

エネルギー輸送光技術の将来展望

Prospects of Energy Transport by Lasers

今 崎 一 夫*

Kazuo Imasaki

1. はじめに

レーザーで、エネルギーを輸送することは誘導放射による、単色性、コヒーレント性および時・空間におけるエネルギーの集中度により可能である。空間においては、特に架空線の張れないような状況下においては、十分魅力的な方式である。また、近來開発が進んでいるオプティカルファイバーにおいては、10MW/cm²レベルのパワー密度が伝送可能である。将来的には、これらの方式は相補的に発展していくものと考えられる。ここでは前者を中心に宇宙太陽光発電のケースと絡めて述べる。

地球環境問題が重要視される中で、太陽光発電はクリーンなエネルギー源として注目をあびつつあり、将来の電力供給源として可能性が検討されている。しかしこの方式は、天候の影響を受けやすくまた、夜間は電力供給ができなくなり、稼働率は実質的に日本においては10%程度（ピークパワー時相当）となる。このため大面積が必要であり、エネルギー集中度も悪いという欠点があり、たとえ太陽電池コストが目標どおり100~200円/kWpまで下がったとしても、主要エネルギー源とはなりにくい。

一方宇宙での太陽エネルギーを利用すれば、この時の稼働率は100%近くと大幅に上昇する。このため宇宙軌道へと装置を打ち上げるコストを十分補償することができれば、天候等に影響されずに安定して供給できるクリーンエネルギー源となる。

このアイデアは米国のグレーザーにより1968年に提案され、主として米国で検討が行われてきた¹⁾。これまでは宇宙-地上間でのエネルギー輸送手段はマイクロ波が考えられているが、この方式では地上での数百万kWのパワー受信施設の径が10km以上と極めて大

規模になり日本のような状況ではコストの面からも、また地理的な面からも困難性があった。しかしレーザーを用いれば、マイクロ波方式に比してはるかにエネルギーを集中し、必要な地点へと小面積で且つ高密度でエネルギーを送ることが出来る。送る先は地上のみならず空中であっても可能である。このためマイクロ波に比して実用上有利な点が多い。特に地表付近で、空中固定ターミナル等を設置すれば、雲等に左右されることのないエネルギー源となる。またこの時、このターミナルと地上とをファイバーで結べばよい。

現在、効率の高いレーザーの開発が進みつつある。このようなレーザーを採用することにより、輸送効率も高くとれ、今までレーザー方式の欠点であった低効率も克服される。宇宙太陽エネルギー輸送実現の可能性がこのような高効率レーザーを用いることにより見なおされはじめている²⁾。

2. システムの概念

レーザーエネルギー輸送による宇宙太陽エネルギーシステムを考える。このときパワーフローは図-1のようになる。最終的に得られる電力Pは

$$P = I_s A \eta_c \eta_L \eta_T \eta_R = I_s A \eta$$

で表される。ここでI_sは地球近傍での太陽パワー密度で、Aは太陽受光面積、η_cは太陽エネルギーからレーザー励起のための電力への変換効率、η_Lはレーザー

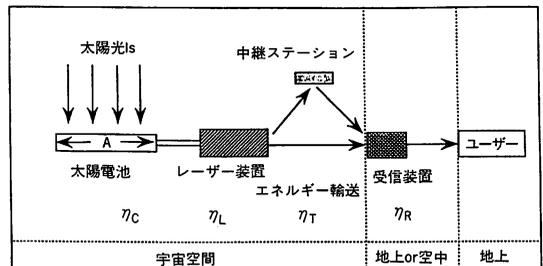


図-1 宇宙太陽エネルギーシステムのパワーフロー

* 勸レーザー技術総合研究所 第4 研究部長
〒550 大阪市西区鞠本町1-8-4 科学技術センタービル3F

表1 宇宙太陽エネルギーシステムのパラメーター

	設定値	現 状
太陽エネルギー変換効率 (η_c)	20%	~15%
レーザー効率 (η_L)	50%	~40%
		(LD)
伝送効率 (η_T)	90%	-
受信効率 (η_R)	60%	-
ペイロードコスト (C_p)	8×10^4 円/kg	5×10^5 円/kg
製作コスト (C_m)	600/㎡	-
		(700/㎡太陽電池のみ)
単位重量 (M)	0.3kg/㎡	-
総面積 (A)	1.8×10^7 ㎡	-
最終出力 $P=10^9$ W 電力単位=10円/kWh		
f = 5 I = 5 ~ 10 R = 0.9 $I_s = 1.35$ kW/㎡		

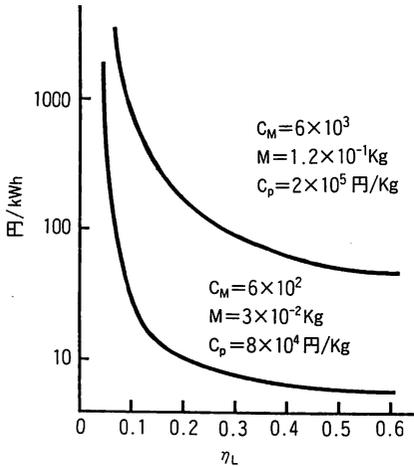


図-2 宇宙太陽エネルギーコストの推算

の効率、 η_T は伝送効率、 η_R は受信効率である。 η は $\eta_c \eta_L \eta_T \eta_R$ で全システム効率を示す。エネルギー変換には、太陽電池、熱電子発電、MHD発電等が考えられるが、ここでは太陽電池を主として考える。このとき宇宙太陽発電ステーションのコスト C_s はおおまかに、

$$C_s = AMC_p + AC_m$$

と考えられる。ここでMは太陽電池システムの単位面積当たりの平均重量であり、 C_p は単位重量あたりの宇宙軌道へのためのペイロードコストを表す。また C_m は太陽電池の実質的な単位面積当たりの製作コストである。これには太陽電池自体とその周辺機器、伝送用レーザー、受信システムの制作費が含まれている。これらは出力すなわち受光面積Aに一次的に依存するものとして考えている。そのためAでくくられた形でここでは表している。上式より最終的な電力コスト(/

kWh) は、

$$C = \frac{(MC_p + C_m)}{8.76 \times 10^3 \tau R I_s \eta} f$$

と表される。ここでfは単純化された装置の初期資本コスト因子であり耐用年数 τ にもよるが $f = 4 \sim 5$ 程度である。Rは稼働率を示す。f, R, τ はそれぞれ相関関係があるが、ここでは詳しく議論せずに独立したものとする。

使用できる最終的な電力を $P = 100$ 万kWeと考える。太陽電池の $\eta_c = 0.2$ とにおいて $\eta_L = 0.5$, $\eta_T = 0.9$, $\eta_R = 0.6$ とおくと、必要な太陽電池の面積Aは $A = 1.8 \times 10^7$ ㎡となり、約4 km四方となる。またこのときのコストは $C_p = 10^4$ yen/kgと考え $m = 0.03$ kg/㎡, $C_m = 600$ yen/㎡, $\eta = \eta_c \eta_L \eta_T \eta_R = 0.2 \times 0.5 \times 0.9 \times 0.6 = 0.027$ とし、 $f = 5$, $\tau =$, $R = 0.9$ とおくと $C = 5$ yen / kWhとなる。

1 kg 当たりのペイロードコストはスペースシャトルで1,000,000円、アリアンロケットで600,000円、また近い将来開発されるALSで80,000円となっている。ペイロードコストがコストの上からは最大の課題である。現状ではアリアンで打ち上げて $C_m = 2000$ yen/㎡とすると120 yen/kWhとなる。その内の90%が打ち上げ費用となる。太陽電池自体は700 yen/kWpが現状であるが近い将来200 yen/kWpとなる可能性がある。これを基として全システムはその2倍として計算している。

これらのパラメーターを表1にまとめる。 C_m , m, C_p 等をパラメーターにとった場合の関係を図-2に示す。

3. レーザーシステム

伝送用レーザーとして、高効率、波長の最適性、ビー

表2 宇宙太陽エネルギーシステム輸送レーザーのパラメーター

	要 請
効 率	50%程度
波 長	近赤外～中赤外
拡がり角	$10^{-3} \sim 10^{-5}$ rad
出 力	MW級以上の平均出力

ム拡がり角の小さいことが必要となる。効率は前述のように50%程度が要求される。

表1のパラメーターによれば、 2×10^9 Wのパワーを輸送することになる。このときのレーザービーム数をいくらとるかで、単ビーム当たりのパワーは変化するが最低限10MW以上と考えられる。レーザーに対する要請を表2にまとめる。これらを満たすレーザーとしては、半導体レーザーおよび自由電子レーザー等が考えられる。

3.1 半導体レーザー

半導体レーザーの効率は30%～60%と極めて高く、技術的にも開発が進んでおり、実用化の有力な候補と考えられる。また太陽光を太陽電池により電力に変換して、励起するのではなく、太陽光で直接的に半導体レーザーを励起できる可能垂性もある。これらは長所となる。しかし一方レーザービーム自体の拡がり角が大きいためエネルギー輸送に対してミラー、レンズ等に何らかの補正が必要となる。また宇宙での半導体レーザー素子に対する放射線損傷の評価も必要であり、これがシステムの耐用年数を定める可能性がある。現在kW級の平均出力が出るものが製作可能とされている。10MW級をめざしたより高平均出力の可能性とそのときの製作コスト、効率等が判断基準となる。また宇宙空間での熱の冷却、除去も実用上、重要な課題となる。

3.2 自由電子レーザー

自由電子レーザーは自由な電子のエネルギーをレー

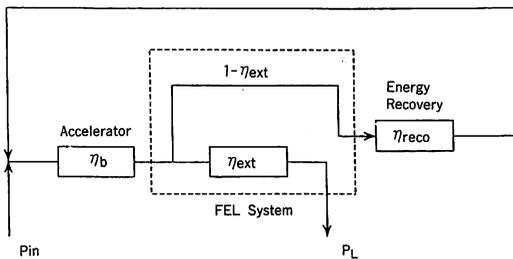


図3 エネルギー輸送自由電子レーザーのパワーフロー図

ザーに変換するもので、レーザーに変換後の電子のエネルギーを回収することにより極めて効率を高くとることができ、発熱の問題もない。また近赤外域では十分技術的に発達しており、且つ波長も可変であることにより、伝送のための最適波長が選べる。現在、単機で10～100kW級の装置が計画されており1～10MW級も十分可能とされ、大出力化に対して有望である。図-3にこの自由電子レーザーシステムのエネルギーの流れを示す。このときの自由電子レーザーの効率 η_L は、

$$\eta_L = \frac{\eta_b \eta_{ext}}{1 - \eta_b(1 - \eta_{ext}) \eta_{reco}}$$

と書ける。 η_b は電子ビームの発生効率、 η_{ext} はレーザーエネルギー抽出効率、 η_{reco} はレーザー動作後の電子ビームエネルギー回収効率である。ここで判るように η_{ext} を大きくとることが、高効率化の鍵となる。この η_{ext} を高くするには発振器のみでは困難でありむしろ増幅器として用いる方法が適している。このためMOPA (Master Oscillator Power Amplifier) の方式をとることになる。この場合、 $R = \eta_b \eta_{ext} / \eta_{osc} G$ とおくと、

$$\eta_{ext} = \frac{\eta_b \eta_{reco}}{1 + R - (1 - \eta_b \eta_{ext}) \eta_{reco}}$$

と書き直せる。ここで η_{osc} は発振器の効率、Gは増幅器での利得を示す。このときのレーザーの効率を図-4に示す。利用可能な電子ビーム加速器としての条件は平均パワーが高く連続的に発振が行え、且つ近赤外の発振が可能なことである。このための加速器として静電加速器、およびRF加速器が考えられる。それぞれのシステムの概略を図-5に示す。

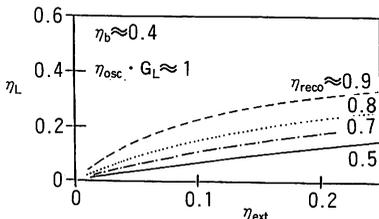
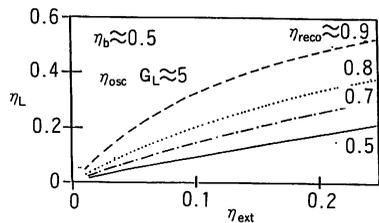


図4 エネルギー輸送自由電子レーザーの効率

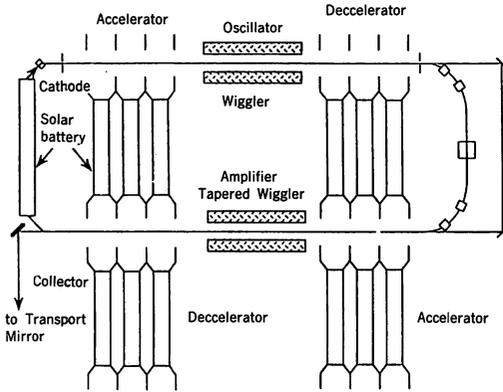


図-5 エネルギー輸送自由電子レーザーの概略図

静電加速器では、太陽電池からの電力を直接的に加速に用いることができる可能性がある。また加速器と減速器を図のように組み合わせることによりエネルギー回収が図られる。RF加速器方式では電子ビームをおりかえて、RF加速空洞に入れて減速し、RF波自体に変換して加速に再度利用することも可能と考えられる。この方式であれば、クライストロンの効率にほとんど近いシステム効率を得られる。

自由電子レーザーの装置自体は、加速器と永久磁石のみであるので寿命も長く取れ、放射線による劣化等も他のレーザーに比して少ないと考えられる。今後、どこまで高効率化、大出力化ができるかが課題となる。

3.3 その他のレーザー

赤外域では大出力高効率レーザーとしては上記以外にCO₂レーザーが考えられる。効率としては10%~20%程度までとされ、他の2つのレーザー方式に比べると効率は相対的に低い。さらに一般的にガスレーザーはガスの劣化等のメンテナンスの問題があり、CO₂レーザーの宇宙空間での輸送システムへの適用性は低いと考えられる。

4. 空間レーザー伝送

レーザーによる光力の輸送を考えたとき、代表的には次のようなケースがあげられる。

- ・地表対地表（付近） ~10km
- ・地上対空間（宇宙） ~10000km
- ・空間対空間 ~100000km

10km程度のスケール長の輸送においてはもしくは地表付近においては、ファイバーでの輸送が十分可能であるが、より遠距離もしくは高高度での輸送においては空間での輸送となる。上記2~3の項目がこれにあ

たる。

第2項目にあたるものとして、人工衛星と地上もしくは人工衛星を経由した大陸間のエネルギー輸送が考えられる。これは輸送距離としては1000~10000kmである。第3項目にあたるものとしては月と人工衛星、スペースコロニー等の間のエネルギー輸送がある。月でのヘリウム3+重水素による核融合発電を行い、この電力を光に変換し地球やスペースコロニーに輸送する将来構想がある。

4.1 レーザー伝送のための条件

レーザーエネルギーを送る場合、せいぜい受信系の大きさは10m程度にするべきである。いまこの受信系の付近でのレーリレンジをRとし、回折限界でのビームを考えて、そのときの波長をλとおくと、レーザー断面積は、

$$A = \frac{\pi R^2 \lambda^2}{D^2}$$

となる。ここでDはレーザーのアパーチャの直径である。このときのフルエンスFは、

$$F = \frac{P}{AT}$$

である。Tは伝送効率で波長によるが、ほぼ1に近いと考えられる。上式より、

$$F = \frac{PD^2}{\pi R^2 \lambda^2 T}$$

となり、このときのレーザー輝度は、

$$B = \frac{PD^2}{\pi \lambda^2 T}$$

となる。これをみれば明らかのように短波長であれば有利であることがわかる。すなわち輸送場が真空である場合を考えたとき波長は短いほうがよい事になる。

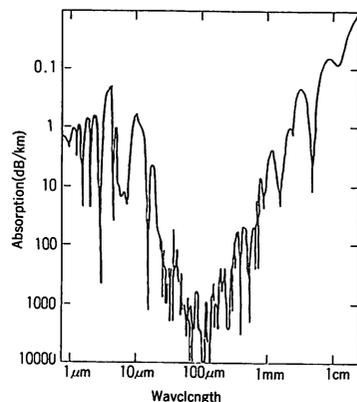


図-6 大気中での伝搬波長依存性

しかし光学系の特性によりこれは制限を受ける。現在高出力レーザー光用の光学素子として、実用に耐えるものは可視から近赤外線にかけてである。

マイクロ波を用いた方式は、電離層の問題もあるが本質的に長距離のエネルギー輸送が困難であることがこれにより明白である。このため地上でのエネルギー受信アンテナは10kmの径を越えることになる。

一方短波長で問題となるのが大気中の透過率 T である。図-6にこの波長依存性を示す。短波長になるほど散乱が増加してくる。この意味から $1 \sim 10 \mu\text{m}$ で H_2O や CO_2 分子の吸収レベルのない領域が望ましいことになる。また霧（雲）やミストがある場合、マイクロ波では十分透過できるが、光であればミュー散乱が大きくなり、単なる吸収以外の事項も考慮する必要がある。

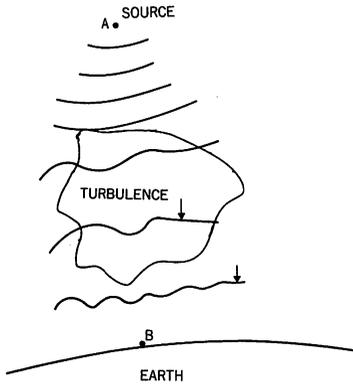


図-7 大気の流れ

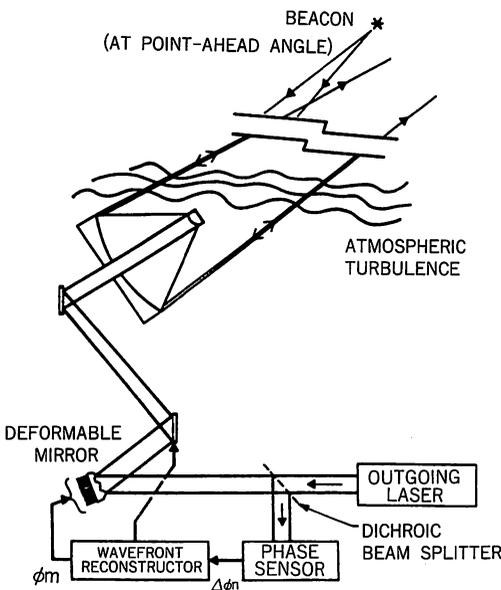


図-8 エネルギー輸送光学システム

4.2 大気中伝送の問題点

図-7に示されるように、大気中には乱気流が存在する。何10kmも離れた地点間や、30000km~40000kmも離れた宇宙から地上の10m径級の受信部へレーザー光を正確に誘導できるかどうか大きな問題となる。このためには地上もしくは宇宙からビーコンで瞬時に位置検出を行ない、ミラーの形状や角度を変化させることにより正確に輸送を行なう技術が開発されている。このシステムの概略を図-8に示す³⁾。

また大気中では大出力のレーザービームが伝播するため、非線形の相互作用やビームの熱によるブルーミング (Blooming) 現象が誘起される。

補償

レーザー光の長距離伝送のためには、大気中の乱流による波面歪や角度の高速補正が必要となる。その場合、図-8に示すようないわゆるアダプティブオプティクス (Adaptive optics) を用いた動的なシステムや非線形光学素子を用いた受動的補償が考えられる。

典型的なアダプティブオプティクスは反射面を曲率制御可能な薄板上に形成し、この薄板の底に多数のピエゾ素子等によるアクチュエータアレーを設けこれによりミラーを歪ませ波面補正を行なうものである。ヒステリシスが少なく低電圧でアクチュエータを駆動する目的でスタックタイプのピエゾ素子が用いられる。このようなデフォーダブルミラーは電圧駆動ができるためにフォーカシング及びデフォーカシングの双方の制御が可能となる。なお、大口径ミラーにおいては、小型アクチュエータを用いる代わりにボイスコイル型のアクチュエータを用いている例もある。またミラー全体を区画化して駆動する手法が考えられている。このタイプは駆動精度は劣るが、比較的簡単な横モードの発振であれば十分に波面歪を制御することが可能であり、特に大型装置で有用である。

このようなシステムにおいては、遠方のビーコンからの光を見ながら波面検出を行ないつつ、ミラー面を調整することになる。波面擾乱は通常ランダムであるために、これを検出するためには、高い空間分解能が必要とされる。位相のずれは通常一波長以上であるため、波面移動量の決定やダイナミックレンジの問題が生じないようにする必要がある。また位相のずれと強度変動を分けて測定できるシステムが必要となる。

このようなシステムでの要素技術で重要なものは、デフォーダブルミラーのチャンネル数、応答速度、熱負荷、構造あるいはセンサーからの画像解析のための

高速画像グラバーなどである。特に擾乱による複雑な波面を制御するには高速応答性が重要である。

受動的補償には、位相共役を引き起こすいわゆる非線形光学素子が用いられる。その代表的な例が誘導ブリュアン散乱や縮退四波混合である。この様な媒質の中では、入射光 $E_i = E_{0i} \{i(\omega t - kz)\}$ が物質を通過する事により、元の光波と位相共役の $E_o = E^*(r) \exp \{i(\omega t + kz)\}$ の波形となるので、これを擾乱中に再度伝送させればもとの波形に戻ることになる。通常の鏡面反射ではこのような位相共役波を作ることはできない。

この様な素子、システムを用いれば大気中を長距離伝送でき、正確に受信部に収束できる。またこれら技術は、エネルギー伝送のみならず、加工、リモートセンシング等、応用の範囲は広く、将来的な重要基盤技術と考えられる。

密度制限

強力なレーザー光が大気中を伝播するとき、その媒体を加熱する。このため大気の大気圧力が減少し、負熱レンズ効果を示すようになる。このレンズ形状はビームの形状に依存する。このためレーザー光は発散することになり、これが熱ブルームング (Thermal Blooming) と呼ばれている。

近軸近次において、この効果によりレーザー光が完全に軸をはずれる限界強度は、

$$I_t = \frac{\rho_o C_p \lambda}{\left| \frac{dn}{dT} \right| \alpha L_a}$$

と表される。ここで海面レベルでの大気においては密度 $\rho_o = 1.2 \times 10^{-3} \text{ g/cm}^3$ 、比熱 $C_p = 1.0 \text{ J/gK}$ 、屈折率の温度変化 $dn/dT = -9.5 \times 10^{-7} \text{ K}^{-1}$ とおける。 α は吸収率、 L_a は大気中での伝播距離である。 t は時間を表わす。大気のスケール高はおおよそ $L_a = 10^6 \text{ cm}$ とおける。また α は $1 \mu\text{m}$ 付近では 10^{-7} とおける。これらの値よりおおよそ $I_t < 2.3 \times 10^2 \text{ J/cm}^2$ が、レーザー光のエネルギー密度伝送臨界点となる。

熱対流等色々な細かい作用がこの熱ブルームングに対してあるが、おおよそそれが基本的な伝送可能エネルギー密度と考えてよい⁴⁾。

大気中でのラマン散乱 (自然) の断面積は極めて小さいがこれが集積することにより、誘導ラマン散乱が引き起こされる。そのときのストークス強度 (I_s) およびレーザー光強 (I_L) は次式で示される。

$$dI_s/dz = \gamma I_L I_s$$

$$dI_L/dz = -(\lambda_s/\lambda_L) I_L I_s$$

λ はラマン利得係数で、

$$\gamma(\nu) = (\lambda_s^3 N / hc) (d\sigma/d\Omega) f(\nu)$$

で表わされ、 N は分子の初期から終状態間での密度差、 $f(\nu)$ は分子のライン形状の関数である。この値が大気中の長距離伝送にどのような影響があるかは精密な検討が必要となるが、レーザー光強度の減衰に影響を及ぼす可能性がある。窒素分子の回振-振動遷移レベルに対応した誘導ラマン散乱が考えられている。実際に窒素の回転単位での S_{00} (8) および S_{00} (10) に対応した誘導ラマン散乱が観測されており、その利得係数は $\gamma = 2.5 \text{ cm/TW}$ ($1.05 \mu\text{m}$) であった。これらの結果より $1 \mu\text{m}$ 近傍においては MW/cm^2 のピーク出力以下であれば大きな成長がないと考えられている⁵⁾。

5. まとめ

簡略化された議論ではあるが、高効率のレーザーを用いれば、宇宙での太陽エネルギー発電がコスト的に現在の電力コストに近くなる可能性を示した。またこのとき半導体レーザー、自由電子レーザーがエネルギー輸送ドライバーとして、十分利用できる可能性を示唆した。ここではペイロードコスト、太陽電池コストは現在の技術開発の延長上で低減していくものと仮定している。詳細なレーザー装置、伝送効率、受信システムのエネルギー変換技術についての概念設計がすすめられつつある。

文 献

- 1) R. Glaster, Science 162 (1986) 856.
- 2) 今崎一夫, 電気学会 OQD 93 5 (1993)
- 3) Report of Science and Technology of DEW, American Phys. Soc. (1987)
- 4) L. C. Bradley et al., Appl. Opt. 13 990 (1974).
- 5) N. Kunit et al., LAUR 84-3749, Los Alamos National Lab. (1984).