パルスレーザー推進による静止遷移軌道への単段打ち上げシステムの可能性^{*1} Feasibility for a Single-Stage-to-Orbit Launch to a Geosynchronous Transfer Orbit by Pulse Laser Propulsion

葛 山 浩^{*2}・小 紫 公 也^{*3}・荒 川 義 博^{*2}

Hiroshi KATSURAYAMA, Kimiya KOMURASAKI and Yoshihiro ARAKAWA

Key Words: Laser Propulsion, Space Transportation, Launch Cost

Abstract: An air-breathing pulse laser powered launcher has been proposed as an alternative to conventional chemical launch systems. The trajectory from the ground to a geosynchronous transfer orbit by pulse laser propulsion is calculated by modeling the thrust during pulsejet, ramjet and rocket flight modes, and the launch cost is estimated. The results show that the pulse laser powered launcher can transfer 0.085 kg payload per 1 MW beam power to a geosynchronous orbit, and the cost becomes quarter of existing systems if one can divide a single launch into 22,500 multiple launches.

1. は じ め に

太陽発電衛星のようないくつかの革新的な宇宙開発計画は、化学ロケットによる従来型打ち上げシステムが非常に高コストであるため、経済的成立性が乏しい。例えば、出力 1 GW 級の太陽発電衛星を GEO (Geosynchronous Orbit) に建設するために、H2A ロケットにより 10^4 トンの資材を運ぼうとするなら、40 兆円もコストがかかる¹⁾。このため、より低コストな打ち上げシステムが必要となるが、その一つとしてパルスレーザー推進を用いた打ち上げシステムが考えられている。このシステムでは、エネルギーは地上のレーザー基地から供給され、また、推進剤には大気を用いることができるため、高ペイロード比を達成でき、コストを削減できると考えられている。

第 1 図にこれまでに提案されている空気吸い込み型パルスレーザー推進機²⁾を示す(機体サイズは 100 MW クラスのレーザーを用いた場合の代表的な値)。この推進機では、伝送されたレーザービームは放物型のスパイクノズルにより集光され、プラズマが生成される。このプラズマは続くレーザービームを吸収しながら膨張し、爆風波を駆動する。この爆風波がノズル上を伝播する際に機体は推力を得る。

第 2 図にパルスレーザーを用いた打ち上げシステムの概念図を示す。打ち上げ初期段階では、機体は空気取込口を閉じ、背面から吸排気を行う「パルスジェット」モードで飛行する。次に、機体が十分に加速してラム圧縮を利用できるようにになったら、空気取込口を開け、前面から空気を取り込む「ラムジェット」モードに移行する。最後に、機体

が高高度に達し、十分に空気を取り込めなくなったら、空気取込口を再び閉じ、搭載している水素を推進剤として使う「ロケット」モードに移行する。これらの三つのモードを用いて、機体は軌道到達速度まで加速する。

レーザー推進を用いた軌道への打ち上げ可能性の検討はこれまでになされてきたが³⁻⁶⁾、それらの多くはエネルギー変換効率を固定している。しかし、空気吸い込み型推進機の場合、エネルギー変換効率は飛行軌道に依存することは明らかである。そこで本研究では、パルスジェットモードでは実験値をもとに推進性能をモデル化し、ラムジェットモードでは実験値は存在しないので、我々が以前に行った CFD 解析⁷⁾を用いて飛行軌道上の推進性能を求め、ロケットモードでは同様の理由で解析解を用いて推進性能を求める。この手法により現実的な推力モデルを提案し、これらの推力モデルを用いて、パルスレーザー推進機の GTO (Geosynchronous Transfer Orbit) への軌道解析を行い、ペイロード比とコストを見積もって打ち上げシステムとしての実現可能性を検討する。

2. 光のハイウェイ²⁾

パルスレーザー打ち上げシステムには、平均出力数 100 MW から数 GW クラスのレーザー発振基地が必要であり、Kare⁸⁾の見積もりによれば、そのようなレーザー発振基地の建設費は、レーザー発振器が大部分を占め、冷却系および電力供給系などの割合は小さい。このため、システムを成立させるには、第一にレーザー発振器のコストを抑えることが重要であり、現在のところ最も安価である半導体レーザーをアレイ化して使用^{8,9)}することが有望である。また、コスト面から 1 基のレーザー基地で打ち上げることが現実的である。

次に、ビーム伝送に関して懸念される点について述べる

^{*1} © 2006 日本航空宇宙学会

平成 17 年 7 月 22 日原稿受理

^{*2} 東京大学大学院航空宇宙工学専攻

^{*3} 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

と、まずビーム広がりについては、開口径1m、波長 $1\mu\text{m}$ のガウスビームであると仮定すれば、その広がり全角は $1.2 \times 10^{-6} \text{ rad}$ であり、本論文で考える伝送距離500km程度の場合は、ビームは径1.19mにしか広がらず問題にはならない。大気中の分子による吸収は、レーザー波長を適切に選ぶことによって最小限にすることができる(波長 $0.4 \sim 1.3\mu\text{m}$ がよい¹⁰⁾)。大気非線形効果(大気の屈折率の変化、サーマルブルーミング、レイリー散乱、ラマン散乱およびミー散乱)によるビームの広がり、減衰および屈折については、NASAのORION計画¹⁰⁾(軌道上のデブリをパルスレーザービームで打ち落とす計画)において行われた詳細な解析的研究¹¹⁾によれば、ある波長とパルス幅に対して決まる上限のレーザーパワー密度以下でビーム伝送を行えば非線形効果を無視できる。

大気乱流により生じるビーム中心の振れ回り現象は、天文台が造られているような快晴の日が多く大気の揺らぎの少ない山の山頂(例えばハワイのマウナケア山は雲がない日が90%に近い)に射場を建設し、雲一つない大気の安定した時を見計らって打ち上げることで防ぐことができる。また、機体形状を工夫することで、機体軸が常にビームの中

第1図 空気吸い込み型パルスレーザー推進機²⁾

第2図 パルスレーザー打ち上げシステム

心軸と一致するように推力ベクトルおよびトルクが生じて空力的な動安定が得られる研究¹²⁾が進んでおり、この技術を用いるとビームと機体の飛行方向を共に地面に垂直に維持することができる。従って、飛行中の機体の捕捉および機体へのビーム指向を行う必要はなく、レーザーにより地上から垂直に光のハイウェイ²⁾(第2図)を作ってやれば、それに沿って機体を宇宙に運ぶことができる。

3. 提案する GEO への打ち上げ軌道

ビーム伝送に要求される条件を考慮すると、光のハイウェイに沿って機体を短い距離で垂直に加速して GTO に投入する第3図に示すような打ち上げ軌道が望ましい。この軌道では、機体はレーザー推進によって赤道付近で打ち上げられ、急速に Δv_L 増速する。その後、この増速を最大限に利用するため、慣性飛行によりいったん GEO を越え、アポジ点まで達する。この後は、ホーマン型移行を行い、搭載キックモーターによりアポジ点において Δv_a の増速を行って機体を GTO に投入し、ペリジ点において Δv_p の減速を行い機体を GEO に投入する。

第4図に必要な搭載キックモーターとレーザー推進の増速を示す。レーザー推進により $\Delta v_L = 10.85 \text{ km/s}$ の増速を行えば、搭載キックモーターによる増速は $|\Delta v_a| + |\Delta v_p| = 2 \text{ km/s}$ で済む。この速度増分は、ペイロード側に搭載された電気推進などの高比推力の推進機で行われるが、例えば比推力 $I_{sp,EP} = 2000 \text{ s}$ 、構造係数 $\varepsilon_{EP} = 0.1$ とし、太陽電池はペイロード重量とみなすと、上段部のペイロード比は

$$\lambda_{EP} = \left[\frac{1 - \exp\left(-\frac{|\Delta v_a| + |\Delta v_p|}{g I_{sp,EP}}\right)}{1 - \varepsilon_{EP}} \right] = 0.89 \quad (1)$$

となる。ここで、 g は重力加速度である。

なお、GEO へエネルギー最小で打ち上げる場合のエネルギー増分を ΔE_{GEO} 、 $\Delta v_L = 10.85 \text{ km/s}$ の増速を行い第3図の軌道を経て GEO へ打ち上げる場合のレーザー推進によるエネルギー増分を ΔE_L とすると、第3図の軌道

第3図 提案する GEO への打ち上げ軌道

第4図 搭載キックモーターとレーザー推進に必要な増速

をとることによるエネルギー損失は

$$(\Delta E_L - \Delta E_{\text{GEO}})/\Delta E_L = 2\% \quad (2)$$

にすぎない。

4. パルスレーザー打ち上げ機の推進性能モデリング

パルスレーザー打ち上げ機はパルスジェット、ラムジェット、ロケットとモードを切り替えて $\Delta v_L = 10.85 \text{ km}$ の増速を達成する。この節では、その軌道を計算する際に使われる各モードの推進性能をモデル化する。

なお、パルスジェットモードでは、その吸排気過程がほぼ音速で伝播する希薄波に支配されている¹³⁾ ため、他のモードに比べて1サイクルが長く⁷⁾、これがパルスレーザーの繰り返し周波数 ν_p を決定することがわかっている。また、ノズル長さとレーザーエネルギーのスケージング則に関しては、投入レーザーエネルギーに依存して決定される爆風波特性長さ R_{pw}^* ¹³⁾ に対して、4.1 節で述べる運動量結合係数が最大になる最適ノズル長さ

$$R_{\text{n,opt}} = 0.4R_{\text{bw}}^* \quad (3)$$

が存在する¹³⁾。そこで、吸気および排気にそれぞれ $(R_{\text{n,opt}}/c_a)$ 時間かかると仮定し、さらに相似解¹⁴⁾ を用いて爆風波がノズルを伝播し終わる時間を見積り、それらの合計が1サイクルに要する時間と仮定すると、最大の ν_p は

$$\nu_{\text{p,max}} \sim c_a / \left[R_{\text{n,opt}} \left(\sqrt{0.4^3 \gamma / \xi_0^5} + 2 \right) \right] \quad (4)$$

と概算できる。ここで、 c_a は雰囲気気音速、 $\gamma = 1.4$ は理想気体空気比熱比、 $\xi_0 = 1.03$ は γ に依存して決まる定数である。例えば、 $R_{\text{n,opt}} = 7 \text{ cm}$ のノズルを用いた CFD 解析¹³⁾ によれば、1 サイクルに要する時間は $500 \mu\text{s}$ (つまり周波数は 2000 Hz) である。一方、式 (4) で決まる周波数は $\nu_p = 2177 \text{ Hz}$ となり、よい目安となる。しかし、1 サイクルが終わって、ノズル内圧力が回復した後も、集光点付近の爆発中心付近には、低密度で高温なプラズマが取り

第5図 減圧空气中で測定された η_B ¹⁵⁾

残されたままであり⁷⁾、 $\nu_{\text{p,max}}$ でパルスレーザーを運転すると、性能低下を招く可能性がある。このため、実際には $\nu_{\text{p,max}}$ より小さい周波数で運転することになる。この点は今後の研究課題である。

4.1 運動量結合係数と爆風波エネルギー変換効率 レーザー推進では性能指針として、1 パルスのレーザーエネルギーに対する力積の比である運動量結合係数

$$C_m = \int_{1 \text{ pulse}} F dt / E_L \quad (5)$$

が使われる。ここで、 t は時間、 F は推力、 E_L はパルスあたりのレーザーエネルギーである。気体に吸収されたレーザーエネルギーは次式で表される爆風波エネルギー E_B に変換される。

$$E_B = \int_{V_B} [\rho (e^{t+r} + \mathbf{u} \cdot \mathbf{u}/2) - \rho_0 (e^{t+r} + \mathbf{u} \cdot \mathbf{u}/2)_0] dV \quad (6)$$

ここで、 V_B は爆風波に囲まれた体積、 ρ は密度、 e^{t+r} は並進と回転の内部エネルギー、 $\mathbf{u} \cdot \mathbf{u}/2$ は運動エネルギーである。また、添字 0 はレーザー入射前の物理量を表す。なお、レーザーエネルギー吸収に伴い新たに分子内部に蓄えられる振動や電子励起エネルギーは、化学ポテンシャルエネルギーと同様に圧力仕事として使用することができないため、 E_B から除外される。 E_B だけが F に寄与するので、 C_m は爆風波エネルギー変換効率

$$\eta_B = E_B/E_L \quad (7)$$

に比例し、推進性能をモデル化するためには η_B が必要となる。パルスジェットとラムジェットモードについては、第5図に示す空气中で実験的に求められた η_B ¹⁵⁾ が存在し、これを圧力 p によりフィッティングしたものをを用いた。

$$\eta_{\text{B,measured}}(p) = 0.167 + 0.196p/p_s + 0.370(p/p_s)^2 - 0.309(p/p_s)^3 \quad (8)$$

ここで, $p_s = 1 \text{ atm}$ は海面上での標準圧力である. なお, 大気組成の変化が η_B に与える影響については, 大気組成は高度 100 km 以上で変化し始める¹⁶⁾ のに対して, ラムジェットモードで飛行する高度は 40 km 以下であるため考慮する必要はない.

ロケットモードについては, 平面の Chapman-Jouguet デトネーション関係式と化学反応平衡計算を組み合わせた数値モデル¹⁷⁾ を用いて, 水素燃料中でのレーザー支持デトネーション波¹⁸⁾ の伝播を解き, 得られた $\eta_B = 23.5\%$ を用いた.

4.2 パルスジェットモード パルスジェットモードでは海面上での運動量結合係数 $C_{m,s}$ が, ライトクラフト型^{2, 19)}, ベルノズル型^{20, 21)}, 円錐ノズル型²²⁾, LITA 型²³⁾ について測定されており, ノズル形状や E_L に依存して 100 ~ 500 N/MW の範囲を持つ. しかし, 空気吸い込み型であるライトクラフト型では, E_L に対しては C_m はほとんど変化しない^{7, 19)}. 本研究では, 機体形状に空気吸い込み型のライトクラフト型を用いると仮定しているため, その典型的な値である $C_{m,s} = 200 \text{ N/MW}^2)$ を用いて,

$$C_m(p_\infty) = C_{m,s}[\eta_{B,\text{measured}}(p_\infty)/\eta_{B,\text{measured}}(p_s)] \quad (9)$$

とし, C_m の雰囲気圧力 p_∞ の変化による影響を考慮した.

4.3 ラムジェットモード ラムジェットモードでは, 我々の以前の研究⁷⁾ において, CFD 解析(熱的平衡・化学非平衡の空気 11 種プラズマモデル, 爆風波は爆発源モデルにより駆動)を用いてライトクラフト型機体の C_m を計算し, これが E_L にほぼ無関係であることがわかっている. そこで, この CFD 解析を用いて飛行マッハ数 M_∞ , 雰囲気気密度 ρ_∞ に対して 16 対を選び計算を行って第 6 図に示す C_m のマップを作成し, これを

$$C_m(M_\infty, \rho_\infty) = [0.04M_\infty^2 - 1.81M_\infty + 19.00] \times [0.35(\log_{10} \rho_\infty)^2 + 5.01(\log_{10} \rho_\infty) + 13.06] \quad (10)$$

第6図 ラムジェットモードでの C_m のマップ

の関数によりフィッティングして飛行軌道解析で用いた. なお, 爆発源のモデル化に必要となる η_B は式(8)を用いた. C_m は, ρ_∞ の減少と共に機体捕獲流量が減少するため小さくなり, M_∞ の増加と共に爆風波がエンジン内に留まる時間が減少するため小さくなる.

4.4 ロケットモード ロケットモードでは, 機体はほぼ真空中を飛行するため, 推力はノズル膨張比だけに依存すると見なすことができる. そこで, Simons らの円錐ノズル内での相似解モデル²⁴⁾ を用いて C_m を見積もった. このモデルではノズル内から真空中に膨張している水素推進剤中での爆風波伝播を仮定しており,

$$C_m = \sqrt{2\dot{m}_p \eta_B / P_L \sin^2 \alpha} / [2\pi(1 - \cos \alpha)] \quad (11)$$

となる. ここで, $\dot{m}_p$ は水素質量流量, P_L は時間平均されたレーザーパワー, α はノズル半頂角である. α はライトクラフト型機体の値にほぼ等しい 30° を用いた.

4.5 モード切り替え パルスジェットからラムジェットへのモード切り替えは, 機体が加速し, 爆風波が空気取入口より上流に遡らなくなった時に行われるべきである. しかし, このタイミングを正確にモデル化するためには, さまざまな E_L と飛行条件に対して CFD 解析を行わなくてはならない. そこで, 本研究では, 最も安全側の条件として, 機体内の流れがレーザー加熱によって熱閉塞しなくなった時にモード切り替えを行うことにし, 第 7 図に示すエンジンサイクルを使ってこれを判定した. このサイクルでは, まず空気が位置 #0 において実効空気取入口断面積

$$A_0 = S_v \times \text{C.A.R} \quad (12)$$

を経て取り込まれる. ここで, S_v は機体の最大断面積, C.A.R は捕獲流量比である. 次に #0 から #1 において空気は外部圧縮される.

$$u_1 = \eta_d u_0 \quad (13)$$

ここで, u は空気の流速である. ディフューザー効率 η_d および C.A.R はライトクラフト型機体について CFD 解析により算出した値²⁵⁾ を用い, それぞれ M_∞ に依存して $\eta_d = 0.64 \sim 0.72$ (M_∞ と共に減少), C.A.R = $0.31 \sim 0.71$ (M_∞ と共に増加) の範囲で変化する. #1 から #2 において, 空気は等エントロピー的に膨張される. これは, #3 における熱閉塞を遅らせるためである. 最後に #3 において空気は等積的にレーザー加熱される. #3 でのマッハ数は

第7図 モード切り替え判定のためのエンジンサイクル

$$M_3 = \frac{u_3}{\sqrt{\gamma R T_3}} = \frac{u_2}{\sqrt{\gamma R [T_2 + \eta_B \eta_{\text{trans}} P_L / (C_p \dot{m}_{\text{air}})]}} \quad (14)$$

となる．ここで， $\dot{m}_{\text{air}}$ は機体捕獲流量， T は温度， R ， C_p は気体定数，定圧比熱で，それぞれ理想気体空気の値を用いた．また， η_{trans} はレーザービームの伝送効率である． $M_3 = 1$ となった時，パルスジェットモードをラムジェットモードに切り替える．

ラムジェットモードでは，空気取入口から取り込まれる空気流量が大気密度の減少により高度と共に減少し，最終的には空力抵抗と推力が釣り合うようになり，機体の加速度がゼロになる．その時，ラムジェットからロケットモードに切り替える．

5. 飛行軌道とペイロード比

垂直打ち上げ軌道は，剛体の運動方程式

$$m_v \frac{dv}{dt} = \bar{F} - \frac{1}{2} \rho_\infty v^2 S_v C_d - m_v g \quad (15)$$

を4次精度ルンゲクッタ法により解いて求めた．ここで， v は機速， m_v は機体重量である．飛行条件は軌道に沿って決められる．抵抗係数 C_d はライトクラフト型機体についてCFD解析により算出された値²⁵⁾を用い， M_∞ に依存して $C_d = 0.15 \sim 0.64$ の範囲をとる．時間平均推力 $\bar{F}$ は各々のモードでの C_m を用いて，

$$\bar{F} = C_m \eta_{\text{trans}} P_L \quad (16)$$

となる．ここで，発振器に十分大口径のレーザーフェイズドアレイを用いるとした場合のビーム中心ローブに含まれるエネルギー割合の理論予測値 $\eta_{\text{trans}} = 72\%$ ⁹⁾ を伝送効率として用い，大気による吸収の影響は無視した．なお，この値は伝送距離に依存しない値である．

軌道解析の結果，ペイロード比 λ は

$$\lambda = \left\{ 1 - \int_{\text{Rocket mode}} \dot{m}_p dt / [m_{v,0}(1 - \varepsilon_L)] \right\} \lambda_{\text{EP}} \quad (17)$$

により求められる．ここで， $m_{v,0}$ は初期機体重量である． ε_L はパルスレーザー推進機の構造係数で，パルスレーザー推進機の構造の簡潔さを考慮して0.1とした．また，式(1)より $\lambda_{\text{EP}} = 0.89$ とした．第1表に仮定した機体の諸元を示す． $S_v/m_{v,0}$ と $\dot{m}_p/m_{v,0}$ は水素燃料タンクのサイズの観点から決定したが，これらの値はまだ最適化されていないものである．

第8図に特性ビームパワー $P_L/m_{v,0}$ に対する飛行軌道と λ を示す． λ とラムジェットモードの飛行時間は $P_L/m_{v,0}$ の

第1表 機体の諸元

$S_v/m_{v,0}$ (m^2/kg)	$\dot{m}_p/m_{v,0}$ (s^{-1})
0.01	0.01

減少と共に減少し， $P_L/m_{v,0} < 1.47 \text{ MW/kg}$ でラムジェットモードが利用できなくなる．ビーム伝送は最大 400 km，160 s の伝送が必要となる．

第9図にビームパワー 1 MW あたりに搭載可能なペイロード重量 m_{payload}/P_L と λ の $P_L/m_{v,0}$ に対する変化を示す． λ は $P_L/m_{v,0}$ と共に増加するが， m_{payload}/P_L は $(P_L/m_{v,0})_{\text{opt}} = 2.5 \text{ MW/kg}$ において最大値 0.085 kg/MW をとり，その時にレーザー発振器のコストは最小となる．

$(P_L/m_{v,0})_{\text{opt}} = 2.5 \text{ MW/kg}$ の場合の飛行特性について， C_m および機体加速度の履歴を第10図に示し，飛行動圧 q および機体前面の淀み点での壁面温度 T_w の履歴を第11図に示す． T_w は，Detra-Kemp-Riddell のモデル²⁶⁾ から求めた淀み点での加熱率と輻射冷却率が平衡になると仮定して求めた壁面温度²⁷⁾ である．なお，Detra-Kemp-Riddell モデルにおいて必要となる機体前面の曲率半径は 0.5 m と

第8図 飛行マッハ数対飛行高度線図

第9図 m_{payload}/P_L と λ の $P_L/m_{v,0}$ に対する変化

第10図 C_m と機体加速度の履歴

第11図 飛行動圧と機体前面の淀み点での壁面温度の履歴

仮定した。

パルスジェットモードとラムジェットモードでは C_m は高度と共に減少する。加速度に関しては、パルスジェットモードにおいて、空力抵抗と推力が釣り合って加速度がほぼゼロになる領域がある。また、各モード開始時にはいずれも急激な加速を伴い、パルスジェット開始時には $35g$ になる。ロケットモードにおいて加速度が徐々に増加していくのは、燃料消費に伴い機体重量が減少していくためである。このように加速度はかなり大きくなるが、本研究では機体に宇宙構造物建設のための材料を載せることを考えており、弾道ミサイルなどでは $40g$ を超えるもの（例えばアメリカのジュピター IRBM、液体燃料使用）もあるため、人を乗せなければ問題は無い。飛行動圧については、つねに 1 atm 以下であるので、機体にかかる構造的な負荷も問題にならない。空力加熱については、最大で $T_w = 920 \text{ K}$ になるが（この時の加熱率は 40 kW/m^2 ）、この程度なら特別な対策は必要ない。

第2表 考慮したコスト

C_{LT} (¥/W)	η_{DL} (%)	C_E (¥/kWh)	C_{VP} (¥/kg)
1,000 ⁸⁾	40 ⁸⁾	6	100,000 ²⁹⁾

6. 打ち上げコスト

パルスレーザー打ち上げ機を用いて GEO に 10^4 ton の太陽発電衛星を打ち上げるミッションを例にとり、コスト評価を行う。数 100 MW から数 GW のレーザー発振器のコストを算出するのは容易ではないが、白川ら²⁸⁾ によれば、現在高出力化の方法の一つとして注目されているのが、既存の固体・ファイバーレーザーや半導体レーザーをアレイ化し、コヒーレントカップリングにより大出力レーザーを得る方法である。そこで、現在単位出力あたりの製造コストが最も安価な半導体レーザーのコヒーレントカップリングの技術を応用すると仮定して、発振基地のコストを見積もった。考慮したコストを第2表に示す。 C_{LT} は単位出力あたりのレーザー発振器のコストであり、現在の半導体レーザーの製造コスト⁸⁾ である。レーザー冷却装置、電力供給装置、メンテナンス費などはレーザー発振器のコストと比較して無視できるほど小さいと考えられるので考慮していない。 η_{DL} は一般的な半導体レーザーのエネルギー変換効率である⁸⁾。 C_E は日本の一般的な電気代である。 C_{VP} は単位機体重量あたりの機体製造費であり、ライトクラフト型機体について見積もられたものである²⁹⁾。

商用衛星の現在の打ち上げコストと比較するために、パルスレーザー打ち上げ機のコストをレーザー発振器の償還を含んだ形で

$$\begin{aligned}
 & \frac{\text{Launch cost}}{\text{Payload mass}} \\
 &= \frac{\left(\frac{C_{LT}}{n_L} + \frac{C_E}{\eta_{DL}} t_{\text{flight}} \right) P_L + C_{VP} m_{v,0}}{m_{\text{payload}}} \\
 &= \frac{\frac{C_{LT}}{n_L}}{\left(\frac{m_{\text{payload}}}{P_L} \right)_{\max}} + \frac{\frac{C_E}{\eta_{DL}} t_{\text{flight}}}{\left(\frac{m_{\text{payload}}}{P_L} \right)_{\max}} + \frac{C_{VP}}{\lambda}
 \end{aligned} \quad (18)$$

と定義する。なお、一般に公開されている打ち上げコスト（例えば H2A の打ち上げあたり 80 億円 ）とは、実はロケット製造費だけであることが多いため、人件費などは省いた。ここで、 n_L はペイロードを分割して打ち上げる回数である。式 (18) の3行目の右辺第1項はレーザー発振器コストの償還、第2項は電気代、第3項は機体製作費にあたる。また、特性ピームパワーは $(P_L/m_{v,0})_{\text{opt}} = 2.5 \text{ MW/kg}$ として $(m_{\text{payload}}/P_L)_{\max} = 0.085 \text{ kg/MW}$ を用いる。その時、飛行時間は $t_{\text{flight}} = 124 \text{ s}$ および $\lambda = 0.21$ である。

第12図にパルスレーザー打ち上げ機と現在の打ち上げシステム（コストは 80 億円/launch ）の単位ペイロードあたりの打ち上げコストの n_L に対する変化を示す。 n_L が 10^3 回より小さい場合はレーザー発振器のコストが支配的であ

第12図 単位ペイロードあたりの打ち上げコストの n_L に対する変化

る。なお、電気代は無視できるほど小さい。 n_L の増加と共に打ち上げコストは減少し、3,300 回に分けて打ち上げることでレーザー発振器のコストを償還し、現在の打ち上げシステムと同等のコストとなる。 $n_L = 22,500$ 回の場合、コストは現在の打ち上げシステムの $1/4$ 程度となり、もし n_L を 10^5 よりも大きくできる場合は、コストはほぼ機体制作費 (ペイロード 1 kg あたり 20 万円程度) のみとなる。電気代はこの時点でも無視できるほど小さい。

結果として、5 GW クラスの出力のレーザー発振器を使用できれば、打ち上げあたり約 0.5 ton の輸送能力があり、20,000 回程度に分割することで 10^4 ton の太陽発電衛星を従来の輸送コストの $1/4$ で打ち上げることができると予測される。さらに、機体の大量生産により $C_{VP} = 10,000$ ¥/kg にコストダウンできれば、太陽発電衛星などの打ち上げコストを現在より 1 桁以上安くすることができる。

なお、本研究で提案するパルスレーザー打ち上げシステムでは、多くの小型機体を打ち上げるため、機体のデブリ化が心配されるが、提案している第3図の軌道では、アポジキック前にペイロードを切り離せば、機体は確実に地球に引き寄せられ大気圏に突入し燃え尽きる。

7. 結 論

パルスレーザーによる地上から GTO への打ち上げ軌道を、パルスジェット、ラムジェットおよびロケットモードの各推進性能をモデル化することで計算し、パルスレーザー打ち上げ機が 1 MW あたり 0.085 kg のペイロードを輸送可能であることを示した。また、現在の打ち上げシステムのコストを下回するためには、レーザー発振器のコストを償還するため、ペイロードを 3,300 回に分割して打ち上げる必要があり、22,500 回に分割して打ち上げれば、パルスレーザー打ち上げ機は従来の $1/4$ 程度のコストが実現可能である。さらに、もし 10^5 回に分割して打ち上げるミッションがあれば、パルスレーザー打ち上げ機はペイロード 1 kg あたり 20 万円程度のコストを実現できる可能性がある。また、さらに多数の分割打ち上げや機体の大量生産により機

体コストを下げることにより、打ち上げコストは現在より 1 桁以上安くできる。

参 考 文 献

- Collins, P.: The Promise of Electricity from Space for World Economic Development, Proc. 5th Int. Energy Conf., Vol. 3, 1993, pp. 50–59.
- Myrabo, L. N.: World Record Flights of Beam-Riding Rocket Lightcraft: Demonstration of “Disruptive” Propulsion Technology, AIAA Paper 01-3798, 2001.
- Toki, K.: Conceptual Study of Laser Direct Launch, J. Space Tech. Sci., **8** (1991), pp. 23–31.
- Kare, J. T.: Trajectory Simulation for Laser Launching, Proc. 1986 SDIO/DARPA Workshop on Laser Propulsion, Vol. 2, 1986, pp. 61–77.
- Humble, W. E. and Pierson, B. L.: Maximum-Payload Trajectories for a Laser-Propelled Launch Vehicle, J. Guid. Control Dynam., **18** (1995), pp. 1259–1266.
- Phipps, C. R., Reilly, J. P. and Campbell, J. W.: Optimum Parameters for Laser Launching Objects into Low Earth Orbit, Laser Particle Beams, **18** (2000), pp. 661–695.
- Katsurayama, H., Komurasaki, K., Momozawa, A. and Arakawa, Y.: Numerical and Engine Cycle Analyses of a Pulse Laser Ramjet Vehicle, Trans. Japan Soc. Aero. Space Sci. Space Tech. Japan, **1** (2003), pp. 9–16.
- Kare, T. J.: Modular Laser Optics for HX Laser Launch, Proc. 3rd Int. Symp. on Beamed Energy Propulsion, AIP Conf. Proc., **766** (2005), pp. 128–139.
- Komurasaki, K., Nakagawa, T., Ohmura, S. and Arakawa, Y.: Energy Transmission in Space Using an Optical Phased Array, Trans. Japan Soc. Aero. Space Sci. Space Tech. Japan, **3** (2005), pp. 7–11.
- Campbell, J. W.: Project ORION: Orbital Debris Removal Using Ground-Based Sensors and Lasers, NASA TM-108522, 1996.
- Phipps, C. R., Friedman, H., Gavel, D., Murray, J., Albrecht, G., George, E. V., Ho, C., Priedhorsky, W., Michaelis, M. M. and Reilly, J. P.: ORION: Clearing Near-Earth Space Debris Using a 20-kW, 530-nm, Earth-Based, Repetitively Pulsed Laser, Laser Particle Beams, **14** (1996), pp. 1–4.
- Libeau, M. A. and Myrabo, L. N.: Combined Theoretical and Experimental Flight Dynamics Investigation of a Laser-Propelled Vehicle, AIAA Paper 02-3781, 2002.
- 葛山 浩, 弘岡靖郎, 小紫公也, 荒川義博: レーザーパルスジェットのノズル形状と推進性能の数値解析, 日本航空宇宙学会論文集, **53** (2005), pp. 237–240.
- Sedov, L. I.: Similarity and Dimensional Methods in Mechanics, 10th Ed., CRC Press, Boca Raton, 1993, Chap. 2.
- Mori, K., Komurasaki, K. and Arakawa, Y.: Energy Transfer from a Laser Pulse to a Blast Wave in Reduced-Pressure Air Atmospheres, J. Appl. Phys., **95** (2004), pp. 5979–5983.
- Brekke, A.: Physics of the Upper Polar Atmosphere, Praxis Pub., Chichester, 1997, Chap. 3.
- 葛山 浩, 小紫公也, 荒川義博: レーザー-プラズマエネルギー変換におけるレーザー支持デネーション波の一次元モデル, プラズマ応用科学, **12** (2004), pp. 17–22.
- Raizer, Y. P.: Laser-Induced Discharge Phenomena, Consultants Bureau, New York, 1977, Chap. 6.
- Wang, T.-S., Chen, Y.-S., Liu, J., Myrabo, L. N. and Mead, F. B. Jr.: Advanced Performance Modeling of Experimental Laser Lightcraft, J. Propul. Power, **18** (2002), pp. 1129–1138.
- Schall, W. O., Bohn, W. L., Eckel, H.-A., Mayerhofer, W., Riede, W. and Zeyfang, E.: Lightcraft Experiments in Germany, Proc. SPIE: High-Power Laser Ablation III, Vol. 4065, 2000, pp. 472–481.
- Pirri, A. N., Monsler, M. J. and Nebolsine, P. E.: Propulsion by Absorption of Laser Radiation, AIAA J., **12** (1974), pp. 1254–1261.
- Ageev, V. P., Barchukov, A. I., Bunkin, F. V., Konov, V. I.,

- Korobeinikov, V. P., Putjatin, B. V. and Hudjakov, V. M.: Experimental and Theoretical Modeling of Laser Propulsion, *Acta Astronaut.*, **7** (1980), pp. 79–90.
- 23) Sasoh, A., Kister, M., Urabe, N. and Takayama, K.: Laser-Powered Launch in Tube, *Trans. Japan Soc. Aeronaut. Space Sci.*, **46** (2003), pp. 52–54.
- 24) Simons, G. A. and Pirri, A. N.: The Fluid Mechanics of Pulsed Laser Propulsion, *AIAA J.*, **15** (1977), pp. 835–842.
- 25) Katsurayama, H., Ushio, M., Komurasaki, K. and Arakawa, Y.: Analytical Study on Flight Performance of a RP Laser Launcher, *Proc. 3rd Int. Symp. on Beamed Energy Propulsion*, AIP Conf. Proc., **766** (2005), pp. 117–127.
- 26) Detra, R. W., Kemp, N. H. and Riddell, F. R.: Addendum to 'Heat Transfer to Satellite Vehicles Reentering the Atmosphere', *Jet Propul.*, **27** (1957), pp. 1256–1257.
- 27) 白水正男: 宇宙往還機の重量評価と感度解析 (その 1), *SSTO 第 1 報*, NAL TM-598, 1989.
- 28) 白川 晃, 植田憲一: シングルモード Yb 系ファイバーレーザーの高出力化の現状と動向, *レーザー研究*, **33** (2005), pp. 254–261.
- 29) Richard, J. C., Morales, C. and Myrabo, L. N.: Transatmospheric Laser Propulsion of a 100 MW-Class Lightcraft Technology Demonstrator (LTD), *AIAA Paper 88-2970*, 1988.