

解 説**スペースライダー**

板 部 敏 和

郵政省通信総合研究所 〒184 小金井市貫井北町 4-2-1

(1988年10月14日受理)

Space Lidar

Toshikazu ITABE

Communications Research Laboratory, Ministry of Posts and Telecommunications,
4-2-1, Nukui-kita-machi, Koganei 184**1. はじめに**

スペースライダーは、人工衛星やスペースシャトル等の宇宙飛翔体に搭載されるライダーのことで、数年前より CLEO 等の国際会議でこの名前が使われてきている。ライダーは、光源としてレーザーをシステム内に有する能動的(アクティブ)センサーの一つであり、1990年代以降の新しい宇宙搭載用センサーとして各国でスペースライダーのいろいろな計画が考えられている。レーザーを衛星等の宇宙飛翔体に搭載するスペースライダーとしては、(1)大気観測用ライダー、(2)測距用レーザーレーダー、がある。ライダーは一般的に大気観測用のものを指すことが多く、ここでも大気観測用のもののみをスペースライダーとして解説することとした。ライダーの一般的な説明に関しては多くの文献があるが、ここではその一つとして文献1)を示しているののでそれを参照していただきたい。

スペースライダーと呼ぶことのできる、世界で最初のもは、月着陸を行なった1969年のアポロ計画において月面の高さを測定したレーザーレーダーである。しかし、地球および惑星などの大気観測用としてのスペースライダーの実用化は、レーザーおよび光学システムを含むライダーに関する高度な要素技術が整い、技術的に実現可能になってきたことと、また大気物理および気象の研究において従来の受動的センサーのみでは得ることのできない情報を、スペースライダーのように能動的センサーで得ようとする要請が強くなったことよっている。

スペースライダーの計画は、米国 NASA が欧州および日本の参加のもとに進めようとしている、1990年代後半の地球観測計画のなかで最も具体的に進行している。これは、地球観測システム(EOS)と呼ばれ、米国、欧州、日本の極軌道プラットフォームに各種のセンサーを搭載し、地球大気、海洋、地表面の観測を行なおうとするものである。本解説では上記の各ミッションのうち大気観測にかかわるスペースライダーの部分について解説を行ない、どのようなシステムで何を観測しようとしているか、また技術的にどのような問題があるかを紹介する。本解説では多くの略語が使われるが、それらは表1にまとめられている。

EOS 以外の計画としては、ソビエトが火星の衛星であるフォボスの観測を行なうための探査機に、「USSR/フォボス計画—リモートレーザー分光ロメーター」とよばれるミッションの搭載を予定している²⁾。これは火星の衛星であるフォボス上空約50mを飛行しながら、レーザーを地面に当て、レーザーの熱で蒸発してくるフォボスの地表面の土をマス・スペクトロメーターで分析しようとするものである。フォボス計画の第1号機は、1988年9月に打ち上げられたが、地上からの制御ミスにより探査機からの応答が得られなくなり、残念ながら失敗に終わっている。

2. 現在開発中のスペースライダー

各国で計画されているスペースライダーのなかでは、NASA が国際共同研究で進めようとしている、EOS のスペースライダー計画が最も具体的である。地球の地表

表 1 本解説記載のスペースライダーに関する略語

EOS	Earth Observing System
LASA	Lidar Atmospheric Sounder and Altimeter
GLRS	Geodynamics Laser-Ranging System
LAWS	Laser Atmospheric Wind Sounder
ATLID	Atmospheric Lidar
ER-2	Extended Range 2
LASE	Lidar Atmospheric Experiment
LITE	Lidar In-Space Technology Experiment
GAS	Get Away Special
DIAL	Differential Absorption Lidar
GLOBE	Global Backscattering Experiment
PBL	Planetary Boundary Layer
NASA	米国航空宇宙局
ESA	欧州宇宙局

およびそれを囲む大気は、人類の生存に最も強くかかわっており、この領域を地球全体にわたって長期に観測し、われわれの惑星である地球を理解し、その将来を予測できるようにしようとするのが EOS 計画である。このため、EOS はこれまでの衛星搭載用センサーで得られるものよりさらに精密に、かつ地球全体にわたって空間分解能の高い観測データの提供を目指している。このような、精度の高いデータを提供するための新しい能動センサーとしてスペースライダーは位置付けられており、地球的規模で地球科学の各種の基礎的過程を理解するために EOS 計画が進められている。EOS で予定されているスペースライダーは、NASA で三つ、ESA で一つである。

- (1) NASA/LASA 大気観測用
- (2) NASA/GLRS レーザー逆測距
- (3) NASA/LAWS 大気風測定用
- (4) ESA/ATLID 大気観測用

スペースライダーは EOS 計画によって初めて本格的な宇宙搭載用ミッションとなるものであり、スペースライダーのシステムパラメーターを決定するために、そのスペースライダーによって得られる観測精度や、時間空間分解能に関するシミュレーションが重要である。このシミュレーションのためには大気モデルが重要であるが、なかでも大気中のエアロゾルモデル、大気分子のモデルは、正確なスペースライダーのシミュレーションを行なううえでたいへん重要なものである。また、シミュレーションがどれくらい正確かを評価するために、航空機搭載実験を行なっているが、さらにスペースシャトルによる実験も NASA, ESA では行なわれる予定である。こ

のようにスペースライダーの計画は、NASA, ESA とともに長年にわたって航空機搭載、スペースシャトル搭載の研究開発を続けてきた成果の上に考えられているものである。以下では大気観測用、大気風観測用との二つに分けて現在の研究開発状況について説明する。

2.1 大気観測用スペースライダー

大気観測用としては、NASA では LASA また ESA では ATLID が計画されている。大気観測用スペースライダーの観測は現在の NASA の計画では次のことを目的として行なわれている。

- (1) 地球規模での水循環—水蒸気の高度分布
- (2) エアロゾルと雲の観測—PBL と雲頂高度
- (3) オゾンの分布

ESA が予定している ATLID は、(2)の観測を目的としている。NASA の LASA は、LASA サポート施設として、スペースライダー実験のために、研究者に開放される予定になっているが、LASA サポート施設の設計は NASA のラングレー研究所でその大部分がなされる予定であり、その利用もラングレー研究所が中心になると考えられている。図 1 に LASA の模式的な構成図を示している。図 1 は、LASA のものであるが、スペースライダーの一般的な構成はほぼ同等と考えてよい。

NASA のラングレー研究所は、十数年前より航空機搭載ライダーの研究を開始し、最近は成層圏を飛行する ER-2 搭載のライダー (LASE) を開発し、その飛行試験を行なっている。さらにラングレー研究所では、スペースシャトル搭載の LITE と呼ばれる計画もあり、その準備も進められていたが、シャトルの事故のため、LITE の計画は大幅に遅れている。同様に ESA のほうでは、西独がスペースシャトルの GAS と呼ばれるコンテナに搭載する、D2 と呼ばれるスペースシャトル搭載ライダーの計画も持っている。D2 ミッションで使用が予定されている GAS は、口径約 50 cm の円筒のコンテナであり、二つのコンテナを使ってライダーをシャトル内に組み入れ、シャトルから実験を行なおうとするものである。これらの LASA, LITE, D2 ミッションについては文献 3) を参照していただきたい。

エアロゾルの観測はミーライダーと呼ばれる方式で、(1)と(3)の水蒸気やオゾン測定などの観測のほうは DIAL と呼ばれる方式で行なわれる。ミーライダーは、レーザーを送信し大気中エアロゾルによるミー散乱光 (波長と同程度以上のエアロゾルによる散乱を解いた Mie 理論によってこの名前がついている) を受信するライダーである。エアロゾルは地表付近に多く存在してい

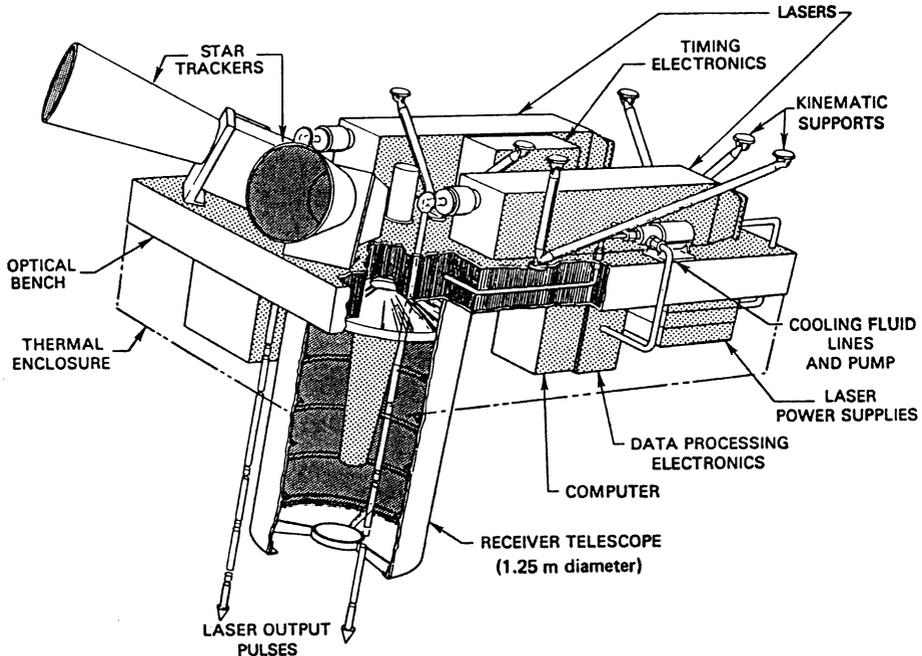


図1 スペー斯拉イダーの基本的な構成図
(EOS Reports Vol. IId: LASA Instrument Panel Report)

るが、ミーライダーの観測で有名になったものに、高度20 km にピークをもつ成層圏エアロゾル層 (Junge 層) がある。地球上のエアロゾル量を広範囲にわたって精密に測定する手段として、ミーライダーは唯一かつ最適なもので、大気物理学的にも重要な観測手段である。一方 DIAL (差分吸収ライダー) は、2 波長のレーザーを出し、水蒸気やオゾン等の測定しようとする分子の吸収線に一波長を同調し (on-resonance) もう一つの波長を分子の吸収が小さくなるように選んで (off-resonance) 2 波長間での吸収の差 (差分吸収) から分子の量を求めるライダーの方式である。

出力 P_L のレーザーを大気中に照射したとき口径 A 、光学効率 η を有するライダーによって得られる、距離 Z からの受信信号 $P(Z)$ は次の式で与えられる。

$$P(Z) = P_L A \eta \frac{\beta_a + \beta_R}{Z^2} T^2 \Delta Z \quad (1)$$

なお β_a , β_R は、エアロゾル (a) と大気分子 (R) による散乱係数で、 T は大気の透過率である。

雲の場合、(1) 式中の β_a はたいへん大きい。したがって、雲の観測についてのシミュレーションは、極軌道プラットフォームの高度 (約 800 km) からでも、表 2 のパラメーターを有するスペー斯拉イダーを用いれば、数発のレーザーで雲のいろいろな観測が十分可能である。

一方、エアロゾルの観測は、以下の空間分解能 (ΔZ

表 2 スペー斯拉イダーのパラメーター (LASA)

レーザーの波長	0.5 μm (Nd: YAG の SHG) 0.7 μm (アレキサンドライト)
レーザーの出力	0.5~1 J
受信鏡口径	1 m
光学系効率	20%
レーザー繰返し	10 Hz

は高さ方向の、 ΔH は水平方向の分解能である) で次の観測が要求されている。

	ΔZ	ΔH
(1) 大気境界層構造	0.1 km	1 km
(2) 対流圏エアロゾル	1 km	30 km
(3) 成層圏エアロゾル	1~2 km	300 km

エアロゾルの観測のうち (1), (2) は、表 2 のライダーパラメーターでは 10 発以内のレーザーの平均で十分な精度が得られる。(1) や (2) のエアロゾルの観測とは異なり、(3) の成層圏の観測の場合はエアロゾル散乱係数 β_a を直接求める必要がある。 β_a の値は通常の地上設置のライダーと同じく、30~35 km の高さでエアロゾルがないと仮定するマッチング法と呼ばれる方法により求められる。このシミュレーションによれば、エアロゾルのピークがある 20 km 付近でも 30% 程度の誤差となる。成層圏中のエアロゾルは、火山の噴火によって大きく変動するが、シミュレーションで使われているモデル大気

は成層圏中のバックグラウンドな状態 (エアロゾルが最低の量の状態)でのモデルのもとに評価を行なっており、火山の噴火によって多量のエアロゾルが成層圏に存在しているときは、約半分の誤差で測定可能である。人工衛星より成層圏のエアロゾルの観測は、雲などに関係なく行なうことができ、成層圏エアロゾルの地球全体にわたる正確な分布を得ることができる。これらのデータは大循環モデルとも絡んで地球物理的に興味のあるデータであるが、精度についてはさらにライダーシステムの工夫が必要であり、最適な波長を有するレーザーの開発、大型スペースライダーの検討などが将来の問題である。

ミーライダーは、弾性散乱を用いて大気中の微粒子の計測を行なうものであるが、DIAL は大気分子の吸収を利用して大気分子密度の計測を行なうものである。スペース DIAL としては、水蒸気とオゾンの測定が考えられているが、現在の NASA の計画は、水蒸気の測定を行なうほうが具体化している。DIAL で求められる大気分子の個数 n は、高さ Z_1, Z_2 の平均として、

$$n = \ln \left[\frac{P_{on}(Z_1) P_{off}(Z_2)}{P_{on}(Z_2) P_{off}(Z_1)} \right] / 2\Delta\sigma(Z_1 - Z_2) \quad (2)$$

から求められる。

DIAL は 2 波長を必要とし、かつ、この 2 波長は水蒸気あるいはオゾンの吸収線の近くに同調する必要がある。このため DIAL 用として色素レーザーが多く用いられてきたが、スペースライダー用としては

- (1) 水蒸気: アレキサンドライト・レーザー
- (2) オゾン: エキシマーレーザーとそのラマンシフトレーザー

の使用が考えられている。DIAL 測定の際の誤差を決定する最も大きい要因は 2 波長の差分吸収量 ($\Delta\sigma$) であり、差分吸収量の値によって誤差が最も小さくなる高さが増える。このため、どの高さで最も誤差の小さい観測を行なうかということで、適当な差分吸収量をもつレーザーの波長を選定する必要がある。また大気中のエアロゾルを含む他の大気成分による誤差も、数%程度の誤差を問題にする場合は十分考慮を払う必要がある。

2.2 スペースコヒーレントライダー

風を測定するコヒーレントライダーは、EOS のなかで LAWS と呼ばれ、NASA のマーシャル飛行センターがその開発を担当している。図 2 に LAWS の模式図を示している。2.1 項の大気観測用ライダーは受信強度を測定しようとするものであるが、コヒーレントライダーは受信光の検出にヘテロダイン検出方式を使って、受信光の周波数を測定しようとするものである。これは送

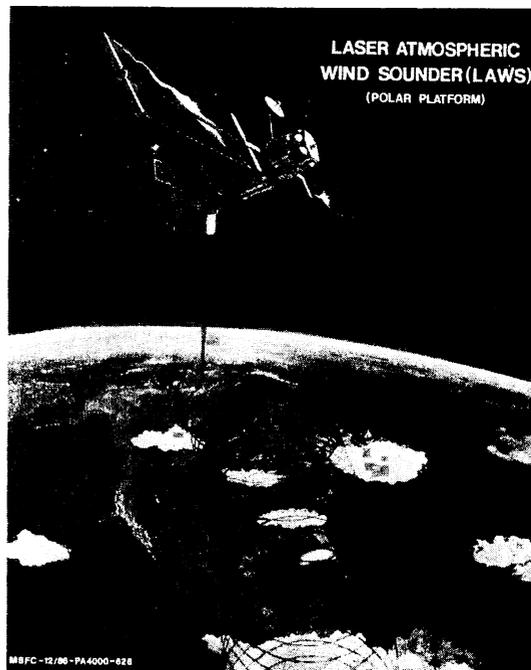


図 2 LAWS(コヒーレントライダー)の模式図 (EOS Reports Vol. IIg: Laws Instrument Panel Report)

信用レーザーの一部を局発光 (ローカル光) として受信光と検出器上で混合し、送信レーザーと受信光の間の差周波数を検出するものである。LAWS は、極軌道プラットフォームから地上に向けてレーザーを放射し、大気中に浮遊しているエアロゾルからの散乱光を再びプラットフォームで受信し、浮遊しているエアロゾルのドップラシフトをヘテロダイン検波を利用して求める。これらの大気中エアロゾルは大気の流れに乗って動いているため、エアロゾルによる散乱光のドップラシフトから大気の流れが測定できる。

大気の流れを測定する LAWS 開発の目的は、(1) 数値天気予報精度の改善、(2) 中規模スケール大気現象の解明、(3) 気候変動と大気大循環の解明、であり、地球の環境を予測するうえでたいへん重要なものである。大気の流れを測定するためのコヒーレントライダーは、LAWS を担当している NASA/マーシャル飛行センターや米国の海洋大気局 (NOAA) において、それぞれ CO₂ レーザーを使う航空機搭載、地上設置ものが開発されている。現在の計画では LAWS も TEACO₂ レーザーを用いる計画である。LAWS では、

- (1) 風速: ± 1 m/s (0~5 km)
 $\pm 2 \sim 5$ m/s (5~10 km)
- (2) ΔZ : 1 km (0.5 km in PBL)

表3 LAWSのパラメーター

レーザーの発射方向 (鉛直から)	52°
コンカルスキャン周期	19 s
レーザー繰返し	2 Hz
波長	9.11 μm (同位体 CO ₂ レーザー)
望遠鏡口径	1.25 m
レーザーパルス幅	6.7 μs
光学効率	10%

(3) ΔH : 100 km

の精度を満足させることを目標に計画を進めている。上記 1 m/s 精度で風を測定するにはエアロゾルのドップラーシフトを約 200 kHz の精度で求める必要がある。このため、送信用の TEACO₂ レーザーは、連続発振 (CW)CO₂ レーザーをマスターレーザーとして周波数が制御され、マスターレーザーと受信光の間でヘテロダイン受信が行なわれる。表3に現在の LAWS のシステムパラメーターを示している。コヒーレントライダーで風を測定するにはエアロゾルのドップラーシフトを利用するため、風を測定しようとする場所のエアロゾルの散乱係数 β_a が LAWS のシステムパラメーター (とくにレーザーの出力) を決定するうえできわめて重要である。LAWS のシミュレーションでは β_a の値として $3 \times 10^{-11} \text{ m}^{-1} \text{ sr}^{-1}$ を仮定しているが、NASA では、1986 年から3年計画でこの値がどれくらい正確かを求める GLOBE 計画を行ない、最終的な LAWS のシステムパラメーターを決めようとしている。

コヒーレントライダーで得られる風速、風向は、視線方向のみであるため、望遠鏡をコンカルにスキャンして、風速と風向の水平成分を求める。コンカルスキャンと衛星の移動から、図2にあるようにレーザーの地表面での軌跡はらせん状になり、そのらせんの交点のデータから風のベクトルを求める。LAWS は雲のない晴天域で風を直接測定できる利点はあるが、雲のあるところの測定が不可能であり、地球全体の風を測定するためには雲のあるところで風をどのような方法で正確に測定するかを検討する必要がある。

3. スペースライダーのための技術開発

3.1 レーザーについて

現在スペースライダーで使用が考えられているレーザーは、

- (1) フラッシュランプ励起 Nd: YAG レーザー
- (2) フラッシュランプ励起アレキサンドライト・

レーザー

(3) CW と TEACO₂ レーザー

(4) エキシマーレーザー

(5) LD (半導体レーザー) 励起 Nd: YAG レーザー

であり、(1)と(2)は LASA 用として、また(3)は LAWS 用のレーザーの候補として考えられている。

(4)は、オゾン測定用のスペースライダー用として、(5)は将来の衛星搭載用の主力レーザーになると考えられているものである。

EOS で考えられている極軌道プラットフォームでの観測期間は1年ないし2年である。それゆえスペースライダー用レーザーにとって、このレーザーの寿命が大きな問題である。

そのほかに、耐振性や耐熱性の問題があるが、これは実際に搭載用のシステムを設計するときに防振や熱制御を十分行なえば解決することが可能である。しかし、防振や熱制御は、衛星の重量や電力に対してのインパクトがたいへん大きくなるため、レーザー自身が宇宙搭載用としてそれらに関して高い性能を有する必要がある。スペースライダー用レーザーとしてどのような耐振および耐熱のものを作ればよいかに関してはまだ研究開発はきわめて少なく、今後の重要な課題である。とくに、軽量でかつ耐振および耐熱性のあるレーザー共振器の研究は、レーザーを安定に動作させるために必要である。また、衛星の電力へのインパクトという意味ではレーザーの効率も重要である。これは衛星本体からどれだけ電力をもらって、どれだけ出力を得られるかで、WALLPLUG 効率と呼ばれ、たとえば EOS/LASA では2%以上を要求している。

前記の(5)の LD 励起の YAG レーザーは、励起に最適な波長の LD を使用するため、効率が高くスペースライダー用として適している。また、(5)以外のレーザーでは励起に数 kV から数十 kV の高電圧を使用するが、(5)の LD 励起の YAG レーザーはその必要がなくこの点でも衛星搭載用として期待されている。しかし、現状では出力が低いために、現在計画中のスペースライダーでは搭載用レーザーの候補とはなっていない。出力を上げるためにアレイ型の LD 励起による YAG レーザー等の研究が活発に行なわれている。この YAG レーザーは、周波数を安定にできる点でも優れており LAWS の次のスペースコヒーレントライダーのレーザー候補としても有力である⁴⁾。

レーザーの寿命は、レーザーの繰返しによっているた

め、スペースライダーとしては高繰返しが望ましいが、繰返しを上げるとレーザーの寿命はそのぶん短くなる。たとえば、LASA や LAWS で予定されている、10 Hz の繰返しでは1年間では 3×10^8 回のレーザーの発射にあたる。このレーザーの寿命を決めているものは、(1)フラッシュランプ、(2)レーザーガス(CO₂, エキシマー)、が現在のところ主なものである。フラッシュランプの寿命は 10^7 回のものがあるが、1本のフラッシュランプでは1年の観測はできないため、何らかの自動的なフラッシュランプの取替え機構を必要とする。寿命の点からしてもLDは長寿命であり、LD励起のYAGレーザーはこの点からも衛星搭載用として優れている。

エキシマーレーザーは、 10^8 回の寿命がXeClレーザーについては報告されている。LAWSのコヒーレントライダーではCWとパルス(TEA)のCO₂レーザーを用いるが、CWCO₂レーザーについては 4×10^4 時間(約半年)、TEAレーザーに関しては 4×10^7 の寿命が確立されている。しかし、どちらもLAWSの要求には達していない⁵⁾。レーザーガスについても自動的な取替えを行なうことで搭載用としての要求を満足させることはできるが、レーザーの機構が複雑になる。このためレーザーの寿命を決めている(1)、(2)に関しては、ガスの再生法や電極材料の改良等とさらに寿命を伸ばす研究が非常に大事である。

3.2 光学部品および望遠鏡システムについて

ライダーの光学系が通常の望遠鏡システムと異なる点は、ライダーが送信と受信をもつ能動的センサーである点である。このためレーザーを含む送信系と受信系との光学軸の軸合せを必要とする。有人のスペースシャトルであれば、その調整をある程度人間に頼ることも可能であるが、一般的な衛星ではそれは不可能である。送・受信の光学軸を調整する方法として、

- (1) 耐振耐熱を考慮して軸が動かないようにする。
- (2) 望遠鏡(通常は送信用)を可動にして受信強度が最大になるように自動的に調整する。
- (3) システム内部に光学調整用の光源を入れて、常にそれをモニターして自動調整を行なう。

等の方法が考えられる。(1)は、地上テストで安全性の試験を十分に行なう必要がある。(2)や(3)は、自動化のため、制御系と光学系を保持するための電力を使って常に制御系を動かしておく必要がある。EOSのLASA、LAWSについてのどの方法を採用するかについての情報は無いが、無人で動作することを目指しているLITEやLASEでは、(2)の方式を採用している。2波長を

用いるDIALではレーザー波長の同調が必要であり、波長を自動的にモニターし制御する装置も必要である。LASEでは波長をファブリ・ペローでモニターし、レーザーの同調素子を制御している。

スペースライダーでは、地上装置のライダーで人間によって微妙な調整を要する送受信の光学軸以外の多くの光学軸も同様に無人化を行なう必要がある。このためどの部分を振動によって動かないように作るか、またどこに制御用のクロズドループを入れて制御するか決定が重要であるが、これらについてもこれからの課題である。

衛星では熱変動も大きく、望遠鏡の耐熱構造の問題も重要である。これには、望遠鏡の構造や主鏡の材料の開発が必要である。とくに主鏡の材料としては石英や低膨張のセラミックスがあるが、口径1mの鏡ではその重量もたいへん重くなるため、軽かつ鏡面精度を熱変動に対して維持できる主鏡をいかに作るかも重要な開発テーマである。

4. おわりに

宇宙搭載用のセンサーとして、スペースライダーのような複雑な能動的センサーが使われるようになり、宇宙からの観測も新しい時代を迎えようとしている。これらスペースライダーのEOSへの搭載計画は、地球科学の着実な進歩と、また地球環境の重要性が強く認識され始めたことによるところが大きい。諸外国ではここで紹介したように具体的な形で研究が進んでおり、日本においてもスペースライダーの研究開発が今後大きく進展することを期待したい。

本解説を書くにあたっては、次のNASAのEOSに関するレポートを参考にした。NASA/EOS REPORTS: Vol. IID, LASA Instrument Panel Report; Vol. IIG, LAWS Instrument Panel Report.

文 献

- 1) R. M. Measures: *Laser Remote Sensing* (John Wiley & Sons, New York, 1984).
- 2) R. Z. Sagdeev: "Soviet space science," *Phys. Today*, **41**, May (1988) 30-38.
- 3) P. McCormick: Abstracts of 13th International Laser Radar Conference (NASA CP 2431, 1986).
- 4) T. J. Kane, W. J. Kozlovsky, R. L. Byer and C. E. Byvik: "Coherent laser radar at 1.06 μm using Nd: YAG lasers," *Opt. Lett.*, **12** (1987) 239-241.
- 5) L. E. Batten and I. M. Miller (eds.): *Closed-Cycle Frequency Stable CO₂ Laser Technology* (NASA CP 2456, 1987).