

宇宙太陽発電システム軌道間輸送技術の検討

An investigation on Orbit Transfer Vehicles for Space Solar Power System

宇宙先進技術研究グループ

Advanced Space Technology Research Group

大川 恭志, 北村 正治

Yasushi Okawa and Shoji Kitamura

Abstract

Simple estimation of the payload performance of orbit transfer vehicles (OTVs) for Space Solar Power System (SSPS) was conducted. In order to reduce the transportation cost in SSPS program, it is important to increase the payload ratio of OTVs so that the transportation requirement for reusable launch vehicles is decreased. In this study, it was suggested that hundreds of OTVs carry the materials separately and SSPS is assembled on geostationary earth orbit. Estimation results indicated that the payload ratios of OTVs were approximately 0.5 in the four cases with types of electric and thermal thrusters used. Mass breakdowns of the OTVs were also shown in the four cases. In addition, an image of the OTV with ion engines was illustrated using several practical parameters.

1. はじめに

宇宙太陽発電システム (SSPS) は静止軌道 (GEO) での運用が想定されている。従って、大量の物資を確実にかつ低コストで GEO まで輸送する技術の確立は、システムの成立性およびコストの観点から極めて重要となる。現在のところ、地上から低軌道 (LEO) までは、再使用型宇宙往還機 (RLV) を使用し、LEO から GEO までは、高比推力 (低推力) 推進系を備えた軌道間輸送機 (OTV) で輸送する方法が有力であり、本稿は、後者の軌道間輸送技術に関するものである。

これまでの SSPS コストモデル検討により、輸送コストは SSPS 構築総コストのかかなりの割合を占めることが分かっており、輸送コストの中でも地上-LEO 間輸送費が占める割合が大きい。従って、軌道間輸送系としては、それ自身の低コスト化もさることながら、ペイロード比を向上させて地上-LEO 間の輸送必要量を減らすことが、重要な課題となる。

本稿では、ペイロード比の向上や宇宙デブリ、放射線問題を考慮した上で、軌道間輸送の立場から見て有効と考えられる輸送シナリオを提案する。さらに、電気推進等の高比推力推進系を使用した場合の輸送能力の具体例を示すことで、今後の詳細検討の足がかりとしたい。

SSPS の軌道間輸送技術に関しては、平成 13 年度から旧宇宙開発事業団および旧航空宇宙技術研究所が共同で検討を進めており、本稿ではそのうち平成 15 年度に得られた成果の一部について述べる。

2. 研究の概要

平成 15 年度に行われた検討のうち、以下の項目について記述する。

(1) 軌道間輸送方法の検討

(2) 各種推進系による輸送能力

(3) イオンエンジンを使用した軌道間輸送機のイメージ例

3. 成果の概要

(1) 軌道間輸送方法の検討

SSPS の質量は、運用時で1機あたり 10,000 トン程度になると見積もられている。1年ごとに合計 30 機の SSPS を GEO まで輸送すると考えると、RLV と同様、OTV も再使用型を想定するのが妥当である。OTV の形態としては、当初は高度 500 km 程度の低軌道上で SSPS 全体の組立を終了してから OTV により GEO まで輸送するという案が示された。しかし、軌道上のデブリおよび放射線を考慮した軌道解析^(1,2)の結果、LEO 上での長期間の組立作業はデブリ衝突の観点から実施困難であること、および低推力推進（高比推力推進）によって SSPS 本体を長期間かけて軌道間輸送することは太陽電池劣化の点で困難であることが明らかとなった。また一方、大推力化学推進による軌道間輸送はペイロード比および SSPS 構造強度の点で問題があり、完全組立後の SSPS を大型 OTV によって一括輸送することは難しいと考えられる。

そこでここでは、RLV 1 機が LEO まで輸送した物資をそのままの単位で1機の OTV が GEO まで運ぶシナリオを想定する（詳細は次節）。この場合、基本的に LEO 上では物資の受渡、OTV の推進剤補充、および OTV の太陽電池パドル交換のみが行われる。SSPS 本体に使用する太陽電池については、放射線による劣化を防ぐため薄膜セルの部位のみを別途大推力 OTV で輸送すると仮定する。薄膜太陽電池セルの質量は SSPS 全体に比して十分小さいため、その輸送コストへの影響は現段階では無視できると考える。

ただし、この輸送方法を採用した場合には、薄膜セルの展開・貼付を含めた GEO 上での完全自動組立が必要となり、大きな技術課題となることが予想される。したがって、今後は SSPS の構造様式や組立技術と輸送系との整合性を図ることが重要となる。

(2) 各種推進系による輸送能力

OTV の具体的なイメージを示すことは、SSPS 輸送シナリオを構築するための検討材料として有効であると考えられる。ここでは上記の輸送形態を仮定して、いくつかの推進系候補について輸送能力の見積を行った。ただし各輸送能力はパラメータの与え方に強く依存するため、今回の結果により各推進系の優劣を判断できるものではない。

想定した推進系は以下の4種である。1) イオンエンジン。高比推力・高効率・低推力を特徴とする電気推進。日米欧で実用化されており、技術成熟度が高い。2) ホールスラスタ。適度な推力密度と比推力を特徴とする電気推進。欧米では実用化レベルにある。3) レーザ推進（ここでは熱推進として）。エネルギー源の携行不要という利点を有する熱推進。実用化に向けての検討が進められている。4) 太陽熱推進。集光した太陽光を熱源とし、やはりエネルギー源の携行が不要な熱推進。軌道上実験に向けての研究開発が進められている。

これらの推進系について、本検討で仮定した推進性能を Table 1 に示す。イオンエンジンとホールスラスタについては、アルゴン推進剤の利用を仮定し、既存文献等を参考に性能を決定した。アルゴンを推進剤としたのは、資源量の少ないキセノン（またはクリプトン）は SSPS 輸送には適用困難⁽³⁾なためである。イオンエンジンの比推力が通常よりも高い理由は、このアルゴンの分子量がキセノンの 1/3 以

Table 1 Performance and mass characteristics of candidate thrusters

	Ion engine	Hall thruster	Laser	Solar thermal
Specific impulse, s	4800	3000	1000	800
Thruster efficiency	0.65	0.50	-	-
Propellant	Ar	Ar	H ₂	H ₂
Specific mass of electric prop., kg/kW	24	22	-	-
Specific mass of solar cell, kg/kW	10	10	-	-
Mass coefficient of propulsion system	-	-	0.05	0.05

Breakdown of specific mass of electric propulsion system (kg/kW)

Ion Thruster head: 3, Power supply: 6, Others: 15

Hall Thruster head: 1.8, Power supply: 5.4, Others: 15

下と小さいことに因る。また、レーザ推進については現状での推定性能値を、太陽熱推進については現在研究されている小型推進機の試験結果を基にした性能値を示した。

以下に、輸送方法に関する仮定を示す。(いくつか具体的な数値が用いられているが、これらは SSPS 計画の中で決定されたものではなく、現状で有力と考えられる値を仮定したものである。)

- ・ SSPS 組立軌道は GEO
- ・ SSPS 1 機あたりの GEO 上質量は 10000 トン
- ・ 複数の SSPS を建設する
- ・ RLV 輸送：地上→LEO(500 km)、OTV 輸送：LEO(500 km)→GEO
- ・ RLV 1 機が LEO に運ぶペイロード質量は 50 トン（これをそのまま OTV 1 機で輸送）
- ・ 薄膜太陽電池セル（質量小）は別途大推力推進系で輸送するとし、その影響は考慮しない
- ・ 電気推進 OTV については、往路 270 日とする（復路は 110 日程度となる）
- ・ レーザ推進と太陽熱推進 OTV については、推進機性能は輸送期間に依存しない（参考値として往路 30 日を仮定）
- ・ 電気推進 OTV については、地球の蝕範囲を考慮して全輸送期間のうちの 15 %は推力を発生しない
- ・ 電気推進 OTV 用太陽電池セルは、軌道に依らず 1 年後の保存率が 0.7 であるとし、劣化予想分を余分に搭載する
- ・ 電気推進 OTV については、OTV 本体（推進系）のみ再使用とし、太陽電池パドルは 1 往復毎に交換する
- ・ レーザ推進と太陽熱推進 OTV については、完全再使用
- ・ 推進剤タンクの質量は推進剤質量の 10 %

ここで、電気推進 OTV の往路輸送期間を 270 日としたのは、1 年程度での往復運用を目標としたためであるが、Table 1 および上記の太陽電池劣化条件を用いて電気推進 OTV のペイロード比と往路輸送期間との関係を求めると Fig. 1 のようになり、往路期間 270 日では電気推進の高比推力特性が十分に活かされていない。同図より、400 日程度までは輸送期間の長期化によるペイロード比の向上が顕著であり、輸送期間の最適化についても再検討する必要がある。ただし、輸送期間の長期化は他の面でのコス

ト増を招くと予想されるため、それらとのトレードオフを検討しなければならない。また、Fig. 1 の関係は太陽電池セルの耐放射線性に強く依存するため、耐放射線性の高い軽量セルの開発は軌道間輸送にとっても不可欠となる。

RLV から OTV へのペイロードの受渡については、LEO に到達した 50 トンのペイロード（これには、GEO まで運ぶペイロード、OTV 用推進剤、および OTV 用太陽電池が含まれる）をそのままの単位で OTV により輸送すると仮定しているが、他の受渡方法として、LEO 上である程度の規模まで組み立ててから OTV で輸送するというケースも考えられる。今後、各軌道上での組立作業や OTV 製造コストなどを考慮して最適な輸送シナリオを構築する必要がある。

OTV 輸送能力の比較を Table 2 に、その重量配分を Fig. 2 に示す。Table 2 より、10000 トンの SSPS 1 機を建設するために必要な RLV 輸送量の合計はいずれの場合も 20000 トン前後であり、今回の条件の下ではイオンエンジンを使用した OTV が最も有効である。また、必要 OTV 機数は 300～500 程度で

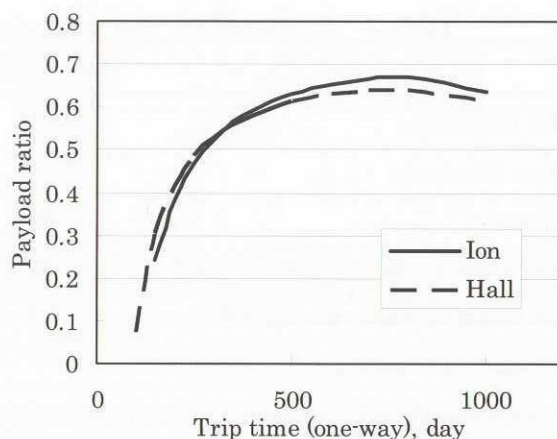


Fig. 1 Payload ratio as a function of trip time.

Table 2 Transportation capabilities of OTVs with candidate thrusters

	Ion engine	Hall thruster	Laser	Solar thermal
Thrust of OTV, N	14.1	12.9	78.6	74.4
Maximum power consumption of OTV, kW	540	400	-	-
Initial mass of OTV (on LEO), ton	63	60	55	55
Propellant consumption for round trip, ton	8.4	11.9	24.5	29.6
Required quantity of OTV	323	344	408	523
Required mass on LEO for single SSPS, ton	16100	17200	20400	26100

あり、GEO 上での組立期間を半年程度と仮定すると、電気推進使用の場合で少なくとも 1 日あたり 2 機以上の OTV が LEO を出発することとなる。ただし、この運用を行うためには、同等の頻度で RLV が LEO まで物資輸送する必要がある、RLV の輸送シナリオとも整合をとらなければならない。

Figure 2 の質量配分を見ると、比推力の高い電気推進を使用し

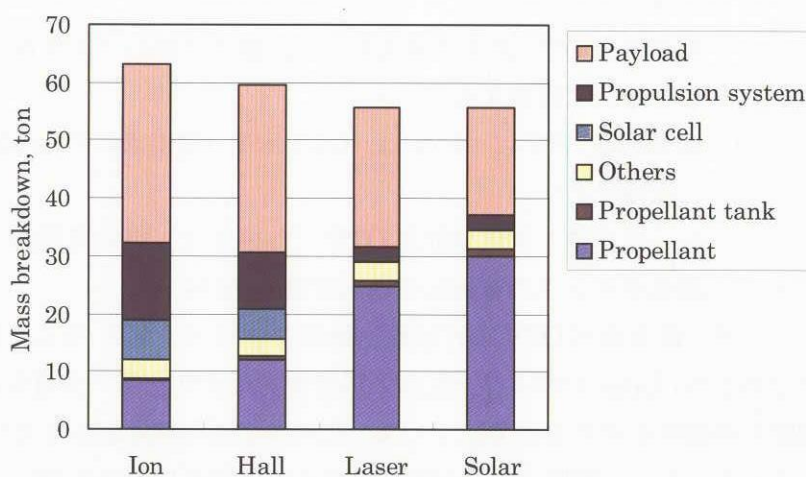


Fig. 2 Mass breakdown of OTV

た場合には、推進剤消費量が少ないために大きなペイロード比が得られており、今回の条件では、推進系や太陽電池の質量増を考慮してもその優位性が保たれている。電気推進を使用した場合の OTV 初期質量が熱推進の場合よりも大きいのは、再使用される推進系コンポーネントの質量割合が高いためである。

ただし、ここで示した輸送能力は2機目以降の SSPS を建設する場合を想定したものである。1機目の SSPS 輸送については、RLV によって OTV 本体も輸送する必要があるため、ペイロード比は3割程度低くなる。

(3) イオンエンジンを使用した軌道間輸送機のイメージ例

OTV の具体的なイメージの一例として、イオンエンジンを使用した場合の全体像を Fig. 3 に、その大まかな構成を Table 3 に示す。(ホールスラスタの場合もほぼ同様の構成になると考えられる。)ここに示した値は、前項での条件に下記の仮定を加えて計算されたものである。

- ・ ペイロードの容積密度：70 kg/m³
- ・ イオンエンジン1台あたりの推力：約1 N (エンジン直径1 m)
- ・ 太陽電池の発電能力：0.3 kW/m²

Figure 3 および Table 3 より、RLV の輸送単位 50 トンをそのまま引き継いで OTV で輸送する場合、太陽電池パドルを含めた OTV 全体のサイズは 100 m オーダとなる。また 1 N 級イオンエンジンの使用を仮定すると、クラススタ台数は 14 程度となる。現在 JAXA 内部では 200 mN 級のイオンエンジンの開発が進められており、ここで得られた OTV イメージは近い将来に十分実現可能な範囲であると言える。今後は、イオンエンジン以外の推進系を使用した場合も含めてさらに詳細な機器構成の検討を行い、コスト計算を含めた OTV イメージの具体化を進める予定である。

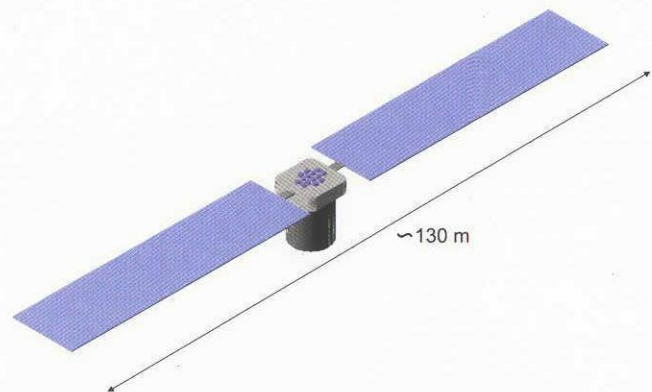


Fig. 3 Image of OTV with ion engines.

Table 3 Details on OTV with ion engines

	Mass, ton	Dimensions, m	Comments
OTV (wet)	63	-	
Payload *	31	9φ x 10	
Propulsion system body	13	10 x 10 x 3	With 14 ion engines
Solar wings *	7	15 x 60	2 wings
Propellant and tank *	9	-	Placed in propulsion system body
Others *	3	-	

Items with star(*) are transported to LEO by RLV in each round trip.

4. まとめ

本検討では、宇宙太陽発電システムの輸送系に関して、軌道間輸送の立場から見た輸送シナリオを提示し、それに基づく具体的な輸送能力の試算を行った。その結果、検討対象とした4種の推進系いずれの場合でも、10000 トンの SSPS 1 機を静止軌道に建設するためには、低軌道に 20000 トン程度の物資を輸送する必要があると見積もられた。また、イオンエンジンを使用した場合の軌道間輸送機は、現在の技術レベルから考えて、近い将来の実現可能性が高いものであることが示された。ただし、これらの結果は静止軌道上での SSPS 組立を前提としているため、今後、SSPS の構造や組立方法を含めた全体的な建設シナリオの検討が必要となる。また、軌道間輸送期間の長期化によるペイロード比の向上についても、他のコスト増要因とのトレードオフを検討することが重要となる。

[参考文献]

- (1) 歌島昌由、「放射線によるセル劣化及びデブリ衝突を考慮した SSPS 軌道間輸送」第 47 回宇宙科学技術連合講演会、新潟、2003 年 11 月.
- (2) 歌島昌由、「電気推進系による静止軌道への軌道変換の最適化」宇宙開発事業団技術報告、NASDA-TMR-020027、2003 年 1 月.
- (3) 大川恭志、北村正治、「大規模輸送を想定したイオンエンジンの推進剤選択」平成 14 年度宇宙輸送シンポジウム、宇宙科学研究所、2003 年 1 月.