

A Cost Evaluation for Transport of Solar Power Satellite by Beam Energy Propulsion¹

Kohei Shimamura, Akinori Oda, Hironori Sawahara, Kimiya Komurasaki
The University of Tokyo, Kashiwa, Chiba 277-8561, Japan
Yoshihiro Arakawa
The University of Tokyo, Hongo, Tokyo 113-8656, Japan
Email Address: shimamura@al.t.u-tokyo.ac.jp (K,Shimamura)

Abstract

Solar Power Satellite placed in GEO collects sunlight to generate electricity and transmit the energy to the Earth using an electromagnetic beam. However, it takes a great cost to transport Solar Power Satellite by the traditional ways; chemical rockets.

Some innovative plans in space development have been suspended because of high transportation costs of conventional launching systems. For example, the Japanese H2A rocket will cost 400 dollar billion to launch a 1GW output solar power satellite (SPS) whose weight is 10^4 ton.

Beam Energy Propulsion is a different type of future launcher system, where the power source for heating of the propellant is not carried in the vehicle, but is left on ground. Without carrying propellant, the payload ratio is high beyond comparison with chemical rocket propulsion. This paper will review the Beam Energy Propulsion system concept and will estimate its transportation cost for Solar Power Satellite construction at today.

Results show that the launcher can transfer 0.096 kg of payload per 1MW beam power to a geosynchronous earth orbit. The cost becomes a 1/100 of existing systems if one can divide a single launch into 10^5 multiple launches.

¹Presented at the Twelfth SPS Symposium, 13-14 November, 2009

ビームエネルギー推進によるSPS輸送コスト評価²

嶋村耕平*, 小田章徳*, 澤原弘憲*, 小紫公也*, 荒川義博**
 *東京大学大学院新領域創成科学研究科先端エネルギー工学専攻
 277-8561 柏市柏の葉 5-1-5
 **東京大学大学院工学研究科航空宇宙工学専攻
 113-8656 文京区本郷 7-3-1

記号表

C_G :	ジャイロトン製作費	$\$/W$
C_E :	電気代	$\$/kWh$
C_{ICP} :	機体製作初期費用	$\$/Launcher$
m_{pl} :	ペイロード	kg
P_L :	ビーム出力	W
η_B :	ビーム効率	-
η_G :	ジャイロトン効率	-
n_L :	打ち上げ回数	-
λ :	a learning curve factor(0.85)	-
t_f :	飛行時間(ビーム放射時)	s

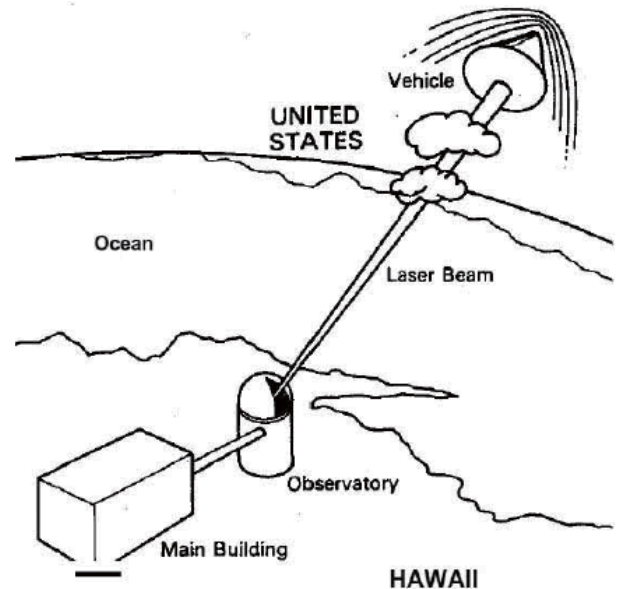


Figure 1: Concept of Beam Energy Propulsion[8]

1 はじめに

ビームエネルギー推進は、レーザーを用いて外部から推進エネルギーを得るため、化学ロケットに比べ高いペイロード比を実現できる。また、一度建設したビーム発信源を非常に多数の回数にわたって使用することが可能であり、打ち上げシステムへ適用することで大幅な打ち上げコストの低減を期待することができる。このため、ビームエネルギー推進はのような大規模な宇宙構造物の建設において、低コスト化が実現可能で、有利な輸送手段であると考えられる。

2 ビームエネルギー推進について

2.1 推進原理

ビームエネルギー推進機の推力発生機構は図2に示す4つのプロセスに分かれる。地上から照射されたが機体ノズル部により集光される。大気または推進剤に大きなエネルギー密度が与えられ、絶縁破壊が起こる。この絶縁破壊によりプラズマが生成する。生成されたプラズマの前縁において、電子が続くビームを逆制動放射により吸収し、急激に膨張する。この膨張により発生した衝撃波とビーム吸収帯と一緒に伝播する。この衝撃波がノズル壁面に到達し、ノズルを押し出すことで推力が

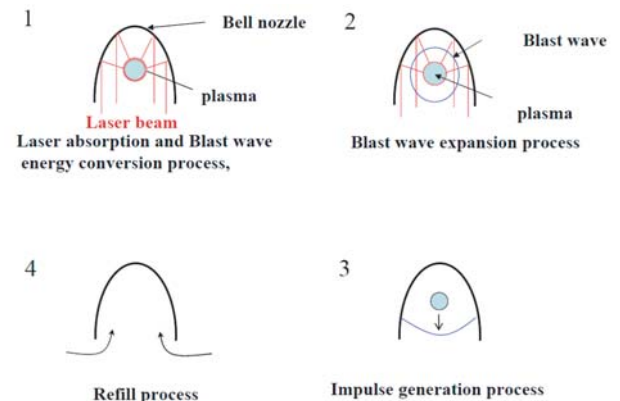


Figure 2: Thrust Mechanism

生する。周辺大気がノズル部に吸い込まれ、再び同じサイクルが繰り返される。

2.2 飛行モード

推進機の打ち上げには図3の3つの段階、"pulsejet mode", "ramjet mode", "rocket mode"が提案されている。これらの

²注 第12回 SPS シンポジウム, 京都大学にて 2009 年 11 月 13,14 日開催

推進モードはマッハ数と飛行高度によって決まる。

”pulsejet mode”は、打ち上げの初期段階で機体後方からノズル内部に大気を吸い込み、それを地上からのビームによって先に述べた原理で爆発的に膨張させ後方に排出する。ビームと周辺大気によって推力を発生させるため、推進剤を必要としない。

”ramjet mode”は機体の速度が上昇しマッハ 1~8 程度の間に移行する。ラム圧縮によって前方からの大気を圧縮し、ビームで爆発的に膨張させ後方に排出する。この段階でも推進剤は必要としない。

”rocket mode”は、高度が上昇し十分な大気を吸い込むことができなくなると移行する。作動流体は機体に積んだ液体水素を用いる。推力発生機構は大気を用いた場合と同様である。

ここで、全行程を通して機体に搭載すべき推進剤は”rocket mode”で使用する分の液体水素のみである。また大気圏内では燃料を必要としないため、化学ロケットに比べて比推力の観点で優位に立つことが分かる。

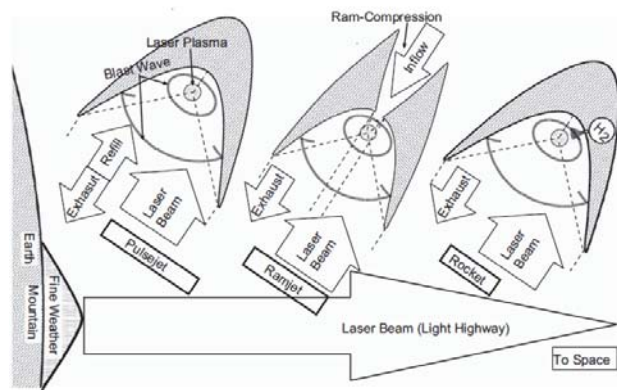


Figure 3: A microwave powered orbital launching system[2]

2.3 GEO までの軌跡

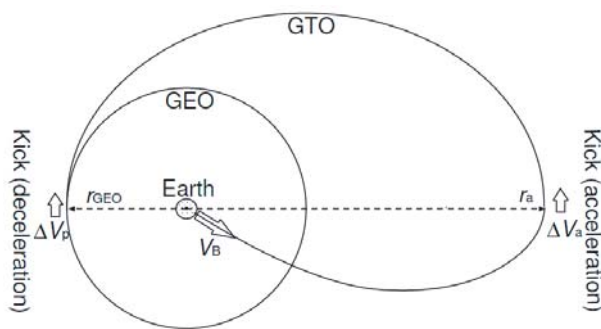


Figure 4: Trajectory to GEO[2]

地上からビームを照射するため地球半径方向への

加速以外、周方向への速度増分を得ることは困難である。このため GEO への投入には図 4 のような軌道が適切である。GEO 以遠まで到達できる速度を得た場合、重力方向の速度が 0 となる点で GTO 投入のためのインパルスが発生させる。

時間がかかるが、GEO を超えてしまう過剰分の垂直方向運動エネルギーを一度位置エネルギーに変換し、GEO 投入のための速度にすることができる上に、地球から遠い位置でインパルスが発生させるため、必要な速度増分が小さい。

2.4 飛行条件

図 4 で示された軌道をマイクロ波ロケットが飛行する場合、図 5 から例えば機体が 10.6km/s で地球を加速し飛び立てば 1.6km/s の増速度分で GEO に到達できる。機体が 10.6km/s、約マッハ 30 程度に増速するためには図 6 から高度約 200~300 km までビームを機体に当て続ける必要がある。またビーム出力とペイロードのコストが最も低くなる比は図 7 より 0.096 kg/MW であることがわかる。

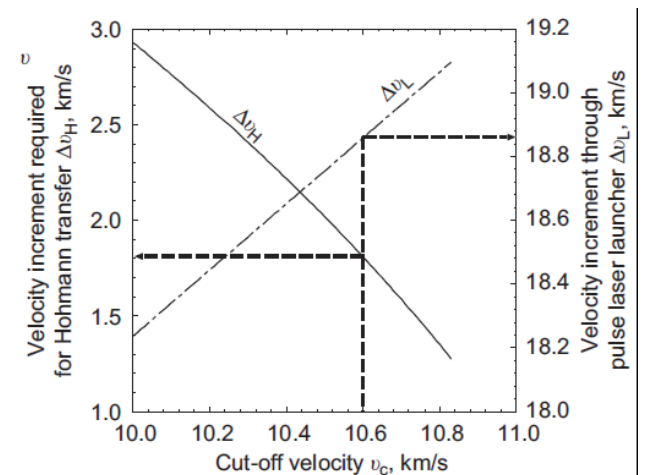


Figure 5: Variation of the velocity increment through the microwave powered launcher and the velocity increment required for the Hohmann transfer with cut-off velocity[2]

3 SPS 輸送のコスト評価

3.1 コスト評価の条件

ビームエネルギー推進を利用した宇宙太陽光発電を静止衛星軌道に輸送するコストはいくつかの仮定を置いて評価したい。まずビームエネルギー推進に限れば、機体（製作費、燃料）と打ち上げ基地（ジャイロトロン、アンテナ、電気代）のみをコスト評価に考慮しそれ以外はしない。

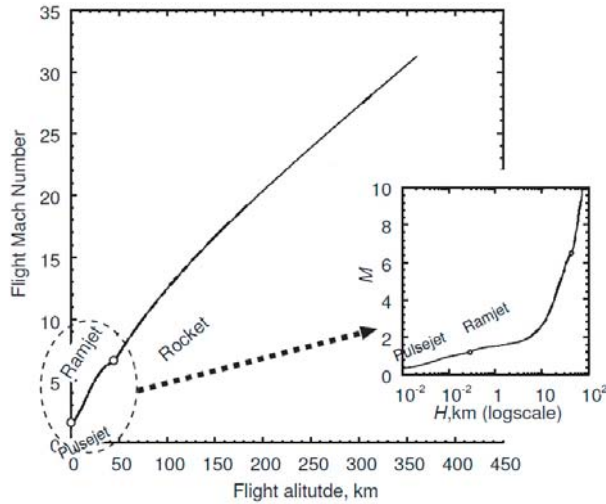


Figure 6: Flight Mach number vs. flight altitude[2]

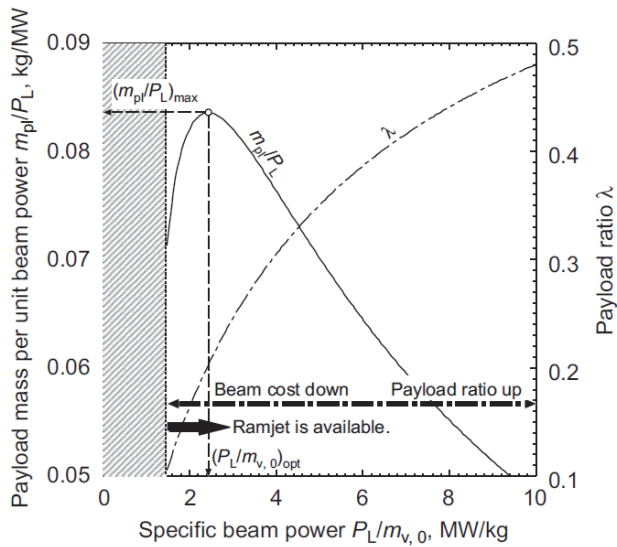


Figure 7: Variation of payload mass per unit beam power and payload ratio with specific beam power.[2]

3.2 仮定

System

ジャイロトロン出力を日本の代表的な原子力発電所を考慮して 5 GW と仮定する。またジャイロトロン効率 80 パーセント、ビーム効率 80 パーセントとする。アンテナは一基建設あたり 484 Million ドル [4] とし、ジャイロトロンは 0.1\$/W とする。

Vehicle

ジャイロトロン出力、図 7 のビーム出力とペイロードの比、ジャイロトロン効率、ビーム効率からロケットのペイ

ロードを以下のように算出できる

$$m_{pl} = (m_{pl}/P_L)_{max} \times P_L \eta_B \eta_G = 323kg \quad (1)$$

機体はライトクラフト型[3]を採用し、機体費用は[7] 基地整備費、オペレーション費、製作費を考慮する。これより初期機体費用は 7,000 ドルである。この機体の製作費の部分に学習曲線を考慮する。燃料は一回の推進で水素が 220kg 必要である [6]。

3.3 コスト見積もり

以上の仮定から一回あたりのコストをペイロードで換算した値を評価したい。

$$\frac{\text{Launch cost}}{\text{Payload mass}} = \frac{(\text{System Cost}) + (\text{Vehicle Cost})}{\text{Payload}}$$

System cost

$$\frac{P_L C_G}{n_L} + P_L C_{Etf} + \frac{\text{Antenna cost}}{n_L} \quad (2)$$

Vehicle cost

$$C_{IVP} n_L \frac{\ln \lambda}{\ln 2} + \text{Propellant cost} \quad (3)$$

Payload

$$(m_{pl}/P_L)_{max} P_L \quad (4)$$

この結果を図 8 に示す。例えば SPS 一基 (NASA Reference model, 5 GW output, 50,000ton) の場合、マイクロ波ロケットでは 18 万回の打ち上げが必要である。図 8 より SPS 一基打ち上げ程度では、1kg 当り 50\$ で GEO 上に物資を輸送することが可能になる。

この結果を従来の化学ロケットと NASA Model について表 3.3 で比較したい。

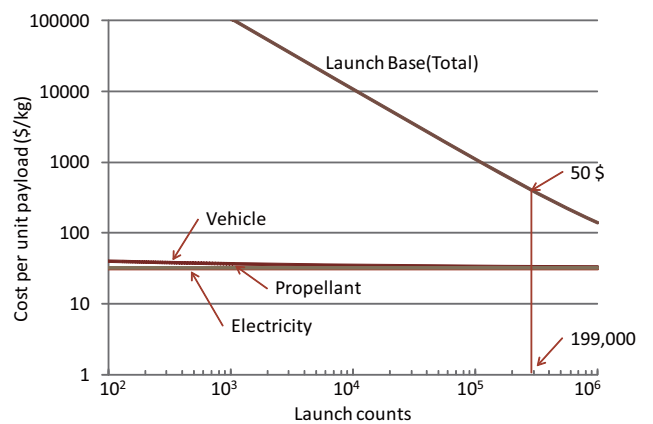


Figure 8: Variation of launch cost per unit payload mass with Launch counts

Table 1: Cost per unit payload (dollar/kg) for various vehicle [1][5]

	Payload(ton)	Launch Counts	Cost/unit payload(ドル/kg)
Microwave Rocket	0.3	198,837	50
Conventional ELV	8	7,456	10,000
NASA Model(RLV)	400	150	50(62*)

- [6] Herbertz, A, et al., Concept study of a beamed energy propulsion craft as workhorse of a future space transportation architecture, 44th AIAA (2008)
- [7] Handbook of cost engineering for space transportation systems with Transcost 7.0 : statistical-analytical model for cost estimation and economical optimization of launch vehicles / author, Dietrich E. Koelle(2000)
- [8] Kantrowitz, A.: Propulsion to Orbit by Ground-Based Lasers, Astronautics and Aeronautics, pp.74-76, 1972.

4 まとめ

今回のコスト計算によりマイクロ波ロケットは NASA Reference MODEL[5] 同様に 1/100 以下のコストで GEO 上に物資を輸送可能であることがわかった。宇宙への SPS 輸送コストを 1/100 以下にしなければ実現困難という従来のコスト計算の議論に照らし合わせると、この結果はマイクロ波ロケットが SPS 輸送に適しているといえる根拠になる。

また一方で、2030 年に SPS 第一基を打ち上げる JAXA の計画からあと 20 年で輸送コストを 1/100 にしなければならない。マイクロ波ロケットは機体が NASA Reference MODEL のような化学ロケットに比べて簡素である。このためジャイロトロンの高出力化が重要な技術課題である。これらの点からマイクロ波ロケットが化学ロケットに比べて 1/100 にすることが容易であるといえる。今後はビームのシンチレーションなどによる減衰を明らかにし、コスト計算の精度を高める必要がある。

References

- [1] 平成 5 年度新エネルギー・産業技術総合開発機構委託業務成果報告書「太陽光発電システム実用化技術開発 太陽光発電利用システム・周辺技術の研究開発 宇宙発電システムに関する調査研究」 三菱総合研究所 (2004)
- [2] H.Katsurayama, et al., A preliminary study of pulse-laser powered orbital launcher, Acta Astronautica (2009)
- [3] L.N. Myrabo, World record flights of beam-riding rocket Lightcraft, Demonstration of "disruptive" propulsion technology, AIAA Paper 01-3798, 2001.
- [4] T.J. Kare, et al., A comparison of Laser and Microwave approaches to CW Beamed Energy Launch, in: Proceedings of the 4th ISBEP, 2005,p128-139
- [5] Department of Energy Reports: SSPTS Transportation Cost Analysis and Evaluation, DOE/ER-0086, November 1980