入電力と最小輸送コストおよび最適な比推力の関係

消費するが、飛行時間が短く 1 つの OTV を何度も利用することが可能であるからである。一方、比推力が高ければ、推進剤消費量は抑えられるが、飛行時間が長くなるために OTV の数が増えその製造コストが増える。なお、SPS ユニットの投入量の合計値が 20000 ton であるにも関わらず、SPS ユニットの打ち上げコストが比推力とともに微増しているのは、GEO までの飛行時間が長くなるために放射線劣化が進んで SPS ユニットの発電量が減少するためであり、目減りした分を余分に輸送する必要が生じるからである。

OTV に関連するコストに着目すると、OTV の打ち上げコストは OTV の製造コストに比べると相対的に小さく、OTV の推進剤であるアルゴンのコストは全体に対してほぼ無視できる。

#### 3.2.3 推進剤の違いの影響

推進剤の価格が与える影響を評価するために、推進剤をアルゴンからキセノンに変えた場合の計算結果を図 4 に示す。ホールスラスターの推進効率は、一般にキセノンを用いることでアルゴンよりも高くなり、ここでは 0.5 で評価したが、その効果は推進剤のコストの増加により相殺され、輸送コストは全体として大きく増加する結果となった。特に推進剤が多く必要とされる比推力の低い領域で推進剤コストが大きく増加し、比推力 2000 s では全体コストの約 33% をキセノンのコストが占めている。また、輸送コストが最小となる比推力領域は推進剤のコストが相対的に低くなる高比推力側に移動し、最小の輸送コストは比推力 4400 s 付近の約 2.5 兆円であった。

なお、キセノンの世界生産量は現在年間 53 ton 程度であり、比推力 4400 s で SPS を 10 年で構築するのに必要なキセノンの質量は約 4000 ton (年間 400 ton) であることから、資源量の点からもキセノンを推進剤として用いる選択肢は現実的でない。また、キセノンの価格も過去 10 年間で \$1000 \sim \\$6000/\text{kg}\$ と大きく変動しており、仮に高騰した価格の \$6000/\text{kg}\$ で見積もった場合、SPS の輸送コストの最小値は 3.94 兆円 (最適な比推力は約 8300 s) となってコスト的に

表3 感度係数（単位は億円/%，2桁のインパクトのあるものには下線を引いている）

|        | 項目    |       | SPS unit launch | OTV propellant launch | OTV launch | OTV propellant | OTV construction |
|--------|-------|-------|-----------------|-----------------------|------------|----------------|------------------|
| OTV    | 推進剤   | 単価    | 0               | 0                     | 0          | 0.51           | 0                |
|        |       | 推進系   | 比質量             | -1.6                  | 4.0        | 3.1            | 0.073            |
|        | 推進効率  |       | 1.0             | 1.0                   | -3.3       | -0.044         | <u>-62</u>       |
|        | 製造費   |       | 0               | 0                     | 0          | 0              | <u>73</u>        |
|        | 構造系   | 構造係数  | -0.77           | 1.9                   | 1.4        | 0.033          | 5.7              |
| 単位質量価格 |       | 0     | 0               | 0                     | 0          | 2.0            |                  |
| GLV    | LEO投入 | 打ち上げ費 | <u>89</u>       | <u>61</u>             | 4.2        | 0              | 0                |
|        | 射点    | 緯度    | -6.2            | <u>25</u>             | 2.2        | 0.27           | <u>31</u>        |

成立しない上、比推力もホールスラストのノミナルな作動域からは大きく外れることとなる。キセノンの他にクリプトンを推進剤とすることもできるが、アルゴンほど安価ではないため、SPS 輸送のための電気推進の推進剤としてはアルゴンが唯一の選択肢となる。

### 3.2.4 OTV の設計パラメータ

前節の結果から OTV に用いる電気推進の推進剤としてはアルゴンが唯一の選択肢であることが分かった。そこで、OTV に必要とされる電気推進の出力と比推力を明らかにするために、電力をパラメータとして SPS の輸送コストを算出し、最も輸送コストが低くなる比推力を求めるものとする。図 5 に OTV の電気推進に投入する電力と最小の輸送コストならびにその時の比推力を示す。OTV からの投入電力が低い場合には最適な比推力も低くなり輸送コストも増加するが、電力が 400 kW を超えると最小輸送コストは大きく変化しない。また、最適な比推力も変化しなくなる。なお、最も輸送コストが小さくなったのは電気推進への投入電力が 500 kW で比推力が 2100 s の場合であった。

### 3.2.5 感度係数

表 2 の各設定パラメータに対して SPS 全体の輸送コストに与えるインパクトを感度係数（1%のパラメータ変化に対する輸送コスト変化の比）の形で評価したものを表 3 に示す。2桁の感度を有するものには下線を引いた。

表 3 から、OTV に関しては、電気推進の推進効率を向上させることと、電気推進の製造コストを削減することが SPS の輸送コストの削減にインパクトがある。また、最も SPS の輸送コストの削減にインパクトがあったのは GLV の打ち上げコストであり、射点の緯度の変化による影響も無視できない。一方で、OTV の電気推進の推進剤であるアルゴンの価格や OTV の構造系の価格が下がることによるインパクトは小さい。

### 3.3 目標値達成に要求される技術革新

表 3 の感度解析の結果から、SPS の輸送コストに影響を与えるものとして 2 桁の感度係数を持つものは、推進系の比質量、推進効率、OTV の建造コスト、GLV による打ち上げコスト、射点の緯度である。このうち、技術的に実現が極めて困難であるものを除外し、実現可能性のあるものを選び、目標コスト達成のために必要な技術革新の目標値を求めていく。

まず、射点の変更は、30° 付近から南米ギアナの射点を選ぶことで 0° にすることができる。また、GLV の打ち上げコストについては、現在 1 段目のコストが約 7 割程度を占めていることから、1 段目の再利用法の確立等が進めば大きく下げることができる。OTV の比質量ならびに製造コストについても GLV 同様の技術革新が見込めるものとする。電気推進の推進効率についてはアルゴンを推進剤とする場合、0.3 がほぼ上限であり、大きな技術革新は望めない。

以上より、射点を赤道に移すこととし、GLV の初期費用と OTV の比質量ならびに初期コストを一律に削減するものとする。輸送コストを約 1 兆円とするために必要なコスト削減率はそれぞれで 50% である。各コストの配分は現状値から求めた図 2 とほぼ同じ比率となり、輸送コストが最小となるのは比推力が約 2000 s のホールスラストを用いた場合となる。

## 4. まとめ

OTV を用いて SPS を輸送するのに必要なコスト評価を行った。得られた結果は以下の通りである。

- (1) OTV システムの利用により、GLV で直接投入するよりも 4 割強低いコストで SPS の輸送が可能である。
- (2) 電気推進の推進剤として現在多く用いられているキセノンでは、推進剤費用の占める割合が大きくなることと、現在の生産量では消費量を賅えないため、アルゴンを推進剤としたホールスラストが OTV の推進系として適している。
- (3) OTV のホールスラストは比推力 2000 s 付近で作動させる必要がある。なお、OTV での発電出力の違いが輸送コストに与える影響は小さかった。
- (4) SPS の輸送コストを 1 兆円程度に押さえるためには、現状から 5 割程度 GLV の打ち上げコストと OTV の比質量ならびに建造コストを下げる必要がある。

## 5. 参考文献

- [1] P. E. Glaser, "Power from the Sun: Its Future," Science, Vol. 162, Issue 3856, pp.857-861.
- [2] Y. Ito, M. Nakano, T. Schonherr, S. Cho, K. Komurasaki and H. Koizumi, "Cost Evaluation of In-Space Transportation of a Solar Power Satellite Using OTVs with Hall Thruster Propulsion Systems," Transactions of the Japan Society for Aeronautical and

Space Sciences, Aerospace Technology Japan, Vol. 12 (2014), No. ists29, p. Po\_1\_7-Po\_1\_12.

- [3] T. N. Edelbaum, "Propulsion Requirements for Controllable Satellites," ARS Journal, Vol. 31, August, 1961, pp.1079-1089.
- [4] T. P. Wright, "Factors Affecting the Cost of Airplanes," Journal of Aeronautical Sciences, 3(4), 1936, pp.122-128.
- [5] R. R. Hofer and T. M. Randolph, "Mass and Cost Model for Selecting Thruster Size in Electric Propulsion Systems," Journal of Propulsion and Power, Vol. 29, No.1, 2013, pp. 166-177.
- [6] J. R. Brophy, R. Gershman, N. Strange, D. Landau, R. G. Merrill and T. Kerslake, "300-kW Solar Electric Propulsion System Configuration for Human Exploration of Near-Earth Asteroids," AIAA Paper 2011-5514, 2011.
- [7] D. A. Herman and K. G. Unfried, "Xenon Acquisition Strategies for High-Power Electric Propulsion NASA Missions," Present at 7<sup>th</sup> Spacecraft Propulsion Subcommittee (SPS) of the 62<sup>nd</sup> JANNAF Propulsion Meeting (JPM), Nashville TN, Jun 3, 2015.