

A Space Solar Power Satellite System and a Space Elevator System

Tadashi Takano, Yoshio Aoki, and Kenji Uchiyama

Nihon University, College of Science and Technology,

7-24-1 Narashino-dai, Funabashi, 274-8501 Japan

E-mail: takano@ecs.cst.nihon-u.ac.jp

A space solar power satellite system (SPS) and a space elevator system are both considered potentially valuable future space activities. However, neither system has been realized yet due to several technological difficulties. We have to solve these difficulties before we can develop these systems successfully in orbit.

On the other hand, these two systems are technologically complementary each other in several factors. Therefore, it is beneficial for both systems to utilize the techniques developed for the other system, even before the completion of each system.

In this presentation, we investigate such complementary applications in two classes, as follows.

- (1) Application of SPS technologies to the space elevator system:
 - 1.1) to transmit electromagnetic energy in a narrow beam to a cable-climbing robot.
- (2) Application of space elevator system technologies to SPS:
 - 2.1) to control the descent of a space object by releasing a tether from a space platform,
 - 2.2) to clamp an electric power cable to an elevator tether,
 - 2.3) to deliver SPS cargo items using a space elevator.

By these applications, the following advantages could be achieved:

- (a) to prove the maturity of a developed technique,
- (b) to reduce the cost of system development,
- (c) to eventually reduce the cost of launch to different orbits.

This paper presents the concepts of the above-mentioned applications in order of technical possibility, and eventually aims at the re-direction of R & D activity. As a conclusion, we propose to study and carry out the following applications in the near future:

- i) to power a cable-climbing robot using a laser beam,
- ii) to lower a space object slowly using an energy-retrieving brake.

宇宙太陽発電衛星システムと宇宙エレベータシステム

高野忠¹、青木義男²、内山賢治³

日本大学・理工学部

1 電子工学科, 2 精密機械工学科, 3 航空宇宙工学科

〒274-8501 船橋市習志野台 7-24-1

E-mail: takano@ecs.cst.nihon-u.ac.jp

1. まえがき

宇宙太陽発電衛星システムと宇宙エレベータシステムは、技術的に補完性が強い。しかし共に、未だ実現例が無い。多くの技術開発が必要である。従って完全システムが実現される前に、お互いの開発技術を利用し合うことができれば、有益である。

本講演では、そのような補完的な使い方を、提案・考察する。具体的には次の方法である。

SPS 技術をエレベータに使う場合：

(a) 電磁波エネルギーを細いビームで送る。

エレベータ技術を SPS に使う場合：

(b) 宇宙プラットフォームから、テザ・綱を下げ、制御する。

(c) エレベータ走行綱に電力送電ケーブルを捕縛する。

(d) 宇宙エレベータにより、SPS 物資を輸送する。

以上の方法を実行することにより、次の3点が可能となる。

(1) 開発した技術の実証

(2) システムコストの削減

(3) さらに、ロケット打ち上げコストの削減

本稿ではこれらについて、技術的に可能になると思われる順で、概念的な検討を加えて方向性を探る。

2. クライマへ無線による電力供給

クライマは現在電池を抱えて、綱を登っていく。しかし100kgのクライマが、400kmまで登るためには、軌道上のポテンシャルエネルギー E_p が増加することになり、言い換えれば下記のエネルギーが必要になる。

$$E_p = mgh = 3.92 \times 10^8 \text{ [J]} \quad (2)$$

その電池重さは、約 2×10^5 kg と、膨大になる。さらに途中で電池が空になった時は、運用が危なくなる。

そこでクライマへ、無線による電力伝送を考える (図1)。クライマに装着すべき受電ア

ンテナの大きさを、ある程度に抑える必要がある。その大きさについて、考える。

ビームを絞れる限界すなわちフレネル距離 R_c は、次式で与えられる。

$$R_c = 2D^2 / \lambda$$

これより近い距離であれば、ビームを送電アンテナより細く絞ることができる。

例えばマイクロ波の場合、 $f=2.45\text{GHz}$ ($\lambda=122\text{mm}$) で、送電アンテナ直径 $D=10\text{m}$ とする。すると、 $R_c = 2 \times 10^2 / 0.122 = 1.6\text{km}$ 。従ってクライマの受電アンテナは、 1.6km 以遠では 10m より大きくなる。

それに対し光波の場合、 $\lambda = 1 \mu\text{m}$ で、 $D = 10\text{cm}$ とする。すると、 $R_c = 2 \times 0.1^2 / 10^{-6} = 20\text{km}$ 。従って、クライマの受電アンテナは、 20km までは 10cm より小さくできる。それ以上の距離では、回折限界角 (θ ラジアン) で広がるので、クライマ高度に応じたビーム径となる。

受電アンテナは、小開口の集まりで各々に検波ダイオードが付いているとすると、各開口はインコヒーレントになる。すなわち開口径と波長で決まる回折限界状態ではないので、方向制御は極粗くて良い。ただし光は雨粒や霧で散乱されるので、晴天時のみ使える。

本提案法をシステムとして実用するためには、下記の検討が必要であろう。

- (1) クライマの挙動範囲は、いくらか？送電点からの角度範囲で規定する。
- (2) その角度範囲でビームの制御精度と応答速度は、いくらか？機械的法和電氣的法を比べる。

3. 宇宙エレベータによる打ち上げコストの低減

3. 1 打ち上げコストとエネルギー回生

NASAの規準システム (約 500万kW) においては、重量 2.1万トン である。従って打ち上げコストは、現在の値を用いると、下記の値となる。

$$2.1 \times 10^{10} \times 1000 \text{ 円/g} = 21 \text{ 兆円}$$

日本ではJAXAを中心として、 100万kW と若干小規模なシステムを考えている。そして打ち上げコストを、現在の $1/40$ を想定している。すなわち、

地上からLEOへ： 2.7万トン ： 6750億円

LEOからGEO： 1万トン ： 500億円

合計： 7250億円

このコスト削減をさらに進め、 $1/100$ にできれば、利点が大きい。

そのため再使用ロケットが、研究・開発されている。その中でスペースシャトルは、莫大なポテンシャルエネルギーと運動エネルギーを、降下して帰還する時熱として散逸させねばならない。そのため、耐熱設計が重要であり、機体下部に耐熱性セラミックを貼る。これは飛翔体構造に大きい制約を与え、かつ保守運用への負担が大きくなる。そのため、シャトルの保守運用費は当初 90億円/回 と見積もられていたのに、実際は 1000億円/回 程度になってしまった²⁾。

翻って地球上の交通のように、エネルギーを回生しつつブレーキの作用を実現する（回生ブレーキ）ことを考える³⁾。

図2にシステム構成の1例を示す。飛翔体は綱により、プラットフォーム衛星に繋がっている。プラットフォームは飛翔体より充分大きいと仮定するが、例えば宇宙基地や太陽光発電衛星が相当する。帰還時には飛翔体が自由落下しないように、綱で引っ張りながらゆっくり降下させる。その結果反力として、綱はプラットフォームに張力を加えるので、発電機を回すことができる。本システムの問題点は、(a) 綱の強度、(b) 表面温度、である。

3. 2 システム性能の推定

まず綱が飛翔体の自由落下を束縛する時、綱に働く張力 T を考える。その検討に当たり、前提条件となるパラメータは次の通りである。

- ・プラットフォーム高度 h : 200 km、
- ・飛翔体高度 : 100 km、
- ・飛翔体重量 m : 100 kg、
- ・綱密度 : 5.6×10^{-7} 、
- ・引力 : 921 N、
- ・角度 : 87.9 deg、
- ・引力 \gg 空気抵抗
- ・テザーの質量は考慮しない。

この数値から、次の結果を得る。

$$T = 2700 \text{ [N]} \quad (1)$$

この値をシャトル（100トン）に対し外挿すれば、 $T = 2.7 \times 10^6 \text{ [N]}$ となる。これから単位面積当たり応力（最大応力）は、表1となる。

次にこの張力に耐える使用材料について、引っ張り強さを検討する。高張力鋼は2.33 Gpaなので、直径50 mmとすれば強度的に問題ない。ケブラーは3.6Gpaなので、直径は約30 mm必要となる。CNは35Gpaなので、直径10mmで済む。

各材料のテザ重量は、各直径と密度を用いて求まる。長さ100 kmを想定する。高張力鋼では1531tonで、飛翔体質量の10倍以上となってしまう、現実的でない。ケブラーの場合も、質量はほぼ飛翔体と同じで、現実的でない。それに対しCNでは11 tonで、飛翔体の約1/10となり現実的になる。

高速で大気に突入する時の、発熱温度を推定する。簡単のため半径 r_0 の球体物体に、一様流の空気が当たった時の澱み点での加熱率（単位面積・単位時間当たり熱入力） q_{st} を計算する。

この q_{st} の熱流入量があつて、これが全て物体壁面に伝えられるとする。すると平衡状態で物体壁面の温度 T_w を、計算する。その結果は、次の値となる。

$$\text{熱入力 } q_{st} = 2.0 \times 10^5 \text{ [W/m}^2\text{]} \quad (2)$$

$$\text{平衡温度 } T_w = 1300 \text{ [K]} \quad (3)$$

この値は、ケブラやCNであれば充分実現性がある。

軌道上シャトルを想定して、下降時におけるエネルギー回生量を計算しよう。典型的パラメータとして、下記の値を考える。

重量 $m = 100$ ton、速度 $v = 7.7$ km/sec、高度 $h = 400$ km
飛翔体の持つ運動エネルギー E_k と軌道上のポテンシャルエネルギー E_p を、各々求める。
このエネルギーを24時間かけて回生すれば、平均発生電力 P は次で表される。

$$P = (33.5 \times 10^{11}) / (8.6 \times 10^4) = 3.9 \times 10^7 \text{ [W]} = 3.9 \text{ 万 kW} \quad (4)$$

現実的に、 $h = 400$ km から 50 km まで発電でき、発電機や蓄電装置の効率は20%とする⁴⁾。すると発電量は、0.76万kWとなる。それでもこの値は、国際宇宙基地の最大発電電力約120kW（太陽電池レベル）の、63倍に達する⁵⁾。

4. エレベータ中継点を発電衛星として利用

次の2通りの利用法が、考えられる。

(1) 発電所として利用

SPSの設備（太陽電池、制御装置）を、エレベータ中継점에設置する。さらに電力を地上に無線伝送するなら、マイクロ波発生装置や送電アンテナも設置する。

(2) 無線電力において伝送・分配の中心局として

送電アンテナから地上の複数受信局（レクテナ）に、送電しかつ切り替える。

5. エレベータ走行綱による電力送電ケーブルの捕縛

SPSの太陽電池で発生した電力を、地上まで有線で伝送する場合である。電力ケーブルは非常に重いので、電力ケーブルの保持機構としてエレベータ走行綱に添わせる（図4）。

前3節で述べたように、エレベータシステムを実現するため、テザ重量が限界である。従ってテザが十分な強度を持った時点で、第2世代宇宙エレベータで実現されよう。

6. 宇宙エレベータによる物資輸送

これが究極のWIN-WINの関係である。しかし宇宙エレベータシステムが、運搬重量、耐久性の点で向上したら可能になる。コストは、現在予測できない。

7. まとめ

太陽発電衛星システムと宇宙エレベータシステムは、開発途中においても、互いの開発技術を利用し合うことが重要である。

特に (a)と(b)は、すぐに検討を始めたたい。

(a) 電磁波エネルギーをビームで送る（SPS技術）： クライマへ電力供給する。

(b) 宇宙プラットフォームから飛翔体を吊り下げて、ゆっくり降下させる（エレベータ技術）： ロケット費用を削減する。

表1 テザ直径に対する応力計算結果
 飛翔体質量100 [ton]、最大張力2700 [kN]

テザ直径 [mm]	0.5	1	10	50
応力[GPa]	13750	3438	34.38	1.376

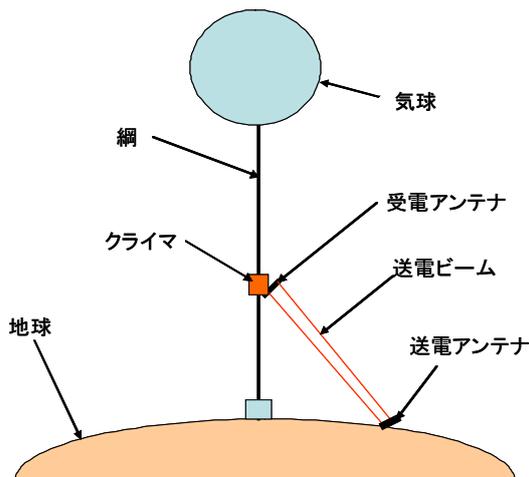


図1. クライマへ無線による電力供給

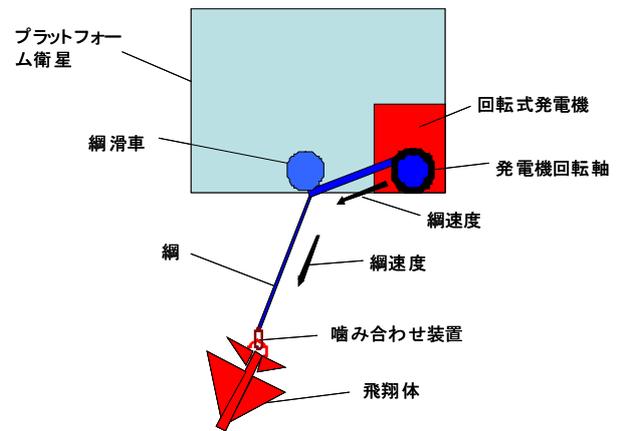


図2. エネルギー回生によるゆっくり降下法

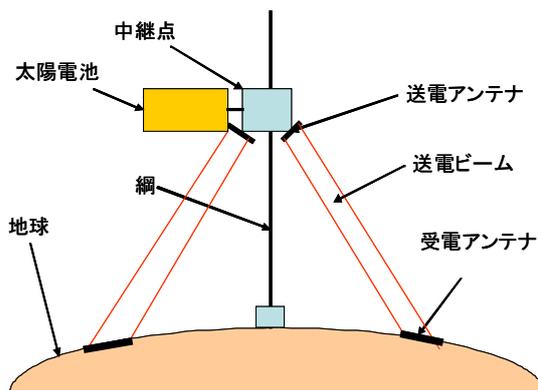


図3. 送電アンテナと電波発生装置を設置する

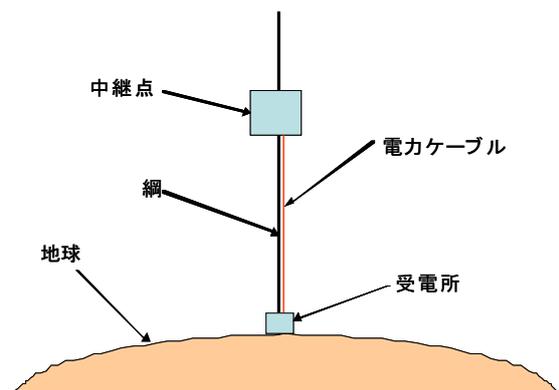


図4. SPS 送電ケーブルをエレベータ網に添わせる