

H5

衛星搭載用レーザ・レーダの設計検討について

System design Study for spaceborne Lidar

中島 正勝

Masakatsu Nakajima

宇宙開発事業団

National Space Development Agency of Japan

In 1991 we studied the system design for spaceborne lidar. This study was about Mie lidar and DIAL for sun synchronous orbit platform which height is 800km and nonsynchronous small satellite which height is 400km. Based on this study We constituted the spaceborne lidar system.

1.はじめに

これまでに世界中でいくつもの地球観測衛星が打上げられ様々な観測を行なっている。しかし最近オゾン層の破壊や温暖化、酸性雨などにより、衛星からの観測としてクローズアップされてきている環境観測についてはこれまでのセンサでは十分ではなく、特に大気をグローバルかつ高鉛直分解能で観測するセンサが求められている。

ライダは多数の気体成分を測定することはできないが高い鉛直分解能をもち、地上用としてはすでに観測に用いられ、また航空機用のライダも試作され観測実験が実施されている。

しかし衛星搭載用は各国でいくつかのプランがあるものの、打上げが具体化しているものはNASAのLITE計画('94.3 スペースシャトル)のみである。

したがって衛星搭載用ライダとしてミー散乱ライダ、DIALの2つについて実現性および仕様案を検討するため、1991年度に設計検討を実施した。また衛星搭載用ライダの開発の1ステップとして航空機実験用ライダの試作を実施する予定であり、その仕様についても検討を実施した。

2. 設計検討の仕様

設計検討を実施するにあたり目標仕様を設定した。これは最終仕様ではなく、システム検討を実施するための暫定スペックである。今後スペースライダの開発において設計検討、試作試験等を通じて本仕様を適宜変更していき衛星搭載仕様を設定する。表1に設定した目標仕様（高度800kmからの観測における仕様）を示す。

なお、大気分子、エアロゾル、水蒸気の分布は以下により与えた。（「大気微量成分計測のための航空機・人工衛星搭載レーザーレーダーに関する基礎調査報告」（環境研）より）

①大気分子の数密度（レイリー後方散乱）

$$N_R = 2.5 \times 10^{25} \exp(-z/7 \text{ km}) \quad (\text{m}^{-3})$$

②エアロゾルによる体積後方散乱係数

（バックグラウンド）

$$\beta_M = 2.5 \times 10^{-6} \exp(-z/2 \text{ km}) \quad (\text{m}^{-1} \text{sr}^{-1})$$

（*ただし $\lambda = 532 \text{ nm}$ のときの値であり、波長依存性を λ^{-1} とする。）

③水蒸気の数密度

$$N_{\text{H}_2\text{O}} = 3 \times 10^{23} \exp(-z/2.5 \text{ km}) \quad (\text{m}^{-3})$$

また、消散係数/後方散乱係数は

(1)大気分子： $8\pi/3$ 、(2)エアロゾル：50

とした。

3. 設計検討結果

受信光量はレーザーレーダ方程式により見積り地球表面反射率は海面を想定し2%とした。測定誤差は $[(n_A + 2(n_M + n_B))/2] / n_A$ により算出した。

Table.1 Provisional specification of spaceborne lidar (observation from 800km altitude)

	ミー散乱ライダ	差分吸収ライダ
波長	1064 / 532 nm	727 nm付近に2波長
出力	1 J ~ 500 mJ/pulse	1 J ~ 500 mJ/pulse
繰り返し周波数	20~50 Hz	20~50 Hz
空間分解能	100 km (水平) 0.5 km (鉛直)	150 km (水平) 1 km (鉛直)
測定精度	体積後方散乱係数の精度 10%	水分子数密度 10%
測定対象	エアロゾル, 雲	水蒸気
規定高度/時間	3 km / 夜間	3 km / 夜間
観測範囲	0~30 km	0~10 km
高度計機能	地表高度分解能 30 cm/フットプリント100 m 雲頂高度分解能 10 m	
望遠鏡口径	1.2 m 以下	

衛星搭載の場合は寸法、重量、電力の制約が大きく、これらの衛星リソースをみだす範囲で設計を行なう必要がある。またこれらは同時に搭載される他のセンサにも大きく左右され、また左右する。たとえば、一例としてADEOS-IIの場合を想定すると、重量は300kg以下、電力は1.2kW以下（ただしこれがミッション電力の最大値であり、他センサと同時運用する場合はそれらのセンサの消費電力の合計を400Wとするとライダの消費電力は800W以下である必要がある。）であることが搭載の条件となる。

また、高度を400km程度に下げさらに1つのセンサの専用衛星とした場合は、観測性能を同じとすればセンサは小型になりまた衛星リソースをフルに使うことができる。さらに他センサとの干渉を考慮する必要がない。従って低軌道の小型衛星に搭載する場合についても検討を行なった。ただしこの場合も表1の仕様で検討を実施した。表2に検討結果を示す。これらの仕様で目標とした観測ができる見込みである。

なおコンポーネントレベルでの実現性は今後試作試験を通じて検討する必要がある。本検討は実現可能と思われるコンポーネントレベルをもとに実施した。今後は試作試験等を通じ詳細な検討を実施する必要がある。

また衛星搭載用ライダの開発へ向けた1つのステップとして1992年度から航空機実験用ライダの開発を実施する予定であり、航空機実験用ライダの仕様についても検討を実施した。その結果を表3に示す。なおこの航空機実験用ライダはミー散乱ライダであるが、実験後、航空機実験用DIALへ改修し実験を実施する予定である。

4. 開発課題

最も重要な課題はレーザの発振部と排熱である。実用衛星として衛星に搭載する場合はミッション期間に必要な運用dutyで運用するため、各コンポーネントには高信頼性で長寿命なものが必要である。この点で特にクリティカルなのがレーザ発振部である。今回の設計検討では 10^9 ショットを仕様として検討したが、達成できる見通しがあることが分かった。また排熱に関しては地上のように空冷や水冷方式が用いられないためヒートパイプ等による排熱方法を考える必要がある。また、衛星搭載には電力や搭載重量などのリソースが大きな制約となるため、低消費電力化、軽量化が必要である。

軽量化は集光用のミラーが最も大きな対象となる。軽量材料を用い、くり抜きにより剛性を保ったままなるべく肉厚を薄くする等の方法が考えられる。低消費電力化はレーザの効率を上げたり、電子回路部の集積化を進めるなどの方法がある。

5. 今後の予定

設計検討結果に基づき、1992年度に航空機実験用ライダの設計、1992～3年度に試作を実施する予定である。

また今後の衛星搭載は未定であるが、J-Iロケットを利用した小型衛星による軌道上実験の方向を探っていきたいと考えている。

Table.3 Specification of airborne lidar

レーザ	LD励起Nd:YAGレーザ
波長	1064 nm
出力	20～30 mJ/pulse
繰り返し周波数	20 pps
ビーム拡がり角	1.5 mrad
受光望遠鏡有効径	0.2～0.3 m
受光系視野角	2 mrad
フィルタ帯域幅	2 nm
空間分解能	1 km (水平) 100 m (鉛直)

Table.2 Specification of spaceborne lidar(as a result of system design study)

	ミー散乱ライダ		DIAL	
	800km	400km	800km	400km
観測高度				
波長	1064/1064+532nm	1064/1064+532nm	727nm近辺の2波長	727nm近辺の2波長
出力	1 J/pulse (1064) 0.7 J/pulse (1064) 0.3 J/pulse (532)	5 J/pulse (1064) 0.35 J/pulse (1064) 0.15 J/pulse (532)	0.2 J/pulse(λ on) 0.1 J/pulse(λ off)	0.1 J/pulse(λ on) 0.05 J/pulse(λ off)
繰り返し周波数	20 pps	20 pps	10 pps	10 pps
ビーム拡がり角	2 mrad	2 mrad	2 mrad	2 mrad
受光望遠鏡有効径	1 m	0.7 m	1 m	0.7 m
受光系視野角	2 mrad	2 mrad	2 mrad	2 mrad
フィルタ帯域幅	1 nm/0.2 nm	1 nm/0.2 nm	0.5 nm	0.5 nm