

## デブリ検出用レーザーレーダーの開発

横田 俊昭\*・佐々木 進\*\*・高野 忠\*\*・小野田淳次郎\*\*・石井 信明\*\*  
矢守 章\*\*・渡辺 勇三\*\*・田中 真<sup>+</sup>・遠山 文雄<sup>+</sup>・太田 正廣<sup>++</sup>  
戸田 勸<sup>#</sup>・鈴木 良昭<sup>##</sup>・八坂 哲雄<sup>###</sup>

(1995年8月2日受理)

## Development of Laser Radar System for Observing the Debris in the Space

By

Toshiaki YOKOTA\*, Susumu SASAKI\*\*, Tadashi TAKANO\*\*,  
Jyunziro ONODA\*\*, Nobuaki ISHII\*\*, Akira YAMORI\*\*,  
Yuzo WATANABE\*\*, Makoto TANAKA<sup>+</sup>, Fumio TOHYAMA<sup>+</sup>,  
Masahiro OTA<sup>++</sup>, Susumu TODA<sup>#</sup>, Yoshiaki SUZUKI<sup>##</sup> and Tetsuo YASAKA<sup>###</sup>

**Abstracts :** A compact laser radar system has been constructed and tested for measuring the information on debris around a spacecraft. This system has intended to detect a distance from the radar to debris and to measure the velocity components of debris. The system aims at capability to detect the particle with a size of 1 mm at 1 km apart.

The information on debris becomes important for evaluating the degradation of spacecraft surface and onboard instruments exposed in the space. Also, it becomes much more important to know the information on debris in order to protect the human activities in the space, because the number density of space debris increases as the increase of human space activities. Many space researchers have been pointing out the potential hazard of the space debris to all human activities in the space.

We have constructed a laser radar system to detect debris in the orbit. The engineering model of laser radar system was composed of a Nd:YAG laser, a light beam expander, a telescope, a CCD area sensor, a photomultiplier, and cpu. The laser ejects a pulsed conical beam (2nd harmonics, 532 nm). An image scattered by debris was focused on CCD image sensor and a small part of scattered light was detected by a photomultiplier to determine a distance from the laser radar by using time delay. A displacement of image gives three velocity components.

We have checked the abilities of laser radar system by using the engineering model. It is revealed that the system has enough potential to construct a flight model of laser radar system with enough abilities to detect a small debris and to determine its orbital elements.

---

\*愛媛大学

\*\*宇宙科学研究所

+東海大学

++東京都立大学

#航技研

##通総研

###九州大学

## 要 旨

長期間にわたって宇宙空間にある飛翔体の表面がデブリによって劣化や破壊を起こすことがあり、人類が宇宙空間で活動する機会が増加したことにより、デブリに対する防御の重要性が増してきた。このことから、近年になって、デブリに関する情報が益々重要になってきている。一方では、宇宙空間に於ける人類の活動が増すにつれてデブリの数が増加してきたことが問題となっている。

我々のグループは地上からでは捕捉できないような小さなデブまでも捕捉しその速度や軌道要素を探知できる光を使用したレーダー“レーザーレーダー”の地上モデルを製作しその性能評価を行ってきた。レーザーレーダーはパルス光源として Nd:YAG レーザーを使用し、ビームエクspanderでコニカルビームを放射する。デブリによる散乱光は CCD イメージセンサーとフォトマルによって検出される。発射光と散乱光の一部分はフォトマルに導かれ発射から受光までの時間間隔によりデブリまでの距離を求める。さらに、レーザー光の2つのパルス間に起こる散乱光の像位置の変化から速度成分・軌道要素を求めることができる。

地上モデルとして製作したシステムを用いて、別途開発したデブリシミュレーター等を併用し性能評価試験を繰り返した。この試験によって、レーザーレーダーを衛星に搭載可能な性能・重量・大きさのシステムにまとめあげることが可能なことが分かった。また、この研究に伴う関連技術として、光アンテナと半導体レーザーについても研究を行った。

## 1. はじめに

地上からの光学望遠鏡やレーダーによる観測では捉えることができない数 cm 以下のデブリを衛星に搭載したレーザーレーダーによって観測し、デブリの分布や衝突からの回避を目的として開発された。

宇宙空間には、プラズマ粒子ばかりでなく、固体粒子が存在している。多くの固体粒子は宇宙起源のもので宇宙塵と考えられてきた。近年になって衛星の打ち上げ数が増加するに従って、宇宙起源の塵ばかりでなく、衛星起源の人工の固体粒子の増加が問題となるようになった。いうまでもなくこれらの人工の固体粒子（デブリ、Debris）は人類の宇宙活動の増加に比例している。

近い将来に長期間にわたって人類が宇宙空間に滞在する計画が JEM 等で計画されている。このような人類の宇宙活動では、デブリが衝突すると決定的なダメージを受けることが予想される。長期間にわたって宇宙空間に滞在し人類が活動する衛星では、デブリによる破壊を防ぐために、防御壁とかバンパーなどが工夫され提案されている。これらの多くの提案はデブリの防御に対しては受動的な手段である。デブリの多くは cm 程度以下の小さなものであり、防御壁等がある程度有効と思われる。ところが、スペースシャトルなどの報告によると 10 cm 以上のデブリとのニアミスの報告がなされている。

数 cm 以上の大きさのデブリは地上からの光学望遠鏡とレーダーによる精力的な観測でその軌道分布が明らかにされている。しかし、数 cm 以下のデブリは地上からの観測では観測できないため、その分布とか軌道要素のデータは空白の状態である。ここで報告するレーザーレーダーは衛星に搭載され、衛星軌道上からデブリの大きさや軌道要素のデータを収集することと、長期間にわたって宇宙活動を行う衛星に搭載しデブリからの回避を目的として開発された。

## 2. デブリ環境

宇宙空間にある人工的浮遊物（スペースデブリ）は、衛星の姿勢制御などに使用されるヒドラジン等からの生成物、有人衛星からの生活排水等の放出による生成物、過去に衛星軌道に打ち上げられ使用期間が過ぎ去った後

に放置され、太陽の放射や重力によつての破壊された衛星の大小の破片、不幸にして事故によつて放出された衛星の構造物とその破片から成り立っていると考えられている。

地球付近の宇宙塵の粒子数と質量との関係は、粒子のフラックスを  $\Phi(\text{m}^{-2}\text{s}^{-1})$ 、質量を  $m(\text{g})$  とすると、

$$\log \Phi = -14.39 - 1.584 \log m - 0.063 (\log m)^2 : 10^{-12} \leq m \leq 10^{-6}$$

$$\log \Phi = -14.37 - 1.213 \log m : 10^{-6} \leq m \leq 10^0$$

で与えられ、宇宙塵が地球と衝突する周期は直径の増加とともに急激に減少する。図1には粒子径に対するフラックスを示し、粒子径の大きなものは人工のデブリが相当数を占めている [1], [2]。地上から光学望遠鏡と電波によるレーダーによる観測では数 cm 以上のデブリの分布や軌道要素が調べられている。さらに、宇宙空間を飛翔した後に回収された衛星表面に生じたデブリとの衝突痕の分析から分布が調べられている。宇宙起源の宇宙塵はその径の増加とともに急激に減少してゆく。ところが cm 以上のデブリは確実に増加していることを示している。

### 3. レーザーレーダーの光学原理

レーザーレーダーによるデブリの検出の基本は、レーザー光線を探査光として用い、デブリと衝突して散乱された光を集光光学系によつて受光することにある。レーザーがパルス発振されているとき、発射されたパルス光がデブリによつて散乱され、集光光学系によつて捉えられる迄の往復時間がレーザーからデブリ迄の距離を与える。散乱光のイメージを与える位置と距離から、レーダーを基準とした3成分が得られる。さらに、ダブルパルス発振のレーザー光を用いれば、散乱光のイメージの移動量からデブリの速度の3成分を測定することができる。また、デブリまでの距離と散乱光の強度のイメージサイズによつてデブリの大きさを推定することができる [3]。

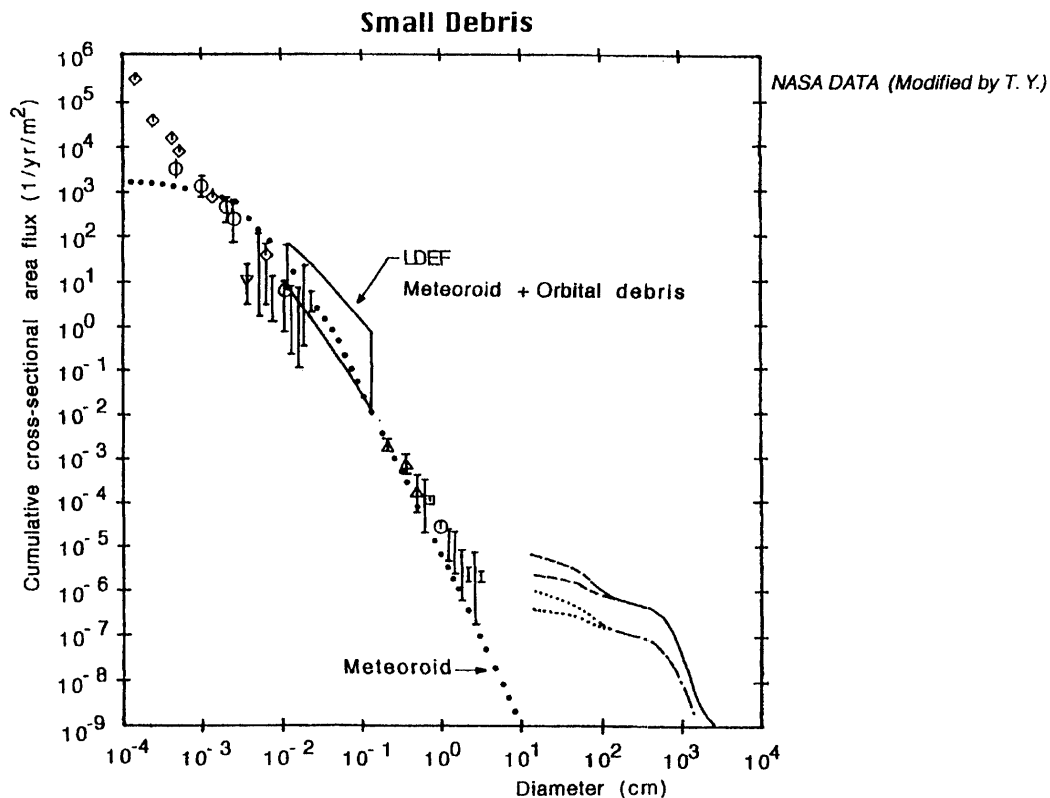


図1 宇宙塵とデブリの分布 (NASA によるデータ)

以下では、個々の基本について詳細に述べる。

### 3.1 光の散乱の基本

照射される光と粒子との相互作用は、照射光の波長 $\lambda$ と粒子の大きさ $a$ の大小関係によって以下のようなになる。ここで、粒子の形状は球形とは限らないので、一般的には、粒子の代表的な長さ $l$ を用い、粒径定数 $x=2\pi l/\lambda$ によって波長との大小関係を表すことが一般的である。これを用いると、散乱の有効断面積係数 $Q_{sca}$ は一般的に

$$Q_{sca} = \frac{8}{3} x^4 \left( \frac{m^2 - 1}{m^2 + 2} \right)^2 \left[ 1 + \frac{5}{6} \frac{m^2 - 1}{m^2 + 2} x^2 + \dots \right]$$

で与えられる。すると、半径 $a$ の散乱体の散乱断面積は $\pi a^2 Q_{sca}$ で与えられる。

(a)  $a < \lambda (x < 1)$  のとき：レイリー散乱

この場合、有効断面積係数 $Q_{sca}$ の第2項以下が無視できる。白色光が入射した場合には、散乱光の強度 $I$ は入射光の強度 $I_0$ の $1/\lambda^4$ に比例し、散乱光は波長の変化を伴わないのが特徴である。また、散乱光の強度分布は前方散乱も広報散乱も等しく対称となるのも特徴である。入射光中で散乱体が占める体積を $V$ 、散乱体の屈折率を $n_1$ 、媒質の屈折率を $n_2$ とし、 $m = n_1/n_2$ とすると、レイリー散乱の強度は次式で与えられる。

$$\frac{I}{I_0} = \frac{9\pi^2}{2} (1 + \cos^2 \theta) \left( \frac{m^2 - 1}{m^2 + 1} \right)^2 \frac{V}{\lambda^4}$$

(b)  $a \sim \lambda (x \sim 1)$  のとき：ミ-散乱

後方散乱に比べて前方散乱の強度が強く、粒子の形や大きさによって散乱角に対する強度分布が異なる。さらに、散乱光強度は波長に依存し、波長が短くなるほどその強度は増加する。棒状とか回転楕円体といった軸対称性をもった散乱体については理論的に散乱強度を求めることができる。例えば、棒状の長さ $L$ の散乱体では、

$$\frac{I}{I_0} = \frac{1}{y} \int_0^{2y} \frac{\sin u}{u} du - \left( \frac{\sin y}{y} \right)^2, \quad y = \frac{\pi L \sigma'}{\lambda}, \quad \sigma' = 2 \sin \frac{\alpha}{2}$$

という式で与えられる。

(c)  $a > \lambda (x > 1)$  : 幾何学的散乱

鏡面反射条件を満たすように入射光は散乱され、散乱光の強度は表面反射率に依存し、波長のシフトは起こらない。また、散乱光の強度分布は散乱体の形状と姿勢に大きく依存する。

### 3.2 散乱光測定実験

実験室内に細い鋼鉄のワイヤー（神戸製鋼：サイファー、 $15 \mu\text{m}\phi$ ）を用いて、散乱体として砂の粒（ $\sim 1 \text{mm}\phi$ ）を吊るした。光源にはHe-Neレーザーにライトチョッパーを取り付けてパルス光にした。ビームエキスパンダーによってコニカルビームとした照射光が砂粒が照らす。散乱光は口径 $6 \text{cm}\phi$ 、焦点距離 $20 \text{cm}$ の望遠鏡の焦点面にフォトマルチプライアーを取り付け、散乱光の強度を測定した〔4〕。光源からの距離に対する信号強度を散乱体が $1 \text{m}$ の時の値で規格化して表した測定結果を図2に示した。これらの測定値は、レーダー方程式

$$P_r = \frac{P_0 K T^2(R) \beta(R) A_r Y(R)}{R^2}$$

と極めて良い一致を示している。室内実験なので、散乱体を光源から遠くに置くほど、壁などからの散乱光による影響が大きくなる。光源からの距離が $10 \text{m}$ を超える散乱体からの測定は屋外実験を行う必要がある。この結果は、レーザーレーダーの基本性能を室内実験で十分に試すことができることを示している。

### 3.3 距離測定

レーザーレーダーシステムから、デブリまでの距離はレーザーパルスの往復時間を測定することで求める。すなわち、レーザーパルスを発射した時にカウンタークロックをオンにし、散乱光を受光した時点でカウンタークロックをオフにする。これによって往復時間 $\Delta t$ が得られ、光速を $c$ とすると、デブリまでの距離は $c\Delta t/2$ で

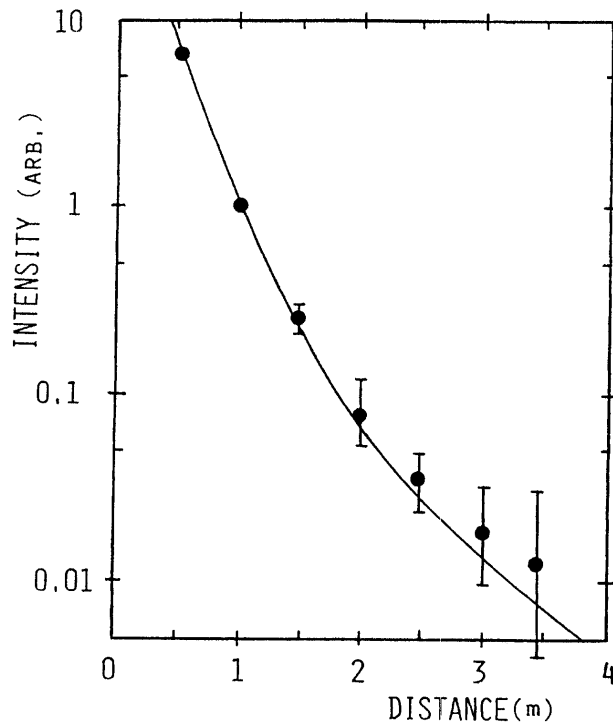


図2 サイファーで吊るした砂粒子を用いたレーザー方程式の検証実験

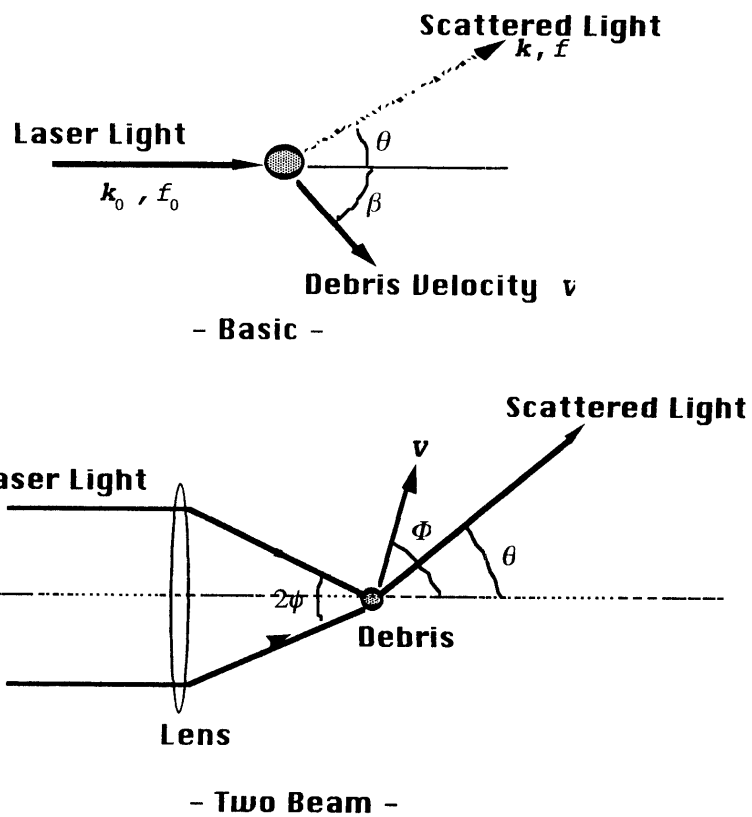


図3 ドップラービートによるデブリの速度成分測定の基本概念 (上図) と多光束系でのドップラービート測定概念図

求めることができる。

### 3.4 ドップラービート

運動している物体にレーザー光を照射し反射・散乱されてくる光と元の光をミキシングすると、動いている物体からの反射・散乱光はドップラー効果によって周波数が速度に応じて変化するため、いわゆるドップラービートが起こり、ビート周波数を測定することで速度を求めることができる。散乱体が遠くにある時は図3に示すような光学構造にすれば速度成分を測定できるようになる。この構造ではビート周波数を測定するフォトマルチプライヤー等の位置を任意に設定できるため好都合であり、ビート周波数と速度との関係は次の式で表すことができる。

$$f_D = \frac{2v}{\lambda_0} \sin \phi \sin \varphi$$

ここで、 $\lambda_0$  は放射されるレーザー光の波長、 $v$  は散乱体の速度を表し、 $f_D$  はドップラービート周波数を表す。光学系の配置を図4のようにすれば散乱体が遠くにある時にもドップラービート信号を測定できるようになる。受光系を2つの光束にし、単一粒子の散乱光を2カ所で観測できるようにし散乱光相互のビートを測定できるようにすれば（図5）測定系の設計が容易になる。このときのビート周波数  $f_D$  と粒子の速度  $V_p$  の関係は

$$V_p = \frac{\lambda_0 f_D}{2n \sin \theta}$$

で与えられる。ここで、 $V_p$  は粒子の速度、 $\theta$  は粒子を見る2つの受光光学系のなす角である（図5）。この工学系の配置ではドップラービートの受光系を、レーザービームの放射光学系とは別に専用光学系として設定でき、測定位置も自由な場所に設定することができるという特徴がある。

### 3.5 粒子径測定

第一の方法は、散乱光強度と粒子径との関係を利用する。粒子による散乱は、照射光の波長と粒子の大きさ・形状・反射率との相互の関係で、前述のように、複雑に変化する。レーザーレーダーを用いた測定の目標となっているデブリの大きさは～1 mm 以上なので、幾何学的散乱の領域にあると考えられる。この場合、散乱光強度

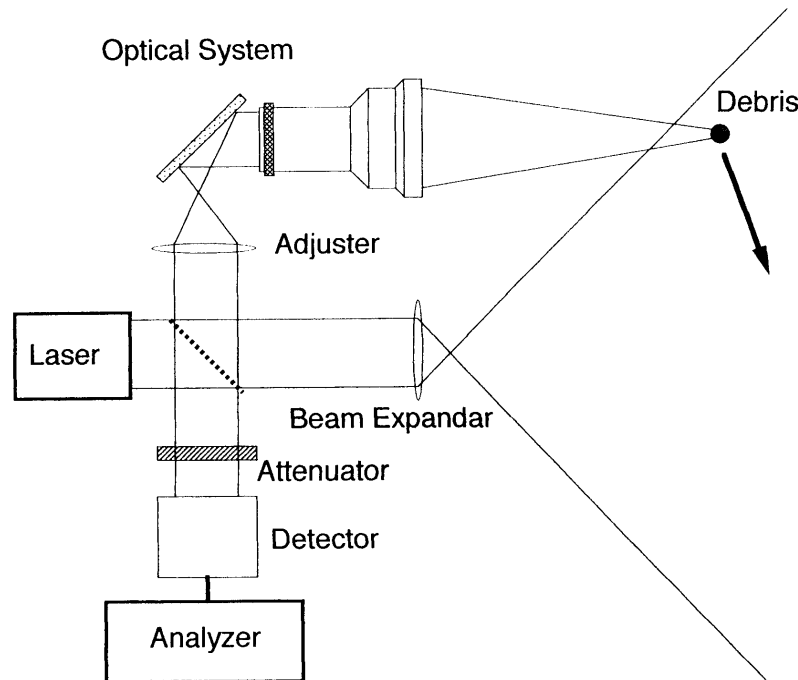


図4 散乱体が遠くにあるときのドップラービート測定のための光学系の例

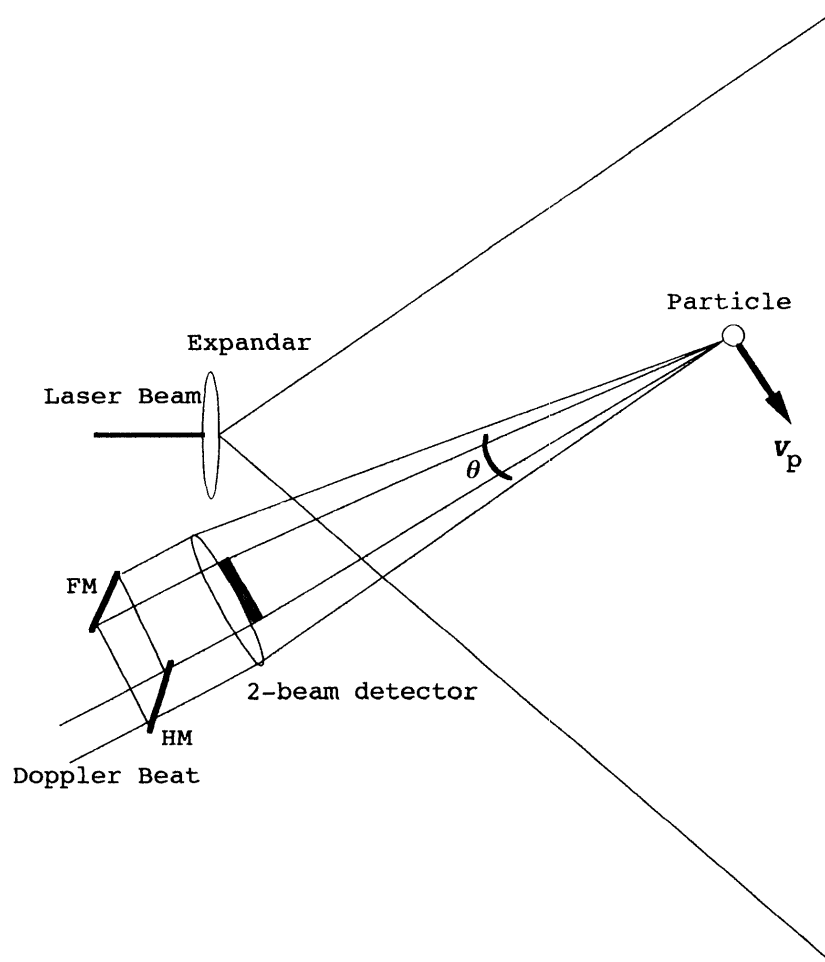


図5 試験中のドップラービート測定のための光学系

は反射率が同じならば粒子径のほぼ2乗に比例する ( $I \propto d^2$ ) ことが予測されるが、粒子の形状と粒子までの距離にも大きく依存するので、正確な粒子の径を測定するためには、粒子までの距離のデータを測定することが必要不可欠となる。

第二の方法は、単一の粒子からのドップラー信号を2ヶ所で観測すれば、周波数は同じで位相がずれた信号が検出できる（位相ドップラー法）ことを利用する。すなわち、位相差  $\phi$  と粒子径  $d$  とは次の式で示す関係を与えられる。

$$d = \frac{1}{2b} \left| \frac{\lambda_0}{\pi n_c} \right| \phi$$

$$b_{ref} = \sqrt{2} \left\{ (1 + \sin \theta \sin \Psi - \cos \theta \cos \Psi \cos \phi)^{\frac{1}{2}} \right. \\ \left. - (1 - \sin \theta \sin \Psi - \cos \theta \cos \Psi \cos \phi)^{\frac{1}{2}} \right\}$$

ここで、 $\theta$  は粒子から見た送信光学系のなす角、 $\Psi$  は2つの受信光学系の粒子に対してなす角、 $\phi$  は送信光学系の主軸からの受信光学系の角を表している。

#### 粒子径測定実験

種々の直径をもつベアリング球を用いて、第一の方法で述べた散乱光強度と粒子径との関係を He-Ne レーザー（メレスグリオ、3 mW）を光源に用いて測定を行った。レーザー光はビームエキスパンダーを用いてコニ

カルビーム状態で照射し、ライトチョッパーを用いることでバックグラウンド光による影響を少なくしている。ベアリング球は細線（サイファー、神戸製鋼、直径 $12\mu\text{m}$ ）で吊るされていて、吊り下げに用いた細線による散乱光の影響を少なくしている。散乱光強度の測定は口径7cm、焦点距離21cmの望遠鏡の焦点位置にフォトマルを取り付けて行った。表面が鏡面反射状態のとき、望遠鏡からベアリング球までの距離を1mと1.5mに設定したときの散乱光強度の測定結果をグラフに示す（図6(a)）。ベアリング球の表面に白色の塗料を塗布し、照射光が乱反射（散乱）状態になるようにして同様の測定を行った。この時の測定結果を図6(b)に示す。以上の測定結果に対して最小二乗法により散乱光強度に対する半径 $r$ の依存性を求めると $r$ の2乗に10%以内の誤差で比例している。これは理論的に予測された $r$ の2乗に極めて近く、照射面積に比例することを示している。複雑な形状を持つ散乱体の1つとして種々の直径と長さを持ったネジを使用して同様の測定を行った。散乱光の強度は照射面積に5%以内の誤差で比例している（図7）。照射光に対する断面積を球の半径 $r$ に換算した値を用いて

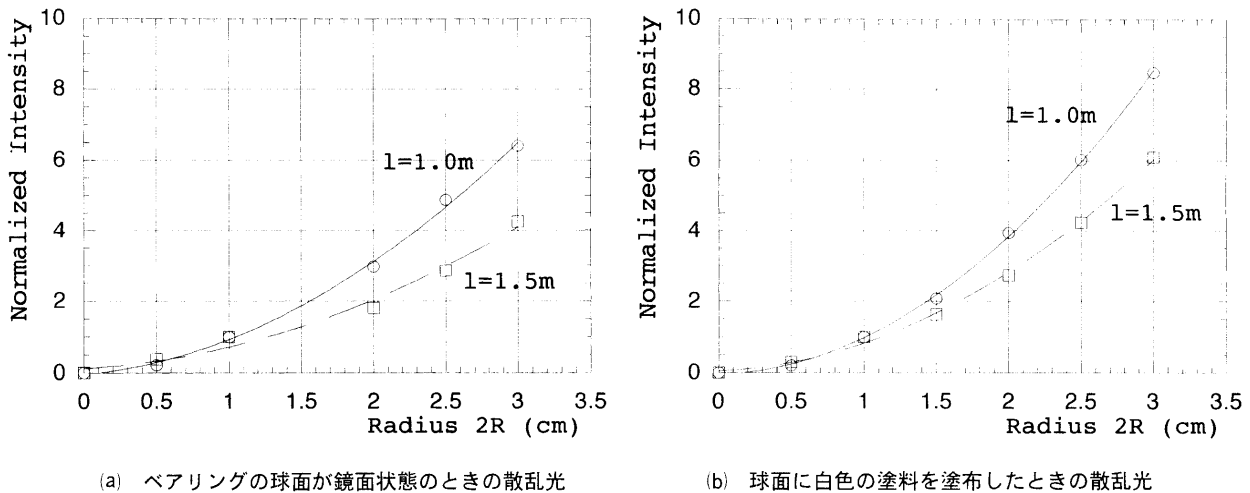


図6 ベアリング球を用いた散乱光強度の測定。球の直径と受光された散乱光の強度の関係を示す。

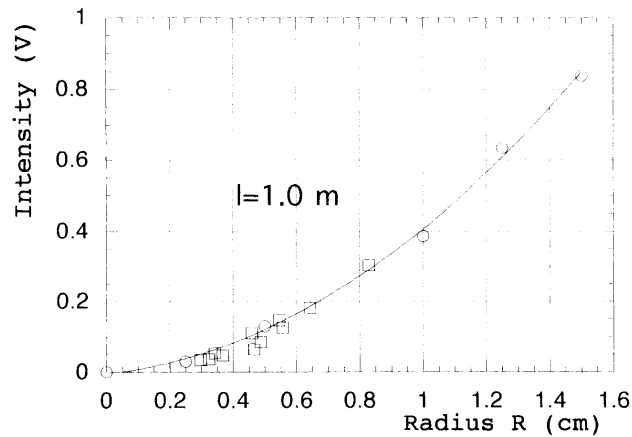


図7 錯乱体にネジを用いた時の散乱光強度。横軸は照射光に対する断面積 $S$ を半径 $r=(S/\pi)^{1/2}$ に換算している。

□：ネジによる散乱光，○：球による散乱光



球面が鏡面状態のベアリング球に対して得られた値と比較すると、図7に示したように良い一致が得られ、照射光に対する反射率が知られていれば、反射光の強度と距離の関係を用いて粒子の大きさが推定が可能であることを示している。

### 3.6 位置測定・速度測定

ドップラービート周波数からデブリの速度成分を求めることができるが、2つのレーザーパルスを用いることでも速度を得ることができる。デブリからの散乱光を光学系を通してCCDエリアセンサーのような受光素子上にイメージとして結像させる(図8)。時刻 $T_1$ の時の像が $(x_1, y_1)$ に結像し、 $t_2$ の時に $(x_2, y_2)$ に結像した場合について考える。レーダーからデブリまでの距離が $R_1, R_2$ であり、 $\delta t = t_2 - t_1$ の間にデブリが進んだ距離を $L$ とし、光学系の焦点距離を $f$ とし、結像面中心を原点とした直交座標系の単位ベクトルを $i, j, k$ とすると、

$$r_1 = \sqrt{x_1^2 + y_1^2 + f^2}, \quad r_2 = \sqrt{x_2^2 + y_2^2 + f^2}$$

$$\mathbf{R}_1 = \frac{x_1 R_1}{r_1} \mathbf{i} + \frac{y_1 R_1}{r_1} \mathbf{j} + \frac{f R_1}{r_1} \mathbf{k}, \quad \mathbf{R}_2 = \frac{x_2 R_2}{r_2} \mathbf{i} + \frac{y_2 R_2}{r_2} \mathbf{j} + \frac{f R_2}{r_2} \mathbf{k}$$

で $R_1, R_2$ および $r_1, r_2$ が与えられる。すなわち、 $(x_1, y_1)$ および $(x_2, y_2)$ を散乱光イメージから求め、結像光学系の焦点距離 $f$ を用いてデブリの軌道要素を算出するデータが得られることが分かる。2つのレーザーパルスのそれぞれの往復時間によっても $R_1, R_2$ の大きさは直接測定できる量であり、これを用いるとデブリの速度は次の式で求めることができる。

$$V = \frac{L}{\delta t}, \quad \delta t = t_2 - t_1$$

$$L = \sqrt{R_1^2 + R_2^2 - 2 R_1 R_2 \cos \theta}, \quad \cos \theta = r_1^2 + r_2^2 - l^2$$

$$l = \sqrt{(x_1 - x_2)^2 + (y_1 - y_2)^2}$$

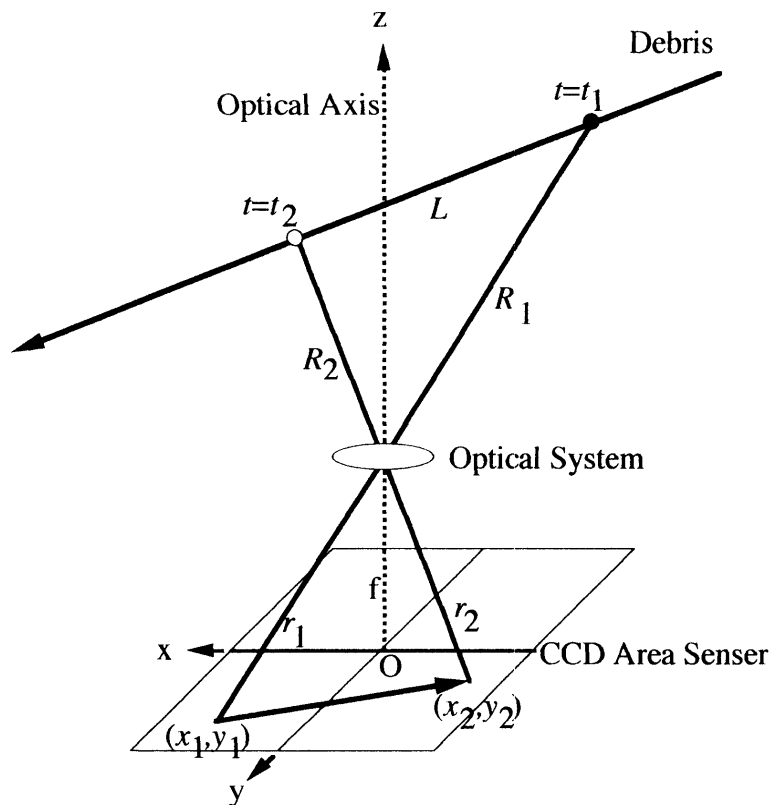


図8 レーザーレーダーシステムによるデブリの軌道要素決定の様子

レーザーレーダーシステムでは、レーザーにダブルパルス発振を行わせ、CCDセンサー上の2つのイメージの(x, y)座標を読み取り処理を行うようになっている。

#### 4. 関連要素技術の開発

##### 4.1 デブリシュミレーターの開発

高速で移動する物体を用いて、開発したレーザーレーダーシステムの基本性能と、将来の衛星搭載モデルにおいて得られるであろう探査性能、確立しておくべき問題点を明らかにする必要がある。非常に低速での試験においては、散乱体を振り子のように振らせるなどの手段が軌道要素等が予測できるため優れている。宇宙空間のデブリは少なくとも8 km/s程度か、それ以上の速度を持っている。このような速度のデブリをシュミレートするには宇宙科学研究所のルールガンを用いるしかない。

段階的に模擬デブリの速度を増加させて捕捉性能を試験し、性能を向上させる目的で、空気圧を用いたデブリシュミレーターを開発した。プラスチック製の模擬デブリの大きさとしては0.5~1 cmの直径を目標した。このシュミレーターはインパクト・バルブ・システムを基本とし、圧縮空気の圧力を利用して弾丸を飛ばす構造となっている。発射された弾丸の速度を測定する方法は、2組のフォトアイソレーターを間隔89 mmで発射口付近の軌道に置き、弾丸の通過によって光束が遮られることによるパルス信号によって2点間を通過する時間を測定して弾速を求めている。開発はシュミレーターでは6 mmφの弾丸を用いたとき約35 m/sの平均速度が得られている(図9)。

##### 4.2 光アンテナシステムの開発

衛星搭載を目的としてエンジニアリングモデルとして開発したレーザーレーダーシステムは放射されるレーザービームは放射状に広がるコニカルビーム型である。これは、一度に広い空間を探査できる特徴がある。ビーム状に光エネルギーを放射することから極めて遠くのデブリは捕捉できにくい欠点がある。この欠点を補うにはペンシルビーム型のシステムを開発する必要がある。この目的のために、ペンシルビーム系の光アンテナ技術の開発を進めてきた。

デブリ検出用レーダーや光衛星間通信等では、送受信光学系としては小型で高性能なものが要求される[5],[6]。従来型の光学系では、平面波を球面波に変換し、主光軸上以外でも収差を減少させる位相調整が行われている。振幅分布についてはまだ変換が行われていないため開口面での電界分布は入射ビームのモード分布の写像となっている。このため、アンテナとして考えると、開口能率は著しく低くなっている[7]。これに対し本研究の光アンテナでは、位相と振幅の両方の最適化を行うことができる光学システムを開発した。

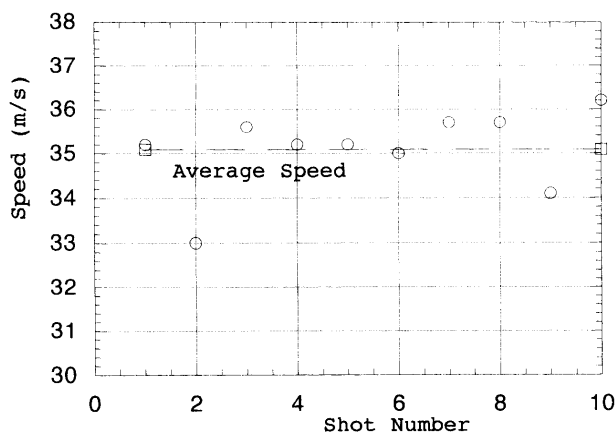


図9 試作したデブリシュミレーターの弾速の実測値

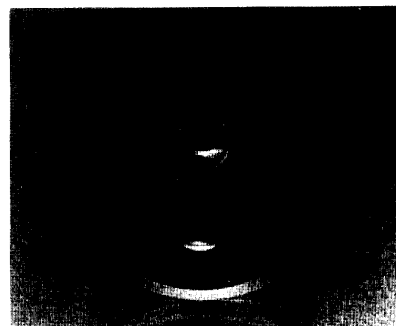


図10 試作した光アンテナの外観

従来型のアンテナでは、入射ビームのパターンがガウス型であると、開口面での電界分布もガウス型となる。光アンテナの形式は反射型と屈折型とに大別できるが、本研究では反射型について検討を行った。光アンテナは最低2枚の反射鏡を必要とする。このうち軸対称型は小型・軽量にできる特徴があるが、副鏡によるブロッキングが発生する欠点をもっている。2枚反射鏡型にはカセグレイン型とグレゴリアン型がある。ここでは、アンテナ長を短くできるカセグレイン型を用いた。光アンテナではこの2枚の鏡面に修正を施し開口能率を最適化する[8]。1次放射パターンがエッジレベル $-20$  dBのガウス分布のとき、スピルオーバー損失と照度分布能率はそれぞれ $0.0068$ 、 $0.7107$ であり、開口能率は $(1-0.0068) \times 0.7107 = 0.71$ となる。鏡面に修正を行うと開口面電界分布を一樣分布にでき、開口能率を1とできる。これは従来型アンテナに比べ $1.5$  dBの改善となっている。アンテナのFM (Figure of Merit) を[利得 ( $G$ )]/[重量 ( $W$ )]とした場合、 $W \propto S^{3/2}$  ( $S$ :面積)となるので、開口能率の良いアンテナほど軽量化できる。利得が同一で開口面電界分布が一樣分布の場合の $W$ は、ガウス分布のときの $0.59$ 倍となる。

始めに、設計・制作を試みた光アンテナは、カセグレイン型の主鏡と副鏡を別々に分離し、別々の誘導体ガラスで構成し、外側から支持する型式であった。ガラス表面は切削・研磨され金属蒸着膜によって鏡面とした。与えられた1次放射パターン $E_p(\theta)$ に対し、目的とする開口面電界分布 $E_d(x)$ が得られるように鏡面の修正を行う。入射窓で起こる屈折を考慮に入れて、主鏡と副鏡の直径をそれぞれ $100$  mm、 $20$  mmとした。ガラス材にはBK-7が用いられた。1次放射器はレンズが使用され、光源にはHe-Neレーザー( $\lambda = 632.8$  nm)を使用すると $E_p(\theta)$ ガウス分布となる。主鏡のエッジレベルを $-20$  dB、アンテナ開口角を $67$ 度、 $E_d(x) = 1$ となる場合について検討を行った。標準カセグレイン型から修正を施した光アンテナの $f/D$ は $0.4$ となることが分かった。ここで、 $f$ は焦点距離、 $D$ は開口直径を表している。

以上の検討に基づいて試作した光アンテナを図10に示す[9]。この光アンテナはカセグレイン型で、主鏡直径は $40$  mm、副鏡直径は $10$  mmであり、主鏡と副鏡は光学ガラスの両面に構成されている。光アンテナを試験するために、光軸に対して $0.04$  rad、 $-20$  dBのHe-Neレーザーのガウスビームを用いた。この光アンテナに対する近傍界測定系における試験結果について以下に述べる。

#### 近傍界測定系

フォトダイオードの前面に $1$  mm $\phi$ のピンホールを取り付けて開口面を走査させて振幅分布を測定した。位相測定は、マッハツェンダ干渉計を構成し、干渉パターンを写真乾板上に記録する方法で行った。参照光は対物レンズ系によって拡大し $50$  mm $\phi$ のレンズで平行光線としている。

図11に開口面から $15$  mmの位置での振幅分布を、図12にマッハツェンダ干渉計で記録した位相パターンを示

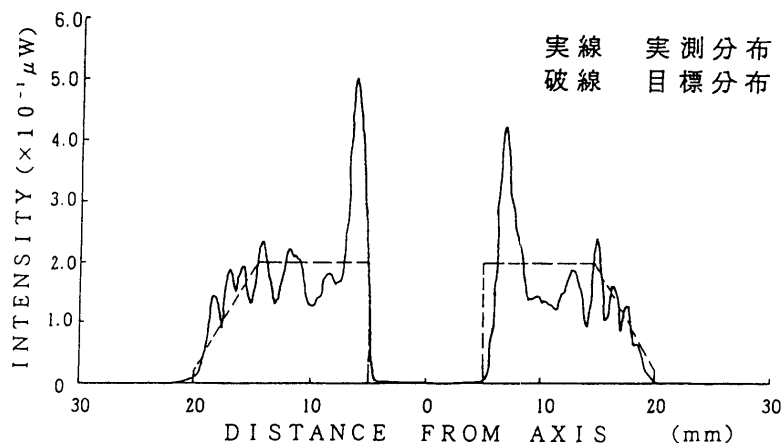


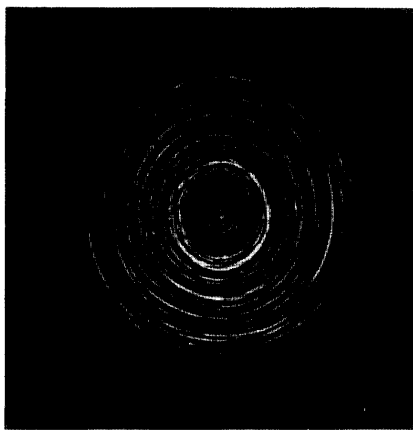
図11 光アンテナの開口面から $15$  mmの位置での光強度分布

す。図11において、中心部の0 mm から5 mm までは強度が一様に低くなっているのは、副鏡によるブロッキングによる影響である。中央付近の鋭いリップルは副鏡の加工誤差による放射ビームが散乱されたものと考えられる。調節を行ってゆくと、位相の干渉パターンは次第に平面波のパターンに近づいてゆくことが確認できた。

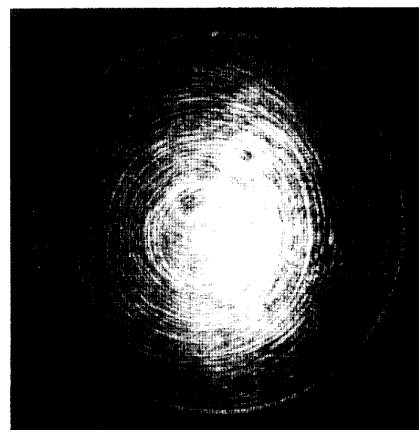
以上のことから、鏡面修正によって、光アンテナの開口面上で所望の振幅分布を得ることができた。このことは、光アンテナの高利得化が可能であることを示している。

#### 4.3 半導体レーザーを用いた光源

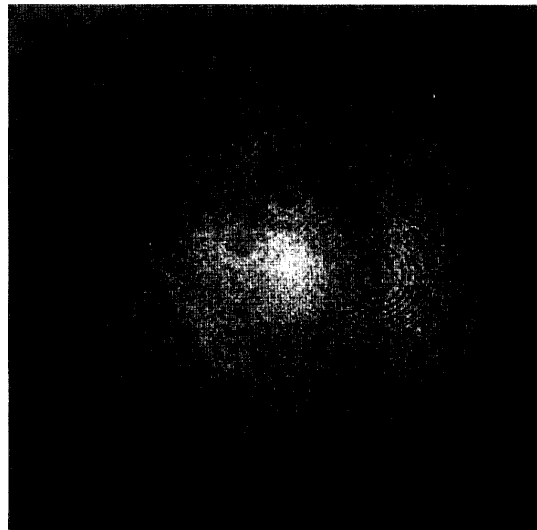
半導体レーザーを光源に使用することは、動作電圧が低く、発振の制御が容易であり、電力効率が良く、小型軽量の光源として利用できる可能性が高い [10], [11]。衛星に搭載するレーザーレーダーの光源として利用できる可能性を調べる研究を行った。



(a)



(b)



(c)

図 12 (a) ビーム断面の強度分布, (b) 光アンテナの干渉パターン, (c) 標準レンズの干渉パターン

いくつかの高出力半導体レーザーについて調査研究を行った結果によると、半導体レーザーは高速応答性（1 GHz 以上）をもち、動作電圧は2 V 程度であり、高電圧を必要せず数ワットの発振出力が得られる。このことは、瞬間的な励起によって大出力を得ることができることを示している。しかし、コヒレンシーは劣り、レーザーチップの端面に損傷を受けやすい欠点を持っている。また、静電気放電、急激な電源のON/OFF、外部からのパルス等のインパルス性電圧に弱く、放射光の戻り光にも弱いことが知られている。発振波長はレーザープリンターやCD、LD に用いられるものでは800 nm、光通信に用いるものでは光ファイバーによる減衰が少ない1.3  $\mu\text{m}$  と1.5  $\mu\text{m}$  のものが多い。ビーム特性はPN 接合の接合面で発振を起こさせている関係から、接合面に平行な方向と直角な方向とでビームの広がり方に違いがあり、光学的に扱い難い。

実験ではLDとして、ゲインガイド型ブロードエリアレーザーであるソニー製SLD 304 Vの偏波特性を調べた[12]。実験方向はX-YレコーダーとVTRで記録する方法で行った。LDのPN接合に垂直（主偏波）と平行（交差偏波）な方向に偏光板の偏光面を各々合わせて偏光特性を測定した。以下、測定結果を項目ごとに示す。

### (1) 偏波成分の放射パターン

注入電流 $I_f$ を432 mAとしたときの主偏波と交差偏波の垂直方向放射パターンの測定結果を図13に示す。接合面に平行な主偏波パターンは図14で示されている低励振時のパターンに近い。ガウシアンビームを仮定すれば約62%を受光している。

### (2) 励振による光出力の変化

注入電流 $I_f$ を変化させ、全成分・主偏波成分・交差偏波成分の光出力を測定した。受光率・フィルターの減衰率・工学系の損失を補正した値を図15に示す。主偏波成分と交差偏波成分と $n$ 光出力の比は1:0.204となっている。LDの放射パターンは極端な楕円ビームとなっている。これを補正する目的で円柱レンズが一般に用いられる。円柱レンズを組み込んだ測定系を構成し全成分の光出力を求めた。 $I_f=1,400$  mAのとき円柱レンズなしのとき373.2 mWであったものが約2倍の725.2 mWとなった。

### (3) 励振によるPN接合平行方向の放射パターンの変化

注入電流 $I_f$ を変化させLDの接合面に平行な放射パターンを測定した。 $I_f$ を増加してゆくとメインローブの光が分散し、放射パターンが複峰化し、放射角が広がってゆき、最大ピークの方が0.6度動いた。一例として、 $I_f=700$  mAのときの主偏波の放射パターンを図16に示す。

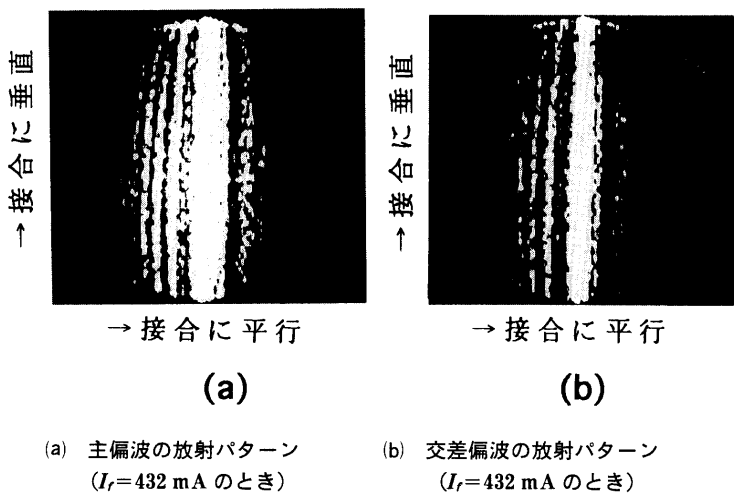


図13 レーザーダイオードの放射パターン

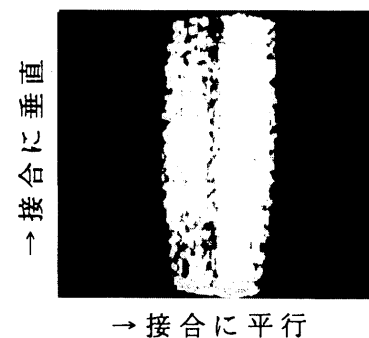


図14 レーザーダイオードの主偏波の放射パターン  
( $I_f=700$  mA のとき)

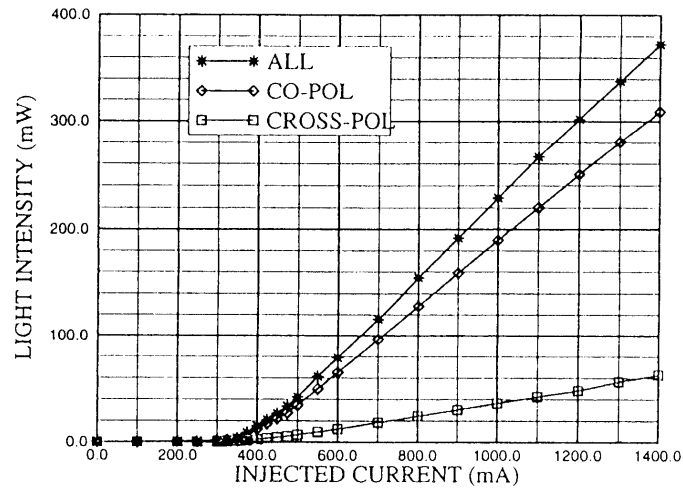


図15 レーザーダイオードの励振による光出力の変化

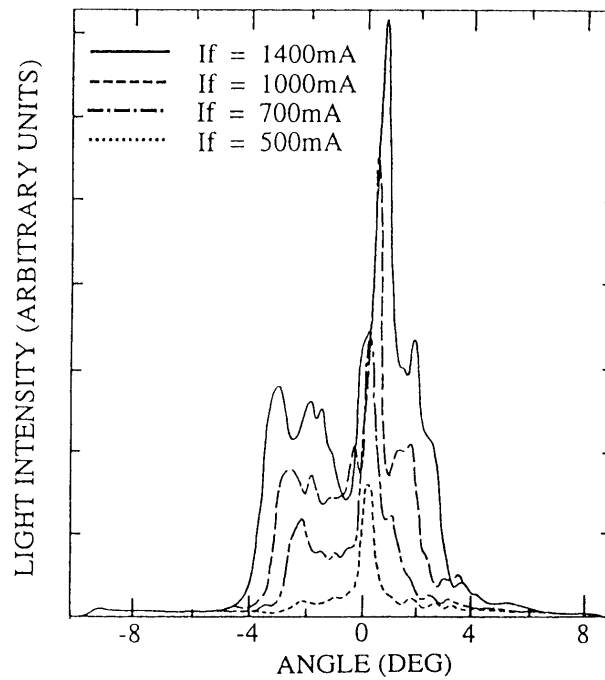


図16 レーザーダイオードの平行方向放射パターンの変化

#### (4) 結果のまとめ

半導体レーザーを光源として使用するときには、PN接合に垂直方向と平行方向との放射角の比が約4倍と大きいいため光学系で補正する必要がある。さらに、注入電流 $I_f$ を大きく設定すると放射パターンが複峰化するので、衛星間通信などに利用するときには工夫をしなければならない。また、交差偏波が $-6.9$  dB発生することが分かった。

### 5. レーザーレーダシステム設計

今回開発したコニカルビーム型レーザーレーダシステムは地上モデルとして開発と製作が行われた。この地

上モデルによって、デブリシュミレーターによる模擬デブリを散乱体に用いて総合評価試験を行い、衛星等に搭載するために必要なデータを収集する。このシステムは Nd:YAG レーザーの 2 倍の高調波 532 nm を光源とし、放射光学系によって広がり角90度のコニカルビームが放射される。デブリによって散乱された光は受光角90度の集光光学系によって集められる。デブリまでの距離はダブルパルスのレーザー光の第一パルスが放射された時にタイムインタバルカウンターを ON にし、第一パルスによって発生した散乱光の一部をフォトマルチプライアーに導き、検出された信号でカウンターを OFF とすることで往復時間  $\Delta t$  を測定し  $c\Delta t/2$  によって算出する。

ダブルパルス発振によってレーザーから送出された時間差をもったパルス光はデブリで散乱される。散乱光は集光光学系が受光され、CCD エリアセンサー上に 2 点のデブリの像を形成する。センサー上の像点の座標 ( $x, y$ ) は cpu で読み出され、距離データとともに前項で述べた式によって処理され、位置の 3 成分・速度の 3 成分を求める。

地上モデルは搭載用にも利用できる小型 Nd:YAG レーザー、コニカルビームを放射する放射光学系、散乱光を集める集光光学系、パルスディレイを検出するフォトマルチプライアー、インテンシファイアー付き CCD エリアセンサー、時間差を測定するユニバーサルカウンター、制御・処理を行う cpu から構成されている。これらのシステム構成と特性は表 1 で示したようになっている [13], [14]。

以下で個々の詳細について述べる。

### 5.1 エリアセンサー

表 1 レーザーレーダーシステム

光 源	Nd-YAG レーザー (レオニクス社製, LEXY/P-G) 発振波長: 532 nm (2 倍高調波), 3 mJ/10ns 繰り返し: 1 Hz ダブルパルス発振時間間隔: 0.001~0.1 s サイズ: ヘッド部 35 mmW×35 mmH×100mmL 電源部 260 mmW×110mmH×270 mmL
放 射 系	コニカルビーム (90度)
受 光 系	受光角 (90度), 屈折光学系 焦点距離: $f=9$ mm
受 光 素 子	レンジング: フォトマルチプライアー (R 1398) イメージング: ICCD (XX 1560 N) 受光面サイズ: 18 mm $\phi$
距 離 測 定	Universal Counter YHP社製 HP5334B 時間分解能: 2 ns
最長測定距離	~1,000 m

表 2 ICCD の性能

型 名	1560 ICCD
構 成	イメージインテンシファイア (II) + CCD II XX1560N 第一ステージ 近接収束 MCP ウェハ型 第二ステージ 縮小電界収束型 CCD XC-77 BB (2/3 インチ)
光 学 特 性	有効入射面口径: 18 mm $\phi$ 出 射 面 口 径: 8.8 mm×6.6 mm (2/3 インチ) 光 電 面 特 性: S-25 (400~900 nm) ダイナミックレンジ: $5 \times 10^{-6} \sim 10^{-1}$ lx

集光光学系の焦点面に置くエリアセンサーは次の項で述べる理由から、受光面の面積が大きいほど有利となる。また、遠くのデブリによる散乱光は微弱なため受光感度が高いことが望ましい。次の項で述べるように、集光光学系の像面の面積が大きいほど集光光量を多くできるが、入手しやすい多くの CCD の 2/3 インチ型などで縮小電界収束型のイメージインテンシファイアを取り付け受光部の面積を大きくした。採用した ICCD は次の表 2 に示す性能を持っている。

## 5.2 集光光学系

遠方にある点光源からの放射光を集光するとき、一般的には光学系の開口面積が大きい（口径が大きい）ほど集光能力は高くなることが知られている。口径が大きな天体望遠鏡ほど暗い遠くの天体を見ることができるのはこの理由によっている。また、画角  $2\theta$  と焦点距離  $f$  と結像面の半径  $d$  の間には次の式で示すような簡単な関係で決定される。

$$f \tan \theta = d$$

このことは画角を決定したときには、受光用に用いる CCD イメージセンサーの大きさによって自動的に焦点距離が決定されることを示している。従って、口径を大きくするには、集光光学系の F 数 (= 焦点距離 / 口径) を小さくする必要がある。ところが、F 数が小さくなるほど、得られる像の歪み・収差は大きくなる。コニカルビーム型レーザーレーダーでは散乱光の像の質がレーダーの性能を決定する。したがって、糸巻型や樽型収差が大きいと CPU による補正が困難になる。また、非点収差が大きいと、像の重心位置を決定する時に誤差が大きくなるため位置決定精度の低下につながる。前項の述べたように ICCD の受光面の直径が 18 mmφ なので、受光角を 90 度に設定すれば、焦点距離は 9 mm に自動的に決定される。製作した集光光学系の特性は表 3 のようになる。

反射光学系を採用した場合、広画角とすれば像歪、非点収差等が極めて大きくなり、実用的でなくなることから、屈折光学系を採用した。表 3 の仕様を満たすように製作した光学系の構成と外観を図 17 に示す。光学系の検査成績を表 4 に示す。

光学系の解像度は 60 本/mm 以上が確保され、Nd:YAG の高調波の波長域では透過率は設計値より 10% 良い

表 3 レーザーレーダー用集光光学系の仕様

型式	屈折光学系
明るさ	F 2
焦点距離	9.2 mm ± 2% (D 線, 589 nm)
画角	90度 (±45度) [放射されるコニカルビームの範囲すべてをカバー]
使用波長	532 nm (Nd-YAG レーザーの 2 倍高調波)
像エリア	14.4 mm × 10.8 mm [18 mmφ, 1560 N ICCD の受光エリア]
最大像高	9.0 mm
スポットサイズ	0.2 μm 以下
歪曲収差	10%以内
総合透過率	70%以上
マウント	C マウント

表 4 集光光学系の検査結果

項目	明るさ	焦点距離	透過率 (532 nm)
規格	F 2	9.2 mm ± 2%	70%以上
結果	F 2.04	9.21 mm	81.5%





図 17 製作した集光光学系の外観

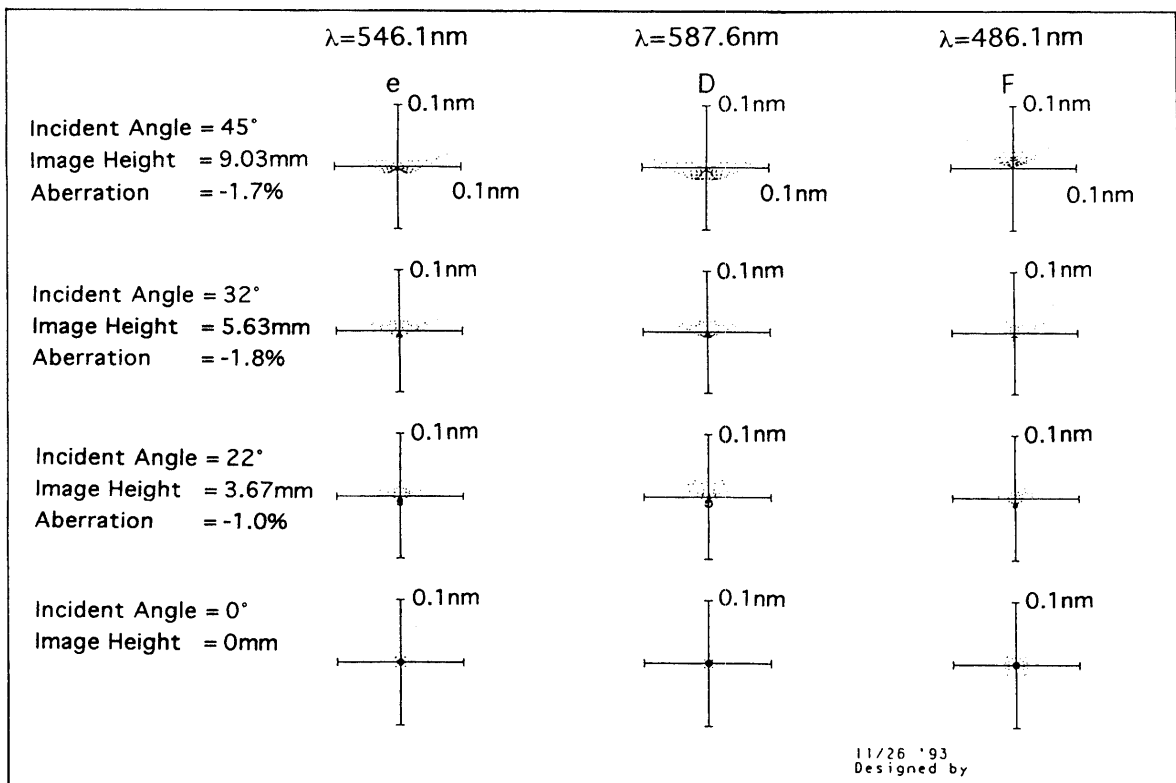


図 18 集光光学系の光線追跡によるスポットダイアグラム

値になっていることが分かった。また、この光学系を用いた時の歪み等を、光線追跡を行って調べた結果を図18のスポットダイアグラムに示した。このことから、点光源状のデブリによる散乱光は十分に ICCD の 1 ピクセル内に収まり、像の歪みは cpu で補正できる範囲に収まっていると考えられる。

### 5.3 探査レンジ

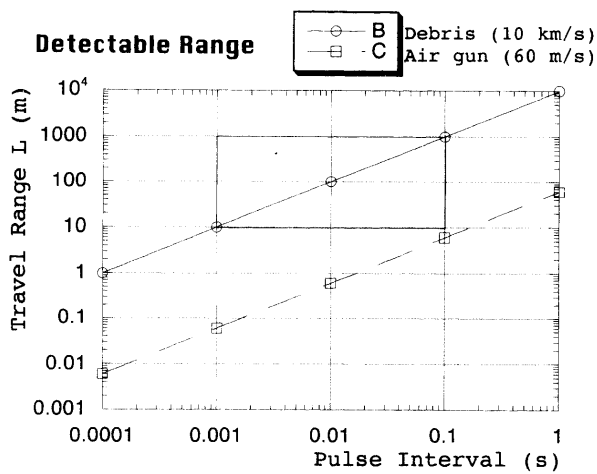


図19 レーザーレーダーによる捕捉レンジの計算値。デブリ ( $v=10$  km/s) とデブリシュミレーター ( $v=60$  m/s) に対して、パルス間隔と移動距離の関係を示す。

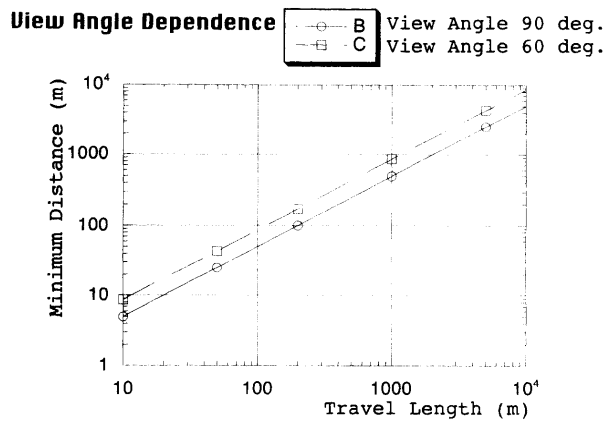


図20 集光光学系の視野角が60°と90°のとき、移動距離に対して測定可能な最短距離を示す。

どの程度遠くのデブリを捕捉できるかは、デブリの大きさと速度、放射されるレーザー光パルスの強度と間隔、集光光学系の視野角、距離測定に用いるディテクターの感度、散乱光イメージを撮像する ICCD センサーの感度によって決定され、これらは相互に関係し合っている。

(a) パルス間隔と飛翔距離

レーザーにダブルパルス発振を行わせることができるパルス間隔  $\Delta t$  には制限がある。この間にデブリ、あるいは、デブリシュミレーターの弾丸が飛翔する距離によって視野角等の設定に影響が出る。現在用いている Nd:YAG レーザーで技術的に可能なダブルパルスの間隔は 0.001~0.1 s である。図19はダブルパルスの間隔と典型的なデブリの速度とエアガンによるデブリシュミレーターの弾丸の速度に対する飛翔距離を示している。利用可能なパルス間隔の範囲では図中に枠で囲んだ領域にある飛翔距離の範囲が捕捉可能であることを示している。

(b) 集光光学系の視野角と最短測定距離の関係

前項(a)で求められた飛翔距離の枠内で、集光光学系の視野角に対してデブリの軌道要素などのデータが測定可能な最短距離を求める。図20では、視野角が60度の場合と90度の場合についての関係をグラフに示した。

(c) 集光光学系の視野角と飛翔距離の関係

デブリまたはシュミレーターの弾丸が種々の速度で動くとき、集光光学系の視野角に対してレーザーレーダーから測定できるデブリまでの距離を求める。視野角が広いほど、一定の速度をもったデブリを捕捉しその情報を得ることができる距離は近くなる (図20)。

以上の議論から、集光光学系の視野角を光学設計・製作においてもデブリの軌道情報を収集するにも無理が生じない値として、前項にあるように、視野角を90度に設定し、目的に沿った性能をもった光学系を製作した。この光学系を組み込み、製作した地上モデルの性能は、デブリシュミレーターによる実測データによって、レーザーレーダーの性能と搭載モデルの設計を行っている。

## 6. 地上モデル製作

コニカルビーム型レーザーレーダーシステムの性能を評価する目的で地上モデル (エンジニアリングモデル, EM) が構築された。システムの制御を行う cpu として、EM ではマッキントッシュ II ci を用いた。集光光学系の焦点面に置かれた ICCD からの散乱光イメージは II ci に取り付けられたビデオボードによってメモリー上に

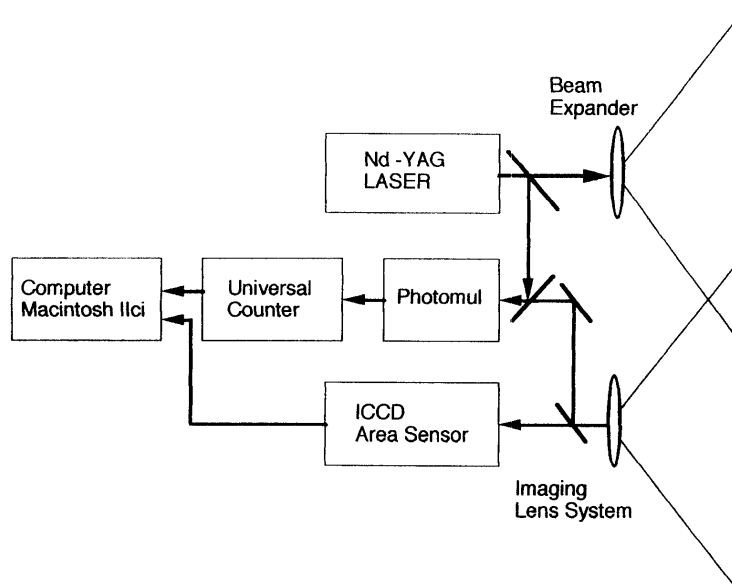


図 21 レーザーレーダーシステムのブロックダイアグラム

取り込まれ処理が行われている。地上モデルの機器構成は図21に示すようになっている。

マスターパルスを入力によって、Nd:YAG レーザーからのレーザーパルス光が放射される。ビームスプリッターによって放射された光の数%はフォトマルチプライアーに入力され、その信号によってディレイタイムを計測するカウンターがONとなる。デブリによる散乱光は集光光学系によって集められる。ICCDの面に入射する光の数%はビームスプリッターによってフォトマルチプライアーに入力され、そのパルスによってカウンターをOFFとすることによってディレイタイム  $\Delta t$  を測定する。残りの光はICCD面でデブリの像を形成する。マスターパルスによって待機状態になっているcpuによって画像の取り込みが行われ、処理され、デブリの軌道要素が求められる。

## 7. コニカルビーム型システム評価試験

システムの総合試験を行うには、広い空間を暗室状態に保てる場所の確保が必要となる。フィールド試験に先立って、宇宙科学研究所の電波暗室を利用されてもらい、模擬デブリを吊るし、システムからレーザー光を発射し基本性能（画像・位置・距離測定能力）の評価を行った。

### 7.1 室内実験

模擬デブリとして直径 20 cm の発砲スチロール球を図22に示したように電波暗室の試験台の上に吊るした。模擬デブリ以外は黒のカーテンで覆い、反射光を抑えてある。

### 7.2 距離計測

レーザーパルスが発射されてターゲットで散乱・反射されて戻ってくるまでの往復に要した時間  $\Delta t$  を 500 MHz のクロックをもつユニバーサルカウンターで 0.5 ns の精度で測定した。カウンターによる19回の実測値は 120.9~125.4 ns の範囲で、平均値は 122.8 ns であった。パルス光のディテクターには信号として検出されるまでの遅れ時間があり、真のタイムディレイは次の式で求められる。

$$\Delta t = [\text{計測時間}] - [\text{PMT の遅れ時間}] - [\text{APD の遅れ時間}]$$

PMT の遅れは 23 ns、APD の遅れは 2 ns なので、真のタイムディレイは  $\Delta t = 101.8$  ns となった。システムから模擬デブリまでの距離は巻き尺による測定値は 16 m なので、 $\Delta t$  から算出された値とは約 78 cm の違いが

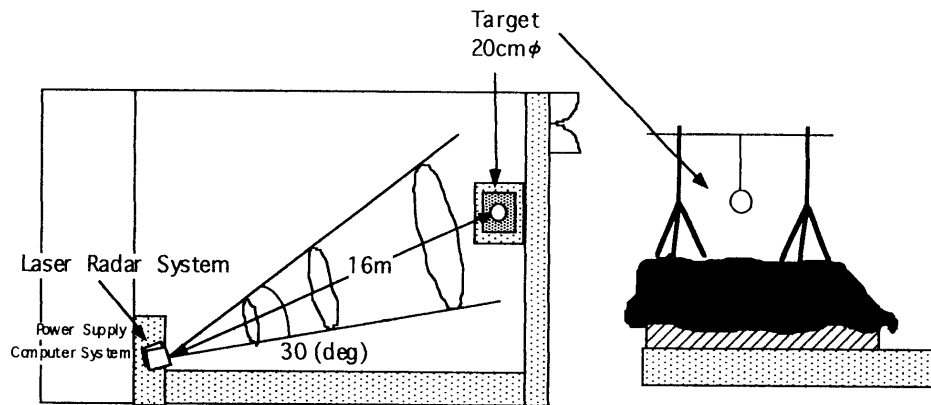


図22 電波暗室内でのシステム試験のための配置図

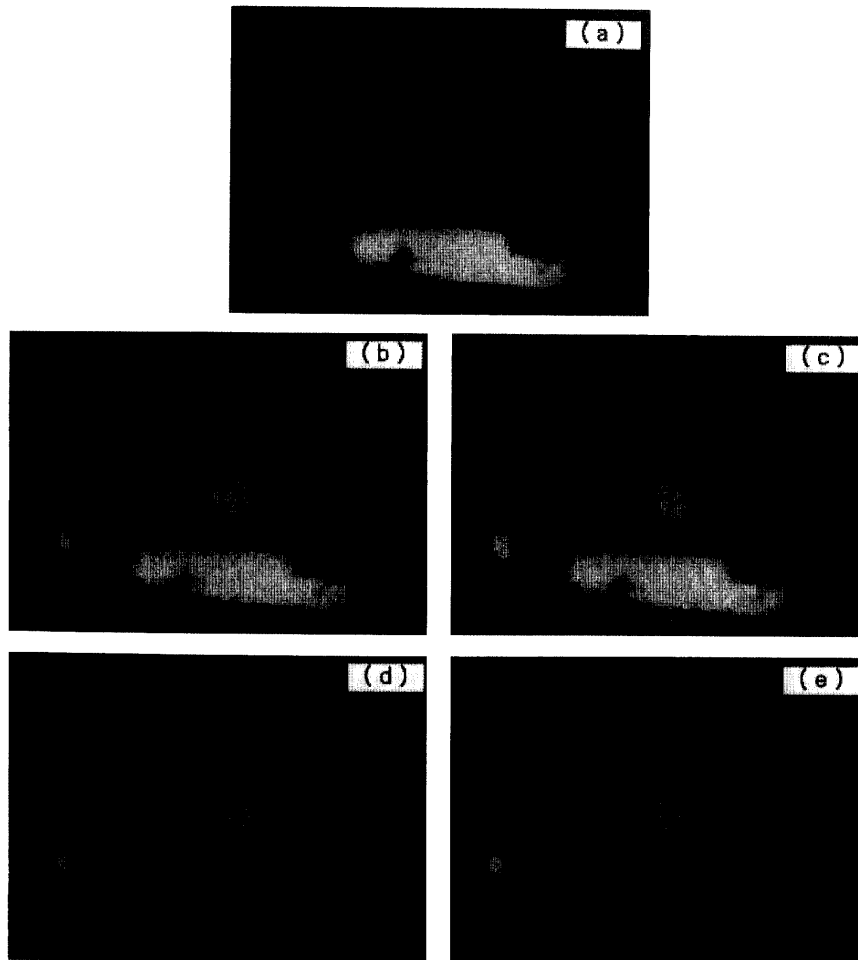


図23 レーザーレーダーシステムで得られた画像

- (a) レーザー光が照射される前のバックグラウンド
- (b) システムからレーザー光を照射した時の像
- (c) システムからレーザー光を照射した時の像
- (d) バックグラウンド光を(b)から引き去った像
- (e) バックグラウンド光を(c)から引き去った像

あり、理論的に予測される測定精度 7.5 cm より一桁悪い。それでも、測定精度は 5 % 以内に留まっている。実際の距離測定では、今回の室内実験よりも遠距離で行われるので測定精度には問題は起こらないと考えられる。

### 7.3 画像取得

宇宙科学研究所にある電波暗室に発砲スチロールの球を置き、パルスレーザーの発射を行って画像の取得性能の評価を行った (図23)。図23(a)はレーザー光を発射する前の像、図23(b)(c)はレーザー光を照射した時の像である。レーザー光の反射・散乱光のみの画像を表示するために図23(a)を(b)(c)から差し引いたものが図23(d)(e)である。画面中央にターゲットの像が写し出されているのが確認できる。

## 8. 全体のまとめ

地上モデルとして開発したコニカルビーム型レーザーレーダーシステムは、形状・容積においては衛星に搭載可能な大きさに纏めることができた。このことから、重量がクリアできればフライトモデルを開発できる可能性が高くなった。さらに、光源として半導体レーザーは高電圧の電源を必要とせず優れた特徴があるが、レーザーレーダーシステムの光源としても使用できる目途が立った。

レーザーレーダーシステムで測定される散乱光の強度によってデブリの大きさを推定する方法は、表面の反射率が一定ならば、散乱光強度と散乱断面積とは比例関係が成り立ち、形状には依存しないことが実験でも得られた。表面の反射率の大きさと散乱光の強度との間にも比例関係が成り立っている。一般の物質表面の反射率は $17 \pm 5\%$ の範囲のものが多い。一般的にデブリの反射率もこの範囲のものが多いと仮定すれば、散乱光強度測定によって得られたデブリの大きさを推定値は $\pm 5\%$ 程度の誤差で得られることが期待できる。

パルス光源によるドップラービート信号によるデブリの速度成分の測定実験では、干渉性が優れている He-Ne レーザー光によるパルス光では期待できる結果が地上試験で得られているが、干渉性の良くない Nd:YAG レーザー光では十分な結果が現在までのところでは得られていない。Nd:YAG レーザーを光源に用いたドップラー測定は光学系の工夫と改良によって今後も研究開発が必要である。

今後の実験計画としては、製作した地上モデルを使用し、デブリシミュレーターによる捕捉・計測試験を経て、レールガンを用いた、実際のデブリの速度に匹敵する速度を持つ模擬デブリによる計測性能試験、屋外(場所未定)の適当な場所でのフィールド試験を行う。さらに、これらの試験結果に基づいて衛星への搭載モデルの設計を行う計画である。

## 謝 辞

この研究を遂行し、地上モデルを設計・製作するにあたって平成2年度から平成5年度まで3年間にわたって宇宙基地利用基礎実験費のお世話になりました。さらに、この研究は宇宙科学研究所と愛媛大学、東海大学等との共同利用研究で進められ、多くの人々に支援を頂いたことに感謝いたします。

## 参 考 文 献

- [1] T. See, M. Allbrooks, D. Atkinson, C. Simon, and M. Zolensky, Meteoroid and Debris Impact Features Documented on the Long Duration Exposure Facility, *A Preliminary Report, NASA JSC#24608*. August, 1990.
- [2] D. J. Kessler, Collisional Cascading ; The Limits of Population Growth in Lower Earth Orbit, *Advance in Space Research (COSPER)*, 1990.
- [3] Susumu Sasaki, Toshiaki Yokota, and Masahiro Ota, Particulates Measurement by Laser Radar in Space, *Advances in the Astronautical Sciences*, Vol. 77, AAS 91-635, 1991.
- [4] Toshiaki Yokota, Susumu Sasaki, and Masahiro Ota, Laser Radar System for Space Debris Measurement, *18th ISTS*, pp. 2377-2382, 1992.
- [5] 有本, 藤瀬, 小池, 石灰, 衛星間光通信用高精度光アンテナの開発, 1993電気情報通信学会春大会, B-203 (1964-04).

- [6] 松田 他, 光アンテナ用高精度非球面鏡の試作, 第36回宇宙科学技術連合講演会, 3 D 16 (1992-12).
- [7] V. Galindo, Design of dual-reflector antennas with arbitrary phase and amplitude distributions, *IEEE Trans. AP*, Vol. 12, No. 4, July 1964.
- [8] 高野 他, 光アンテナの基礎検討, 1992電気情報通信学会秋大会, B-58, (1992-09).
- [9] 小山, 高野, 光アンテナの試作および実験的検討, 1994電気情報通信学会秋大会, B-137, 1994.
- [10] 有賀, 荒木, 宇宙光通信, 電気通信学会誌, Vol. 77, No. 6, pp. 632-635 (1994).
- [11] B. Laurent, Overview on the European optical communications programme, *IAF-94*, M.2.279, 1994.
- [12] 野田, 高野, 大出力半導体レーザーの放射および偏波特性, 1995 電気情報通信学会, B-237, 1995.
- [13] Toshiaki Yokota, Susumu Sasaki, Makoto Tanaka, Masahiro Ota, Tadashi Takano, and Fumio Tohyama, Consideration of Laser Radar System for Space Debris Measurement, *19th ISTS*, 94-n-08, 1994.
- [14] Makoto Tanaka, Susumu Sasaki, Toshiaki Yokota, Masahiro Ota, Tadashi Takano, and Fumio Tohyama, Construction of Engineering Model of Laser Radar for Space Debris Measurement, *19th ISTS*, 94-n-30 p, 1994.