

SSPS への放射線とデブリの影響

歌島昌由 (宇宙航空研究開発機構)

Effects of Radiation and Debris to SSPS

Masayoshi Utashima (JAXA)

Key Words: Space Solar Power Systems, Space Debris, Cell Degradation, Radiation

Abstract

This paper studies effects of the radiation and space debris to the Space Solar Power Systems (SSPS). In the first half of the paper, the in-space transportation from low-Earth orbit to geostationary Earth orbit is studied in consideration of these effects. In the second half, the debris impacts to SSPS on geostationary Earth orbit is analyzed.

1. はじめに

高度数百 km の低軌道(LEO)で組み立てられ、電気推進 OTV(Orbital Transfer Vehicle)で静止軌道(GEO)に輸送される宇宙太陽発電システム(SSPS)は、バンアレン帯の放射線とスペース・デブリから大きな悪影響を受ける^{1,2)}。静止軌道到着時に既に SSPS の太陽電池セルが放射線により大きく劣化している場合、所定の発電量を確保するためには劣化量だけ余分に打ち上げる必要があり、再使用型宇宙往還機(RLV)の輸送量が増大する。また、1GW 級 SSPS は km サイズであり、国際宇宙基地(ISS)に比べても断面積は 2 桁も大きい。そのため、LEO で組立中及び静止軌道で運用中のデブリとの衝突も懸念される。

本論文の前半では、放射線によるセル劣化とデブリ衝突を考慮して、RLV の輸送量を最小にする意味で最適な軌道間輸送を検討する。なお、CI(G)S セルは放射線に強いが、インジウム及びガリウムは資源量が少なく、特にインジウムの資源寿命は 20 年足らずという情報もある。そこで、資源量の豊富なシリコン薄膜セルの使用を前提とする³⁾。軌道間輸送のシナリオ 1 では、SSPS を組み立てる軌道を LEO に限定せず、より高い軌道まで検討対象とする。その高い軌道までの輸送には液酸液水エンジンの高推力 OTV を使用する。この検討では、薄膜セルは打上げ時に既に支持部材に貼り付けられているものとする。シナリオ 2 では、SSPS のセル劣化を避けるために、薄膜セルだけは静止軌道に高推力 OTV を使って短期間に輸送する場合を検討する。

論文の後半では、静止軌道で運用中の SSPS へのデブリ衝突を検討する。

2. 軌道間輸送の前提条件

軌道間輸送の前提条件を以下に掲げる。

- (1)SSPS 資材は、RLV で高度 200km の円軌道(傾斜角 0 度)に投入される。

傾斜角 0 度は、電気推進 OTV の推力方向制御を容易にするだけでなく、地球重力場の扁平性による軌道面回転の影響を受けないため、RLV、高推力 OTV(以下 HOTV と略す)、電気推進 OTV(以下 EOTV と略す)の間のドッキング運用を容易にする。RLV の射点は赤道直下のクリスマス島を想定する。

- (2)高度 200km から中間軌道まで、再使用型 HOTV で

輸送する。

- (3)シナリオ 1 では、中間軌道(組立軌道とも呼ぶ)で 6 ヶ月を掛けて SSPS を組み立てる。シナリオ 2 では、すぐに(4)に進み、静止軌道で組み立てる。

- (4)中間軌道から静止軌道まで、再使用型 EOTV で輸送する。

- (5)太陽電池は、SSPS 本体及び EOTV 共、薄膜シリコンセルを使用する。

シリコンセルの放射線劣化特性は、静止軌道 10 年後の保存率 0.925 をベースとする。SPS2000 の検討より⁴⁾、アモルファス・シリコン(以下、a-Si と記す)セルは高度 1100km の赤道面内軌道に 10 年後で 0.9 以上の保存率である。その軌道における陽子線の損傷等価フルエンスは静止軌道の電子線のそれとほぼ同じである(高度 1100km では陽子線が、静止軌道では電子線が支配的)事から⁵⁾、文献 4)の a-Si セルは、静止軌道 10 年後で 0.90 を越える保存率を持つと考えられ、本検討でベースとするセルの耐放射線性能に近い。

- (6)SSPS のセルは静止軌道上 30 年の運用後(EOL)において保存率 0.6 以上、EOTV のセルは静止軌道への 1 往復後に保存率 0.6 以上という制限を課す。放射線によるセル劣化モデルは、文献 6)のものを使用する。

ETS-VI のシリコン太陽電池が保存率 5 割台になった所で突然死んだ事からこの値を使用する。

EOTV の太陽電池は、1 往復で使い切りとする。

3. 組立軌道 6 ヶ月間のセル劣化

静止軌道より低い軌道で組み立てる場合の SSPS セルの劣化を検討する。シナリオ 1 の場合である。

最初に打ち上げられる SSPS 資材は組立軌道に 6 ヶ月間滞在するが、最後に打ち上げられる資材の滞在期間は僅かである。従って、平均的には 3 ヶ月の滞在と近似できる。図 1 に組立軌道の高度を 500km から 17000km まで変えた時の 90 日滞在后と 180 日滞在后のセル保存率を示す。軌道は傾斜角 0 度の円軌道である。

高度 6000km 付近で保存率が最小となる。組立軌道に最初に打ち上げられたセルも静止軌道で発電が可能するためには、組立軌道 180 日後の保存率は少なくとも 0.60 を超えている必要がある。図 1 より、高度約 3000km~11000km は、180 日後の保存率が 0.60 を

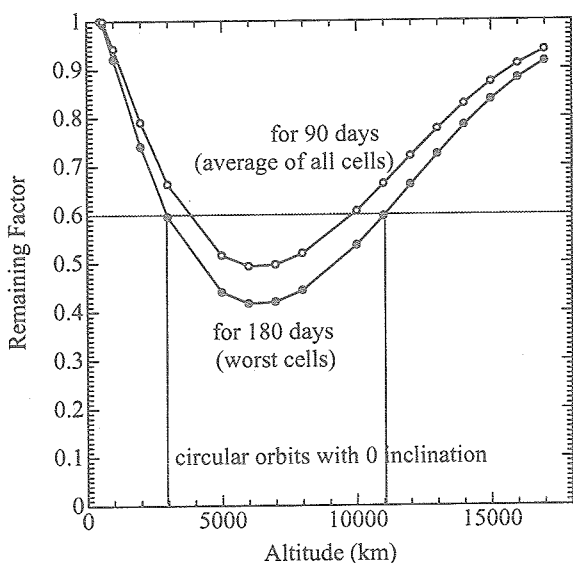


図1 組立軌道6ヶ月間のセル劣化

下回っており、組立軌道としては採用できない。

4. 組立軌道のデブリ衝突

SSPSが高度400km(傾斜角0度)の円軌道で180日を掛けて組み立てられる場合のデブリ衝突頻度を、ESA開発のMASTER-2001⁷⁾とNASA Johnson Space Center開発のORDEM2000⁸⁾を用いて解析した。デブリ衝突速度の上下角は一般に0度付近に集中しており、SSPSのように平板に近い宇宙機では、その法線方向を地球指向させる事により、デブリに対する衝突断面積を最小にできる。

2002年NASDAモデルの1GW級SSPSは、5つの

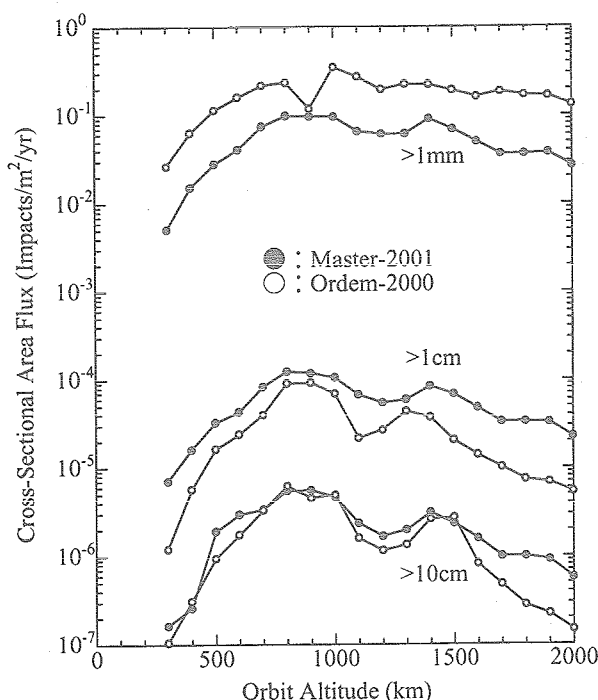


図2 高度2000km以下のデブリ flux (傾斜角0度、2030年)

大きなコンポーネント(1個の発電機/廃熱部、2個の1次ミラー、2個のレンズ)から成り、それぞれ半径が約1kmの円板に近い形状である。デブリ衝突断面積最小の地球指向姿勢で組み立てられると仮定しても、10cm以上のデブリとの衝突/ニアミスは、6ヶ月間に約2回あり(その度に退避制御を行なう必要がある)、1cm以上のデブリは6ヶ月間に10個近く衝突し、1mm以上のデブリは6ヶ月間に約5400個も衝突する。衝突速度は約9km/sにも達する。10cm以上のデブリは地上からの観測で殆ど把握されており、衝突の危険を事前に知る事ができるが、cm級以下のデブリは地上からの観測で把握しておくのは困難であり、何の警告も無く衝突して来る。組立期間中の上記程度のデブリ衝突は許容できないと考えられる。よって、デブリ衝突頻度が高度400kmにおける衝突頻度の約1/10となる高度領域を検討する。

図2に高度2000kmまでのデブリ fluxを示す。高度900km付近にピークがあり、それは高度400kmの値の約10倍である。

図3⁷⁾にサイズ毎のデブリ空間密度を示す。高度400kmにおけるデブリ空間密度の1/10となる高度は、LEOのピーク値の約1/100になる高度であり、図3より約3000km以上と判る。第3章の議論と合わせると、組立軌道の高度は約11000km以上に限られる。

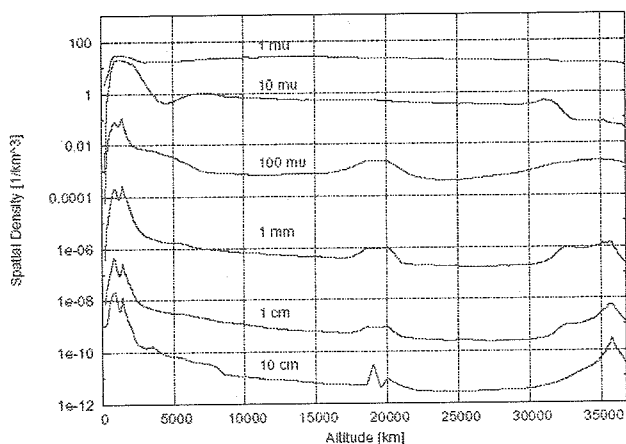


図3 サイズ毎のデブリ空間密度(文献7より引用)

5. 軌道間輸送シナリオ1

本章では、SSPSの組立軌道を、高度11000kmから静止軌道高度までの範囲で検討する。その高い組立軌道までの輸送には液酸液水エンジンを搭載する高推力OTVを使用する。この検討では、薄膜セルは打上げ時に既に支持部材に貼り付けられているものとする。

5-1 軌道間輸送系

シナリオ1の軌道間輸送系として、以下に述べる基本システムと先進システムを想定する。

[基本システム]

基本システムにおける高推力OTVと電気推進OTVの性能を表1、表2に掲げる。電気推進OTVのSEP(Solar Electric Propulsion)比質量は、単位入力電力

表1 基本システムの HOTV 性能

構造係数	比推力 (秒)
0.1	450

表2 基本システムの EOTV 性能

構造係数	SEP 比質量 (kg/kW)	推進効率	比推力 (秒)
0.05	25	0.72	3000

当りの電気推進系(太陽電池パドルも含む)の乾燥質量である。

基本システムでは、高推力 OTV の帰路において空力減速は使用せず、液酸液水エンジンを使用すると考える。電気推進 OTV の太陽電池パドルは1往復で使い切りとし、スラスタ、電源処理装置などは無限回使用可能と仮定する。但し、寿命が数万時間に留まると考えられるいくつかの部品は軌道上で交換され则认为する。

[先進システム]

先進システムにおける高推力 OTV の性能を表3に掲げる。比推力を 480 秒と仮定する。先進システムでは、高推力 OTV の帰路において空力減速を利用して使用する燃料を半分にする。

電気推進 OTV は、基本システムと同じ性能(表2)を使用する。

表3 先進システムの HOTV 性能

構造係数	比推力(秒)
0.1	480

5-2 検討方法

まず、最初に打ち上げられたセルの EOL の保存率(最悪値)も 0.60 以上の条件の下で、EOL 有効ペイロード質量を最大にする電気推進 OTV の往路期間を求める(step-1)。EOL 有効ペイロード質量は、電気推進 OTV のペイロード質量と EOL 保存率(平均値)との積である。次に、5-1 節で述べた2つの軌道間輸送システムに対して、RLV の必要な輸送量を計算する(step-2)。

5-2-1 step-1 の解法

電気推進 OTV による軌道変換において、出発軌道も傾斜角ゼロのため、推力方向の面外ヨー角はゼロ固定で良い。しかし、軌道変換中に発生する蝕のために離心率が増大する。蝕期間は電気推進系を使えないためである。そこで、一般には推力方向の面内ピッチ角を制御して離心率をゼロにする。このピッチ角の振幅は 70 度近い大きな値になり、超大型宇宙機の SSPS には大きな負担となる。そこで、面内ピッチ角を常に 0 度に固定し、軌道変換期間の最適な時期の近地点付近で推力をオフして離心率を制御する「ピッチ角ゼロ固定方式」を採用する。この方式は、従来の「ピッチ角可変方式」に比べて損失は殆ど無い事が確認されている⁹⁾。この方法では、地球指向姿

勢の SSPS の西側面に電気推進系を固定するだけで良く、特別な推力方向制御を行なう必要がない。

往路期間を指定した以下の非線型計画問題を逐次2次計画法(SQP: Sequential Quadratic Programming)¹⁰⁾で解き、推力オフ期間を最適化した往路の解を得る。軌道計算に要する時間を短縮するため、運動方程式は軌道周期で数値的に平均したものを使用し、その平均操作には次数 20 のガウス積分を使用した。

最適化パラメータ

- (a) 近地点を中心に推力をオフする期間
(軌道変換期間を 20 分割した各時点で定義する)
- (b) 初期発生電力 P_0

目的関数

初期発生電力 P_0 を最小にする。これはペイロード質量を最大にするのと等価である。

等号制約

- (a) 終端の軌道長半径=静止軌道半径
- (b) 終端の離心率=0

帰路の燃料質量は、 ΔV が往路と帰路では等しいと近似して解析的に求める。この解を用いて、EOL 有効ペイロード質量が最大となる往路期間を手動イタレーションで求める。なお、step-1 では往路の初期質量を 1000kg に固定して解を得る。

5-2-2 step-2 の解法

5-1 節で述べた軌道間輸送系に対して、step-1 で求めた解を実現するために必要な RLV 輸送量を、以下の手順で計算する。

セル劣化分を補足した SSPS 質量($m_{real-PL}$)の計算

SSPS の太陽電池に放射線による劣化がないとした時の 1GW 級 SSPS の静止軌道での質量を m_{req} とする。 m_{req} は、現時点で 1 万トン程度と考えられている。EOL における太陽電池セルの保存率(平均値)を D_{EOL} とすると、劣化分を補足した実際の SSPS の質量 $m_{real-PL}$ は m_{req} の $1/D_{EOL}$ 倍と近似できる。

$$m_{real-PL} = m_{req} / D_{EOL} \quad (1)$$

HOTV のペイロード質量($m_{PL-HOTV}$)の計算

再使用型の高推力 OTV のペイロード質量 $m_{PL-HOTV}$ を次式で計算する。

$$m_{PL-HOTV} = (m_{FL1} + m_{FL2} + m_{PL} + \alpha_{PDL} P_0) \times \frac{m_{real-PL}}{m_{PL}} \quad (2)$$

m_{FL1} : step-1 で得た往路の EOTV の燃料質量

m_{FL2} : step-1 で得た帰路の EOTV の燃料質量

m_{PL} : step-1 で得た EOTV のペイロード質量

α_{PDL} : EOTV の太陽電池パドルの比質量(kg/kW)。
10kg/kW を使用。

P_0 : step-1 で得た最適な初期発生電力

HOTV の往復の燃料質量($m_{FL-HOTV}$)の計算

再使用型 HOTV のペイロード質量 $m_{PL-HOTV}$ を組立軌道に運び、再び RLV 投入軌道に戻るための燃料質

量 $m_{FL-HOTV}$ を次式で求める。

$$m_{FL-HOTV} = \frac{(1-\varepsilon)(k-1)}{1-\varepsilon k^2} m_{PL-HOTV} \quad (3)$$

$$\varepsilon : \text{構造係数} \quad k \equiv \exp\left(\frac{\Delta V}{g I_{SP}}\right) \geq 1$$

ΔV : RLV 投入軌道から組立軌道までの速度増分

RLV 輸送量の計算

再使用型 HOTV のペイロード質量 $m_{PL-HOTV}$ と燃料質量 $m_{FL-HOTV}$ の和が RLV 輸送量となる。これを m_{req} 単位で表現する。

5-3 検討結果

図 4 に組立軌道の高度を変えた時の、基本システム又は先進システムを使用した場合の RLV 輸送量と電気推進 OTV の往路期間を示す。基本システムでは、約 15000km で RLV 輸送量が最小となり、その値は約 $3.40m_{req}$ である。先進システムでは、約 16000km で RLV 輸送量が最小となり、その値は約 $2.97m_{req}$ である。高度 15000km では往路期間は約 470 日、高度 16000km では約 540 日となる。この場合、SSPS の 1 号機は RLV による打上げを開始してから約 2 年後に

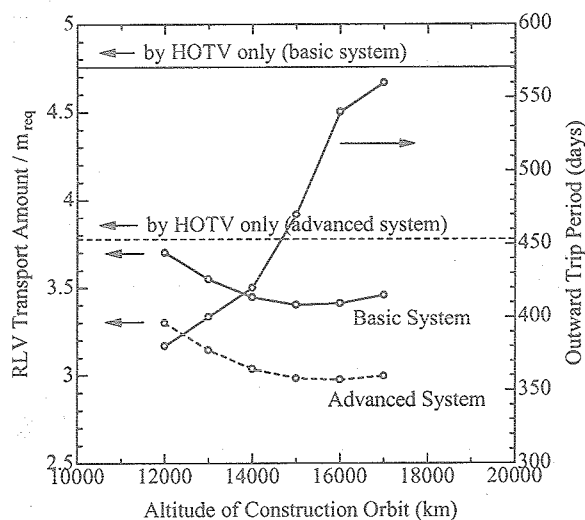


図 4 シナリオ 1 の RLV 輸送量

静止軌道に到着するが、2 号機以降は年 1 機のペースで静止軌道に届ける事ができる。

水平な実線と破線は、電気推進 OTV を使わずに高推力 OTV のみで静止軌道に運搬し、静止軌道で組み立てるとした場合の値である。

約 $3m_{req}$ という RLV 輸送量は、当初想定された $1.3 \sim 1.5m_{req}$ に比べて非常に大きな値である。現時点における SSPS のコスト見積もりでは、RLV の輸送単価が現状の $1/50$ 、RLV 輸送量は $1.3m_{req}$ と仮定して、RLV 輸送コストが全コストの約 $1/4$ を占めると試算されている。RLV 輸送量を減らすには、比推力の大きい電気推進 OTV をもっと低い軌道から使用する必要があり、そのためには劣化を生じる太陽電池の薄膜セルのみは、高推力 OTV で短期間に静止軌道に運

ぶ必要がある。この方式を実現するには、薄膜セルの貼り付け作業等を静止軌道で無人で行なう技術の開発が必要である。次章では、この方式に沿ったシナリオの場合の RLV 輸送量を検討する。

6. 軌道間輸送シナリオ 2

シナリオ 1 よりも RLV 輸送量を減らすには、電気推進系の高比推力を十分に活用するために、可能な限り低高度から電気推進 OTV を使う必要がある。そのために、放射線による劣化を避けねばならない薄膜シリコンセルだけは高推力 OTV で静止軌道に短期間に運ぶ事とする。それ以外の SSPS の全ての組み立ても GEO で行なうとする。すると、デブリ衝突も問題ではなくなる。EOTV が出発軌道と静止軌道の間を 1 往復できるために、EOTV が戻った時の太陽電池セルの保存率は 0.6 以上という制約を課す。なお、電気推進 OTV の出発高度は、低過ぎると大気抵抗による損失が大きいため、高度 500km 以上で使用する と仮定する。出発軌道の高度が 500km の場合でも、RLV 投入高度 200km から 500km までは HOTV で輸送されるところとして計算する。実際には、RLV で高度 500km まで運ばれるかも知れない。

6-1 軌道間輸送系

シナリオ 2 で使用する軌道間輸送系を定義する。

再使用型の電気推進 OTV は表 2 の性能を持つとする。この OTV の太陽電池パドルは 1 往復で使い切りとし、他の部分は再使用とする。

再使用型の高推力 OTV として、液酸液水エンジンを使った表 1 の基本型と表 3 の発展型の 2 つを想定する。発展型では、比推力が大きいだけでなく、帰路において空力減速を利用する事で、帰路の燃料を半減できるとする。液酸液水エンジンの推力はインパルス近似できる程度に大きいとする。

更に将来の候補として、RLV 投入軌道から EOTV 出発軌道までの輸送に太陽熱推進とレーザー推進も対象とする。それらの性能を表 4 と表 5 に掲げる。これらの推進系の推力レベルは、電気推進系の 10 倍以上はあるがインパルス近似では誤差が大きい。

そこで、軌道変換 ΔV として、低推力軌道変換の極限 ΔV (初期軌道と終端軌道の円軌道速度の差)を使用する。

レーザー推進のレーザー源は、既に稼動しているレーザーで電力伝送する SSPS が有力な候補である。

表 4 太陽熱推進 OTV 性能

構造係数	比推力(秒)
0.28	800

表 5 レーザー推進 OTV 性能

構造係数	比推力(秒)
0.1	1000

6-2 検討方法

シナリオ 1 と同様に、時間の流れとは逆に以下の 2 ステップで検討する。

(step-1)電気推進 OTV の 1 往復後のシリコンセルの保存率が 0.60 以上の制約条件の下で、ペイロード質量が最大となる往路期間を求める。なお、往路期

間には 1000 日の上限を設定する。1000 日の往路期間であっても、2 号機以降は 1 年間隔で SSPS を設置する事は可能である。但し、1 号機の打上げに使用した EOTV 群(数百機が必要)の帰還が 2 号機の輸送に間に合わない場合は、別途、EOTV 群を用意しておく必要がある。

(step-2)シリコンセルの耐放射線性能から、GEO 上組立期間 0.5 年+SSPS 運用期間 30 年後のセル保存率を求め、劣化分を補うだけの SSPS 資材を運ぶという要求を満足する HOTV のペイロード質量と燃料質量を計算し、その和である RLV 輸送量を求める。

なお、薄膜シリコンセルの輸送量は全輸送量の 1%以下と考えられるので、ここでの RLV 輸送量の計算においては無視する。

6-3 検討結果と考察

図 5 に解析結果を示す。EOTV の出発高度を 500km ~ 12000km の範囲で検討した。薄膜シリコンセルの耐放射線性能は、静止軌道 10 年後の保存率で指定し、0.925 ~ 0.99 を使用した。液酸液水エンジンをを用いた

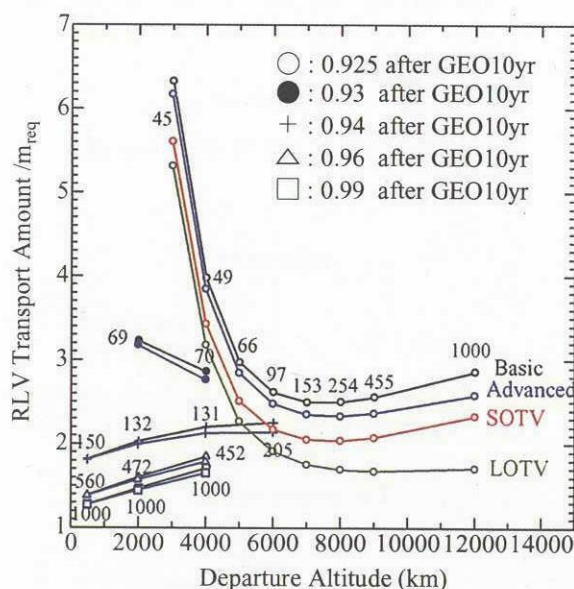


図 5 シナリオ 2 の RLV 輸送量

基本型 HOTV と発展型 HOTV は、全ての耐放射線性能に対して解析した。薄膜シリコンセルの耐放射線性能が 0.925 から改善されなかった場合に対して、液酸液水エンジンより比推力の大きい太陽熱推進 (SOTV) とレーザー推進 (LOTV) を用いた場合の計算も行なった。グラフ中の整数値は、EOTV の往路期間である。以下に、結果の考察を記す。

考察

(1)静止軌道 10 年後の保存率 0.925 の場合に、EOTV 出発高度を下げると RLV 輸送量が急増している。これは、EOTV の 1 往復後のセル保存率が 0.60 以上と言う制約を満足するために、往路期間を短縮する必要が生じ、電気推進系の規模が大きくなったため

ある。

(2)静止軌道 10 年後の保存率 0.925 の場合、基本型 HOTV での RLV 輸送量の最小値は $2.50m_{req}$ (7000km にて)であり、発展型 HOTV での RLV 輸送量の最小値は $2.34m_{req}$ (8000km にて)である。シナリオ 1 の場合 (図 4 参照)と比較すると、基本型 HOTV では約 $0.90m_{req}$ 、発展型 HOTV では約 $0.63m_{req}$ 改善されているが、まだ不十分である。

(3)静止軌道 10 年後の保存率を大きくできると、低い出発軌道における RLV 輸送量の増大を抑える事ができ、保存率 0.93 余でほぼフラットになる。そこでは電気推進系の高比推力の効果と、放射線によるセル劣化の悪影響とがバランスしており、その時の静止軌道 10 年後の保存率を**臨界保存率**と呼ぶ事にする。臨界保存率以上を実現できれば、高度 500km からの EOTV 出発が最適である。

(4)低い EOTV 出発軌道において静止軌道 10 年後の保存率が RLV 輸送量に与える影響は、臨界保存率付近で非常に大きい。保存率 0.95 以上を実現できれば、RLV 輸送量は大幅に低減される。

(5)薄膜シリコンセルの耐放射線性能が改善されない場合、高推力 OTV のエンジンとして、比推力が液酸液水エンジンのもの以上の推進系を検討する必要がある。この候補として、太陽熱推進系とレーザー推進系を検討した。太陽熱推進 OTV を使用すると、EOTV は高度 8000km 付近からの出発が RLV 輸送量を最小にし、その値は $2.04m_{req}$ である。レーザー推進 OTV では、高度 9000km 付近で EOTV に引き継ぐと RLV 輸送量が最小となり、その値は $1.68m_{req}$ である。

(6)文献 4)の a-Si セルに対する 1MeV 電子照射試験では、フルエンス $5E15/cm^2$ で大きな劣化を示している (図 6 参照)。ここで死ぬセルもあるかも知れない。静

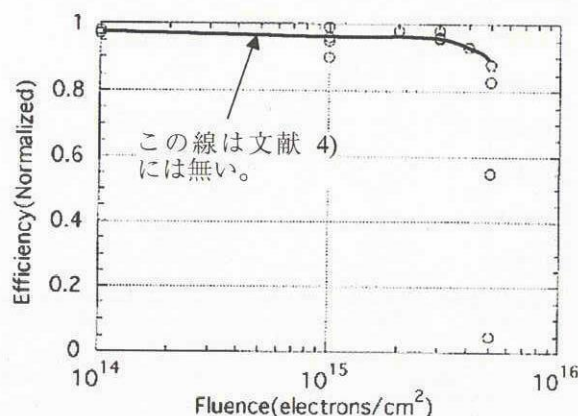


図 6 電子照射(1.0MeV)による a-Si 太陽電池の劣化の様子(文献 4 より引用)

止軌道 30 年間のフルエンスは約 $1.5E15/cm^2$ なので、このセルで問題ない。しかし、EOTV のセルが 1 往復して保存率が約 0.60 になった時、およそ $1E17/cm^2$ のフルエンスを受けている。文献 4)の a-Si セルが宇宙においても図 6 のような劣化を示せば、EOTV が 1 往復する前に死んでいる可能性がある。a-Si セルにもアニーリング効果が認められており、宇宙環境では照射試験よりもゆっくり放射線を浴びるため、ア

ニーリング効果が働いて図 6 よりも劣化は小さい可能性もある⁴⁾。今後、低高度から GEO への軌道間輸送の宇宙実証を a-Si セル等を用いた小型宇宙機で実施し、その使用限界フルエンスを知る必要があろう。(7)ここまで、静止軌道で組み立てるとして解析してきた。ここで、EOTV の出発軌道で組み立てる事の可能性を検討する。セル保存率が臨界保存率以上の場合、EOTV 出発軌道は LEO となり、そこで組み立てる事はデブリ衝突の観点から不可である。セル保存率が臨界保存率以下の場合、EOTV 出発軌道の高度は約 7000~9000km であり、そこで組み立ててもデブリ衝突は心配になるレベルではない。しかし、この付近の高度は放射線の多い領域であり、組立に係わる各種の機器にとって良い環境ではない。従って、静止軌道での組立が望ましい。

8. GEO 運用中の SSPS へのデブリ衝突

本章では、静止軌道で運用中の SSPS にどの程度のデブリ衝突があり得るかを MASTER-2001 を用いて検討する。

8-1 球に対するデブリ flux と衝突速度

図 7 に静止軌道における各サイズのデブリの differential flux (球に対する値)を示す。図 7 より、1mm 級のデブリは meteoroid が人工デブリの約 100 倍ある事がわかる。数 cm のサイズにおいて、meteoroid と人工デブリの flux がほぼ等しくなる。

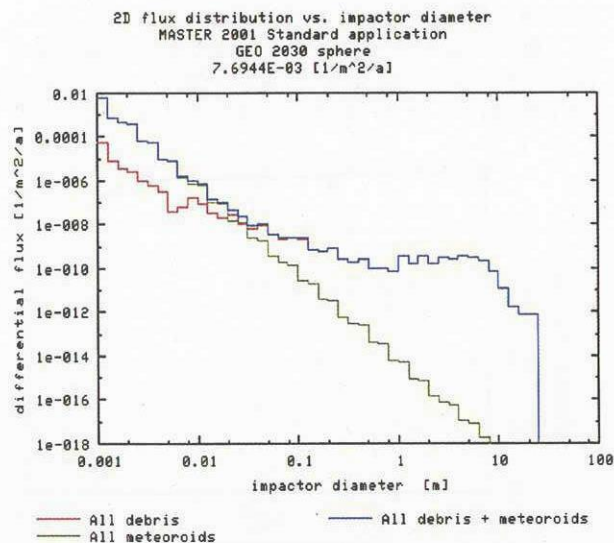


図 7 球に対する各サイズの differential flux

現在の米国宇宙監視網(SSN: Space Surveillance Network)が検出できる静止軌道物体は約 1m 以上のものに限定されており¹¹⁾、MASTER-2001 の静止軌道のデブリ・モデルはまだ誤差が大きい可能性がある。最近、口径 1m 級で視野角の大きい望遠鏡が各国で稼働を始めており、これらを使うと、10cm 級の静止軌道付近のデブリ検出が可能であり¹¹⁾、今後のモデル改良が期待される。

10cm 級デブリの衝突速度

図 8 に衝突速度の上下角分布を示す。上下角と方位角の定義を図 9 に示す。

LEO の場合と同様に、上下角は 0 度付近に集中している。meteoroid は殆ど無く、人工デブリが支配的である。

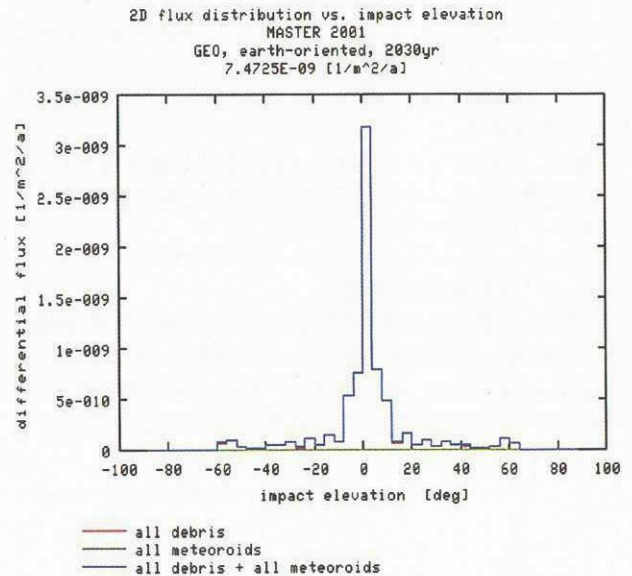


図 8 衝突速度の上下角分布(10cm 級)

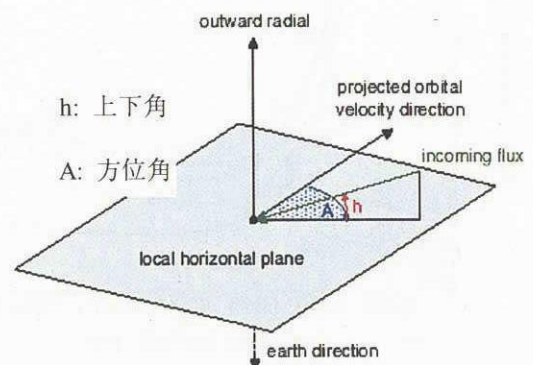


図 9 衝突速度の上下角と方位角の定義(文献 7)

図 10 に衝突速度の方位角分布を示す。衝突速度の方位角は、 ± 88 度付近に集中している。10cm 級の大きなデブリは、殆ど南北方向から衝突して来る事が判る。

図 11 に衝突速度の大きさの分布を示す。殆どのデブリが 1.5km/s 以下の衝突速度である。

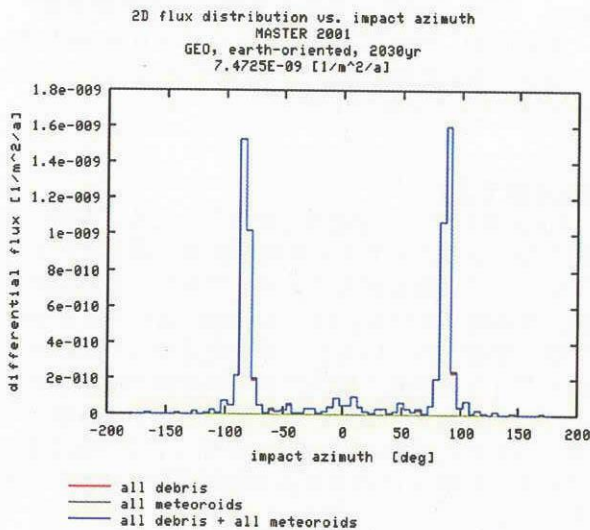


図 10 衝突速度の方位角分布(10cm 級)

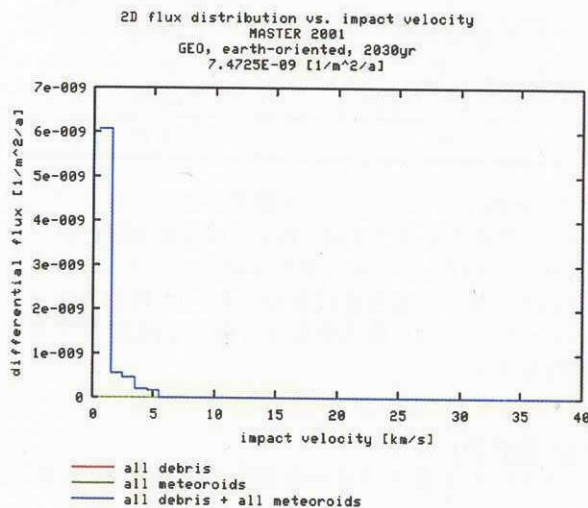


図 11 衝突速度の大きさの分布(10cm 級)

1cm 級デブリの衝突速度

図 12 に衝突速度の上下角分布を示す。人工デブリ

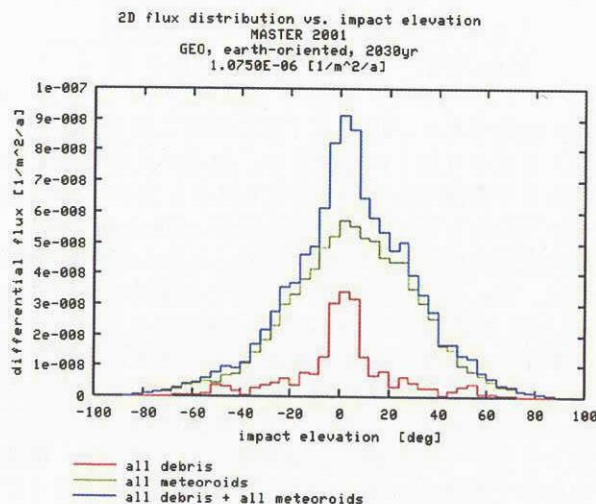


図 12 衝突速度の上下角分布(1cm 級)

は比較的 0 度付近に集まっているが、meteoroid の分布は広がっている。その結果、全体の分布は、10cm 級の場合に比べてかなり広がっている。この事は、平板に近い宇宙機を、その法線方向を地球指向させる姿勢に保持しても、デブリ衝突断面積は大きくは減少しない事を意味している。

図 13 に衝突速度の方位角分布を示す。人工デブリは 10cm 級と同様に ± 80 度付近に集中しているが、meteoroid の分布は広がっている。

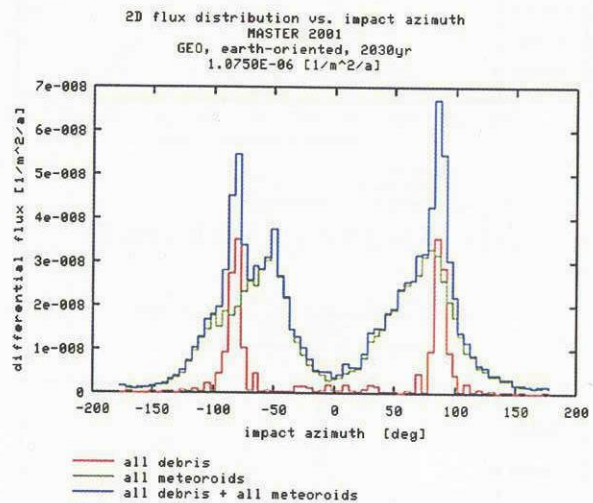


図 13 衝突速度の方位角分布(1cm 級)

図 14 に衝突速度の大きさの分布を示す。1.5km/s 以下のピークは人工デブリが殆どであり、5km/s ~ 30km/s の領域は meteoroid である。

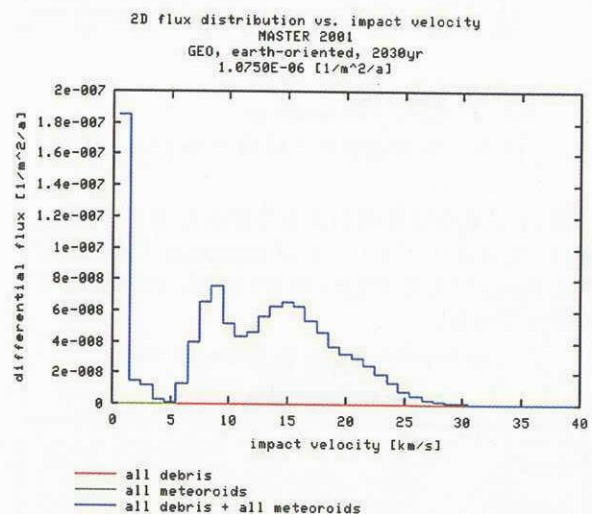


図 14 衝突速度の大きさの分布(1cm 級)

1mm 級デブリの衝突速度

図 15 に衝突速度の上下角分布を示す。このサイズでは殆どが meteoroid であり、ゼロ上下角への集中は弱い。

図 16 に衝突速度の方位角分布を示す。 -50 度と $+80$ 度にピークがあるが、集中は弱い。

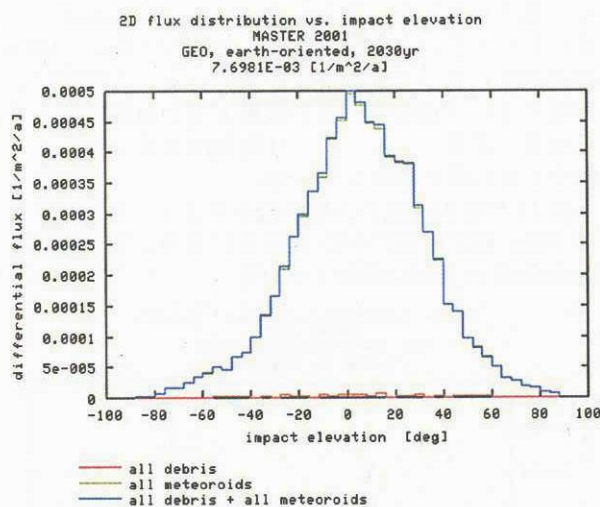


図 15 衝突速度の上下角分布(1mm 級)

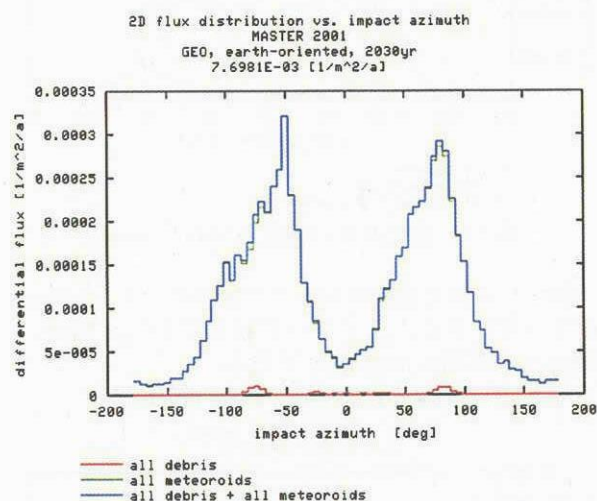


図 16 衝突速度の方位角分布(1mm 級)

図 17 に衝突速度の大きさの分布を示す。5km/s を境に、左は人工デブリ、右は meteoroid である。ピークは 9km/s 付近と 15km/s 付近にある。約 30km/s まで広がっている。

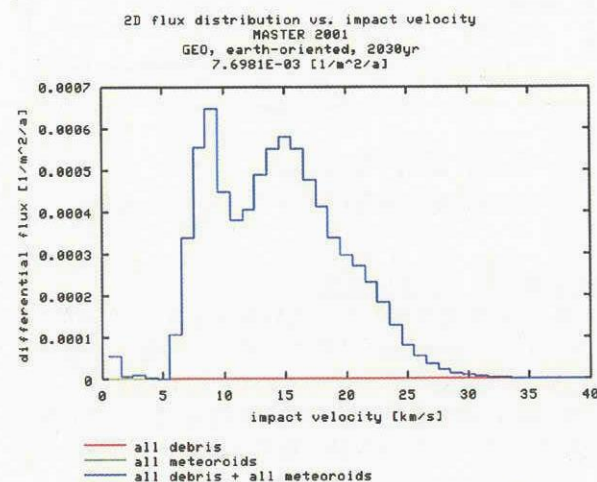


図 17 衝突速度の大きさの分布(1mm 級)

8-2 SSPS の形状と姿勢も考慮した年間衝突数

本節では、2002 年 NASDA モデルの 1GW 級 SSPS の形状と運用姿勢も考慮した年間の衝突/ニアミス数をデブリ・サイズ毎に示す。

10cm 級デブリ

10cm 級のデブリは破壊力が大きいので、事前に警報を発することのできる体制が必要と考えられる。このクラスは殆どが人工デブリであり、地球周回軌道上を運動している。LEO の 10cm 級デブリは SSN で既に把握されているが、静止軌道ではこのクラスのデブリを効率良く検出できる望遠鏡が稼動を始めたばかりであり、現時点では警報を発する体制はできていない。10cm 級デブリの年間ニアミス数を表 6 に示す。年間 1 回のニアミス警報が発せられると考えられる。

表 6 年間のニアミス数(10cm 級デブリ)

コンポーネント	年間ニアミス数
発送電/廃熱部	0.05 回
レンズ(2 枚)	0.43 回
1 次ミラー(2 枚)	0.68 回
SSPS 全体	1.16 回

10cm 級デブリのニアミス警報が発せられれば、何らかの措置が必要である。ISS では退避制御を行なう。運用中の SSPS は十分な電力を持っており、新野正之氏(JAXA 角田宇宙推進技術センター)が提案されているレーザーでデブリ軌道を変えて衝突を回避¹²⁾する可能性もある。

1cm 級デブリ

表 7 に 1cm 級デブリの年間衝突数を示す。年間 15

表 7 年間の衝突数(1cm 級デブリ)

コンポーネント	年間衝突数
発送電/廃熱部	1.26 回
レンズ(2 枚)	5.40 回
1 次ミラー(2 枚)	8.14 回
SSPS 全体	14.8 回

回の衝突であり、25 日に 1 回の頻度である。このクラス及びそれ以下のデブリは、地上からの観測では将来とも把握できないと考えられる。更に、1cm 級デブリの約 8 割は地球外から来る meteoroid であり、衝突直前に検出するしか手が無いと考えられる。ISS では、1cm 級以下は衝突を許容する設計になっている。ISS の飛行する LEO では、衝突により多少デブリが発生しても、大気抵抗がデブリを減らす効果を持つために、大きな問題にはならないと考えているためと思われる。しかし、静止軌道では、大気抵抗のようなデブリを減らす効果は無い。従って、衝突を許容する場合には、2 次デブリが発生しないように SSPS を作る必要がある。これを実現する事は困難と考えられ、新野氏が提案されているように、レー

ザでデブリ軌道を変えるか気化させる必要があると思われる。

1mm 級デブリ

表 8 に 1mm 級デブリの年間衝突数を示す。殆どが meteoroid である。年間 10 万回の衝突があり、約 5 分間に 1 回の割合である。このクラスのデブリも、衝突の数十秒前に検出し、レーザで軌道変更又は気化するのが望ましい。

表 8 年間の衝突数(1mm 級デブリ)

コンポーネント	年間衝突数
発電機/廃熱部	9800 回
レンズ(2 枚)	36900 回
1 次ミラー(2 枚)	56500 回
SSPS 全体	103200 回

9. おわりに

SSPS を実現するための RLV 輸送コストは、RLV 輸送量を $1.3m_{req}$ と見積もっても全コストの約 25% を占めており、RLV 輸送量の軽減は大きな課題である。SSPS の薄膜シリコンセルを支持部材に貼り付けた状態で、静止軌道より低い軌道で組み立ててから EOTV で運搬する方法(シナリオ 1)を最初に検討した。デブリ衝突頻度を安全なレベルまで下げるには、組立高度は約 3000km 以上が必要であり、組立期間中の放射線によるセル劣化を避けるには、高度 3000km ~ 11000km では組み立てるべきではないとの結果を得た。結局、シナリオ 1 では、高度 11000km 以上での組立とならざるを得ず、RLV 輸送量を $3m_{req}$ 以下にする事は困難であった。

そこで、薄膜シリコンセルだけを直接静止軌道に短時間に輸送するシナリオ 2 を検討した。薄膜シリコンセルの静止軌道 10 年後の保存率が 0.925 の場合、RLV 投入軌道と EOTV 出発軌道の間を液酸液水エンジンをういた HOTV で輸送すると、RLV 輸送量はある程度改善されるが、 $2.4m_{req}$ 程度に留まり不十分である。薄膜シリコンセルの保存率を変えた検討から、0.93 余の臨界保存率を超える保存率を実現できれば、EOTV 出発軌道は LEO が最適となり、RLV 輸送量も $2m_{req}$ を下回る事が判った。薄膜シリコンセルの耐放射線性能が改善されない場合は、液酸液水エンジンよりも比推力の大きい推進系の使用が有効となる。太陽熱推進系とレーザー推進系を検討した結果、 $2m_{req}$ を下回る可能性のある事が判った。

以上の検討から、薄膜シリコンセルの耐放射線性の更なる改善、液酸液水エンジンに代わる太陽熱推進系やレーザー推進系等の研究開発が重要と考えられる。

本論文の後半では、静止軌道で運用中の SSPS に対するデブリ衝突を検討した。2002 年 NASDA モデルの SSPS の各コンポーネント配置をほぼ忠実に考慮した。

10cm 級デブリのニアミスは年間 1 回、1cm 級デブリの衝突は年間 15 回、1mm 級デブリの衝突は年間

10 万回となった。10cm 級デブリは人工デブリが殆どであり、衝突速度は 1.5km/s を超えるものは少ない。1cm 級デブリは約 8 割を meteoroid が占める。2 割の人工デブリの衝突速度は 1.5km/s 以下であるが、meteoroid の衝突速度は 5km/s ~ 30km/s と非常に高速である。1mm 級デブリは 99% が meteoroid であった。

ISS のデブリ対策は、地上から捕捉できる 10cm 級デブリに対しては退避制御を行ない、1cm 級以下のデブリは衝突を許容するというものである。SSPS では、1cm 級以下のデブリ衝突を許容すると、2 次デブリが大量に発生し、静止軌道の環境を大きく悪化させる恐れがある。SSPS へのデブリ衝突を防ぐ方法として、SSPS への衝突軌道上にあるデブリを SSPS から検出し、レーザを用いてデブリの軌道を変更するかデブリを気化する事が考えられる。

本研究に際し、太陽熱推進に関しては JAXA の佐原宏典氏の、レーザ推進に関しては都立航空工業高等専門学校の中野正勝氏のご支援を戴いた。感謝します。

10. 参考文献

- 1) 歌島, “SSPS 軌道間輸送の出発軌道と推力方向制御,” 宇宙開発事業団技術報告 NASDA-TMR-030001, 2003 年.
- 2) 歌島, “SSPS 組立軌道のデブリ解析,” システム解析・ソフトウェア研究開発センター(NASDA)資料 GLA-03015, 2003 年.
- 3) 長友信人, “SPS2000 のシステムコンセプトとあるべき展開,” 宇宙科学研究所報告 特集 第 43 号, 2001 年.
- 4) 佐々木進, 後川昭雄, 森田洋右, “a-Si 太陽電池の耐放射線性の評価,” 宇宙科学研究所報告 特集 第 43 号, 2001 年 3 月.
- 5) H.Y.Tada, J.R.Carter, Jr., B.E.Anspaugh, R.G.Downing, “Solar Cell Radiation Handbook Third Edition,” NASA Jet Propulsion Laboratory, Pasadena, California, 1982.
- 6) L.L.Sackett, H.L.Malchow, and T.N.Edelbaum, “Solar Electric Geocentric Transfer with Attitude Constraints: Analysis,” NASA Lewis Research Center Contract NAS 3-18886, NASA CR-134927, 1975.
- 7) J.Bendisch, K.D.Bunte, S.Hauptmann, H.Sdunnus, R.Walker, P.Wegener, “Master 2001 Software User Manual,” December 2002.
- 8) Jer-Chyi Liou, Mark J. Matney, Phillip D. Anz-Meador, Donald Kessler, Mark Jansen, Jeffery R. Theall, “The New NASA Orbital Debris Engineering Model ORDEM2000,” NASA/TP—2002-210780, May 2002.
- 9) 歌島, “SSPS 軌道間輸送の新しい制御法,” 日本航空宇宙学会 オンライン・ジャーナル宇宙技術, 2 (2003), pp.19-23.
- 10) 茂木俊秀, 福島雅夫: FORTRAN77 最適化プログラミング (岩波コンピュータサイエンスシリーズ), 岩波書店, 1991 年.
- 11) W.Flury, A.Massart, T.Schildknecht, U.Hugentobler, J.Kuusela, Z.Sodnik, “Searching for Small Debris in the Geostationary Ring,” ESA bulletin 104, 2000.
- 12) “レーザーによる宇宙デブリ除去システム技術の検討 成果報告書,” 三菱総合研究所, 1999 年 3 月.